



Kauno technologijos universitetas
Mechanikos inžinerijos ir dizaino fakultetas

Sklandytuvų kompozitinių konstrukcijų ilgaamžiškumo tyrimas

Baigiamasis magistro projektas

Rokas Gudeliauskas
Projekto autorius

Doc. Dr. Kazimieras Petkevičius
Vadovas

Kaunas, 2018



Kauno technologijos universitetas
Mechanikos inžinerijos ir dizaino fakultetas

Sklandytuvų kompozitinių konstrukcijų ilgaamžiškumo tyrimas

Baigiamasis magistro projektas
Aeronautikos inžinerija (621H40001)

Rokas Gudeliauskas
Projekto autorius

Doc. Dr. Kazimieras Petkevičius
Vadovas

Doc. Dr. Paulius Griškevičius
Recenzentas

Kaunas, 2018



Kauno technologijos universitetas
Mechanikos inžinerijos ir dizaino fakultetas
Rokas Gudeliauskas

Sklandytuvų kompozitinių konstrukcijų ilgaamžiškumo tyrimas

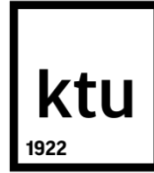
Akademinio sąžiningumo deklaracija

Patvirtinu, kad mano, Roko Gudeliausko, baigiamasis projektas tema „Sklandytuvų kompozitinių konstrukcijų ilgaamžiškumo tyrimas“ yra parašytas visiškai savarankiškai ir visi pateikti duomenys ar tyrimų rezultatai yra teisingi ir gauti sąžiningai. Šiame darbe nei viena dalis nėra plagijuota nuo jokių spausdintinių ar internetinių šaltinių, visos kitų šaltinių tiesioginės ir netiesioginės citatos nurodytos literatūros nuorodose. Įstatymų nenumatytų piniginių sumų už šį darbą niekam nesu mokėjęs.

Aš suprantu, kad išaiškėjus nesąžiningumo faktui, man bus taikomos nuobaudos, remiantis Kauno technologijos universitete galiojančia tvarka.

(vardą ir pavardę įrašyti ranka)

(parašas)



KAUNO TECHNOLOGIJOS UNIVERSITETAS
MECHANIKOS INŽINERIJOS IR DIZAINO FAKULTETAS

Studijų programa: Aeronautikos inžinerija

MAGISTRANTŪROS STUDIJŲ BAIGIAMOJO PROJEKTO
UŽDUOTIS

Studentui Rokui Gudeliauskui

1. Baigiamojo projekto tema

Sklandytuvų kompozitinių konstrukcijų ilgaamžiškumo tyrimas.

Durability research of composite structures of gliders.

2. Projekto tikslas ir uždaviniai

Tikslas: išanalizuoti kompozitinės konstrukcijos sklandytuvo lonžerono konstrukcijos mechanines savybes, paruošti analitinį ir skaitinį sklandytuvo sparno lonžerono kompozitinės konstrukcijos ilgaamžiškumo prognozavimo modelį.

Darbo uždaviniai:

1. Išanalizuoti kompozitinių sklandytuvų konstrukcijų ypatumus;
2. Išnagrinėti sklandytuvo LAK-17A nuovargio bandymą, jam keliamus reikalavimus, įrangą;
3. Išanalizuoti sklandytuvo nuovargio bandymo rezultatus;
4. Pagaminti tyrimams reikalingus kompozitinės konstrukcijos bandinius ir nustatyti jų atsparumo savybes apkraunant statinėmis ir ciklinėmis apkrovomis;

3. Pradiniai Projekto duomenys

Sklandytuvo LAK-17A sparno nuovargio bandymo duomenys.

4. Pagrindiniai reikalavimai ir sąlygos

Tyrimų, eksperimentų metodika turi užtikrinti patikimus rezultatus. Skaitiniai ir analitiniai modeliai turi pakankamai koreliuoti su bandymų rezultatais.

5. Projekto aprašomosios dalies struktūra

Techninio lygio analizė; Tiriamoji dalis; Skaičiuojamoji dalis; Darbo apibendrinimas.

6. Grafinės Projekto dalies sudėtis

Nėra

7. Projekto konsultantai

Nėra

Magistrantas:

(vardas, pavardė, parašas, data)

Projekto vadovas.....

(vardas, pavardė, parašas, data)

Krypties studijų programos vadovas

(vardas, pavardė, parašas, data)

Turinys

Paveikslų sąrašas	1
Lentelių sąrašas	3
SANTRAUKA	4
SUMMARY	5
ĮVADAS	6
1. TECHNINIO LYGIO ANALIZĖ	8
1.1. Sklandytuvų kompozitinių konstrukcijų apžvalga	8
1.2. Sklandytuvų nuovargio bandymai	10
1.2.1. Nuovargio bandymų įranga ir eiga	11
1.2.2. Apkrovos spektrai, jų realizavimas ir pritaikymas nuovargio bandymams	13
1.3. Kohezinė sąveika kompozituose	16
1.3.1. Plyšių modeliai	18
1.3.2. Eksperimentinis kohezijos savybių nustatymas	19
1.4. Konstrukcijų ilgaamžiškumo nustatymo metodai	22
1.4.1. Palmgreno – Minerio taisyklė	22
1.4.2. Kompozitinės konstrukcijos sklandytuvų ilgaamžiškumo prognozavimas	23
2. TIRIAMOJI DALIS	26
2.1. Sklandytuvo LAK-17A nuovargio bandymas	26
2.2. Nuovargio bandymo rezultatų analizė	30
2.3. Sklandytuvo sparno lonžerono kompozitinės konstrukcijos tyrimai	33
2.3.1. Statiniai anglies pluošto strypelių bandymai	33
2.3.2. Statinių bandymų rezultatai	35
2.3.3. Anglies pluošto strypelių nuovargio bandymai	39
2.3.4. Nuovargio bandymų rezultatai	41
3. SKAIČIUOJAMOJI DALIS	43
3.1. Anglies pluošto strypelių jungties ilgaamžiškumo prognozavimo modelis	43

3.2. Skaitinis anglies pluošto strypelių modelis	44
4. DARBO APIBENDRINIMAS	49
IŠVADOS.....	51
LITERATŪRA.....	52
PRIEDAI.....	54

Paveikslų sąrašas

1.1 pav. Sklandytuvo LAK-17A pagrindiniai vaizdai ir matmenys.....	8
1.2 pav. Sklandytuvo sparno lonžerono skerspjūvio schema, ties šaknine sparno nerviūra.....	9
1.3 pav. Sklandytuvo nuovargio bandymo stendo schema.....	12
1.4 pav. Galimas nuovargio bandymo stendo variantas.....	13
1.5 pav. Sklandytuvo apkrovos spektras pagal W. Thielemanną ir F. K. Franzmeyerį.....	14
1.6 pav. Markovo matricos sudarymo principas.....	15
1.7 pav. Duomenų pasiskirstymas Markovo matricoje prieš ir po ekstrapoliacijos.....	15
1.8 pav. Tamprį jėgos P ir poslinkio δ variacija.....	17
1.9 pav. Plyšio atsiradimo modeliai: (a) – I modelis; (b) – II modelis; (c) – III modelis...19	
1.10 pav. Šlyties atsparumo bandymo schema.....	20
1.11 pav. Tiesiškas-eksponentinis kohezinės zonos modelis.....	20
1.12 pav. Eksperimentiškai nustatytas kohezinės zonos modelis.....	21
1.13 pav. Nuovargio kreivė.....	23
1.14 pav. Haigho, ilgaamžiškumo esant pastoviai amplitudei, diagrama stiklo pluošto ir epoksidinės dervos kompozitui.....	25
2.1 pav. Ilgaamžiškumo bandymo stendas su bandomuoju sparnu.....	26
2.2 pav. Sklandytuvo sparno ilgaamžiškumo bandymo stendo schema.....	27
2.3 pav. Šarnyrinis sparno galo tvirtinimas stende.....	27
2.4 pav. Tenzojutiklių išdėstymo ant dešiniojo sparno lonžerono schema.....	28
2.5 pav. Dešiniojo sparno lonžerono delaminacijos pažeidimai ties kaiščio, artimesnio šakninei nerviūrai, sujungimu.....	30
2.6 pav. Lonžerono delaminacijos pažeidimai ties jo viduriu.....	31
2.7 pav. Lonžerono delaminacijos pažeidimai prie lonžerono galo.....	31
2.8 pav. Sparno įlinkio priklausomybė nuo bandymo ciklų skaičiaus.....	32
2.9 pav. Bandinys statikos bandymams.....	34
2.10 pav. Bandinio ir jo apkrovimo bei įtvirtinimo schema.....	34
2.11 pav. Bandinys specialiame laikiklyje bandymo mašinoje.....	35
2.12 pav. Bandinių be terminio apdirbimo apkrovos priklausomybės nuo mašinos poslinkio grafikas.....	36
2.13 pav. Bandinių su terminiu apdirbimu apkrovos priklausomybės nuo mašinos poslinkio grafikas.....	38
2.14 pav. Bandinys su bandymo metu nuglemžtu trumpesniuoju strypeliu.....	38
2.15 pav. Nuovargio bandymams naudoti bandiniai.....	39

2.16 pav. Dvipusis grandinėlės tipo bandinys.....	40
2.17 pav. Vienpusių ir dvipusių anglies pluošto strypelių bandinių nuovargio bandymo rezultatai.....	41
2.18 pav. Bandinių poslinkio priklausomybė nuo ciklų skaičiaus.....	42
2.19 pav. Suirusių nuovargio bandinių vaizdas.....	42
3.1 pav. Ilgaamžiškumo prognozės tikslumas.....	44
3.2 pav. Vienpusių ir dvipusių jungčių bandinių deformacijos vaizdai ABAQUS sistemoje.....	45
3.3 pav. Tangentinių įtempių pasiskirstymas suklijavimo zonoje.....	45
3.4 pav. Dvipusės jungties įtempių kitimas ciklinio apkrovimo metu apskaičiuotas programa ABAQUS.....	45
3.5 pav. Dvipusės jungties eksperimentiniai nuovargio bandymo rezultatai.....	47

Lentelių sąrašas

1 lentelė. Sklandytuvo techninės charakteristikos.....	9
2 Lentelė. Apkrovos spektro duomenys.....	29
3 Lentelė. Vienpusio suklijavimo anglies strypų bandinių regresijos, koreliacijos koeficientai.....	43

Gudeliauskas, Rokas. Sklandytuvų kompozitinių konstrukcijų tyrimas. *Magistro* baigiamasis projektas / vadovas doc. dr. Kazimieras Petkevičius; Kauno technologijos universitetas, Mechanikos inžinerijos ir dizaino fakultetas.

Kaunas, 2018. 52 p.

SANTRAUKA

Darbe atlikta sklandytuvų kompozitinių konstrukcijų apžvalga, išnagrinėti sklandytuvų ilgaamžiškumo bandymai, jų metodai, reikalavimai, įranga. Taip pat analizuota kohezinė sąveika kompozituose, kohezijos parametrų panaudojimas kompozitinių konstrukcijų stiprumo skaičiavimams. Apžvelgti analitiniai ir skaitiniai kompozitinių konstrukcijų ilgaamžiškumo prognozavimo metodai.

Išanalizuotas sklandytuvo LAK-17A nuovargio bandymo rezultatai. Išanalizuoti ir aprašyti sklandytuvo sparno konstrukcijos pažeidimai dėl nuovargio. Apskaičiuoti sparno standumo pokyčiai nuovargio bandymo eigoje.

Parinkti, pagaminti ir išbandyti bandiniai, siekiant ištirti sklandytuvo LAK-17A kompozitinės lonžerono lentynos konstrukcijos nuovargio irimo ypatumus. Atlikti statiniai bei nuovargio anglies pluošto strypelių, suklijuotų epoksidine derva, bandymai.

Remiantis eksperimentiniais rezultatais pasiūlytas analitinis tirtos konstrukcijos ilgaamžiškumo prognozavimo modelis.

Sumodeliuotas tirtų bandinių skaitinis BEM statinių skaičiavimų modelis. Taip pat sudarytas skaitinis ilgaamžiškumo skaičiavimo modelis.

Gudeliauskas, Rokas. Durability research of composite structures of gliders. *Master's thesis / PhD Kazimieras Petkevičius. The Faculty of Mechanical Engineering and Design, Kaunas University of Technology.*

Kaunas, 2018. 52 p.

SUMMARY

In this work structures of composite gliders were analyzed, as well as gliders fatigue tests, their requirements and equipment. Also, cohesive behavior of composite materials was analyzed and application of cohesive parameters for design process of such structures was discussed.

Results of the LAK-17A glider fatigue test were analyzed. Fatigue induced damage of the wing was presented. Changes of the wings stiffness were calculated.

In order to analyze the strength properties of the LAK-17A gliders spar cap construction, while under cyclic loading, special test specimens were manufactured and tested. Static and fatigue tests, of carbon fiber rods glued with epoxy resin, were performed.

Based on the tests results, an analytical life time prediction model was proposed.

Numerical FEM models of the tested structure were proposed, that are used for static and cyclic loading calculations.

IVADAS

Šiandien vis tobulėjančios transporto priemonės sąlygoja naujų gamybos technologijų bei konstrukcinių medžiagų atsiradimą. Naujos medžiagos leidžia įgyvendinti naujus technologinius sprendimus bei patenkinti vis aukštesnius reikalavimus, eksploatacines savybes bei technines charakteristikas. Kuomet kalbame apie aviaciją, tiek komercinę, tiek privačią ko gero bene didžiausią įtaką jos vystymuisi padarė kompozitinių medžiagų (anglies, stiklo ir kitais pluoštais armuoti plastikai) panaudojimas orlaivių konstrukcijose. Maža jų masė ir didelis stiprumas bei atsparumas yra labai vertinamos savybės. Tai atveria naujas galimybes orlaivių techninių, gamybinių, ekonominių charakteristikų tobulinimui [4].

Lietuvoje, sklandytuvų gamykloje „Sportinė aviacija ir ko“, kompozitinių medžiagų naudojimas sklandytuvų konstrukcijų yra plačiai taikoma praktika. Beveik visą sklandytuvo konstrukciją sudaro kompozitinės medžiagos, išskyrus važiuoklę, valdymo elementus, avioniką [1,2,3].

Orlaivių projektavimas ir gamyba – ilgas ir sudėtingas procesas. Kiekvienas naujas orlaivis turi patenkinti eilę reikalavimų, o kai kurių reikalavimų užtikrinimui reikalingi įvairūs bandymai. Sklandytuve LAK-17A buvo panaudota nauja sparno lonžerono gamybos technologija, kuomet lonžerono gamybai buvo naudojamos iki tol nenaudotos kompozitinės medžiagos. To pasekoje siekiant sertifikuoti orlaivį atsirado būtinybė atlikti sklandytuvo ilgaamžiškumo, arba kitaip dar vadinamą nuovargio bandymą, įrodantį atitinkamą jo eksploatacijos resursą. Šis bandymas reikalauja daug lėšų, sudėtingos įrangos, daug laiko (šiam sklandytuvui maždaug pusantrų metų), o išbandyta konstrukcija, šiuo atveju sparnas, nebetinkama eksploatuoti. Būtų naudinga turėti šio bandymo alternatyvą, arba bandymą, kurio trukmė būtų gerokai mažesnė.

Šio darbo tikslas: išanalizuoti kompozitinės konstrukcijos sklandytuvo lonžerono konstrukcijos mechanines savybes, paruošti analitinį ir skaitinį sklandytuvo sparno lonžerono kompozitinės konstrukcijos ilgaamžiškumo prognozavimo modelį.

Darbo tikslui pasiekti suformuluoti šie uždaviniai:

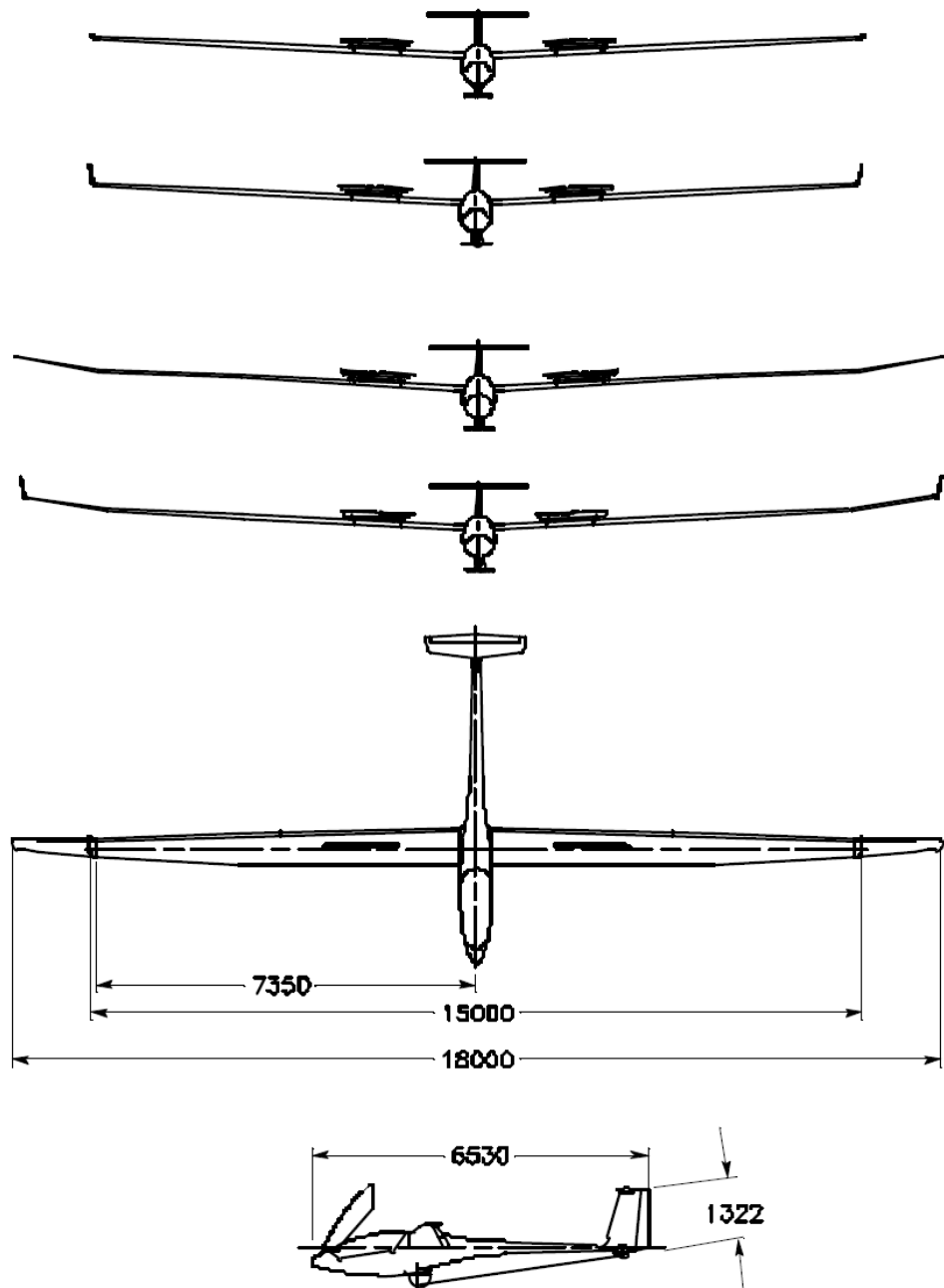
1. Išanalizuoti kompozitinių sklandytuvų konstrukcijų ypatumus;
2. Išnagrinėti sklandytuvo LAK-17A nuovargio bandymą, jam keliamus reikalavimus, įrangą;
3. Išanalizuoti sklandytuvo nuovargio bandymo rezultatus;
4. Pagaminti tyrimams reikalingus kompozitinės konstrukcijos bandinius ir nustatyti jų atsparumo savybes apkraunant statinėmis ir ciklinėmis apkrovomis;

Darbo temos aktualumas: alternatyvūs, skaitiniai ir analitiniai statinio stiprumo ir ciklinio apkrovimo atsparumo skaičiavimo metodai leidžia sumažinti kompozitinių konstrukcijų projektavimo proceso trukmę bei gamybos kaštus, pašalina ilgų ir brangių eksperimentų būtinybę. Jie pasižymi universalumu ir gali būti naudojami įvairių konstrukcijų, pagamintų iš tokių pat medžiagų skaičiavimams.

1. TECHNINIO LYGIO ANALIZĖ

1.1. Sklandytuvų kompozitinių konstrukcijų apžvalga

Įmonėje „Sportinė aviacija ir ko“ gaminamas sklandytuvas LAK-17A yra sportinis vienvietis kompozitinės konstrukcijos sklandytuvas sertifikuotas pagal CS-22 reikalavimus. Galimos versijos su 15m ir 18m ilgio sparnais [1].



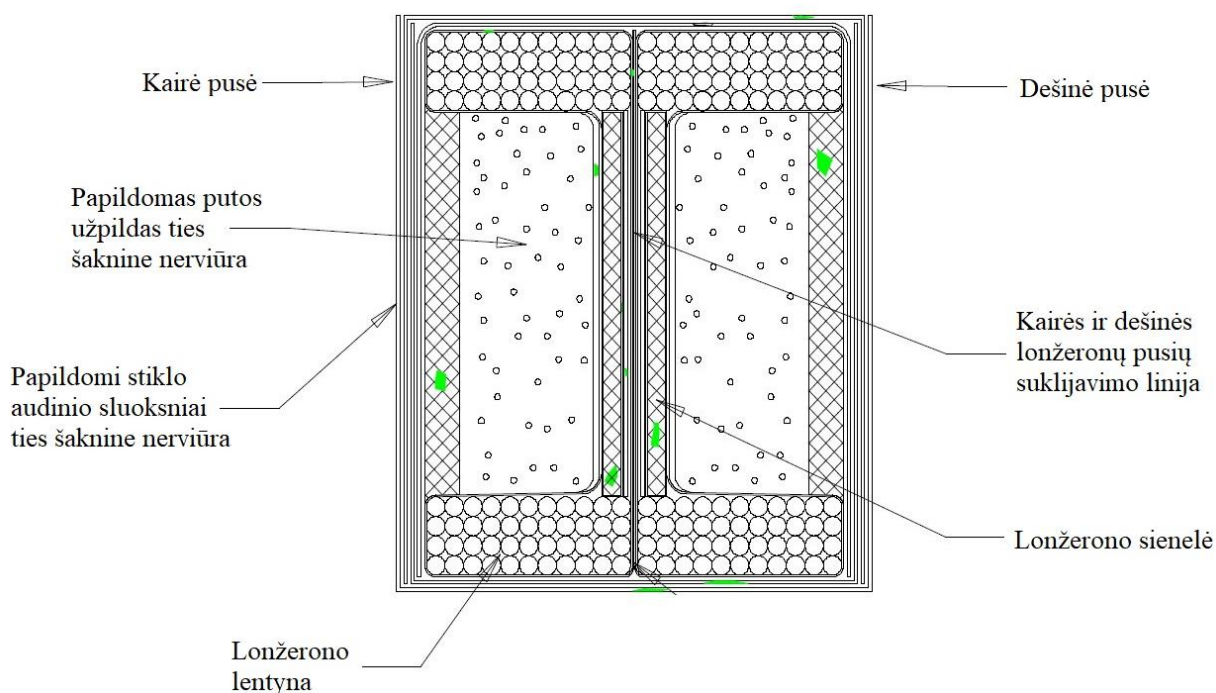
1.1 pav. Sklandytuvo LAK-17A pagrindiniai vaizdai ir matmenys [1]

Sklandytuvas turi T formos uodegą, užsparnius, oro stabdžius, įtraukiamą pagrindinę važiuoklę bei talpas sparnuose vandens balastui, kurių tūris yra 180 l. Sparno profilis ties šaknine nerviūra yra LAP 92-130/15 ir tolygiai link sparno galo virsta profiliu LAP 92-150/15. Sklandytuvo techninės charakteristikos pateiktos žemiau esančioje lentelėje [2].

1 lentelė. Sklandytuvo techninės charakteristikos [3]

LAK-17A techninės charakteristikos (15 m sparnų variantas)	
Tuščio masė, kg	305
Maksimali pakilimo masė, kg	550
Mažiausia sparno apkrova, kg/m²	40,8
Didžiausia sparno apkrova, kg/m²	60
Sparno mojis, m	15
Sparno plotas, m²	9,18
Fiuzeliažo ilgis, mm	6530
Fiuzeliažo aukštis, mm	1322
Didžiausias greitis, km/h	275
Didžiausios perkrovos be vandens balasto, G	-2,65/+5,3
Aerodinaminė kokybė	45

Taip pat siūloma sklandytuvo versija su pagalbiniu elektriniu 22 kW varikliu fiuzeliažo priekyje. Sklandytuvo fiuzeliažo, sparnų, uodegos bei valdymo plokštumų gamybai naudojamos įvairios kompozitinės medžiagos – aramidų, anglies ir stiklo pluoštais armuoti epoksidinės dervos plastikai [3].



1.2 pav. Sklandytuvo sparno lonžerono skerspjūvio schema, ties šaknine sparno nerviūra [1]

Sklandytuvo sparno lonžerono konstrukcija taip pat kompozitinė. Lonžeronas yra dvitėjinio skerspjūvio, jo lentynos pagamintos iš apvalaus 3,2 mm skerspjūvio anglies pluošto strypelių. Sienele gaminama iš stiklo pluošto ir putos „sumuštinio“ tipo kompozito. Lonžeronas gaminamas iš pradžių pagaminant dvi simetriškas lovinio profilio jo dalis ir po to jas suklijuojant vieną su kita. Lonžeronas ties šaknine nerviūra bei atkarpoje esančioje fiuzeliažo viduje papildomai užpildomas putu ir apvyniojamas stiklo audiniu [1].

1.2. Sklandytuvų nuovargio bandymai

Sklandytuvo nuovargio bandymas yra vienas iš jo sertifikavimo procesų. Sertifikavimas – tai įrodymas, kad orlaivis atitinka jam keliamus reikalavimus. Sklandytuvo nuovargio bandymo tikslas – įrodyti vienokį ar kitokį orlaivio ilgaamžiškumą, atsparumą nuovargio pažeidimams bei apibrėžti eksploatacijos limitą išreikštą skrydžio valandomis. Toks bandymas reikalauja daug laiko ir lėšų. Alternatyvos šiam bandymui kol kas nėra, nes dėl sudėtingos kompozitinės sklandytuvų konstrukcijos vien analitiniais bei skaitiniais modeliais pasikliauti negalima, to neleidžia ir sertifikavimo dokumentai [4]. Taigi – sklandytuvo nuovargio bandymas įrodo jo konstrukcijos atsparumą eksploatacijos metu veikiančioms ciklinėms apkrovoms ir nustato jo eksploatacijos ribą.

Siekiant sertifikuoti kompozitinės konstrukcijos sklandytuvą Europoje yra vadovaujama CS-22 reikalavimais. Tačiau juose plačios informacijos apie nuovargio bandymus nėra, panašiai kaip senuose ultra-lengvųjų orlaivių reikalavimuose. Žvelgiant į praeitį, atsižvelgiant į sąlyginai lėtą ultra-lengvųjų orlaivių eksploataavimo laiką (nuo 100 iki 200 skrydžio valandų per metus) buvo priimta manyti, jog konstrukcijos pažeidimai dėl nuovargio nekelia jokios grėsmės skrydžio saugumui. Tačiau laikui bėgant, keičiantis šių orlaivių pritaikomumui bei eksploatacijos apimtims, nuovargio pažeidimai tapo viena iš katastrofinių įvykių priežasčių. Tai sąlygojo sertifikavimo reikalavimų papildymą apibrėžiant nuovargio įvertinimą [5].

Panaši istorija taip pat susiklostė kai kalbame apie kompozitinius sklandytuvus. Šiuo metu nė vienas sklandytuvus negali būti sertifikuojamas neįvertinus atsparumo nuovargio pažeidimams. Vokietijos federalinis aviacijos biuras – LBA, 1960 m. pradėjo standartizuoti kompozitinės konstrukcijos sklandytuvų nuovargio bandymus [5,6].

Taip pat svarbu paminėti, jog nuovargio bandymas atliekamas tada, kuomet jis yra būtinas ir ekonomiškai pateisinamas. Sklandytuvo ilgaamžiškumas ir atsparumas ciklinėms apkrovoms gali būti įrodomas referuojant į kitų sklandytuvų jau atliktų bandymų rezultatus, kurių konstrukcija bei eksploatacijos ypatybės yra pakankamai panašios į sertifikuojamojo [5]. Nuovargio bandymas yra neišvengiamas kuomet sklandytuvo konstrukcija ar jos dalys yra gaminamos panaudojant naujas, netradicines medžiagas bei gamybos metodus. Tokiu atveju reikiama informacija susijusi su apkrovos

spektrais bei bandymo programomis randama techninėje dokumentacijoje, standartuose bei reikalavimuose. Nuovargio bandymo būtinumo klausimas visuomet galutinai nusprendžiamas gamintojo ir sertifikuojančios organizacijos sutarimu [5].

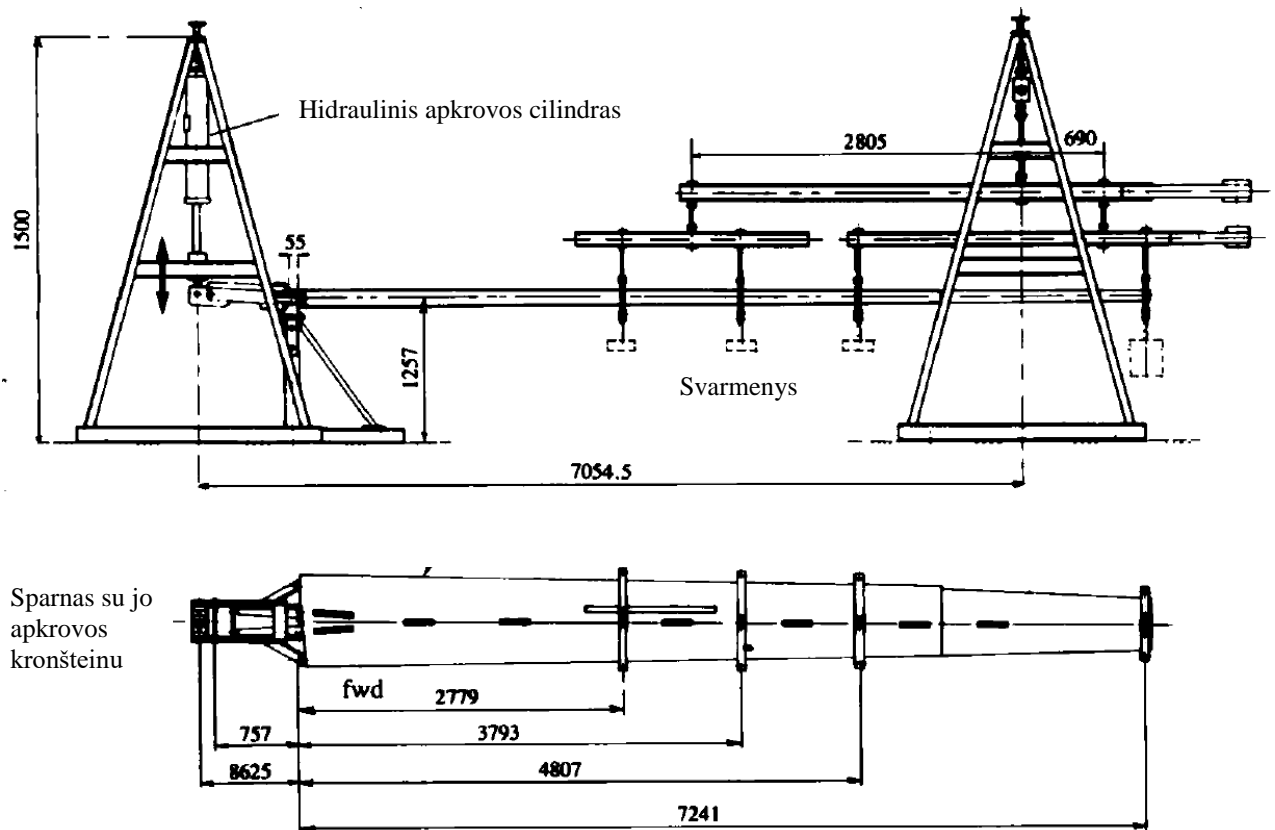
Šiandien Europos aviacijos saugos agentūros EASA sklandytuvų sertifikavimo dokumentai, kuomet kalba eina apie nuovargio pažeidimus, nurodo, jog orlaivio konstrukcija turi būti projektuojama taip, kad būtų išvengta tokių įtempių koncentracijos vietų, kur kintamieji įtempiai viršytų patvarumo ribas esant normaliai orlaivio eksploatacijai. Tai įrodžius atitinkamais statiniais bandymais įmanoma atsisakyti nuovargio bandymo. Kuomet kalbama apie pačio nuovargio bandymo standartus, EASA nukreipia į LBA dokumentą „I4-FVK/91 Standards for Structural Substantiation of Sailplane and Powered Sailplane Components Consisting of Glass or Carbon Fibre Reinforced Plastics“ išleistą 1991 m.[5,7].

Pats tokių bandymų standartizavimas yra gana sudėtingas procesas. Eksploatacinės orlaivio apkrovos yra įvairialypės, stochastinės prigimties. Siekiant sudaryti universalų, tipinį šių apkrovų rinkinį, kurį vėliau būtų galima naudoti nuovargio bandymams, reikalinga patirtis bei didelis dėmesys. Nuovargio bandymų programos yra paremtos orlaivio konstrukcijos apkrovos lygiais. Šie lygiai charakterizuojami kaip perkrovos koeficientai G . Vien šis faktas kelia problemų norit sukurti absoliučiai universalią nuovargio bandymo programą. Skirtingų tipų orlaiviai patiria skirtingas apkrovas, net ir vykdant identiško profilio skrydį. Manevravimo apkrovos pirmiausiai priklauso nuo pilotavimo, o taip pat nuo orlaivio charakteristikų. Vėjo gūsių apkrovos priklauso nuo atmosferinės turbulencijos intensyvumo ir oro greičio. Apkrovos tupiant – nuo važiuoklės tipo, paviršiaus ant kurio tupiama kokybės. Dėl šių priežasčių sklandytuvų nuovargio bandymų ir ilgaamžiškumo vertinimo standartizavimo klausimas dar kurį laiką tikrai nebus galutinai išspręstas bei liks komitetų debatų objektu [8].

1.2.1. Nuovargio bandymų įranga ir eiga

Sklandytuvo nuovargio bandymui reikalinga bandoma konstrukcijos dalis ir įranga reikalinga jos išbandymui. Bandymams naudojamas sklandytuvo sparnas arba jo lonžeronas. Šios dalys naudojamos, nes eksploatacijos metu būtent jos yra labiausiai veikiamos tiek statinėmis tiek kintamomis ciklinėmis apkrovomis. Sklandytuvo sparnas pastoviai deformuojasi atliekant įvairius manevrus, kintant jį veikiančioms aerodinaminėms jėgoms. Analitiniu požiūriu – sparnas yra gembiskai įtvirtinta lenkiama sija. Nuovargio bandymo įranga turi atkartoti tokį apkrovimo atvejį. Ši įranga nėra griežtai reglamentuota, tačiau gamintojas privalo įrodyti, kad naudojamame bandymo stende sukuriama apkrovos atitiks realias apkrovas. Tokio bandymo stendo schema pateikta 1.3. paveiksle.

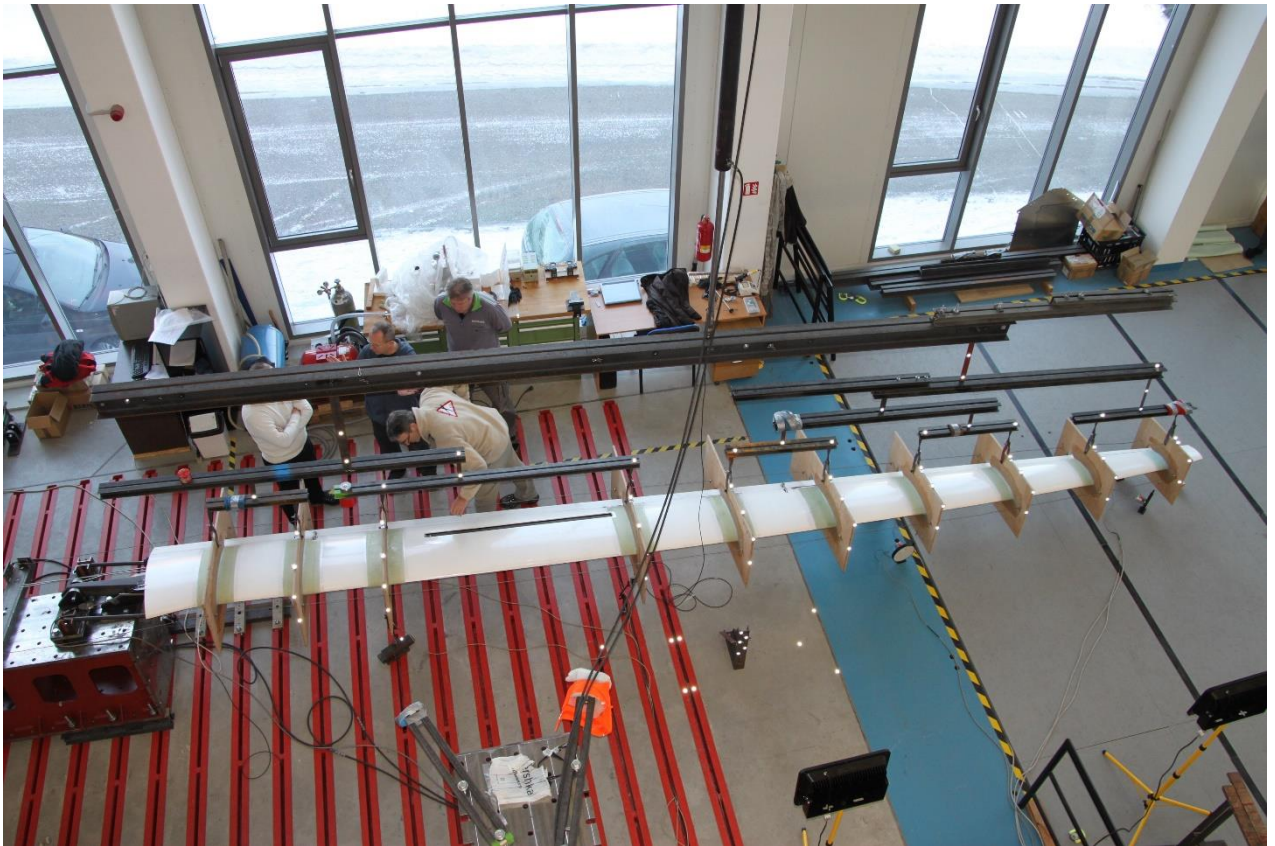
Stendą sudaro plieninė konstrukcija, sparno įtvirtinimo griebtuvai bei hidraulinis cilindras. Prie sparno lonžerono dalies, kuri įprastai tvirtinama prie sklandytuvo, pritvirtinamas specialus kronšteinas, per kurį sparnas prijungiamas prie hidraulinio cilindro. Pats sparnas keturiose vietose specialiais griebtuvais pritvirtinamas prie stendo konstrukcijos. Taip įtvirtinus sparną stende, hidraulinio cilindro pagalba sukuriama kintama apkrova. Hidraulinis cilindras juda dviem kryptimis, todėl sukuriama tiek teigiamos, tiek neigiamos apkrovos [9].



1.3 pav. Sklandytuvo nuovargio bandymo stendo schema [9]

Hidraulinis cilindras valdomas automatiškai, kompiuteriu, taip atitinkamu dažniu sukurdamas reikiamas apkrovas. Sparnas apkraunamas pagal specialiai orlaiviui sudarytą apkrovos spektrą. Bandymo metu taip pat naudojami tenzometrai, kurie priklijuojami išilgai sparno jo paviršiuje. 1.3 paveiksle jie pavaizduoti juodais brūkšneliais. Tenzometrų naudojimas leidžia stebėti sparno standumo pokyčius viso bandymo metu.

Paveiksle 1.3. pavaizduota sklandytuvo „Nimbus 2“ nuovargio bandymo įrangos schema. Šio sklandytuvo sparno konstrukcijoje buvo panaudotas anglies pluošto kompozitas. Atlikus šį bandymą buvo įrodytas 6000 skrydžio valandų resursas [9].



1.4 pav. Galimas nuovargio bandymo stendo variantas [10]

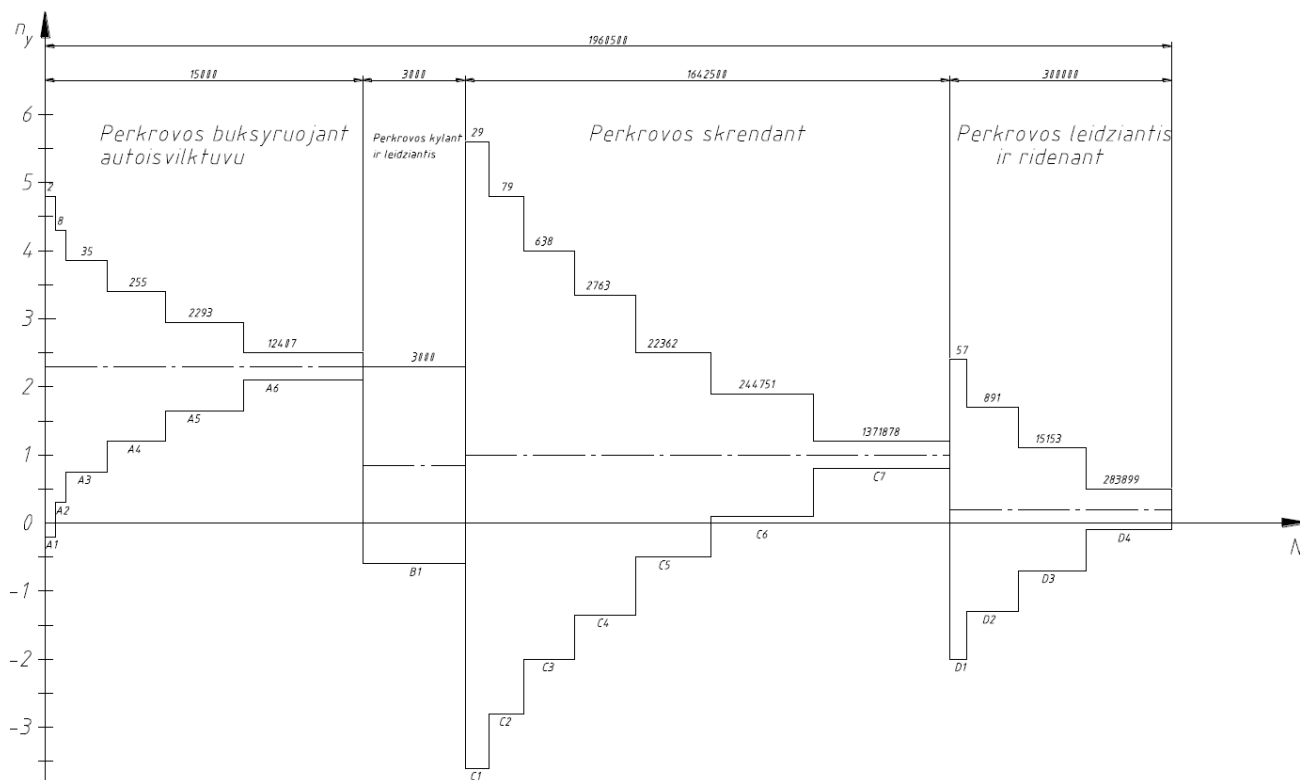
Kaip ir minėta anksčiau, stendo konstrukcijos variantų gali būti įvairių. 1.4 paveiksle pavaizduota viena iš jų.

1.2.2. Apkrovos spektrai, jų realizavimas ir pritaikymas nuovargio bandymams

Sklandytuvo sparnas bandymo mašinoje apkraunamas pagal specialų apkrovos spektrą. Apkrovos spektras – tai diskretizuotas orlaivį veikiančių apkrovų grafikas. Jis parodo, kiek kartų ir kokio dydžio apkrovomis paveikiamas orlaivis per visą jo eksploatacijos laiką. Jį sudaro atitinkamas skaičius ciklų. Vienas ciklas aprašo orlaivio apkrovą išreikštą perkrovos koeficientu. Viena bandymo stendo hidraulinio cilindro sukuriama apkrova atitinka vieną ciklą. Nuovargio bandymas baigiamas, kuomet stendas atkartoja visus apkrovos spektro ciklus.

Pirmąjį plačiai pripažintą ir standartiniu tapusį apkrovos spektrą sudarė vokiečiai W. Thielemannas ir F. K. Franzmeyeris (žr. 1.5 pav.). Šis apkrovos spektras buvo pritaikytas stiklo pluošto kompozitinių konstrukcijų sklandytuvams. Jis sudarytas atsižvelgiant į skirtingas skrydžio

fazes (išvilkimas, skridimas, tūpimas ir t.t.). Spektrą sudarė 1960500 ciklų ir tai atitiko 3000 skridimo valandų, kitaip tariant 15 metų po 200 skridimo valandų [6].



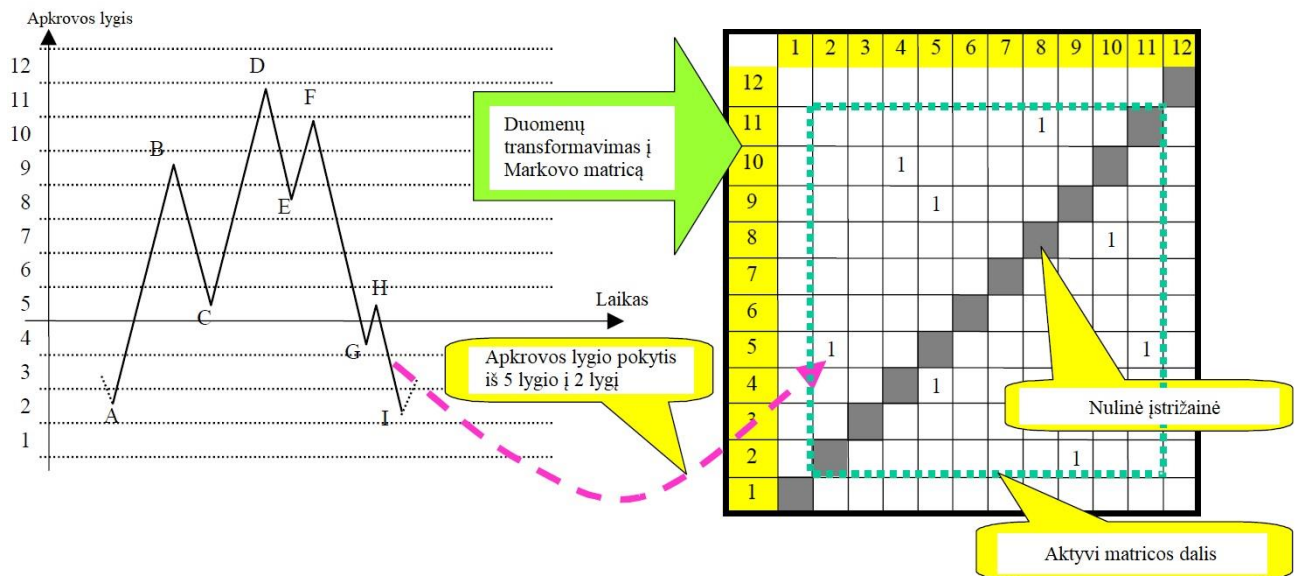
1.5 pav. Sklandytuvo apkrovos spektras pagal W. Thielemanną ir F. K. Franzmeyerį [11]

Remiantis šiuo spektru buvo atlikta eilė nuovargio bandymų, kurie parodė, jog nuovargio pažeidimai neturėtų susidaryti visos eksploatacijos metu. Tai buvo vėliau įrodyta kasdieniais skrydžiais [6].

Apkrovos spektrui sudaryti yra reikalingi sklandytuvo apkrovos duomenys. Kadangi sparnas yra labiausiai apkrauta jo konstrukcija, svarbu žinoti charakteringo parametro priklausomybę nuo laiko – šiuo atveju tai sparno lenkimo momentas. Jo matavimui ant lonžerono, netoli šakninės nerviūros yra klijuojami tenzometrai, taip pat įmontuojamas perkrovoms matuoti skirtas akselerometras. Skridimo metu naudojant papildomą signalo registravimo įrangą įrašomi jutiklių duomenys [6].

Apkrovos spektro sudarymui naudojama Markovo matrica. Markovo matrica – tai 32 x 32 dydžio matrica, kurioje kaupiami duomenys aprašantys orlaivio apkrovos lygio pasikeitimus. Siekiant panaudoti šią matricą apkrovos spektro sudarymui, skrydžio metu įrašytas jutiklių signalas turi būti filtruojamas ir transformuojamas. Transformavimo metu, įrašytas signalas iš esamos signalo vertės priklausomybės nuo laiko formos paverčiamas į lokalių maksimalių verčių seką. Šios sekos pokyčiai ir yra užrašomi Markovo matricoje. Tokia matrica aprašo visus apkrovos lygio pasikeitimus, veikiančius orlaivį skrydžio metu [13]. Tokios matricos sudarymo pavyzdys vaizduojamas 1.6 paveiksle. Paveikslo

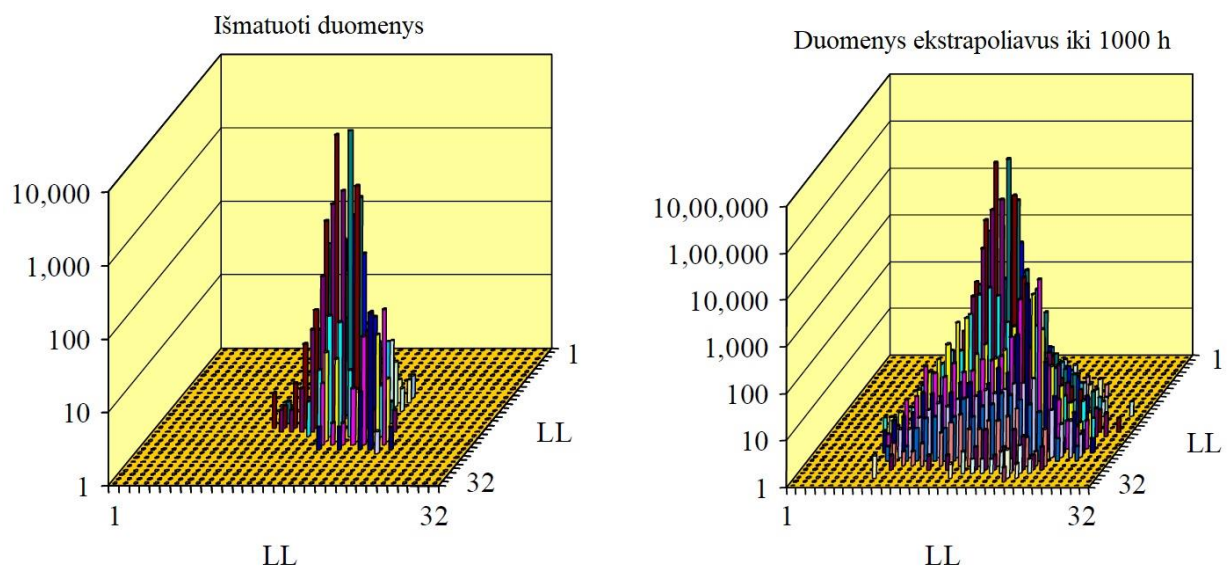
kairėje vaizduojamas teorinis sklandytuve skrydžio metu užfiksuotų perkrovų grafikas. Markovo matrica pildoma pagal šio grafiko apkrovos lygių pasikeitimus – štai pavyzdžiui tiesė HI vaizduoja apkrovos lygio pasikeitimą iš reikšmės 5 į reikšmę 2, todėl matricoje penktos eilutės ir antro stulpelio



1.6 pav. Markovo matricos sudarymo principas [12]

susikirtimo langelyje įrašomas vienetas, reiškiantis vieną apkrovos lygio pasikeitimą. Tokiu būdu visi skrydžio metu sukaupti duomenys perrašomi į Markovo matricą [13].

Markovo matrica sukuria galimybę lengvai ir greitai apdoroti apkrovos spektro duomenis. Turint kelias, skirtingas matricas, sudarytas skirtingų skrydžių metu, galima jas sumuoti ir gauti suminę matricą. Markovo matricą taip pat patogu paversti į kitas apkrovos spektrą aprašančias formas, kaip pavyzdžiui apkrovos pokyčio priklausomybės nuo suminių įvykių skaičiaus grafiką [13].



1.7 pav. Duomenų pasiskirstymas Markovo matricoje prieš ir po ekstrapoliacijos [12]

Sudarant apkrovos spektrą Markovo matricoje vieno matavimų skrydžio neužtenka. Kadangi skrydžiai trunka ribotą kiekį valandų, išmatuotas apkrovos spektras neatitinka viso sklandytuvo eksploataavimo laikotarpio, todėl išmatuotas reikšmes reikia padidinti. Tai atliekama ekstrapoliuojant didžiausias matricos reikšmes. Ekstrapoliuojama remiantis tikimybių teorijos dėsniais. 1.7 paveiksle vaizduojama Markovo matrica prieš ir po ekstrapoliacijos. Ekstrapoliavus gautas 1000 skrydžio valandų apkrovos spektras. Tokį spektrą jau galima naudoti sklandytuvo nuovargio bandymui [12, 13].

Kompiuterinės įrangos pagalba matricoje aprašyti apkrovos ciklai verčiami analoginiu signalu, kuris naudojamas nuovargio bandymo stendo hidraulinio cilindro valdymui. Sparno apkrovimui bandymo stende apkrovos ciklai parenkami atsitiktinai, taip simuliuojant realias eksploatacijos sąlygas [6].

Laikui bėgant buvo sudarytas ne vienas apkrovos spektras. Šiandien, kaip anglies pluošto kompozitinių sklandytuvų standartinis apkrovos spektras yra laikomas vokiečių H. Kossiros ir W. Reinkes „KoSMOS“ spektras [14]. Šį spektrą sudaro 1743154 ciklai, kurie atitinka 6000 skrydžio valandų [15]. Šis spektras laikomas konservatyviu. 12,5 % jo ciklų sudaro akrobatinio sklandymo apkrovos.

1.3. Kohezinė sąveika kompozituose

Kohezija – tai ryšys tarp struktūrinių elementų (atomų, molekulių, jonų) tos pačios prigimties vienalyčiame kūne. Toks ryšys vyrauja ir aviacinėse kompozitinėse konstrukcijose. Štai pavyzdžiui epoksidine derva suklijuotuose anglies pluošto strypeliuose, esančiuose sklandytuvo lonžerone – kohezija yra sukietėjusio adhezyvo, šiuo atveju epoksidinės dervos, vidinė stiprumo savybė. Tokio tipo kompozitui didžiausia tikimybė suirti yra įvykus delaminacijai, tad projektuojant bei tiriant tokias konstrukcijas svarbu žinoti kohezijos savybes. Panaudojant šias savybes galima prognozuoti tokių konstrukcijų pažeidimus [16].

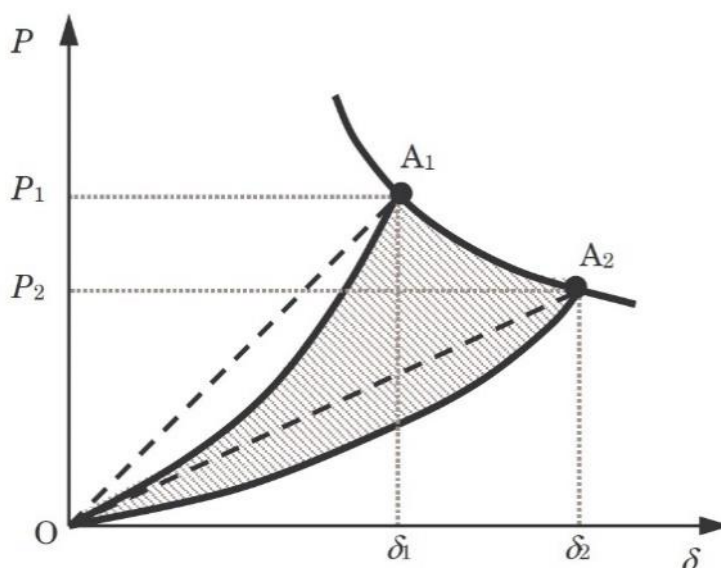
Panagrinėsime tarpsluoksninių kompozitinių laminatų delaminacijas. Įprastai, kompozitiniai laminatai yra labai standūs savo plokštumoje ir veikiant apkrovoms elgiasi kaip tiesiškai tamprios medžiagos. Todėl logiška tokių kompozitų tarpsluoksninį atsparumą delaminacijoms tyrinėti kaip tiesiškai tampraus įtrūkimo pobūdžio mechanikos uždavinį. [16]

Delaminacijas tokiuose kompozituose dažniausiai sukelia ne tempimo jėgos, veikiančios laminato plokštumoje, bet skersinės jėgos bei lenkimo momentai. Tarp sluoksnių atsiradus plyšiui, tolimesnis jo augimas priklauso jau ne nuo laminato atsparumo lenkimui, bet nuo tarpsluoksninio įtrūkio atsparumo. Jei tarpsluoksninis atsparumas aprašomas absorbuotos energijos dydžiu, tai delaminacija plis tada, kada absorbuotos energijos kiekis pasieks kritinę reikšmę G_c . Bet kokiai tampriai elgsenai, absorbuotos energijos dydis gali būti išreikštas kaip išorinio darbo U_e , deformacijos

energijos U_s ir plyšio Δa pokyčio funkcija. Tuomet plyšio, kurio plotis b , o ilgis a energijos atidavimo greitis gali būti išreikštas formule [16]:

$$G = \frac{1}{b} \left[\frac{\Delta U_e}{\Delta a} - \frac{\Delta U_s}{\Delta a} \right] \quad (1.1)$$

1.8 paveikslas vaizduoja tamprią jėgą P ir poslinkio δ variaciją, kuomet tarp sluoksninis plyšys išauga nuo dydžio a iki dydžio $a + \Delta a$.



1.8 pav. Tampri jėgos P ir poslinkio δ variacija [16]

Taške A_1 veikia jėga P_1 , poslinkis yra lygus δ_1 , o delaminacijos ilgis – a . Taške A_2 veikia jėga P_2 , poslinkis yra lygus δ_2 , o delaminacijos ilgis – $a + \Delta a$. Taigi paveiksle pavaizduotos linijinės variacijos išorinis darbas ir deformacijos energija gali būti išreikštos [16]:

$$\Delta U_e = \delta_1 A_1 A_2 \delta_2 \quad (1.2)$$

$$\Delta U_s = OA_2 \delta_2 - OA_1 \delta_1 \quad (1.3)$$

Energijos pokytis nustatomas iš ploto OA_1A_2 (užbrūkšniuotas plotas 1.8 pav.). Jei priimama, kad deformacijos yra tiesinio pobūdžio, tuomet naudojamos grafike pavaizduotos brūkšninės linijos ir energijos pokytis tampa [16]:

$$\Delta U = \Delta U_e - \Delta U_s = \frac{P_1 \delta_2 - P_2 \delta_1}{2} \quad (1.4)$$

Įtrūkimo ploto padidėjimas aprašomas $b\Delta a$. Todėl, kritinį absorbuotos energijos dydį apibrėžiant kaip energijos pokytį naujo įtrūkio paviršiaus vienetui ir P_1 išreiškus kaip P , P_1 kaip $P+\Delta P$, δ_1 kaip δ , δ_2 kaip $\delta+\Delta\delta$, kritinį absorbuotos energijos dydį G_c galima užrašyti taip [16]:

$$G_c = \frac{P(\delta + \Delta\delta) - (P + \Delta P)\delta}{2b\Delta a} \quad (1.5)$$

Paslankumas – tai dydis, atvirkščiai proporcingas standumui, priklauso nuo įtrūkimo ilgio ir jėgos ir aprašomas taip [16]:

$$C = \frac{\delta}{P} \quad (1.6)$$

Atsižvelgus į (1.6) formulę, poslinkio pokytis gali būti išreikštas [16]:

$$\Delta\delta = P\Delta C + C\Delta P \quad (1.7)$$

Susiejus (1.5) ir (1.7) lygtis ir atlikus matematinius veiksmus galutinė kritinio absorbuotos energijos dydžio išraiška užrašoma taip [16]:

$$G_c = \frac{P^2\Delta C}{2b\Delta a} \quad (1.8)$$

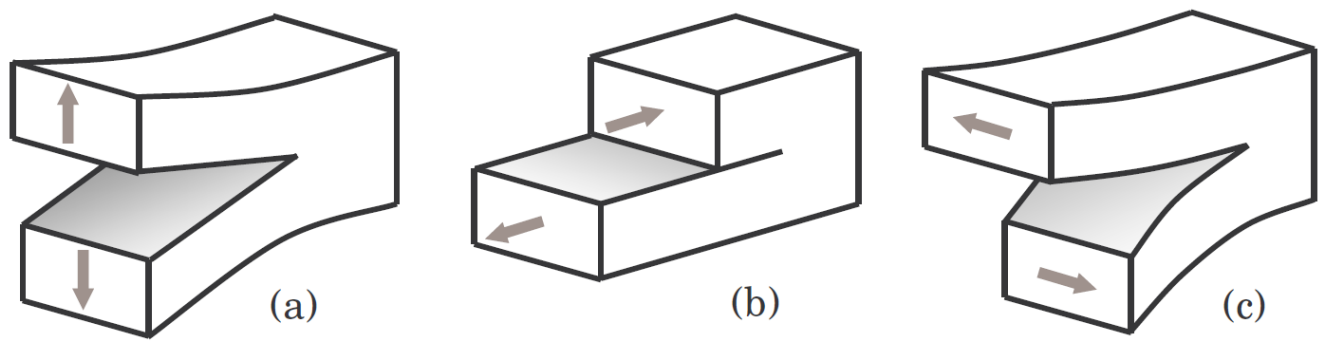
arba diferencialinėje formoje:

$$G_c = \frac{P^2}{2b} \frac{dC}{da} \quad (1.9)$$

Taigi dydis G_c yra vienas iš kohezinės sąveikos parametrų, apibūdinantis pažeidimo atsiradimą ir plitimą. Šio dydžio reikšmė nustatoma eksperimentiškai. Eksperimento metu fiksuojami parametrai (žr. formulę 1.8) reikalingi kritiniam energijos dydžiui apskaičiuoti. Šis eksperimentiškai nustatytas ir apskaičiuotas dydis gali būti naudojamas spręsti įvairiems irimo mechanikos uždaviniams [16].

1.3.1. Plyšių modeliai

Irimo mechanikoje išskiriami trys plyšių atsiradimo modeliai – I modelis, kai plyšys atveriamas atplėšiant, II modelis – veikiant šlyčiai ir III modelis – veikiant šlyčiai sukant (1.9 pav.).



1.9 pav. Plyšio atsiradimo modeliai: (a) – I modelis; (b) – II modelis; (c) – III modelis [16]

Kiekvieno tipo modelis turi atskirus savo atsparumo plyšio susidarymui parametrus. Kalbant apie izotropines medžiagas, atsparumo plyšiui atžvilgiu dėmesys kreipiamas tik į I modelio atsparumo parametrus. Tokių medžiagų atsparumas mažiausias, kada plyšys yra šio tipo [16].

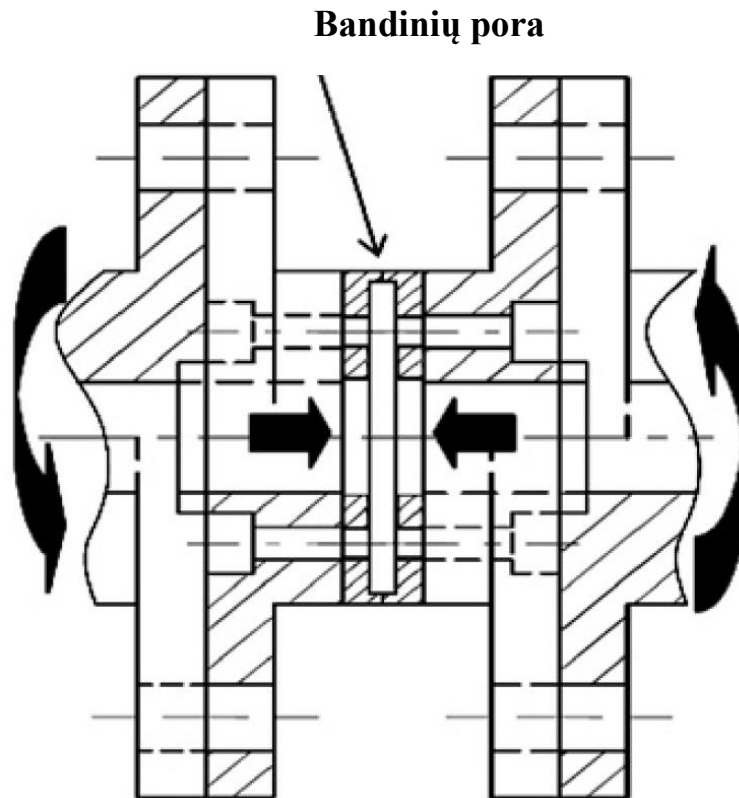
Kompozitinių medžiagų laminatuose delaminacijos pažeidimai plinta tarp stiprių, pluoštu armuotų sluoksnių. Tai sąlygoja visų trijų modelių plyšių vystymąsi. Tokių medžiagų delaminacijos dažniausiai tiriamos priimant I tipo pažeidimą, II tipo pažeidimą arba mišrų I/II tipų pažeidimą. Bendrai priimta, jog III tipo plyšių įtaka delaminacijų vystymuisi yra nereikšminga [16].

Izotropinėms medžiagoms, atsparumo reikšmės įprastai išreiškiamos kritiniais įtempių intensyvumo koeficientais K_c . Tačiau kompozitinėms medžiagoms dažniau naudojamas kritinės absorbuotos energijos dydis G_c . Taip yra dėl to, kad dėl nehomogeninės kompozitinių medžiagų struktūros sunku eksperimentiškai nustatyti jų koeficientą K_c , rezultatai gali būti klaidingi ir nepatikimi [16].

1.3.2. Eksperimentinis kohezijos savybių nustatymas

Panagrinėsime vieną iš eksperimentų, skirtų nustatyti kohezinėms savybėms. Suomijos Aalto universiteto mokslininkai jungties atsparumą šlyčiai. Tyrimo objektas – dvi plieninės plokštelės, suspaustos tarpusavyje atitinkama apkrova ir papildomai suklijuotos epoksidine derva. Tyrimo metu buvo atliekami kvazistatiniai jungties šlyties stiprumo bandymai, siekiant nustatyti kritinį II modelio plyšio absorbuotos energijos dydį G_i^C [17]. Bandymo schema pavaizduota 1.10 paveiksle.

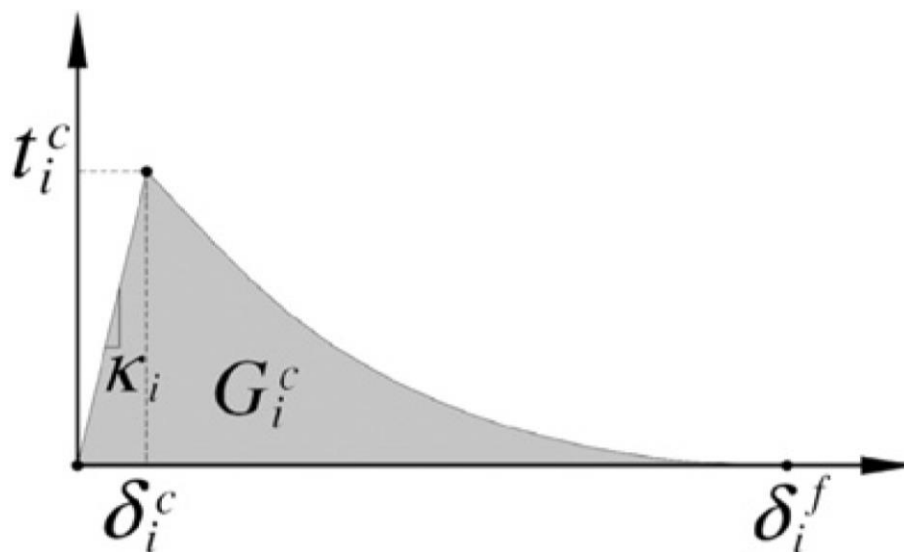
Du bandiniai buvo suspausti tarpusavyje ir apkrauti sukimo momentu. Tokios jungties atsparumą įtakoja plokštelių tarpusavio trintis ir epoksidinės dervos suklijavimas. Tokios jungties G_i^C nustatymui naudojamas kohezinės zonos modelis. Kohezinės zonos modelis aprašomas apkrovos priklausomybe nuo poslinkio koheziniame paviršiuje. Šiame tyrime bandomos jungties trinties poveikį kohezinės zonos modeliui galima pašalinti remiantis superpozicijos principu [17].



1.10 pav. Šlyties atsparumo bandymo schema [17]

Epoksidinės dervos sujungimo pažeidimo vystymasis gali būti apibūrinamas tiesiškai-eksponentiniu kohezinės zonos modeliu pavaizduotu 1.11 pav. [17].

Jungties standumo parametras κ_i sąlygoja grafiko tiesės statumą. Jungties irimas prasideda, kuomet pasiekiamas didžiausias jos apkrovos įtempis t_i^c , atitinkamai tarp suklijuotų paviršių sukuriantis poslinkį δ_i^c [17].



1.11 pav. Tiesiškas-eksponentinis kohezinės zonos modelis [17]

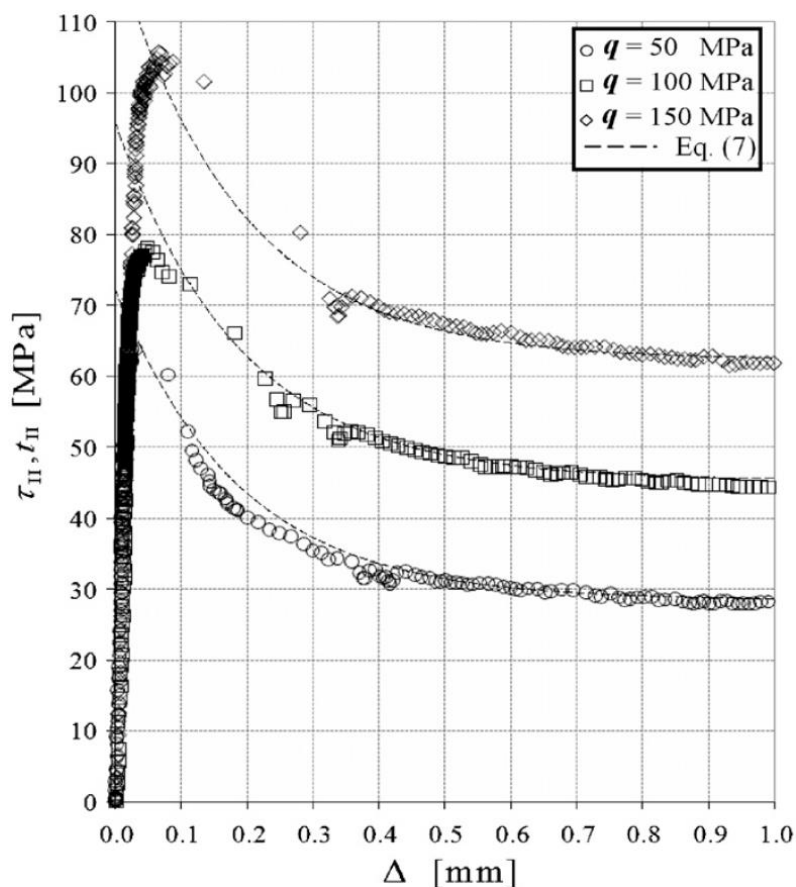
Kuomet δ_i toliau didėja, t_i eksponentiškai mažėja iki kol jungtis visiškai suyra ir jo reikšmė tampa lygi nuliui. Netiesinė priklausomybės dalis aprašoma eksponentine funkcija. Kohezinės zonos modelis aprašomas [17]:

$$t_i(\delta_i) = \begin{cases} \kappa_i \delta_i, & 0 < \delta_i \leq \delta_i^c \\ t_i^c \exp[\alpha(\delta_i - \delta_i^c)] & \delta_i^c < \delta_i \leq \delta_i^f \end{cases} \quad (1.10)$$

kur α yra netiesinio irimo eksponentė. Kritinis absorbuotos energijos dydis G_i^c yra apibrėžiamas kaip t_i atliktas darbas sukuriant δ_i . Kitaip tariant, G_i^c yra 2.8 pav. pavaizduoto grafiko plotas. Jis gali būti apskaičiuotas integruojant funkciją $t_i(\delta_i)$ pagal δ_i [17]:

$$G_i^c = \int_0^{\delta_i^f} t_i(\delta_i) d\delta_i \quad (1.11)$$

Siekiant apskaičiuoti jungties G_i^c , bandymo metu buvo nustatyta tangentinių įtempių jungtyje priklausomybė nuo poslinkio [17]. Eksperimento rezultatai pateikti 1.12 pav.



1.12 pav. Eksperimentiškai nustatytas kohezinės zonos modelis [17]

Paveiksle pavaizduotos trijų jungčių, su skirtingais suspaudimo įtempiais q , tangentinių įtempių priklausomybės nuo poslinkių. Žinant šias priklausomybes, pagal formules (1.10) ir (1.11) galima apskaičiuoti kritinį absorbuotos energijos dydį G_i^C [17].

Šis dydis yra naudingas parametras kompozitinių konstrukcijų projektavimui. Remiantis juo galima sudaryti tokio tipo adhezinių jungčių skaitinius modelius, prognozuoti jų pažeidimus ir t.t.

Parametras G_i^C taip pat naudojamas kompiuterinėse baigtinių elementų metodo programose. Jis gali būti pritaikytas įvairių kompozitinių konstrukcijų skaičiavimams.

1.4. Konstrukcijų ilgaamžiškumo nustatymo metodai

1.4.1. Palmgreno – Minerio taisyklė

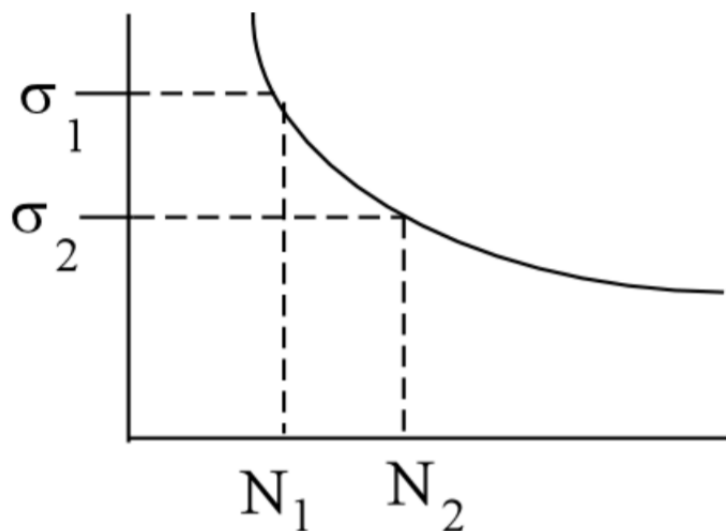
Palmgreno – Minerio taisyklė teigia, jog kūnas, veikiamas ciklinių apkrovų, iki suirdamas sukaupia baigtinį kiekį pažeidimų. Jei kūnas patiria D_i ($i = 1, \dots, N$) skaičių pažeidimų iš N skaičiaus pažeidimo sukėlėjų, tuomet galime tikėtis, kad jis suirs jei bus patenkinta sąlyga:

$$\sum_{i=1}^N D_i = D \quad (1.12)$$

Arba:

$$\sum_{i=1}^N \frac{D_i}{D} = 1 \quad (1.13)$$

Formulė (2.13) apibrėžia kūno suirimą, kur D_i / D yra dalinis pažeidimas nuo i -tojo sukėlėjo. Šią taisyklę galima naudoti nuovargio kontekste, kuomet komponentas yra paveikiamas n_1 skaičių ciklų, kurių įtempis σ_1 , n_2 skaičių ciklų, kurių įtempis σ_2 , ... , n_N skaičių ciklų, kurių įtempis σ_N . Jeigu turime šio komponento nuovargio kreivę, tuomet galime rasti ciklų iki suirimo skaičių esant bet kuriam įtempiui (žr. 1.13 pav.).



1.13 pav. Nuovargio kreivė

Tuomet galima teigti, kad dalinis, σ_i įtempio sukeltas pažeidimas bus lygus n_i / N_i , o Palmgreno – Minerio taisyklė suirimą dėl nuovargio aprašys kokia išraiška:

$$\sum_{i=1}^N \frac{n_i}{N_i} = 1 \quad (1.14)$$

Taigi ši taisyklė leidžia prognozuoti suirimą dėl nuovargio pažeidimų, kuomet žinoma tiriamo objekto nuovargio kreivė bei apkrovos spektras.

1.4.2. Kompozitinės konstrukcijos sklandytuvų ilgaamžiškumo prognozavimas

Patikima ilgaamžiškumo prognozė yra paremta tiriamos konstrukcijos nuovargio kreivės duomenimis. Įprastai nuovargio kreivės aprašo įtempių arba deformacijų priklausomybę nuo apkrovos ciklų skaičiaus.

Pluoštu armuotiems kompozitams rekomenduojama naudoti deformacijų priklausomybės nuo ciklų skaičiaus nuovargio kreivės grafiką, nes dažniausiai pluoštas yra orientuotas taip, kad būtų atspariausias veikiamai apkrovai. Viso kompozito pažeidimo deformacija priklausys nuo pluošto pažeidimo deformacijos, taigi nuovargio kreivių, kuriose pažeidimas aprašomas kaip deformacija, naudojimas leidžia objektyviai palyginti skirtingų kompozitų ilgaamžiškumo parametrus [18].

Egzistuoja įvairių statistinių nuovargio vertinimo metodų. Tiesinės regresijos logaritminėje formoje naudojimas yra gana paprastas ir suteikia patikimus rezultatus, ypač daugiakikliame

diapazone. Šis privalumas išnaudojamas ir Sendeckio metode, kuris papildomai įvertina statinių bandymų duomenis, bei elgseną mažacikliame diapazone. Jo metodas plačiai naudojamas aviacinių konstrukcijų projektavime. Šį nuovargio kreivės sudarymo metodą taip pat panaudojo ir C. W. Kenche, pritaikydamas jį kompozitinėms sklandytuvo konstrukcijoms. Nuovargio kreivė aprašoma šia lygtimi [18]:

$$\varepsilon_a = \beta * \frac{(-\ln P(N))^{\frac{1}{\alpha}}}{((N - A) * C)^S} * e^{\frac{-U_\gamma(P(N))}{\sqrt{n * \alpha}}} \quad (1.15)$$

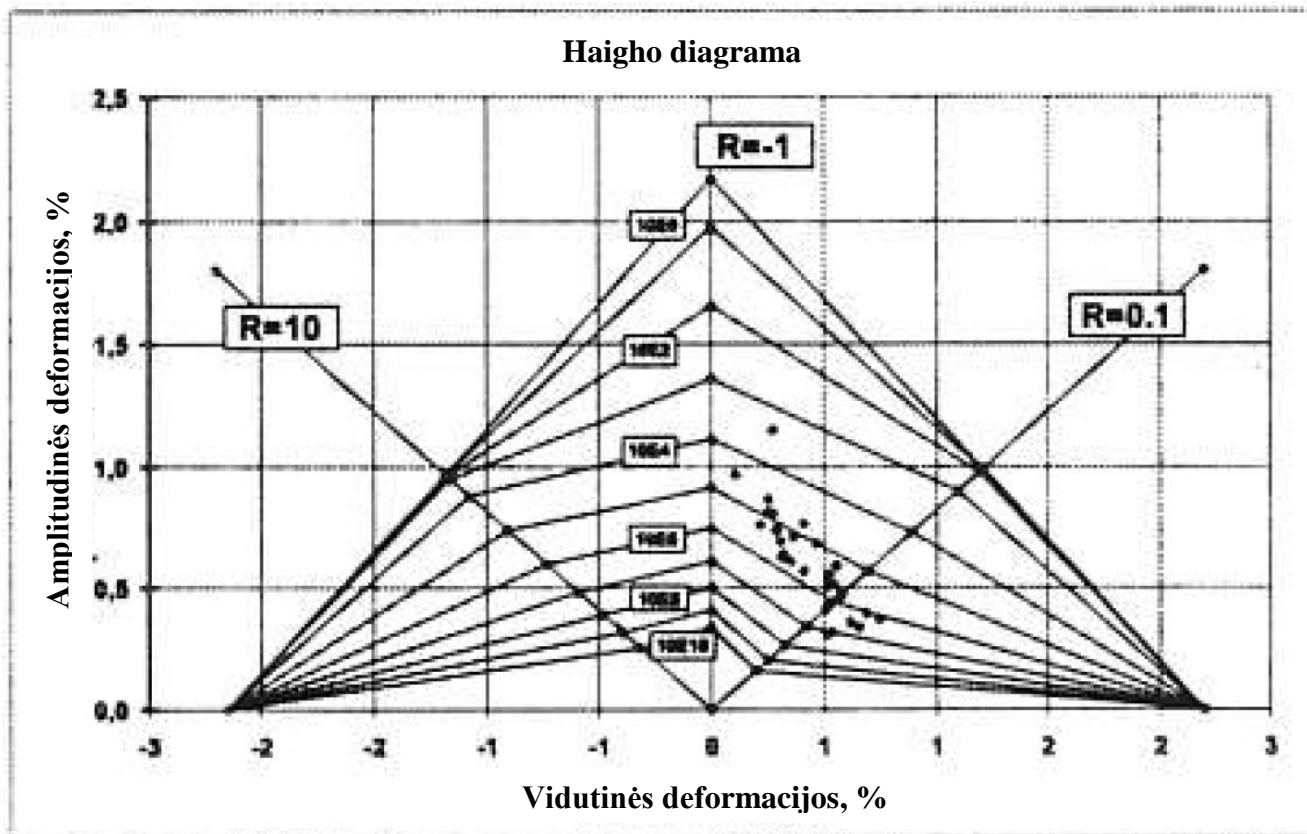
Lygtyje, ε_a yra didžiausia deformacija, β – mastelio, o α – formos Weibullio pasiskirstimo parametrai. Parametras α apibrėžia eksperimentinių duomenų sklaidą. Kuo jis didesnis, tuo didesnė ir sklaida. N – ciklų iki suirimo skaičius, $P(N)$ – išlikimo tikimybė. Parametras A yra lygus $-(1-C)/C$. S aprašo kreivės statmenumą daugiacykliame diapazone. Statmenumui aprašyti dažnai naudojamas parametras k , kuris yra atvirkščiai proporcingas S . Parametras C leidžia keisti kreivės statmenumą mažacykliame diapazone. Antroji lygties dalis įvertina patikimumo ribas. Čia, $U_\gamma(P(N))$ yra procentinė išlikimo tikimybės dalis [18].

Šio metodo pagrindiniai privalumai – galimybė įvertinti liekamąjį stiprumą bei abejotinus eksperimentinius rezultatus [18].

Pažeidimo vystymasis kompozitinėje konstrukcijoje priklauso ne tik nuo įtempių amplitudžių ir stochastiškai pasiskirsčiusių eksploatacinių apkrovų, bet taip pat ir nuo susidarančių vidutinių įtempių bei asimetrijos koeficiento R . Teisingam jų įtakos įvertinimui naudojama Haigho diagrama. Įprastai naudojama Haigho diagrama, sudaryta panaudojant tris nuovargio kreives, kurios yra eksperimentiškai gautos bandinius apkraunant skirtingais asimetrijos koeficientais $R = 0,1, -1$ ir 10 . Tokios diagramos pavyzdys pateiktas 1.14 pav. [18].

Haigho diagramoje abscisės ašyje aprašomos vidutinės ciklinio apkrovimo deformacijos (gali būti aprašomi ir įtempiai), o ordinačių ašyje – didžiausios ciklinio apkrovimo deformacijos (taip pat gali būti ir įtempiai). Grafiko tiesės atitinka skirtingą apkrovos ciklų skaičių iki suirimo. Iš jų matome kaip kinta ilgaamžiškumas kintant asimetrijos koeficientui.

Haigho diagramos pagalba patogiu analizuoti suminius pažeidimus, atsirandančius dėl skirtingų asimetrijos koeficientų bei vidutinių apkrovos verčių. Tai galima padaryti atliekant logaritminę interpoliaciją tarp taškų, esančių ant grafiko radialų (žr. 2.11 pav. $R = 10, R = -1, R = 0,1$), bei tiesinę interpoliaciją tarp skirtingų radialų ir nuovargio kreivės reikšmių [18].



1.14 pav. Haigho, ilgaamžiškumo esant pastoviai amplitudei, diagrama stiklo pluošto ir epoksidinės dervos kompozitui [18]

Kenche sklandytuvų kompozitinių konstrukcijų ilgaamžiškumo prognozavimui panaudojo vėjo energijos apkrovų spektrą WISPER, o taip pat sumažintą jo versiją – WISPERX. Šie spektrai yra standartiniai apkrovos spektrai naudojami vėjo jėgainių kompozitinių konstrukcijų nuovargio analizei. Šie spektrai sudaryti panaudojant „lietaus tėkmės“ skaičiavimo algoritmą. Tai leidžia palyginti skirtingų medžiagų savybes ir ilgaamžiškumo prognozavimo metodus. WISPER spektrą sudaro 64 sveikų skaičių eilutė, kurioje nulinė apkrova yra ties lygiu 25, o didžiausia – ties 64. WISPERX sudarytas iš spektro WISPER pašalinus apkrovas mažesnes už 17 lygį. Vienas šių spektrų resurso ciklas, kurį atitinka 132711 WISPER apkrovos ciklai ir 12831 WISPERX ciklai, atitinka dviejų mėnesių teorinės vėjo jėgainės eksploataciją. WISPERX apkrovos taškais pažymėtos 1.14 pav. [18].

Panaudojant Palmgreno – Minerio taisyklę galima skaičiuoti suminį WISPERX apkrovos spektro pažeidimą ir atlikti ilgaamžiškumo prognozes [18].

2. TIRIAMOJI DALIS

2.1. Sklandytuvo LAK-17A nuovargio bandymas

Kaip jau minėta šio darbo 1.1 skyriuje, sklandytuvo LAK-17A sparno lonžerono lentynos gaminamos panaudojant anglies pluošto strypelius suklijuotus epoksidine derva. Tai netradicinė šios sklandytuvo konstrukcijos dalies gamybos technologija. Dėl šios priežasties Vokietijos federalinis aviacijos biuras, atsakingas už sklandytuvų sertifikavimą, paprašė sklandytuvo gamintojo įrodyti jo ilgaamžiškumą atliekant bandymą.

Ilgaamžiškumo bandymo tikslas – įrodyti sklandytuvo sparno ilgaamžiškumą 6000 skridimo valandų.

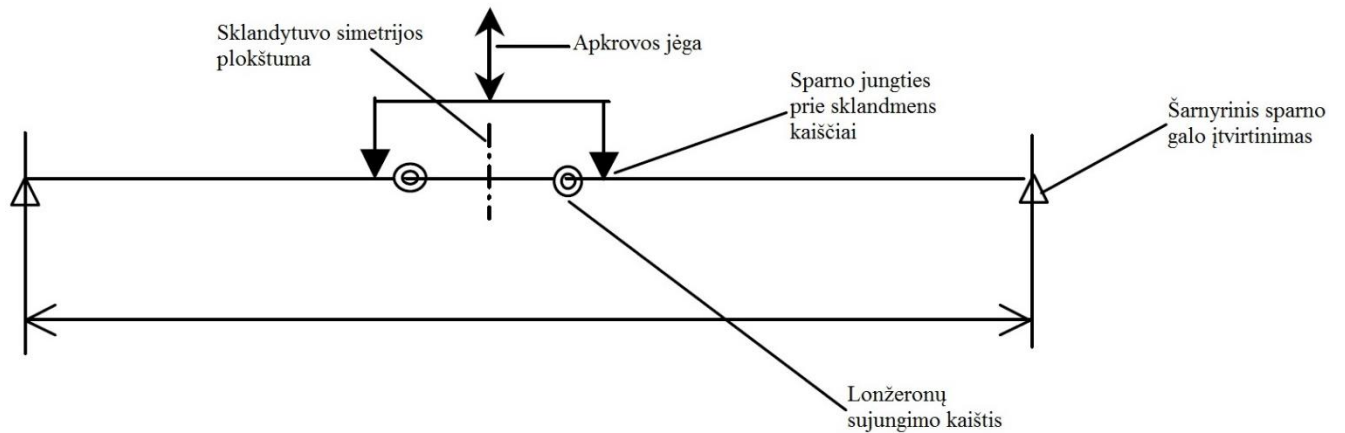
Šis bandymas buvo atliekamas Kauno technologijos universiteto laboratorijoje, specialioje bandymo mašinoje. Sparno, įstatyto į bandymo mašiną vaizdas pateiktas 2.1 paveiksle.



2.1 pav. Ilgaamžiškumo bandymo stendas su bandomuoju sparnu

Stendas yra plieninės konstrukcijos. Sparnui apkrova yra perduodama hidraulinio cilindro pagalba. Hidraulinio cilindro kuriama apkrova, apkrovimo greitis yra valdomi automatiškai kompiuterinės programos pagalba. Bandymo stendo schema pavaizduota 2.2 paveiksle. Stendo konstrukcija atkartoja sparno tvirtinimo prie sklandytuvo sąlygas. Sparnai sujungiami tarpusavyje ir

fiksuojami dviem kaiščiais. Tuomet sparnas stende tvirtinamas prie specialaus kronšteino su kaiščiais, kurie įstatomi į kiaurymes esančias sparno šakninėje nerviūroje. Stendo kuriama apkrova sparnui perduodama per šį kronšteiną.



2.2 pav. Sklandytuvo sparno ilgaamžiškumo bandymo stendo schema [1]

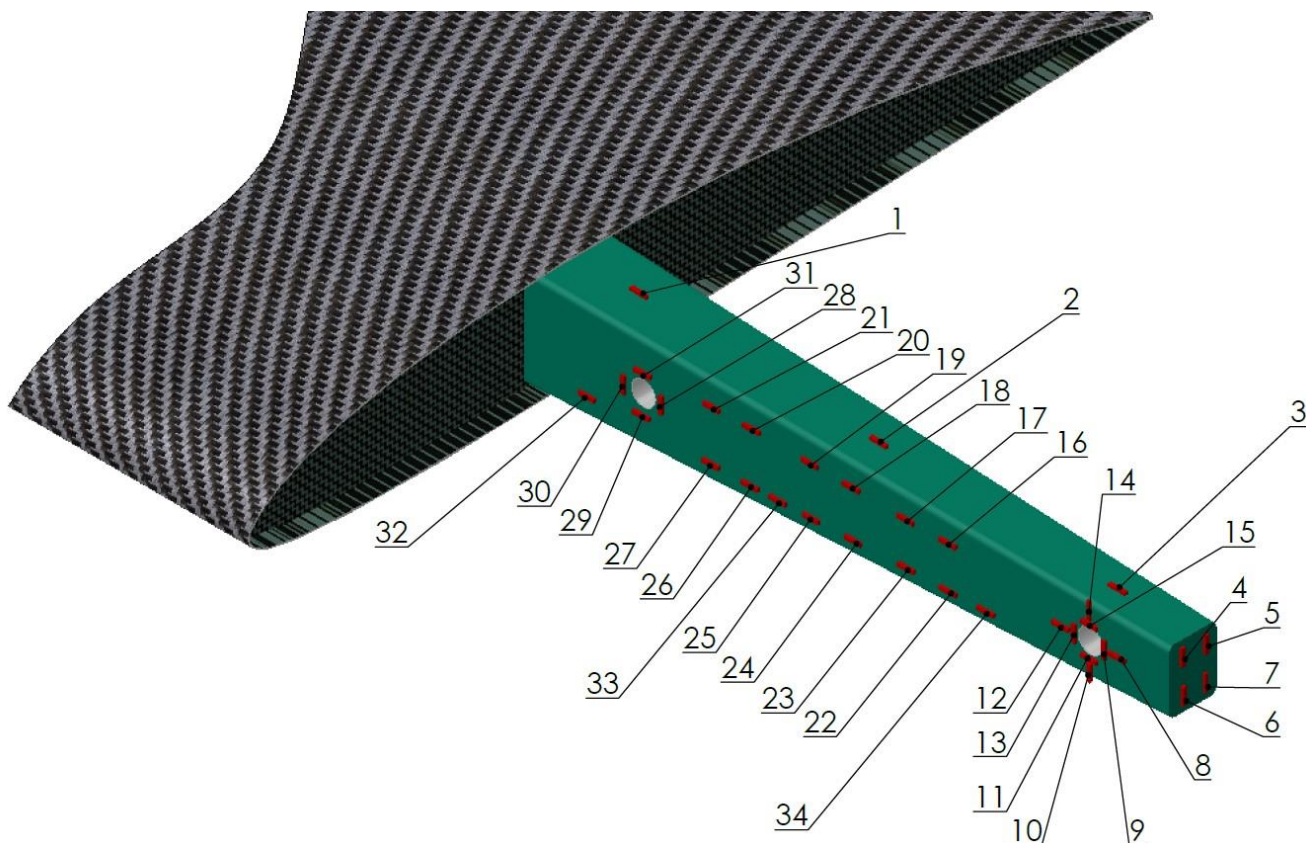
Sparno galuose įmontuoti specialūs tvirtinimo mazgai, kurie leidžia sparno galus bandymo stende įtvirtinti šarnyriškai. Šis tvirtinimas pavaizduotas 2.3 paveiksle.



2.3 pav. Šarnyrinis sparno galo tvirtinimas stende

Toks tvirtinimas leidžia sparnų galams judėti horizontalia kryptimi, kuomet sparnas yra lenkiamas hidraulinio cilindro.

Bandymo stende taip pat įmontuoti įvairių parametrų jutikliai. Apkrovos jėgos registravimui tarp hidraulinio cilindro ir sparno tvirtinimo kronšteino įmontuotas jėgos jutiklis. Sparno įlinkiai matuojami registruojant skriemulio, kurį su sparnu jungia lynas, apsisukimus sparnui deformuojantis. Bandymo metu taip pat registruojami tenzometriniai sparno deformacijos duomenys. Tenzojutiklių išdėstymo schema pavaizduota 2.4 paveiksle.



2.4 pav. Tenzojutiklių išdėstymo ant dešiniojo sparno lonžerono schema

Jėgos, poslinkio ir tenzometriniai duomenys fiksuojami viso bandymo metu ir įrašomi programos MATLAB pagalba. 2.4 pav. matoma tenzojutiklių numeracija atitinka jų numeraciją programos MATLAB failuose. Tenzojutiklių registruojamų duomenų pavyzdys pateiktas 3 priede.

Šiam bandymui buvo naudojamas KoSMOS II apkrovos spektras, kurį sudaro 560000 ciklų. Remiantis sertifikavimo reikalavimais buvo naudojamas atsargos koeficientas 3, tad sparnas stende buvo apkrautas 1680000 ciklų. Svarbu paminėti ir tai, jog sparnas buvo apkraunamas ne tik sukuriant jo lenkimo momentą, bet ir sparno susisukimą. Tai matoma 2.3 paveiksle – apkrovos jėgos kryptis veikia ne per vidurį stygos, o arčiau sparno priekinės briaunos. Apkrovos spektro parametrai aprašyti 2 lentelėje.

2 Lentelė. Apkrovos spektro duomenys [1]

Klasė	Simbo- lis	Apkrovos faktorius		Jėga, daN	Apkrovos faktorius n
			j		
1	A		-		
2	B		-		
3	C	1	1	1449,30	6,60
4	D		0,944	1368,78	6,23
5	E		0,889	1288,26	5,87
6	F		0,833	1207,75	5,50
7	G		0,778	1127,23	5,13
8	H		0,722	1046,71	4,77
9	I		0,667	966,20	4,40
10	J		0,611	885,68	4,03
11	K		0,556	805,17	3,67
12	L		0,500	724,65	3,30
13	M		0,444	644,13	2,93
14	N		0,389	563,62	2,57
15	O		0,333	483,10	2,20
16	P		0,278	402,58	1,83
17	Q		0,222	322,07	1,47
18	R		0,167	241,55	1,10
19	S		0,111	161,03	0,73
20	T		0,056	80,52	0,37
21	U	0	0,000	0,00	0,00
22	V		-0,056	-80,52	-0,37
23	W		-0,111	-161,03	-0,73
24	X		-0,167	-241,55	-1,10
25	Y		-0,222	-322,07	-1,47
26	Z		-0,278	-402,58	-1,83
27	#		-0,333	-483,10	-2,20
28	S		-0,389	-563,62	-2,57
29	-		-0,444	-644,13	-2,93
30	*		-0,500	-724,65	-3,30
31	!	-0,55	-0,556	-805,17	-3,67
32	+		-		

Lentelėje aprašyti apkrovos spektro klasių apkrovos koeficientai, išreikšti didžiausios apkrovos dalimis. Taip pat jėgų, kuriomis stende apkraunamas sparnas, dydžiai bei kokias eksploatacines perkrovas šios jėgos atitinka.

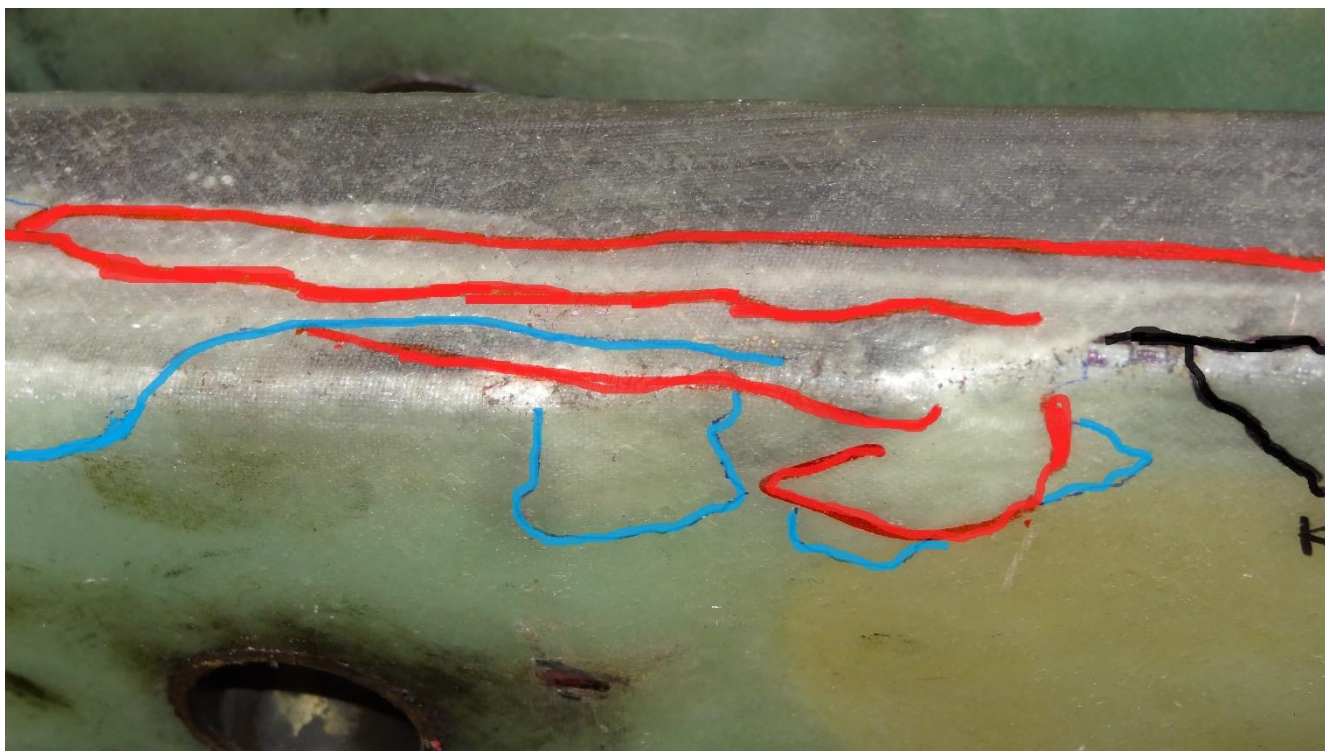
Bandymas atliktas laikantis šių reikalavimų:

- stendo kuriama apkrova gali devijuoti ne daugiau kaip $\pm 3\%$ nuo nominaliosios;
- apkrovimo greitis turi būti parinktas taip, kad inercijos jėgos nedarytų įtakos jėgos registravimo parodymams;

- kiekvieno ciklo duomenys turi būti registruojami (pasiekta apkrovos jėga ir sparno įlinkis ties simetrijos plokštuma);
- testas kaskart turi būti laikinai sustabdomas, atlikus ciklų skaičių atitinkantį 500 skridimo valandų, o konstrukcija vizualiai apžiūrima, įvertinama jos būseną. Taip pat stebima ar neatsirado laisvumo sparno jungtyse.

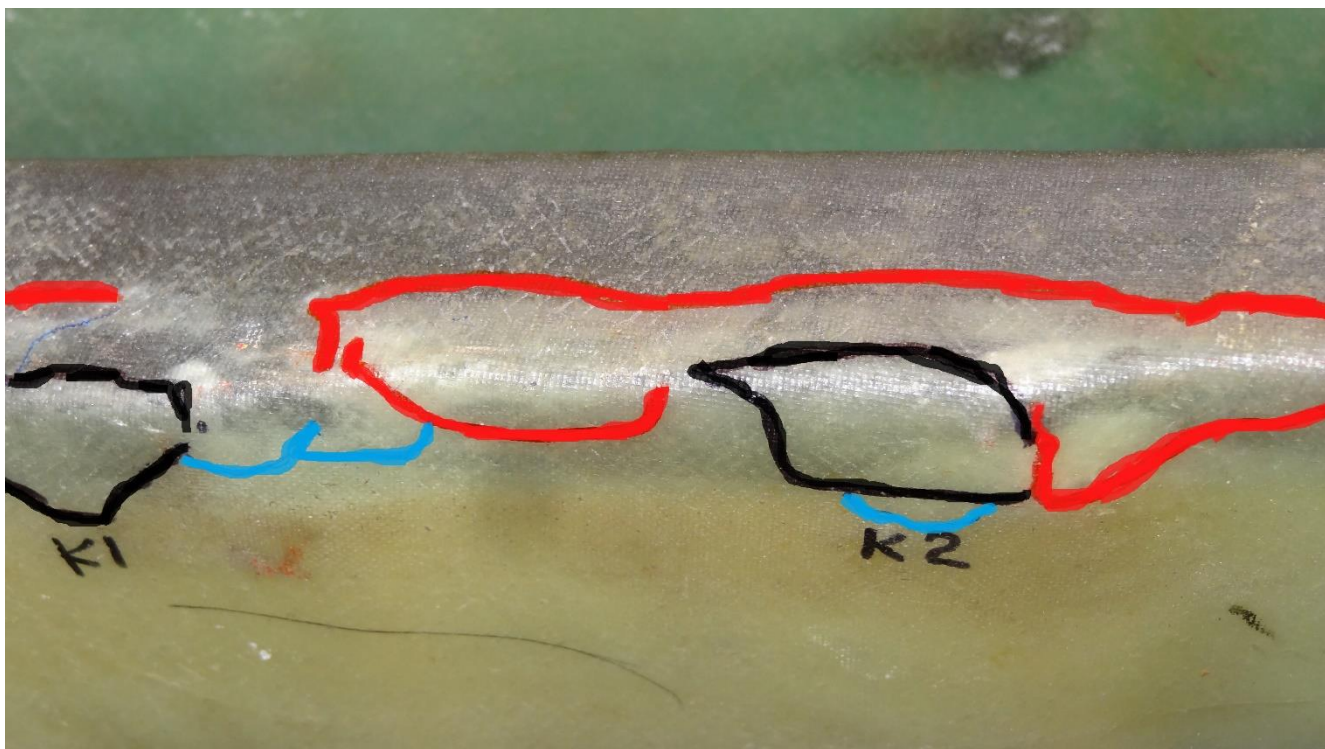
2.2. Nuovargio bandymo rezultatų analizė

Viso bandymo metu, remiantis reikalavimais, sparno konstrukcija buvo apžiūrima vizualiai. Galimos delaminacijų vietos buvo dokumentuojamos. Tai buvo atliekama fotografuojant ir skirtingomis spalvomis žymint delaminacijų vietas, priklausomai nuo atliktų ciklų skaičiaus. Paveiksluose 2.5, 2.6 ir 2.7 galimi delaminacijų pažeidimai.



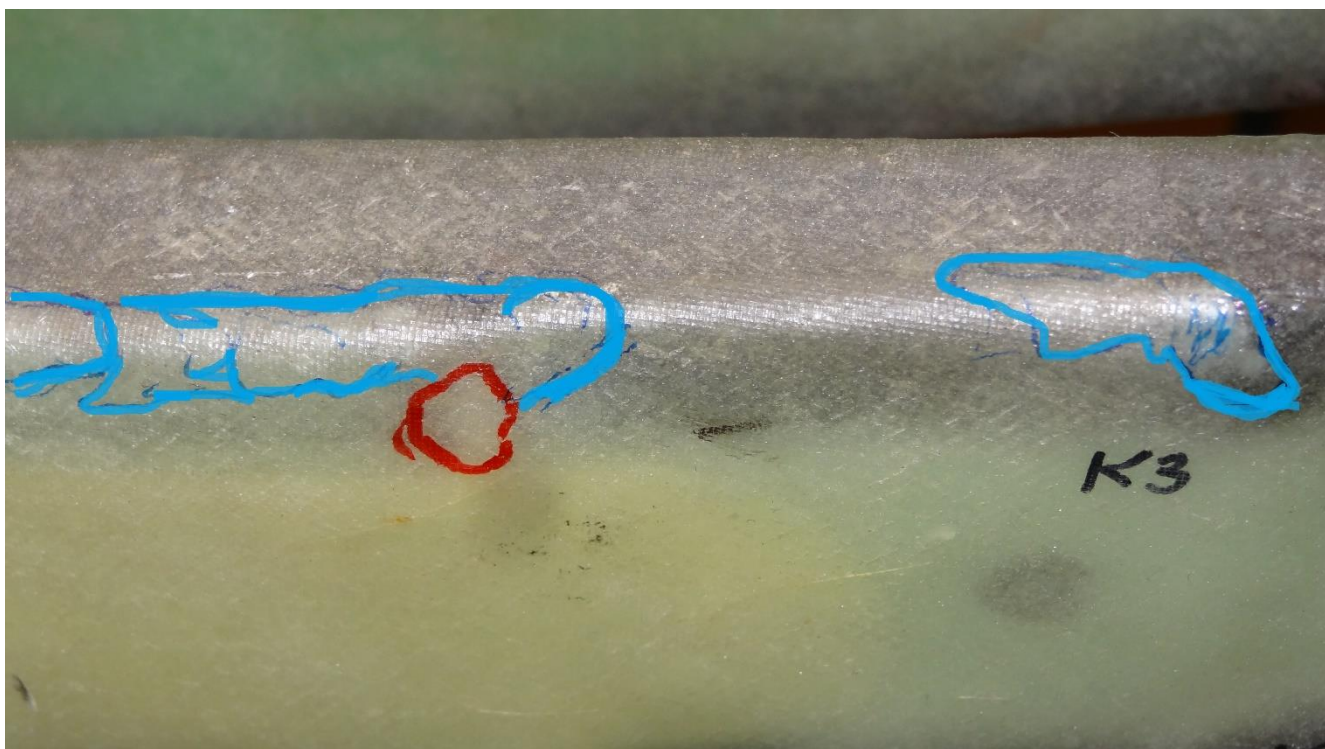
2.5 pav. Dešiniojo sparno lonžerono delaminacijos pažeidimai ties kaiščio, artimesnio šakninei nerviūrai, sujungimu [20]

Šiuose trijuose paveiksluose juoda spalva pažymėti pažeidimai atsiradę po 550000 ciklų, raudona spalva – 1100000 ciklų, mėlyna spalva – 1650000 ciklų. Pavaizduotos delaminacijos, kaip ir tikėtasi, susidarė didžiausių įtempių koncentracijos vietose. Šios vietos – tai briaunos ir taškai tarp statmenų plokštumų lonžerono lentynų konstrukcijoje. Jos susidaro dėl laiptuoto lonžerono siaurėjimo jo galo link.



2.6 pav. Lonžerono delaminacijos pažeidimai ties jo viduriu [20]

Lonžeronas kaskart susiaurėja per anglies strypelio skersmenį taip suformuodamas laiptelį. Nors bandymo metu nebuvo jokių ženklų indikuojančių galimą visišką sparno suirimą, pasikonsultavus su sklandytuvo gamintoju vis tiek buvo nuspręsta sparno konstrukcijos būklę patyrinėti atidžiau. Po 1600000 ciklų sparnas buvo išmontuotas iš stendo siekiant įvertinti lonžerono lentynų pažeidimus.

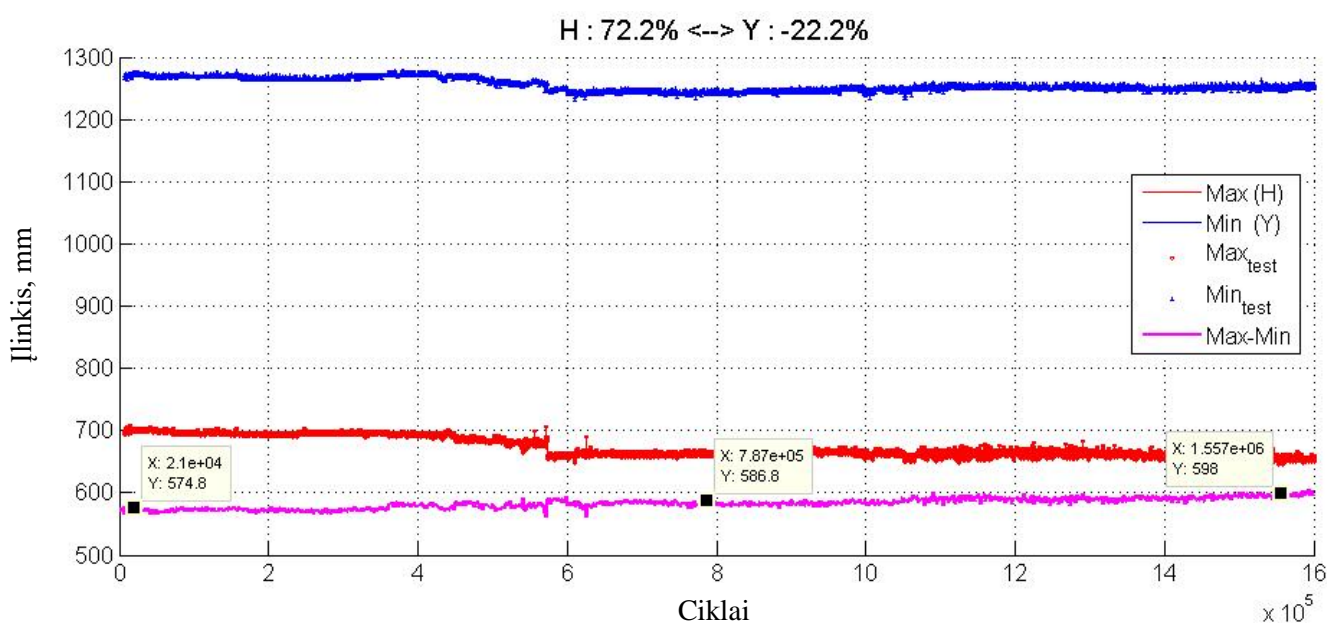


2.7 pav. Lonžerono delaminacijos pažeidimai prie lonžerono galo [20]

Tai buvo atlikta mechaniniu būdu pašalinant dalį išorinių stiklo pluošto sluoksnių. Šiam procesui buvo pasirinktas dešinysis sparnas, atsižvelgiant į didesnį galimų delaminacijos vietų skaičių. Atlikus patikrinimą buvo nustatyta, jog lonžerono lentynų anglies strypeliai nepažeisti, o delaminacijos susidarė tik išoriniuose lonžerono stiklo pluošto sluoksniuose. Pašalinti stiklo pluošto sluoksniai buvo atstatyti ir ilgaamžiškumo bandymas buvo tęsiamas toliau.

Sparnas nesuiro ir likusio bandymo dalies metu. Buvo įrodytas jo ilgaamžiškumas 6000 skridimo valandų. Svarbu paminėti ir tai, jog jokie rimti pažeidimai lonžeronų sujungimo kaišiais vietose nepastebėti, kur įtempių koncentracija yra gana didelė.

Atsižvelgiant į stebėtų nuovargio pažeidimų, delaminacijų pobūdį, buvo nuspręsta ištirti jų įtaką bendram sparno konstrukcijos standumui. Tai buvo atlikta įvertinant kaip kito sparno įlinkis jį veikiant to paties dydžio apkrovai bandymo eigoje. Kadangi sparnas apkraunamas tiek teigiamomis, tiek neigiamomis apkrovomis, standumo analizei buvo pasirinktos teigiama ir neigiama spektro apkrovos. Analizės rezultatai pavaizduoti 2.8 pav.



2.8 pav. Sparno įlinkio priklausomybė nuo bandymo ciklų skaičiaus [20]

Grafikas vaizduoja sparno įlinkio priklausomybę nuo apkrovos ciklų skaičiaus, kuomet apkrova lygi spektro klasei H (72,2 % didžiausios apkrovos) ir spektro klasei Y (-22,2 % didžiausios apkrovos), bei poslinkių veikiant šioms apkrovoms skirtumą (violetinės spalvos kreivė). Kadangi H ir Y apkrovų ciklų skaičius apkrovos spektre nevienodas, eksperimentiniai duomenys programos MATLAB pagalba buvo aproksimuojami panaudojant funkciją „spline“ [23]. Tuomet buvo galima apskaičiuoti įlinkių skirtumus.

Iš grafiko matyti, kad viso bandymo metu sparno standumas pamažu mažėjo, o įlinkis didėjo. Bandymo pabaigoje jis buvo 23,2 mm didesnis nei pradžioje. Taip galėjo nutikti dėl delaminacijų ir mikrotrūkimų susidarymo sparno konstrukcijai vargstant.

2.3. Sklandytuvo sparno lonžerono kompozitinės konstrukcijos tyrimai

Norint pasiekti šio darbo tikslą, reikalingi duomenys, apibūdinantys kompozitinių medžiagų elgseną esant cikliniam apkrovimui. Nuovargio prognozavimui bei nuovargio bandymų pagreitinimui reikalingi eksperimentiniai tiriamų konstrukcijų duomenys. Atsižvelgiant į tai buvo pagaminti kelių tipų bandiniai, atlikti statiniai bei nuovargio bandymai, o eksperimentiniai rezultatai susisteminti ir išanalizuoti.

Kaip jau minėta, sklandytuvo LAK-17A ilgaamžiškumo bandymas buvo atliekamas dėl netradicinės jo sparno lonžerono lentynų konstrukcijos, todėl ir tiriamųjų bandinių konstrukcija ir medžiagos buvo pasirinktos siekiant atkartoti sklandytuvo konstrukciją.

2.3.1. Statiniai anglies pluošto strypelių bandymai

Labiausiai apkrauta sklandytuvo konstrukcija yra jo sparnas, o dar tiksliau – sparno lonžeronas. Sparnas eksploatacijos metu yra veikiamas kintančių lenkimo momentų, o šioms apkrovoms atspariausia jo konstrukcijos dalis yra lonžerono lentynos. Vertinant sklandytuvo atsparumą nuovargiui verta kalbėti būtent apie šią jo konstrukcijos dalį. Lenkiamo sparno lonžerono lentynos yra tempiamos ir gniuždomos. Didžiausių teigiamų perkrovų metu viršutinės lentynos yra gniuždomos, anglies strypeliai yra veikiami šlyties. Didžiausia pažeidimo rizika tampa delaminacija tarp strypelių.

Atsižvelgiant į šias ypatybes, siekiant nustatyti tokios kompozitinės konstrukcijos statinio ir ciklinio apkrovimo atsparumo savybes, buvo gaminami bandiniai pavaizduoti 2.9 pav. Siekiant atkartoti apkrovas susidarancias lonžerono lentynoje paveiksle pavaizduotos konstrukcijos bandiniai buvo išbandomi sukuriant šlyties apkrovas.

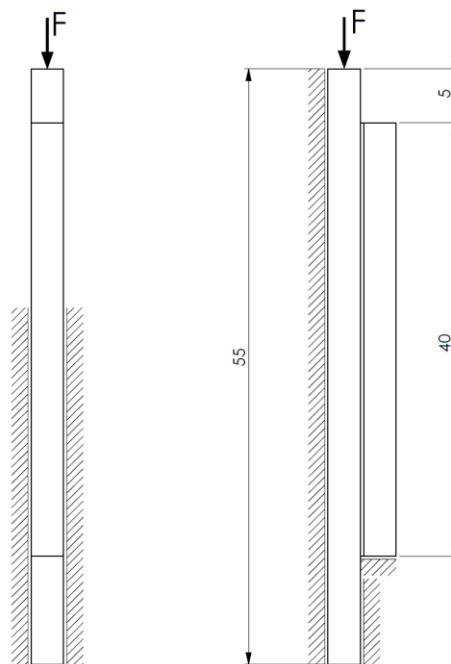
Bandinių gamybai naudoti 3x3 mm kvadratinio skerspjūvio anglies strypeliai. Jie tarpusavyje suklijuoti epoksidine derva L panaudojant CL kietintoją (ši derva taip pat naudojama sklandytuvo lonžerono gamybai).

Iš viso buvo pagaminti šeši bandiniai. Trims iš jų buvo atliktas terminis apdirbimas pagal gamintojo dokumentacijoje nurodytą programą – 5h 70 C° + 5h 80 C°. Taip šiuo bandymu buvo siekiama palyginti terminio apdirbimo įtaką suklijavimo stiprumui.



2.9 pav. Bandinys statikos bandymams

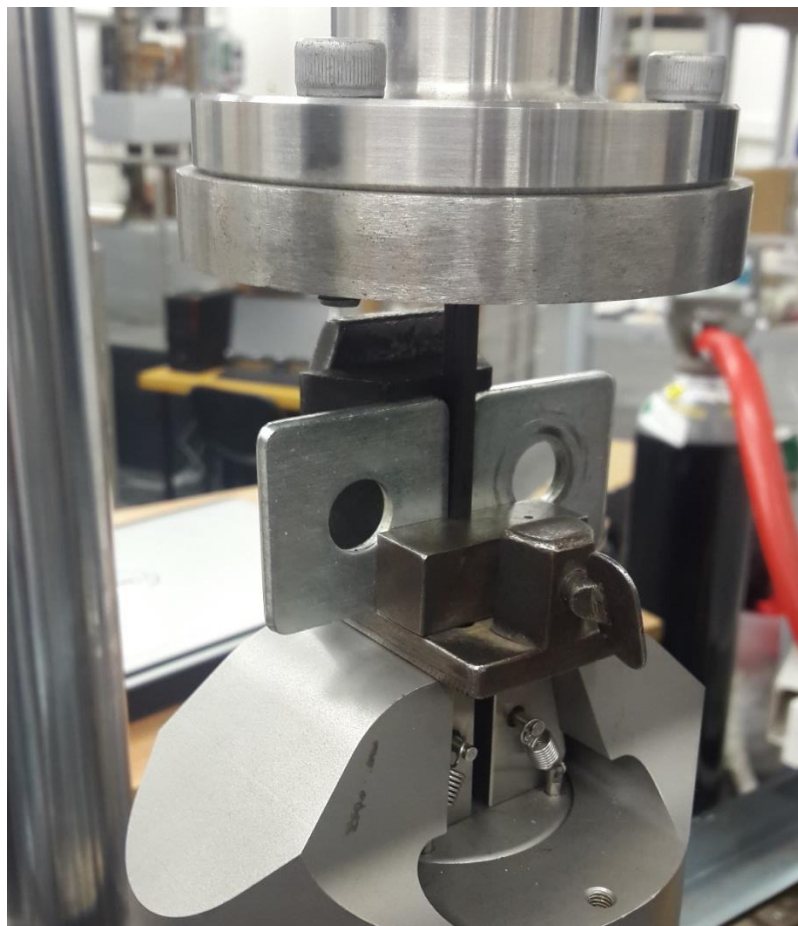
Terminis apdirbimas daro didelę įtaką epoksidinės dervos kietėjimui ir galutiniam stiprumui. Nepaėjus reikiamam kietėjimo laikui sustingusi derva būna trapi ir silpna. Pilnas reikiamas dervos susikristalizavimas įmanomas pasiekti ir kambario temperatūroje, bet tam reikalinga daug laiko. Siekiant pagreitinti gamybos procesą bandiniai buvo apdirbti termiškai specialioje krosnelėje pagal ankščiau nurodytą programą.



2.10 pav. Bandinio ir jo apkrovimo bei įtvirtinimo schema

2.10 paveiksle pavaizduota statinio bandymo schema. Kaip matyti paveiksle bandinys apkraunamas taip, kad suklijuotame paviršiuje susidarytų tangentiniai šlyties įtempiai. Bandinys įtvirtinamas taip, kad jame nesidarytų papildomi lenkimo momentai, kurie neigiamai įtakotų rezultatų tikslumą.

Bandymui naudotas specialus bandymo laikiklis, kuris pavaizduotas 2.11 pav.



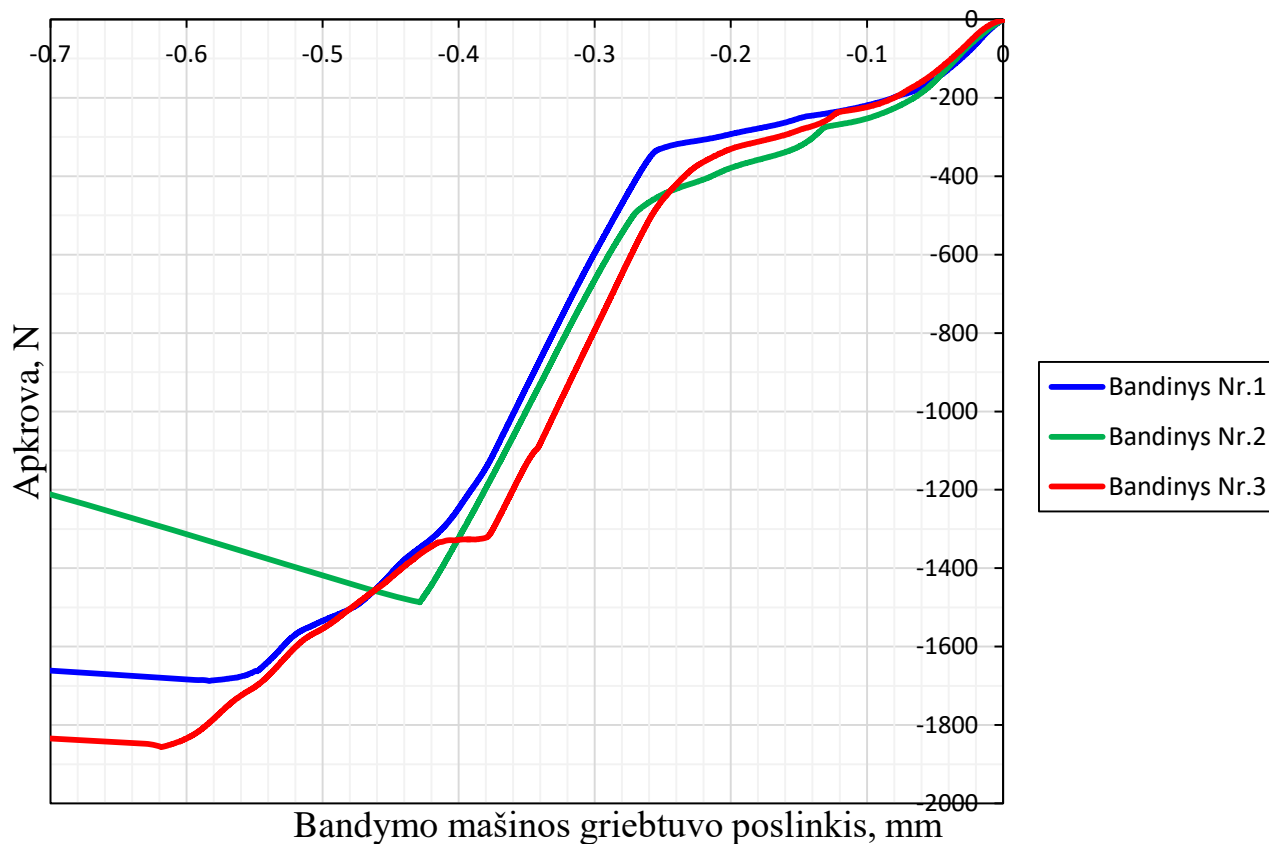
2.11 pav. Bandinys specialiame laikiklyje bandymo mašinoje

Bandymams naudota bandymų mašina Instron E10000. Visi šeši bandiniai buvo apkrauti statiškai, pastoviu greičiu didinant apkrovą iki bandinio suirimo. Apkrovos kitimo greitis – 100 N/min.

2.3.2. Statinių bandymų rezultatai

Atlikus bandymus gauti rezultatai. Paveiksluose 2.12 ir 2.13 pateikiamos bandinių be terminio apdirbimo ir su terminiu apdirbimu apkrovos jėgos priklausomybės nuo poslinkio grafikai. Grafikai nubrėžti panaudojant bandymo mašinos užregistruotus duomenis.

Iš grafiko galime matyti prie kokios apkrovos bandiniai suiro. Visi trys bandiniai be terminio apdirbimo, kaip ir tikėtasi, suiro per suklijuotą vietą.



2.12 pav. Bandinių be terminio apdirbimo apkrovos priklausomybės nuo mašinos poslinkio grafikas

Iš grafiko, pavaizduoto 2.12 pav. nustatytos bandinių suirimo apkrovos:

- $F_{1\max} = 1687,42 \text{ N}$;
- $F_{2\max} = 1486,83 \text{ N}$;
- $F_{3\max} = 1855,23 \text{ N}$;
- Žinant suklijavimo plotus ir šias jėgas galima nustatyti didžiausius šlyties įtempius pagal formulę:

$$\tau_U = \frac{F}{A}; \quad (2.1)$$

Čia:

- F yra jėgos dydis;
- A yra suklijuoto paviršiaus plotas.

Atlikus skaičiavimus gauti tangentiniai įtempiai:

- $\tau_{U1} = 13,820 \text{ MPa}$;
- $\tau_{U2} = 11,914 \text{ MPa}$;

- $\tau_{U3} = 15,120 \text{ MPa}$;

Siekiant įvertinti šių bandinių eksperimentinių rezultatų sklaidą, bandinių gamybos technologijos kokybę ir tinkamumą tolimesniems bandymams buvo apskaičiuotas variacijos koeficientas pagal formulę:

$$CV = \frac{s}{\bar{x}}; \quad (2.2)$$

čia:

- s – dispersija;
- \bar{x} – rezultatų vidurkis.

Dispersija apskaičiuojama pagal formulę:

$$s = \sqrt{\frac{(x_1 - \bar{x})^2 + \dots + (x_n - \bar{x})^2}{n - 1}}; \quad (2.3)$$

Atlikus skaičiavimus gauta:

- $\bar{x} = 13,618 \text{ MPa}$;
- $s = 1,61252$;
- $CV = 0,1184$.

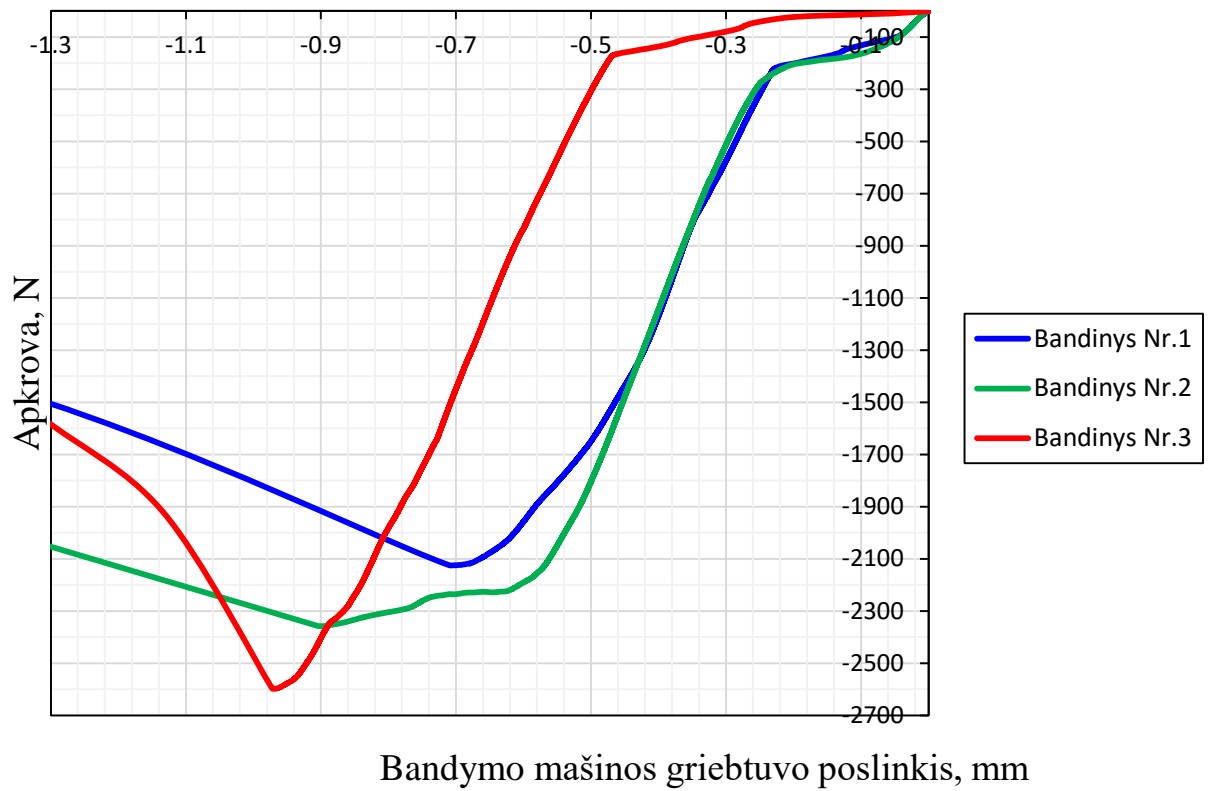
2.13 paveiksle pavaizduoti trijų, termiškai apdirbtų bandinių rezultatai. Atliekant bandinių su terminiu apdirbimu bandymus gauti šiek tiek netikėti rezultatai. Pirmieji du bandiniai suiro tarp strypelių įvykus ne delaminacijai, o nuskilus pačiam trumpesniajam strypeliui. Taip suiręs bandinys pavaizduotas 2.14 paveiksle. Suklijavimas pasirodė esąs stipresnis už patį strypelį. Trečiasis bandinys suiro kaip ir tikėtasi – per suklijavimą ir taip pat atlaikė didžiausią apkrovą iš visų trijų bandinių apdirbtų termiškai.

Iš grafiko, pavaizduoto 2.13 pav., nustatytos bandinių suirimo apkrovos:

- $F_{1\max} = 2125,14 \text{ N}$;
- $F_{2\max} = 2358,18 \text{ N}$;
- $F_{3\max} = 2597,18 \text{ N}$;

Pagal 2.1 formulę apskaičiuoti tangentiniai įtempiai:

- $\tau_{U1} = 17,491 \text{ MPa}$;
- $\tau_{U2} = 19,314 \text{ MPa}$;
- $\tau_{U3} = 20,962 \text{ MPa}$;



2.13 pav. Bandinių su terminiu apdirbimu apkrovos priklausomybės nuo mašinos poslinkio grafikas

Pagal 2.2 ir 2.3 formules apskaičiuoti statistiniai parametrai:

- $\bar{x} = 19,256$ MPa;
- $s = 1,736$;
- $CV = 0,0902$;



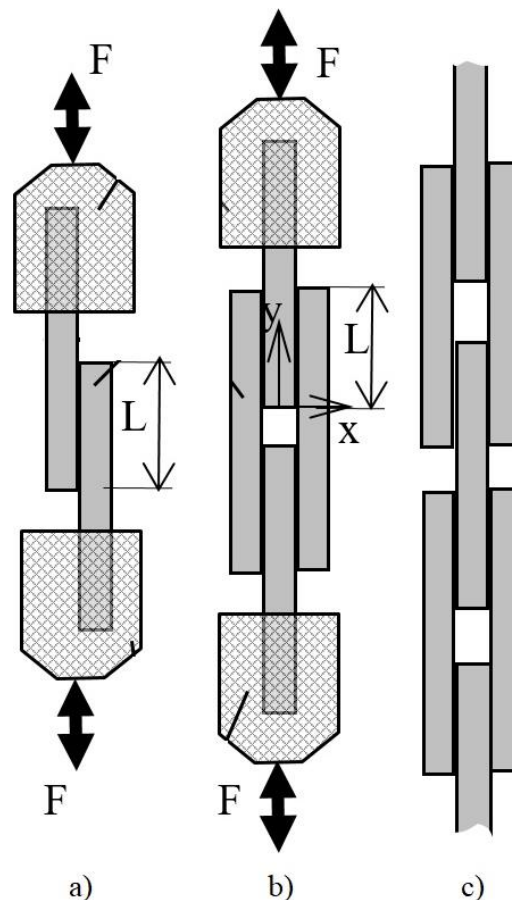
2.14 pav. Bandinys su bandymo metu nuglemžtu trumpesniuojų strypeliu

Kaip matyti iš rezultatų, termiškai neapdirbtų bandinių variacijos koeficientas – 11,84%, termiškai apdirbtų – 9,02%. Atsižvelgiant į kompozitinių struktūrų heterogeniškumą ir bandinių gamybos netikslumus galime teigti, jog bandymo rezultatų sklaida yra pakankamai maža. Toks bandinys galėtų būti naudojamas tolimesniems nuovargio bandymams, tikintis patikimų rezultatų.

Lyginant termiškai apdirbtų bandinių vidutinį tangentinį įtempį (19,256 MPa) su neapdirbtų bandinių įtempį vidurkiu (13,618 MPa) apskaičiavus matome, kad termiškai apdirbtųjų stiprumas yra vidutiniškai 29,3% didesnis.

2.3.3. Anglies pluošto strypelių nuovargio bandymai

Kompozitinės konstrukcijos nuovargio bandymams buvo gaminami šiek tiek kitokios konstrukcijos bandiniai. Taip elgtasi dėl to, kad ankstesniame skyriuje aprašytus bandinius galima aprauti tik viena kryptimi. Naudojant tokią bandymo schema nuovargio bandymams nebūtų įmanoma išgauti norimo apkrovos asimetrijos koeficiento. 2.15 paveiksle pateiktos nuovargio bandymams naudotų bandinių, jų apkrovimo bei tvirtinimo schemas.



2.15 pav. Nuovargio bandymams naudoti bandiniai [21]

Bandiniai buvo gaminami panaudojant tokias pačias medžiagas ir gamybos technologiją kaip ir bandiniai statiniams bandymams. Nuovargio, kaip ir statiniai, bandymai buvo atliekami elektromechanine INSTRON E10000 bandymų mašina.

Kaip matoma 2.15 paveiksle, nuovargio bandymams naudoti vienpusio ir dvipusio suklijavimo bandiniai. Visų tipų bandiniai bandymo mašinoje buvo įstatomi juos tiesiogiai tvirtinant mašinos griebtuvuose. Grandinėlės tipo bandinys papildomai buvo įstatomas į aliuminio vamzdelį su polietileningais įdėklais, taip siekiant užtikrinti bandinio stabilumą apkrovos metu. Bandinių darbinės suklijuotos zonos ilgis L yra lygus 20 mm.

Iš pradžių nuovargio bandymams naudoti vienpusiai bandiniai (žr. 2.15 pav. a)). Atsižvelgiant į tai, jog tokiuose bandiniuose apkrovimo metu, dėl bandinio geometrijos, bandinyje susidaro ne tik šlyties įtempiai, bet ir nedideli lenkimo momentai, siekiant tikslesnių rezultatų buvo pradėti naudoti dvipusiai bandiniai (žr. 2.15 pav. b)). Dar vėliau, atsižvelgiant į bandymų trukmę, buvo naudojami dvipusiai, grandinėlės tipo bandiniai (žr. 2.15 pav. c)). Tokio tipo bandinio vaizdas pateiktas 2.16 pav.



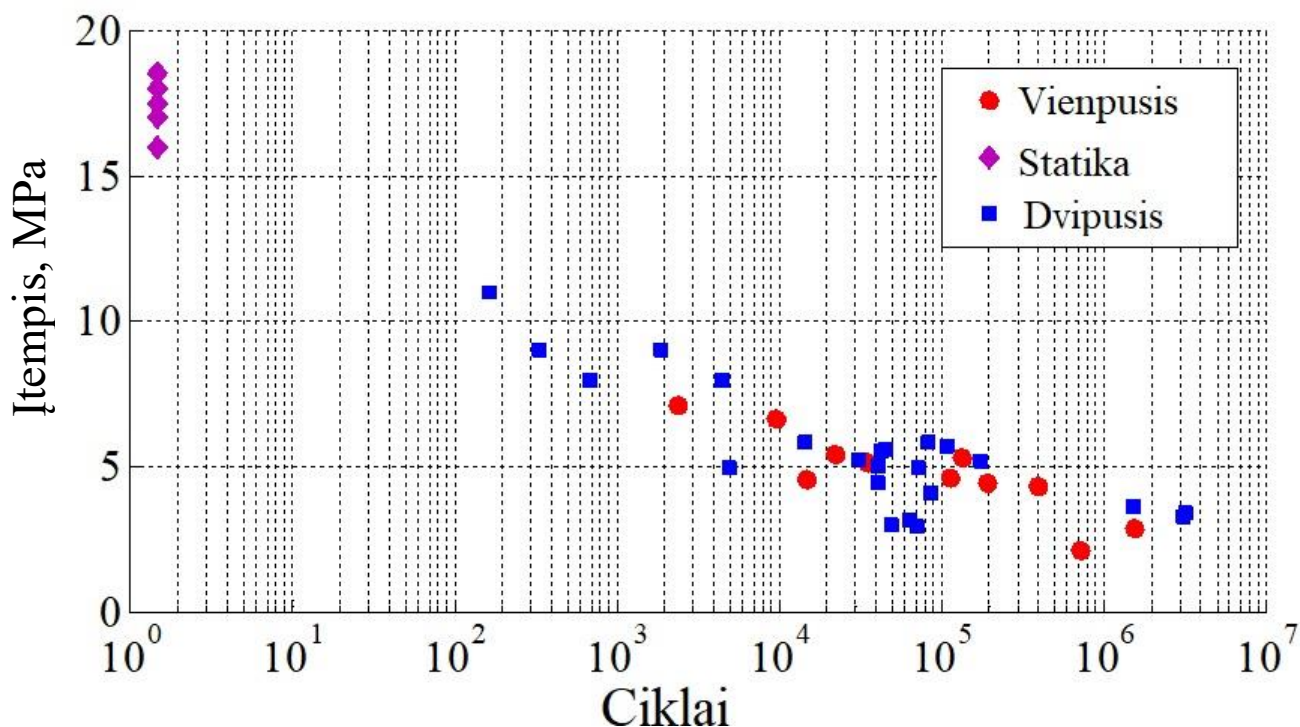
2.16 pav. Dvipusis grandinėlės tipo bandinys

Tokio tipo bandinio gamyba trunka greičiau, nei atitinkamo kiekio prieš tai naudotų dvipusių bandinių. Pats nuovargio bandymas, naudojant tokius bandinius, vyksta greičiau, nes vienai grandinėlės daliai suirus nereikia į bandymo mašiną montuoti naujo bandinio. Taigi šis bandinys leido žymiai sumažinti bandymo trukmę.

Bandymo mašinoje tvirtinant dvipusius bandinius buvo užtikrinamas jėgos krypties ir bandinio ašies skirtumas ne didesnis negu $\pm 0.5^\circ$. Nuovargio bandymuose apkrovimas buvo atliekamas 20 Hz dažniu cikliškai kintant jėgai su ciklo asimetrijos koeficientu - 0.5. Bandymų metu buvo matuojamas bandinio pailgėjimas pagal bandymo mašinos viršutinio griebto padėtį. Bandymo metu buvo užrašomi apkrovimo ciklai tokia seka: 1, 2, ...10, 20, ... 100, 200, ... , 1000, 2000, Tokia pat seka buvo užrašomos ir ciklų didžiausios jėgos ir poslinkio reikšmės. Bandiniui nutrūkus yra išsaugojamas vienas tūkstantis paskutiniųjų ciklų. Iš viso buvo panaudoti išbandyti 34 bandiniai.

2.3.4. Nuovargio bandymų rezultatai

Nuovargio bandymų rezultatai pateikti 2.17 paveiksle. Paveiksle vaizduojamame grafike pavaizduota kompozitinės konstrukcijos suirimo įtampių priklausomybė nuo ciklų skaičiaus logaritminėje skalėje.



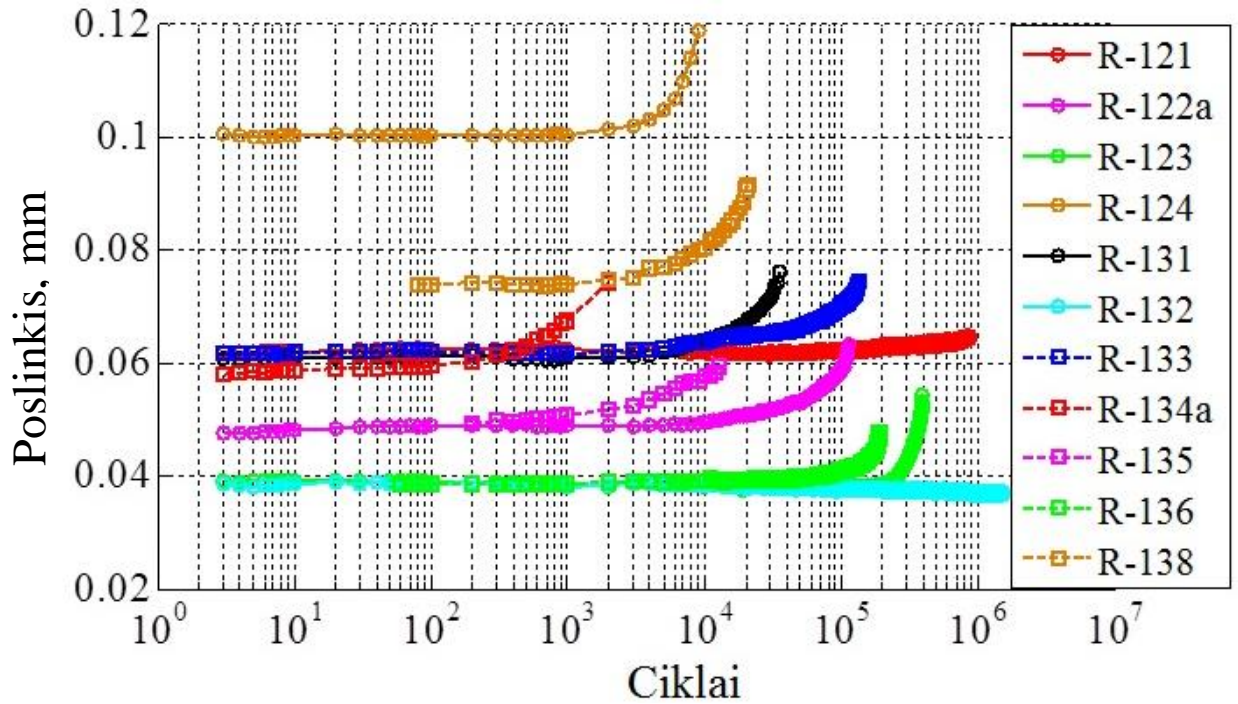
2.17 pav. Vienpusių ir dvipusių anglies pluošto strypelių bandinių nuovargio bandymo rezultatai [21]

Grafike papildomai pažymėtos statinių bandymų rezultatų reikšmės.

Pagal nuovargio bandymų rezultatus yra sudarytas bandinių pailgėjimo priklausomybių nuo ciklų skaičiaus grafikas. 2.18 pav. yra parodytas toks vienpusės adhezinės jungties grafikas. Jame galima pastebėti, kad bandinio irimas įvyksta, kuomet bandinio pailgėjimas padidėja apie 0,02 mm. Jungčių deformacijų priklausomybės nuo ciklų skaičiaus gali būti aprašytos matematinėmis išraiškėmis ir panaudotos jungčių irimo momento numatymui.

Anglies pluošto strypelių jungčių vaizdas po nuovargio suirimo yra parodytas 2.19 pav. Čia galima pastebėti, kad irimo pobūdis gali būti skirtingas. Irimų pobūdis yra adhezinis, kohezinis ir mišrus. Kai kuriais atvejais irimas vyksta strypelio viduje.

Iš nuovargio bandymų rezultatų matyti, kad bandiniai, kuomet įtempis buvo 3,34 MPa, suiro maždaug po 3000000 ciklų. Atsižvelgiant į tai, galima teigti, kad tokios reikšmės įtempis gali būti laikomas tokios jungties patvarumo riba – tai yra, kad jungties ilgaamžiškumas esant tokiems įtempiams yra begalinis.



2.18 pav. Bandinių poslinkio priklausomybė nuo ciklų skaičiaus. [21]

Gautieji bandymų rezultatai parodo anglies pluošto strypų statinio ir nuovargio irimo ypatumus, ir gali būti panaudoti kuriant tokių jungčių atsparumo modelius.



2.19 pav. Suirusių nuovargio bandinių vaizdas [21]

Svarbu paminėti, kad bandymų rezultatams svarbią įtaką daro bandinių gamybos sąlygos: paviršių paruošimas, dervos klampumas, kietėjimo greitis, jungčių suspaudimo jėga suklijavimo metu, bandinių terminio apdirbimo parametrai.

3. SKAIČIUOJAMOJI DALIS

3.1. Anglies pluošto strypelių jungties ilgaamžiškumo prognozavimo modelis

Kaip jau minėta ankstesniame skyriuje, tirtų jungčių deformacijų priklausomybės nuo ciklų skaičiaus gali būti panaudotos irimo momento numatymui.

Cikliškai apkraunant bandinį jo deformacijos ilgą laikotarpį išlieka pastovaus dydžio. Jos ima keistis, kuomet kontakto zonoje atsiranda ir vis didėja plyšys. Tai matoma iš grafiko 2.18 pav. Bandinio ilgio pokyčio priklausomybė nuo ciklų skaičiaus gali būti išreikšta lygtimi [21]:

$$\delta(N) = a_1 e^{a_2 \log N} + a_3 e^{a_4 \log N} \quad (3.1)$$

čia:

- $\delta(N)$ - bandinio deformacijos priklausomybė nuo ciklų skaičiaus;
- N – ciklų skaičius;
- a_1, \dots, a_4 – regresijos koeficientai.

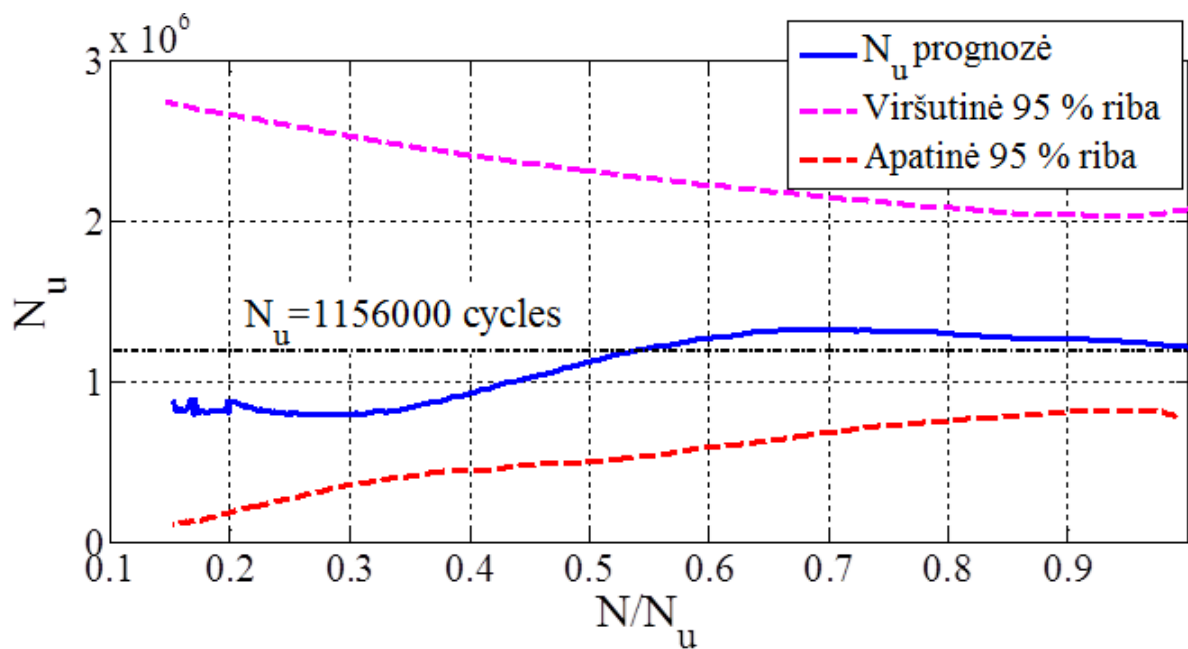
Lentelėje 3 yra pateikti 2.18 paveiksle aprašytų bandinių regresijos ir koreliacijos koeficientai. Matome, kad nepriklausomai nuo irimo ciklų skaičiaus pateikta funkcija gerai aprašo deformacijos priklausomybę nuo ciklų skaičiaus. Priėmus, kad pasiekta ribinė deformacija δ_u yra vienoda esant visiems apkrovimo lygiams, kuriuos atitinka pradinė deformacija δ_0 , galima apskaičiuoti irimo ciklų skaičių N_u iš lygties [21]:

$$\delta_u - \delta_0 = a_1 (e^{a_2 \log N_u} - e^{a_2}) + a_3 (e^{a_4 \log N_u} - e^{a_4}) \quad (3.2)$$

3 Lentelė. Vienpusio suklijavimo anglies strypų bandinių regresijos, koreliacijos koeficientai [21]

Band.	N_u	Regresijos koeficientai ir jų pasikliautinosios ribos				R^2
		a_1	a_2	a_3	a_4	
R141	700	0,118 (0,115; 0,1208)	-0,0490 (-0,0678; -0,0301)	2,39e-05 (2,54e-06; 4,54e-05)	2,49 (2,21; 2,78)	0,999
R138	21000	0,0742 (0,0732; 0,0752)	-0,00181 (-0,00785 ; -0,00422)	9,72e-08 (-3,78e-08; 2,32e-07)	2,79 (2,47; 3,10)	0,995
R143	1156000	0,0334 (0,0332; 0,0337)	-0,00598 (-0,00770; -0,00426)	2,91e-12 (1,81e-12; 4,01e-12)	3,65 (3,59; 3,71)	0,992

3.1 paveiksle yra parodyta kaip kinta numatomas jungties ilgaamžiškumas bandymo eigoje pagal bandinio deformacijos matavimų rezultatus. Čia taip pat yra parodytos ir prognozių 95 % pasikliautinos ribos, apskaičiuotos programa MATLAB. Iš jų matosi, kad jau nuo pusės ciklų skaičiaus, atitinkančio bandinio suirimą, gaunamos tikslios suirimo momento prognozės. Tai rodo, kad pagal deformacijų matavimus galima numatyti tokių jungčių ilgaamžiškumą.



3.1 pav. Ilgaamžiškumo prognozės tikslumas [21]

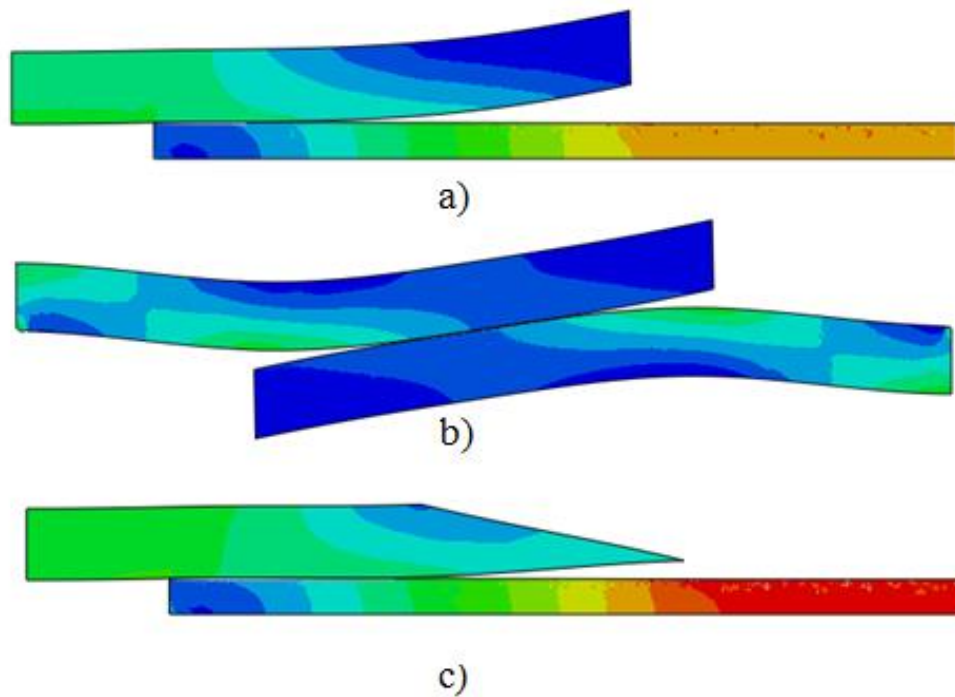
Taigi parinktą regresinę funkciją gana patikimai galima naudoti ilgaamžiškumo prognozavimui, net ir tada, kuomet prognozėms naudojami eksperimentiniai duomenys nėra gauti bandiniui visiškai suirus.

3.2. Skaitinis anglies pluošto strypelių modelis

Analitiniai modeliai, yra svarbūs, siekiant suprasti ir apibūdinti adhezinių jungčių būseną, įtempių ir deformacijų pasiskirstymą, geometrinių parametrų ir medžiagų savybių įtaka adhezinių jungčių stiprumui ir ilgaamžiškumui. Jie taip pat yra naudingi, kai reikia atlikti greitą analizę tiek mokslinių tyrimų, tiek pramonės reikmėms. Tačiau tikslesnis jungčių įvertinimas galimas, kuomet panaudojami skaitiniai metodai.

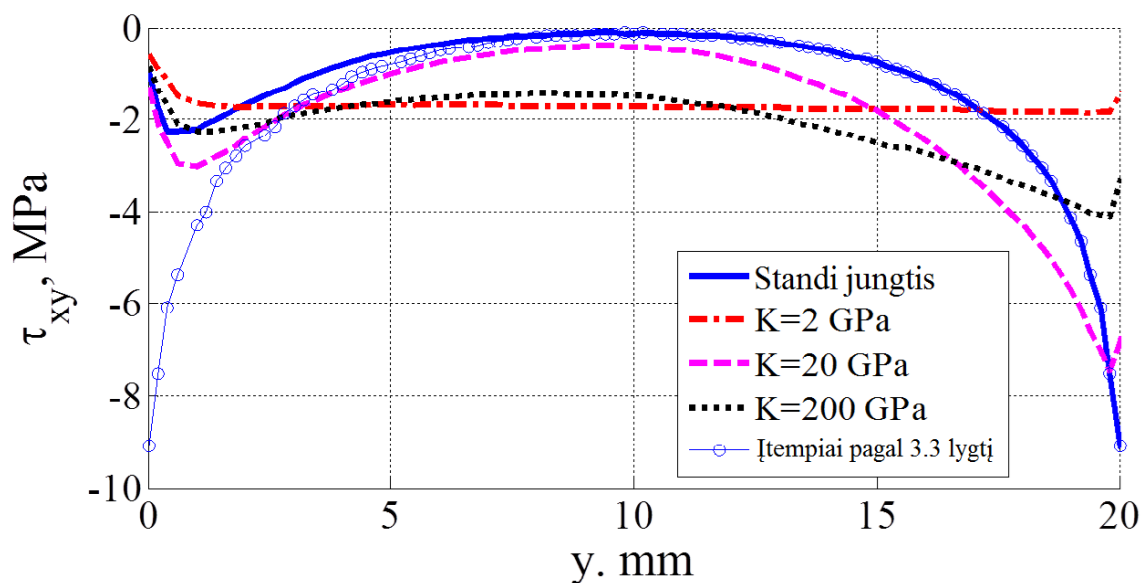
Šiame darbe skaičiavimams panaudota ABAQUS programa ir joje įdiegtas kohezinės zonos modelis. Šis būdas yra patogus, gana kompaktiškas atminties ir laiko resursų požiūriu. ABAQUS FEA sistemoje kohezinė sąveika apibrėžiama kaip paviršiaus sąveikos savybė ir gali būti taikoma modeliuojant atsisluoksniavimą. Sąveikos irimas yra apibūdinamas jo inicializacijos būseną ir irimo vyksmo savybėmis. Sąveikos mechaninės savybės apibūdinamos jos standumu ir stiprumu, o taip pat elgesiu prasidėjus irimui, kuris nusakomas energijos ir poslinkių parametrais [22].

Šiame darbe jungtis buvo modeliuojama 2D erdvėje panaudojant plokščius keturkampius ir trikampių baigtinius elementus. Analizuoti dvipusis ir vienpusis adhezinės jungties bandiniai, parodyti 3.2 pav.



3.2 pav. Vienpusių ir dvipusių jungčių bandinių deformacijos vaizdai ABAQUS sistemoje [21]

Dvipusiam bandinyje buvo priimta simetrija išilginės ašies atžvilgiu. Kontakto sąveika jungtyje – “Cohesion behaviour” ir “Damage”. Anglies pluošto strypai deformuojasi skirtingai esant vienpusei ir dvipusei jungtims. Vienpusėje jungtyje dėl žymaus lenkimo momento atsiranda gan reikšmingi normaliniai įtempiai statmena strypo ašiai kryptimi. Didelę įtaką įtempių būviui ir irimo pobūdžiui turi irimo inicializacijos ir tolesnio vyksmo parametrai. 3.3 pav. grafiškai vaizduoja tangentinių įtempių kitimą adhezinio kontakto zonoje.



3.3 pav. Tangentinių įtempių pasiskirstymas suklijavimo zonoje [21]

Grafike vaizduojamas programa ABAQUS apskaičiuotas dvipusių jungčių tangentinių įtempių pasiskirstymas vykstant tampriam deformavimui. Skaičiavimai buvo atlikti keičiant adhezinės jungties standumą K . Taip pat teorinio, vienalyčio, bandinio be kohezinės zonos įtempių pasiskirstymas (žr. 3.3 pav. mėlyna ištisinė kreivė). Rezultatų palyginimui grafike taip pat pavaizduotas vienpusės jungties įtempių pasiskirstymas apskaičiuotas pagal Golando ir Reissnerio išraiškas (žr. 3.3 pav. mėlyna taškuota kreivė). Golas ir Reissneris, esant tampriam medžiagų deformavimui, pasiūlė vienpusės jungties tangentinių įtempių pasiskirstymą aprašyti funkcija [19]:

$$\tau_{xy} = -\frac{F}{4L} \left(\frac{\beta L}{2t} (1 + 3k) \frac{\cosh \frac{\beta y}{t}}{\cosh \frac{\beta L}{2t}} + 3(1 - k) \right) \quad (3.3)$$

kur:

$$\beta = \sqrt{\frac{8G_a t}{E t_a}} \quad (3.4)$$

$$k = \frac{\cosh(u_2 L/2)}{\cosh(u_2 L/2) + 2\sqrt{2} \sinh(u_2 L/2)} \quad (3.5)$$

$$u_2 = \sqrt{\frac{3(1 - \nu^2)}{2} \frac{1}{t} \frac{F}{tE}} \quad (3.6)$$

čia:

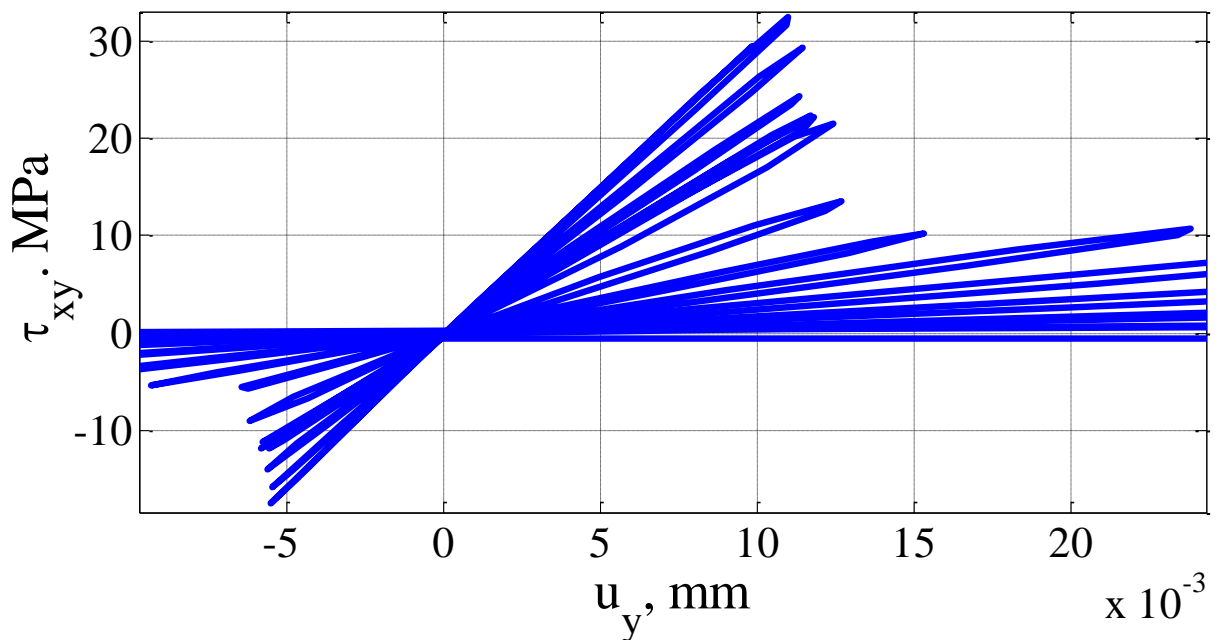
- F – jėga;
- L – kontakto zonos ilgis;
- t, t_a – strypo ir adhezinio sluoksnio storiai;
- E, G, E_a, G_a – strypelių ir adhezinio sluoksnio medžiagų tamprumo ir šlyties moduliai;
- ν – strypelių Puasono koeficientas.

Išraiška pateikta 3.3 formulėje galioja, kuomet užtikrinamos sąlygos:

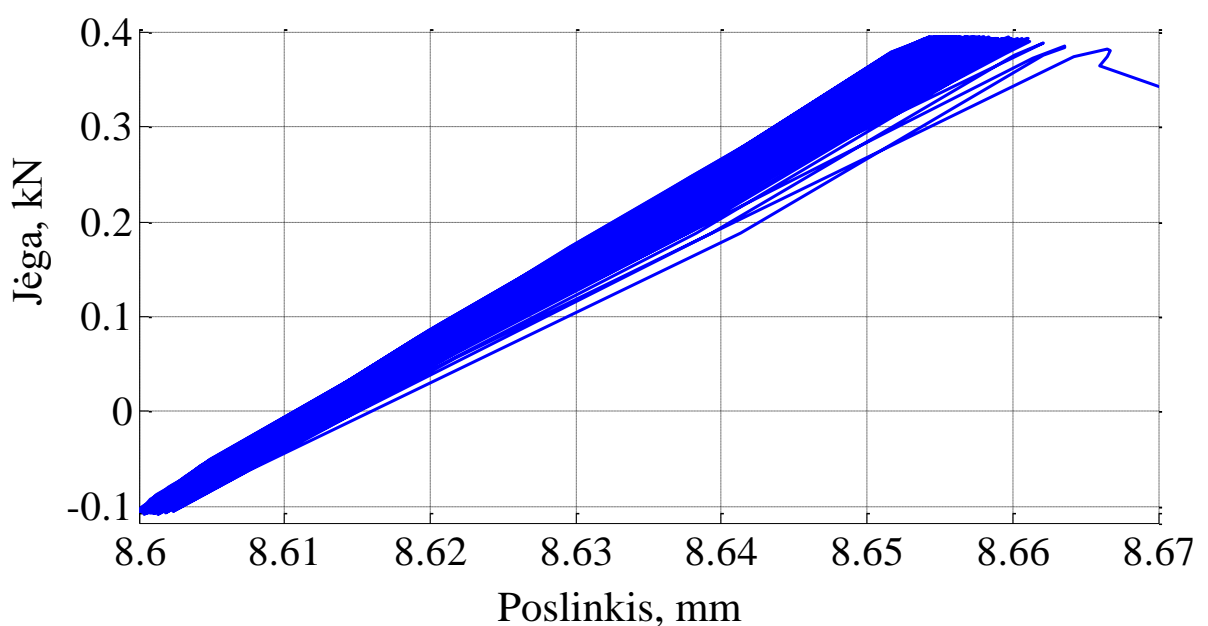
$$\frac{tE_a}{t_a E} < 0,1; \quad \frac{tG_a}{t_a G} < 0,1 \quad (3.7)$$

Kaip matyti iš grafiko 3.3 pav., įtempių koncentracijos lygis labai priklauso nuo adhezinės jungties standumo. Esant standžiai jungčiai gaunamas didelis įtempių netolygumas, o kuomet standumas atitinka epoksidinės dervos savybes, įtempių pasiskirstymas yra gana tolygus.

Programa ABAQUS taip pat buvo sudarytas dvipusės jungties nuovargio skaitinis modelis. Skaičiavimo ir eksperimentiniai duomenys lyginami 3.4 ir 3.5 paveiksluose.



3.4 pav. Dvipusės jungties įtempių kitimas ciklinio apkrovimo metu apskaičiuotas programa ABAQUS [21]



3.5 pav. Dvipusės jungties eksperimentiniai nuovargio bandymo rezultatai [21]

3.4 paveiksle pavaizduota kaip kinta deformavimo kilpos dvipusėje jungtyje irimo metu didėjant plyšiui ir jungčiai suyrant per 20 ciklą. 3.5 paveiksle yra pateiktas dvipusės jungties bandinio irimo įrašas INSTRON E10000 bandymo mašina bandiniui, kuris suiro po 10000 ciklą.

Lyginant paveiksluose pateiktus grafikus, matome, kad skaitiniame modelyje poslinkis pradeda greitai didėti pasiekus 0,015 mm poslinkį. Reikia įvertinti, kad realioje konstrukcijoje jungtis, pasiekus šį poslinkį, suirs. Eksperimentinių rezultatų grafike tokio eksponentinio poslinkio didėjimo nematome.

4. DARBO APIBENDRINIMAS

Darbe atlikta sklandytuvų kompozitinių konstrukcijų apžvalga, išnagrinėti sklandytuvų ilgaamžiškumo bandymai, jų metodai, reikalavimai, įranga. Taip pat nagrinėta kohezinė sąveika kompozituose, kohezijos parametru panaudojimas kompozitinių konstrukcijų stiprumo skaičiavimams. Apžvelgti analitiniai ir skaitiniai kompozitinių konstrukcijų ilgaamžiškumo prognozavimo metodai.

Išanalizuotas sklandytuvo LAK-17A nuovargio bandymas. Išanalizuoti ir aprašyti sklandytuvo sparno konstrukcijos nuovargio pažeidimai. Apskaičiuoti sparno standumo pokyčiai nuovargio bandymo eigoje. Sparno įlinkis, esant tai pačiai apkrovai, bandymo pabaigoje buvo 23,3 mm didesnis nei bandymo pradžioje.

Parinkti, pagaminti ir išbandyti bandiniai, siekiant ištirti sklandytuvo LAK-17A kompozitinės lonžerono lentynos konstrukcijos nuovargio irimo ypatumus. Atlikti statiniai bei nuovargio anglies pluošto strypelių, suklijuotų epoksidine derva, bandymai. Atliekant statinius bandymus palyginti bandiniai su ir be terminio apdirbimo. Nustatyta, kad vidutinis termiškai apdirbtų bandinių stiprumo įtempis 29,3 % didesnis nei bandinių be terminio apdirbimo. Iš nuovargio bandymų rezultatų nustatyta bandinių patvarumo riba – 3,34 MPa. Gautieji bandymų rezultatai parodo angliaplasčio strypų statinio ir nuovargio irimo ypatumus, ir gali būti panaudoti kuriant tokių jungčių atsparumo modelius.

Remiantis eksperimentiniais rezultatais, bandinių deformacijos priklausomybe nuo ciklų skaičiaus, pasiūlytas analitinis tirtos konstrukcijos ilgaamžiškumo prognozavimo modelis, aprašytas regresine funkcija. Įvertintas modelio tikslumas.

Programa ABAQUS sumodeliuotas tirtų bandinių skaitinis statinių skaičiavimų modelis. Apskaičiuotas tangentinių įtempių pasiskirstymas adhezinėje zonoje. Nustatyta, kad jis stipriai priklauso nuo epoksidinės dervos savybių, konkrečiai standumo. Patikimam šio modelio naudojimui atliekant skaičiavimus, būtina žinoti tikslias epoksidinės dervos mechanines savybes. Taip pat programa ABAQUS sudarytas nuovargio pažeidimo skaičiavimo modelis. Palyginus skaičiavimų ir eksperimentinius rezultatus, prieita išvados, jog skaitinis modelis nevisai tiksliai prognozuoja konstrukcijos elgseną po suirimo – konstrukcija nesuyra, bet pradeda stipriai deformuotis. Nepaisant to, suirimo ciklų skaičių galima nustatyti pakankamai tiksliai.

Darbe atliktais tyrimais buvo suformuota angliaplasčio strypų kompozitinių konstrukcijų mechaninių savybių duomenų bazė. Pasiūlyti analitiniai ir skaitiniai BEM statikos skaičiavimų ir ilgaamžiškumo prognozavimo modeliai gali būti panaudoti realių sklandytuvų konstrukcijų projektavimo ir eksploatacijos reikmėms.

Tyrimo rezultatai taip pat gali būti panaudoti sklandytuvo nuovargio bandymo pagreitinimui. Turint daugiau duomenų apie sklandytuvo įtempių ar deformacijų pasiskirstymą sparno lonžerono konstrukcijoje, pasinaudojant nustatytos nuovargio kreivės duomenimis būtų galima nustatyti,

kokioms bandymo apkrovoms veikiant sparno konstrukcijoje susidaro įtempiai ar deformacijos, lygios ar mažesnės nei patvarumo riba. Nustačius šias apkrovas, iš apkrovos spektro būtų galima pašalinti šiomis apkrovomis veikiančius ciklus. Tai būtų mažiausios spektro apkrovos. Ciklą su šiomis apkrovomis spektre yra daugiausiai, todėl jų pašalinimas leistų žymiai pagreitinti sklandytuvo nuovargio bandymą.

Darbe atlikti tyrimai, eksperimentai bei jų rezultatai pristatyti straipsniuose mokslinėse konferencijose. Sklandytuvo sparno nuovargio bandymo rezultatų analizė pristatyta tarptautinėje konferencijoje „Transport means 2017“ (žr. 1 priedą). Angliaplasčio strypų mechaninių savybių tyrimai, analitinis ir skaitinis ilgaamžiškumo prognozavimo modeliai pristatyti konferencijoje „Mechanika 2018“ (žr. 2 priedą).

IŠVADOS

1. Išnagrinėtos kompozitinių sklandytuvų konstrukcijos, sklandytuvų ilgaamžiškumo bandymai, jų metodai, reikalavimai, įranga. Išanalizuoti analitiniai kompozitinių konstrukcijų ilgaamžiškumo prognozavimo metodai.
2. Atliktas sklandytuvo LAK-17A sparno nuovargio bandymas. Įrodytas 6000 skridimo valandų ilgaamžiškumas.
3. Atlikta sklandytuvo LAK-17A sparno nuovargio bandymo analizė – apskaičiuota sparno įlinkio priklausomybė nuo jėgos bandymo eigoje. Sparno įlinkis bandymo pradžioje ir pabaigoje skyrėsi 23,2 mm.
4. Pagaminti ir išbandyti sparno lonžerono lentynos kompozitinės konstrukcijos bandiniai panaudojant anglies pluošto strypus ir epoksidinę. Pasiūlyta bandymo metodika ir įranga leidžianti gauti patikimus rezultatus.
5. Atlikus statikos bandymus nustatyti vidutiniai bandinių stiprumo tangentiniai įtempiai - 19,256 MPa termiškai apdirbtųjų ir 13,618 MPa bandinių be terminio apdirbimo. Termiškai apdirbtųjų stiprumas yra vidutiniškai 29,3% didesnis. Apskaičiuota statikos bandymų rezultatų sklaida - $CV = 9,8\%$.
6. Atlikus bandinių nuovargio bandymus, gautos nuovargio kreivės, pailgėjimo priklausomybių nuo ciklų skaičiaus grafikas. Nustatyta bandytos jungties patvarumo riba – 3,43 MPa.
7. Remiantis eksperimentų rezultatais sudarytas analitinis tirtų vienpusės ir dvipusės adhezijos angliaplasčio strypų bandinių nuovargio pažeidimo prognozavimo modelis.
8. Sudaryti tirtų bandinių skaitinis baigtinių elementų metodo modeliai, skirti statinių ir ciklinių apkrovų uždavinių skaičiavimui. Rezultatai patikrinti lyginant su analitinio skaičiavimo rezultatais. Skaitiniu metodu apskaičiuoti įtempiai kontakto zonoje pasiskirsto ne taip tolygiai lyginant su apskaičiuotais analitiškai. Nustatyta, jog skaičiavimų tikslumas priklauso nuo irimo modelio parametrų.
9. Darbe nustatytos kompozitinės konstrukcijos mechaninės savybės bei pasiūlyti bandymo metodai gali būti panaudoti tolimesniems bandymams ir tyrimams siekiant nustatyti mažų apkrovų ciklinio apkrovimo įtaką bendram konstrukcijos atsparumui. Tai galėtų tapti pagrindu siekiant pagreitinti kompozitinių konstrukcijų sklandytuvų nuovargio bandymus.

LITERATŪRA

1. JUOČAS, K. LAK-17A wing fatigue testing program. UAB „Spotinė aviacija“, 2008. 15p.
2. LAK-17A [interaktyvus]. 2012. [žiūrėta 2018-04-09]. Prieiga per:
<https://web.archive.org/web/20120313091523/http://www.lak.lt/production/LAK-17A.html>
3. Maintenance manual for the LAK-17A sailplane. UAB „Spotinė aviacija“, 2006. 135p.
4. KENSCHKE, Ch. Fatigue test of a sailplane wing in CFRP construction. *Technical soaring*. Stuttgart: DFVLR WB-BK, 1982, pp. 114-127.
5. FLORIO, F. Airworthiness: an introduction to aircraft certification. First edition. Oxford: Elsevier, 2006. ISBN 9780750669481.
6. KOSSIRA, H. Determination of load spectra and their application for keeping the operational life proof of sporting airplanes. ICAS-Proc. 8/1982; ICAS-82-2.8.2; pp 1330-1338.
7. CM-S-006. Notification of a Proposal to issue a Certification Memorandum: Certification, Type Design Definition, Material and Process Qualification for Composite Light Aircraft. EASA, 2015.
8. GEDEON, J. Standards for sailplane fatigue testing load programs and evaluation. *Technical soaring*. Budapest: Technical University, 1995, pp. 18-22.
9. KENSCHKE, Ch. Testing and certification of sailplane structures. *New developments in light aircraft engineering*. Stuttgart: Institute for structural research and design, German aerospace research establishment, 1985, pp. 287-294.
10. Interesting wing load test [interaktyvus]. 2018. [žiūrėta 2018-04-11]. Prieiga per:
<http://www.lu.fme.vutbr.cz/en/interesting-wing-load-test/>
11. BIGENIS, M. Sparno lonžerono pagaminto iš kompozitinių medžiagų resurso tyrimas. Baigiamasis magistro projektas. Kaunas: Kauno technologijos universitetas. 2015.
12. RODZEWICZ, M. Estimation of fatigue properties of composite structures. *Fatigue of aircraft structures*. Warsaw: Warsaw university of technology, 2010, vol. 1, pp. 87-97.
13. RODZEWICZ, M. Investigation of the glider load spectra. *Technical soaring*. Warsaw: Warsaw university of technology, 2007, vol. 31, pp. 2-12.
14. WAIBEL, G. SCHLEICHER, A., Safe life substantiation for a FRP-sailplane. *Technical soaring*. Poppenhausen: Segelflugzeugbau GmbH, 2002, vol. 26, pp. 56-61.
15. HORST, P. Documentation of the KoSMOS I loading function. Braunschweig: Institut für Flugzeugbau und Leichtbau. 2003.
16. VILLAVERDE, N. Variable mixe-mode delamination in composite laminate under fatigue conditions: testing and analysis. PhD Thesis. Girona: University of Girona. 2004.

17. OINONEN, A., MARQUIS, G. Shear decohesion of clamped abraded steel interfaces reinforced with epoxy adhesive. *International journal of adhesion & adhesives*. Aalto: Aalto university school of science and technology, 2011, vol. 31, pp. 550-558.
18. KENSCHÉ, Ch. Method of lifetime prediction for sailplane fibre structures. *Technical soaring*. Saint Auban sur Durance: XXV OSTIV Congress, 2002, vol. 26, pp. 44-50.
19. CAMPILHO, R. Strength Prediction of Adhesively Bonded Joints. First edition. CRC Press Taylor & Francis, 2017.
20. GRIŠKEVIČIUS, P., GUDELIAUSKAS, R., PETKEVIČIUS, K., TVASKUS, A. Fatigue test of LAK17A glider wing. *Transport Means 2017*. Kaunas: Kaunas university of technology, 2017, pp. 919-922.
21. GUDELIAUSKAS, R., LENDRAITIS, M., KOMMANABOINA, N., PETKEVIČIUS, K. Strength and durability of carbon fiber bars adhesive bonding. *Mechanika 2018*. Kaunas: Kaunas university of technology, 2018.
22. ABAQUS Documentation [interaktyvus]. [žiūrėta 2018-04-20]. Prieiga per: <http://abaqus.software.polimi.it/v6.14/index.html>
23. MATLAB. The Language of Technical Computing [interaktyvus]. Prieiga per: <https://se.mathworks.com/help/matlab/>

PRIEDAI

1 Priedas. Fatigue test of LAK17A glider wing

Fatigue test of LAK17A glider wing

R. Gudeliauskas¹, K. Petkevičius², P. Griškevičius³, A. Tvaskus⁴

¹Kaunas University of Technology, Studentų 56, 51424, Kaunas, Lithuania, E-mail: rokas.gudeliauska@ktu.edu

²Kaunas University of Technology, Studentų 56, 51424, Kaunas, Lithuania, E-mail: kazimieras.petkevicius@ktu.lt

³Kaunas University of Technology, Studentų 56, 51424, Kaunas, Lithuania, E-mail: paulius.griskevicius@ktu.lt

⁴Kaunas University of Technology, Studentų 56, 51424, Kaunas, Lithuania, E-mail: aloyzas.tvaskus@ktu.lt

Abstract

The results of fatigue tests of wing structure of composite glider LAK17A undertaken at the Kaunas university of technology. The specimens of the main joints of wings and the wing spar root were tested. The fatigue tests of the wings system was performed.

KEY WORDS: composite structures, fatigue testing, load spectrum, extension of service life.

1. Introduction

As means of transport evolve, so do the manufacturing technologies and structural materials. New materials allow new technical solutions to be applied and greater technical requirements to be fulfilled. While talking about air transport, whether it would be commercial or private, some of the most important structural materials nowadays are glass and carbon fiber reinforced plastic composites (GFRP, CFRP). Their low weight and high strength are greatly valued and opens new horizons for airplane development and performance improvement.

JSC “Sportinė aviacija” applied a new manufacturing technology for the wing spar caps of the glider LAK-17A, when they are made from round pultruded carbon fiber rods. Because of this unconventional technology the LBA requested to prove LAK-17A lifetime by making a fatigue test [1,2].

Different nature of flight and flight characteristics are well researched and documented for different types of aircraft. Loads throughout the flight are registered, information about them are gathered and saved. Nowadays there are a lot of reliable flight data measurements. This allows us to form an accurate load spectrum required for a specific fatigue test. In figure 1 an example of a glider load spectrum is given [3-5].

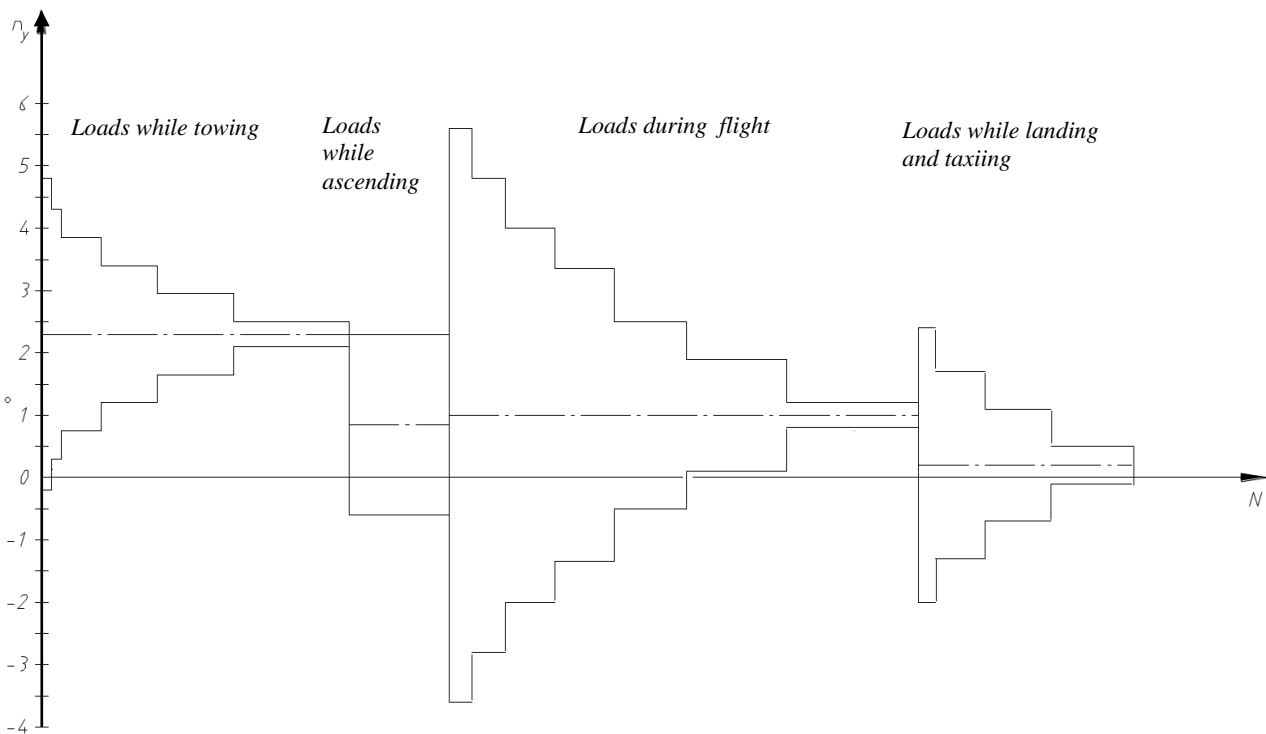


Fig. 1 Glider load spectrum by W. Thielemann and F. K. Franzmeyer [6]

Fatigue test of the gliders wing was done following the requirements listed in the testing program [1].

2. Fatigue test technical specification

The load spectrum for this fatigue test was generated from KoSMOS Markov matrix. It contains 32 different load classes that form a load alteration collective. The spectrum contains 1743154 load cycles and they correspond to 6000 flight hours.

The loading schematic and the view of the hydraulic testing equipment are shown below.

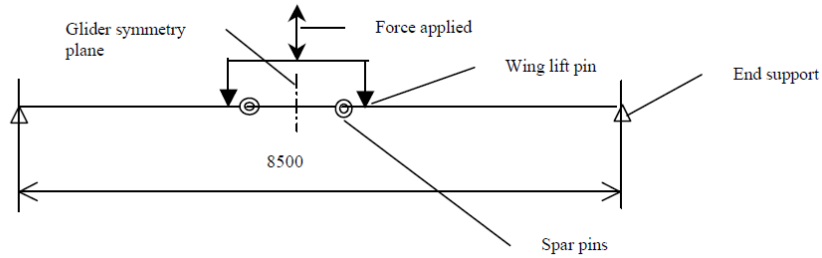


Fig. 2 Loading schematic of the testing equipment



Fig. 3 Testing equipment with the wing

The dependence of the bending moment M_{18} and the transverse force Q_{18} on the wing are shown in figure 4.

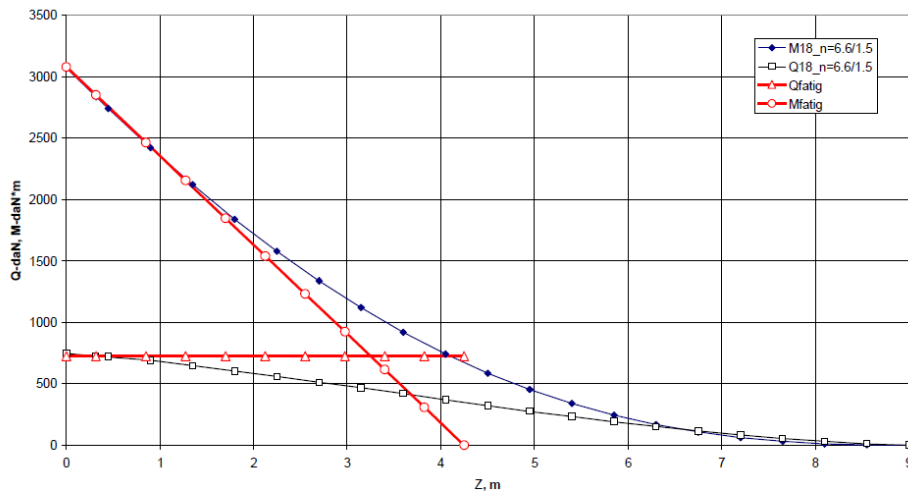


Fig. 4 Limit flight loads vs. fatigue test limit loads

The evaluations are based on distributed aerodynamic and weight loads. The test equipment, the diagram of which is shown in figure 2, is loaded at a center load, and the ends of the wings are fixed. In this case, the bending moment M_{fatig} and the transverse force Q_{fatig} in the wing specimen are distributed linearly. In choosing the dimensions and loads of the

wing specimen it was assumed that the bending moments and the transverse force in the specimen and the real wing were equal in size, as shown in figure 4. Comparison of the calculated loads and the load used for the test is shown in figure 4.

The maximum bending moment created at the wing root rib was $M_{\text{fatig}(z=0.316\text{m})} = 2851 \text{ daN}\cdot\text{m}$. Maximum shear force - $Q_{\text{fatig}(z=0.316\text{m})} = 725 \text{ daN}$. Force applied to the wing – 1449 daN. Loads were applied to the wing at a speed at which inertia forces from the structure had no affect on the reading of the load applied.

3. Test results

Throughout the course of the test the wing was being inspected visually as specified in the testing program. Possible areas of delamination were photographed and marked using different color markers depending on the stage of the test. These photographs are presented below. As visible in figure 5, black marked areas indicate damage that occurred after 550000 loadings, red marked – 1100000, blue marked – 1650000 loadings.

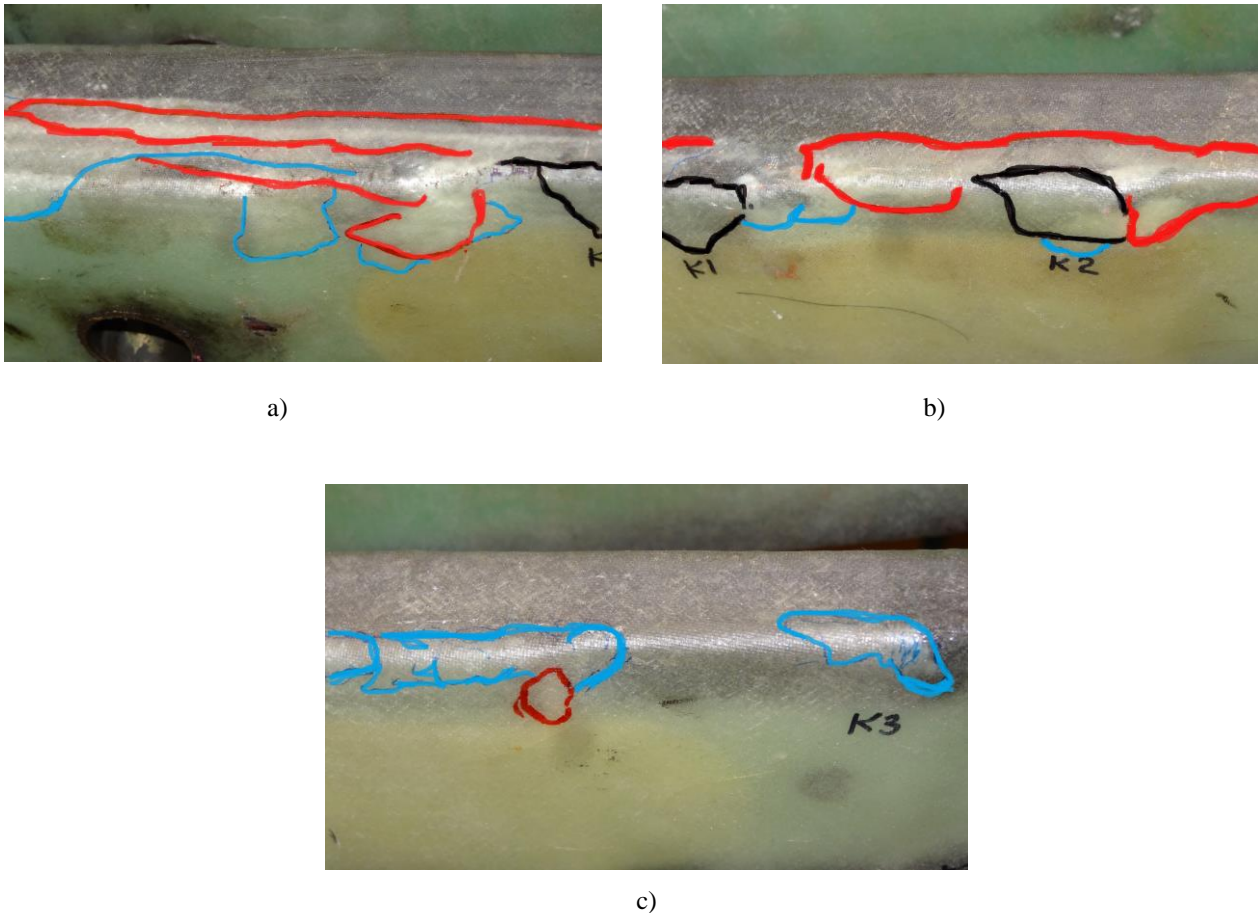


Fig. 5 Possible delaminations

The outlined delaminations majorly occurred at the highest points of stress as expected. These points are perpendicular edges and points in the spar structure that are caused by the “step-like” narrowing of the spar cross-section towards the spar end.

Though the wing spar did not show any clear signs of possible total breakage during the test, it was still decided to disassemble the wing from the testing ring after 1600000 loadings and inspect the condition of the spar caps. This was done by partially removing the outer layers of glass fiber. Left wing was selected for this inspection due to reasonably greater amount of possible delamination spots. After this inspection it was determined that there was no damaged caused to the spar caps carbon rods. The outer layers of the spar were repaired and the test was continued.

The wing withstood the remaining test and proved to be durable for 6000 flight hours. It is also worth mentioning, that no severe spar damage was detected at the spar pin joints, where stress is relatively high.

Graph in figure 6 shows wing deviation at certain loads and the difference of these values as a function of time. This dependence between these two parameters allows us to see if the stiffness of the structure changes throughout the course of the test. This graph shows the difference between the deflections of the center of the wing specimen at the load corresponding to the "H" mark ($0.722 F_{\text{max}}$) and at the load corresponding to the "Y" mark ($-0.222 F_{\text{max}}$). As the numbers of these loads in the test program are different, it was necessary to describe the results of the experiment with analytical expressions. These experimental points were approximated by splines. Then the deflection differences were calculated at the right time points.

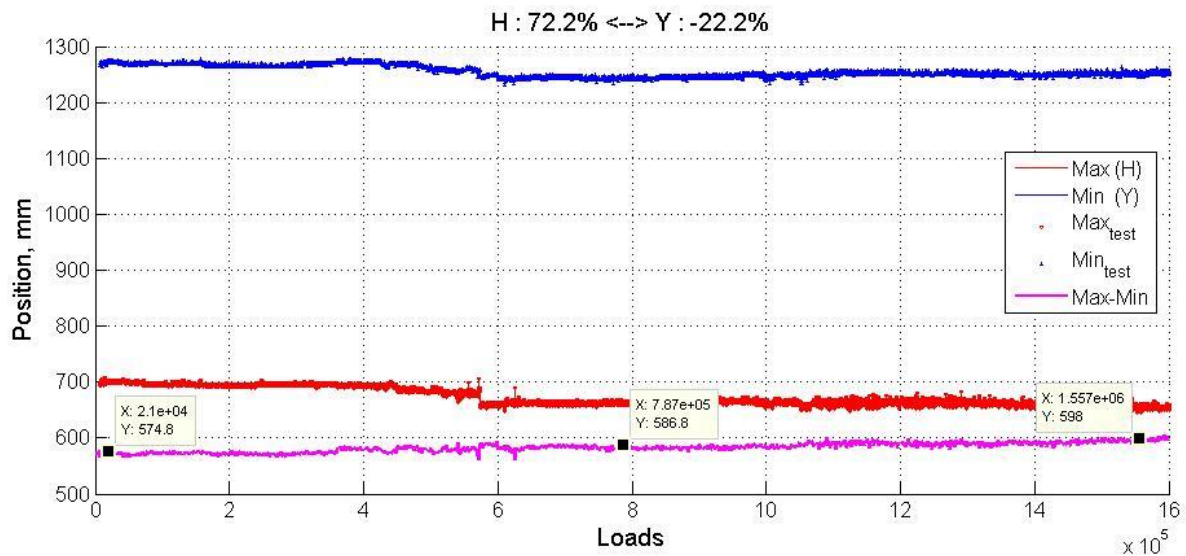


Fig. 6 Wing deviation throughout the course of the test

From the graph, it is seen that the difference in deflection during the test increased steadily and at the end of the test was approximately 23.2 mm. This may be caused by the formation of defects in the structure as delaminations and emerging microcracks.

4. Conclusions

The fatigue tests of the wings was performed after modification of hydraulic system of the test equipment.

This tests of the wing spar is based onto the load spectrum as a basis for the fatigue tests that consists of a variable load amplitude according KoSMOS 2 requirements. For the LAK17A glider wing a cumulated sum of loads was about 1 550 000, which is related to 18000 hours of the glider operation.

To sum up the situation with the test equipment the technical lifetime for sailplane temporary can be set 6000 flight hours.

Basing on the results the aviation authorities have approved the service life of the glider.

References

1. Juočas, K. 2013. LAK17A wing fatigue testing program. JSC "Sportinė Aviacija ir Ko", 17 p.
2. Juočas, K. 2008. Compliance statement report No.17A/22.627. Fatigue strength (wing). JSC "Sportinė Aviacija ir Ko", 20 p.
3. Nepokolczycki, A. 2009. Review of aeronautical fatigue investigations in Poland during the period May 2007 to April 2009. Transaction of the Institute of Aviation, 74 p.
4. A fail safe fatigue life extender proposal for the Blaník L – 13. Available from: http://www.aeroclubebedouro.com.br/arquivos/Safe_Life_Extension.pdf
5. Soinne, E. 2015. PIK-20D Fatigue Evaluation. Trafi Research Reports. Available from: https://www.trafi.fi/en/aviation/airworthiness/pik-20_support
6. H. J. Kossira Determination of load spectra and their application for keeping the operational life proof of sporting airplanes. Technical University of Braunschweig. Braunschweig, FRG 1982.

2 Priedas. Strength and durability of carbon fiber bars adhesive bonding.

Strength and durability of carbon fiber bars adhesive bonding

Rokas GUDELIAUSKAS*, Martynas LENDRAITIS**, Naga Manikanta KOMMANABOINA***, Kazimieras PETKEVIČIUS ****

* Kaunas University of Technology, Studentų 56, Kaunas, Lithuania, rokas.gudeliauskas@ktu.edu

** Kaunas University of Technology, Studentų 56, Kaunas, Lithuania, martynas.lendraitis@ktu.lt

*** Kaunas University of Technology, Studentų 56, Kaunas, Lithuania, naga.kommanaboina@ktu.edu

**** Kaunas University of Technology, Studentų 56, Kaunas, Lithuania, kazimieras.petkevicius@ktu.lt

1. Introduction

Aircraft made from carbon fiber composites may be one-third lighter than the metal constructions designs. Various composite structures have been positively evaluated for their price, strength, stiffness, stability and technology. Replacing metal fasteners with the automated molding process can significantly reduce the cost of manufacturing of complex structures. This development of the composite production is a positive sign for the replacement of metal constructions [1].

Kossira-Reinke, also known as the KoSMOS cycle [2,3], has become a German standard. In the spectrum, it became apparent that the use of sailplanes in different locations of Germany were very different. To cover all the loads that sailplanes experience, data from all types of flights were used: cross-country flights, airplane and ground towing, short airfield flying, mountain and wave soaring and aerobatic flying.

The aircraft wing locks, as shown in Fig. 1, are made of carbon fiber rods that are glued with epoxy resin. Due to the features of joining the wing parts, this study is designed to form a database of mechanical properties of such structures. The shear strength and durability tests of carbon fiber bars joints were performed. The main focus is on experimental and quasi-analytic strength of single-sided and double-sided connections. Some peculiarities of the connection, for example, the breaking of one side of the joint, affect the bending strength. Experimental research is a method for determining mechanical properties, but it is very expensive, especially the cyclic loading tests. This justifies the search of alternative methods that require cheaper devices and shortens time costs [3].

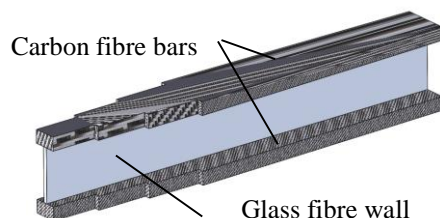


Fig. 1 General view of a composite wing spar

2. Experimental techniques

The strength and durability tests of the carbon fiber bars adhesive joint are performed on an INSTRON E10000 electromechanical test machine. Several different test specimens and load cases were prepared [5]. The cross-section of the bars is square - 3.2x3.2 mm. Figure 2 shows the shape

and dimensions of the specimens. The length of the adhesive surface of compression shear (CS) specimen shown in Fig. 2a was 40 mm. The specimens of this type were compressed in a special steel device, which was fastened to the test machine's wedge grips. The working length of the single lap (SLS) and double lap (DLS) specimens shown in Figures 2b and 2c was 20mm. Figure 2d shows the double lap specimens used for fatigue testing (FDLS). Those long chain type specimens were placed in square tubes containing polyethylene inserts. It was designed to avoid of the buckling of the specimen during compression. These specimens were fastened directly to the machine wedge grips. The difference between the direction of force and the axis of the specimen does not exceed $\pm 0.5^\circ$. Epoxy resin L and hardener CL from "R&G" were used for gluing the joints. The samples after consolidation were cured at a temperature of 80 °C for 3 hours or more. The static test load is 500 N / min and the cyclic load frequency is 20 Hz.

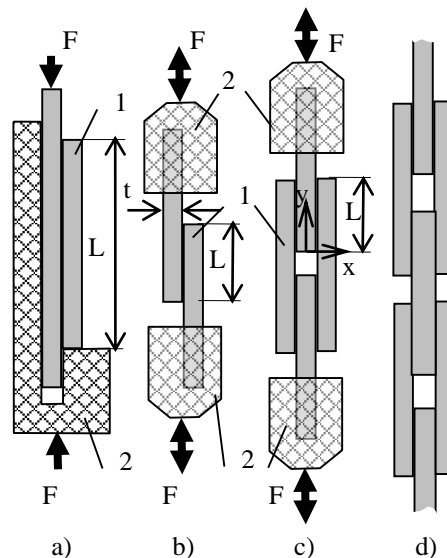


Fig. 2 View of specimens for static and fatigue tests: a) – CS, b) – SLS, c) – DLS, d) – FDLS

Static and fatigue tests were performed in accordance with Standards [6-9].

3. Testing Results

Static test deformation diagrams are shown in Fig. 3. Figure 3a shows carbon fiber specimen compression diagram, in which cured and uncured specimen are compared. Curing was made a temperature of 80 °C for 7 hours, [10]

Figure 3b shows the tensile charts of other specimens (SLS, DLS, FDLS). Also, in Figure 3b, a tensile curve of single carbon fiber bar is shown.

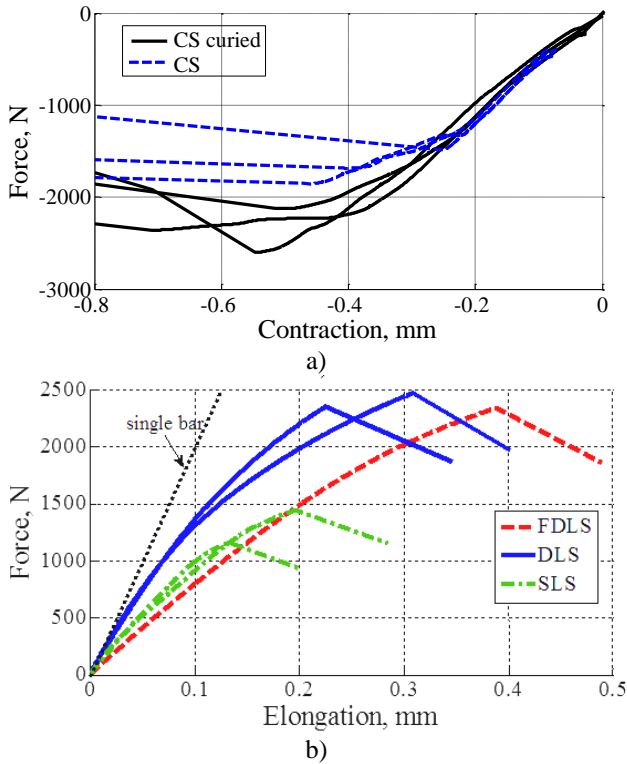


Fig. 3 Static test diagrams for specimens: a) – CS, b) – SLS,DLS,FDLS

The fatigue test was performed using SLS, DLS, FDLS specimens. The fatigue test results are shown in Figure 4. The use of chain type samples (FDLS) significantly reduced the time of fatigue testing.

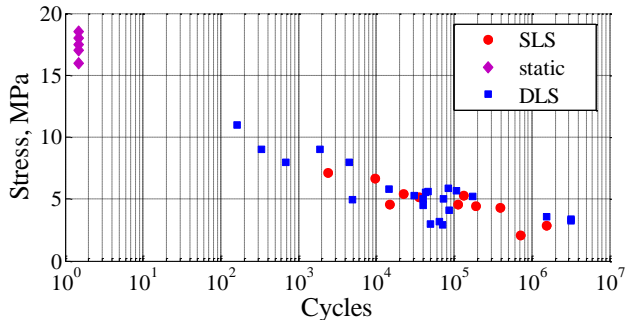


Fig. 4 Fatigue test results of SLS, DLS, FDLS specimens

In fatigue tests, the load was kept at a frequency of 20 Hz with a cyclic varying force with a cycle asymmetry coefficient $\kappa = -0.5$. The elongation of the specimen was measured with respect to the position of the upper grip of the test machine. During the test, load cycles were recorded in the following sequence: 1, 2, ... 10, 20, ... 100, 200, ..., 1000, 2000, The same sequence also captures the values of cyclic force and displacement peak values. When the specimen fails, one thousand last cycles are saved.

According to the results of the fatigue test, the graph of the elongation dependence of cycles is calculated and shown in Figure 5 for SLS specimens. It can be noted that major degradation of joint occurs when the sample elongation increases by about 0.02 mm. The dependence of the

connection deformations on the number of cycles can be described in terms of mathematical expressions and used to predict the final fracture of the joints.

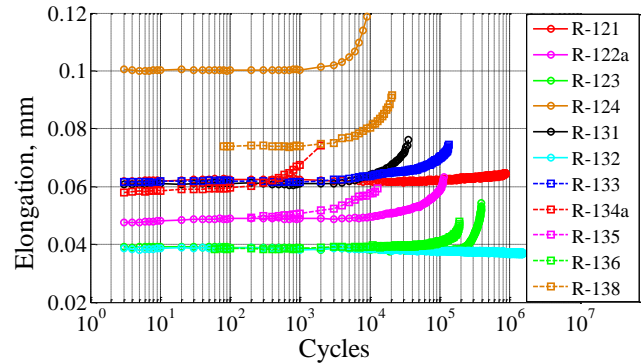


Fig. 5 Relationships of specimens' elongation

The image of carbon fiber rod joints after static and fatigue fractures is shown in Figure 6. It can be noted that the nature of the break may be different and could be adhesive, cohesive or mixed. On some occasions, decay occurs inside the carbon fiber rod.



Fig. 6 Views of adhesion zones after fatigue fracture

The test results show the peculiarities of the damage and fracture of the cyclic loaded joints of carbon fiber rods and it could be useful in developing the structural integrity models of these joints. These experiments were designed to try out the available equipment and its ability for usage of carbon-fiber rods adhesion joints testing. Initial results of tests for strength and fatigue were obtained. Attention was drawn to the fact that the preparation conditions of the specimens were important for the test results: surface preparation, viscosity of the resin, hardening rate, pressure of the joints during the gluing, duration and temperature of curing of specimens. The variation of these parameters has a significant influence on the strength and durability of the joint [10-15].

4. Analytical evaluation

The main theories of adhesive joints are adsorption, mechanical, electrostatic, diffusion and coupling weaknesses. The theory of adsorption emphasizes the fact that when glue and adhesive material are in contact, traction forces occur. The mechanical theory is based on the adhesion and roughness of the surface and its strength. An electrostatic theory is based on analogy with a parallel plate capacitor. The theory of diffusion provides a polymer-polymer

adhesion model and explains the dependence of adhesion on time and molecular weight. The essence of the weak layer of the connection consists of determining the adhesive weakness and assessing the state. These classical theories covering micro and macro levels represent the importance of adhesive joints [15].

The average shear stress in the contact area can be calculated:

$$\tau_{xy} = \frac{F}{BL} \quad (1)$$

where F is force, B is the width of the bar, L is the length of the contact area. Distribution of shear and normal stresses in the zone is uneven. The highest shear stress value is near the step. Goland and Reissner [11] proposed the following evaluations for shear and normal stresses of a single lap joint for elastic deformation of materials and conditions $tG_a/t_aG < 0.1$ and $tE_a/t_aE < 0.1$:

$$\tau_{xy}(y) = -\frac{F}{4L} \left(\frac{\beta L}{2t} (1+3k) \frac{\cosh\left(\frac{\beta y}{t}\right)}{\cosh\left(\frac{\beta L}{2t}\right)} + 3(1-k) \right) \quad (2)$$

$$\sigma_x(y) = \frac{4Ft}{\Delta L^2} \left(\left(R_2 \lambda^2 \frac{k}{2} + \lambda k' \cosh(\lambda) \cos(\lambda) \right) R_4(y) + \left(R_1 \lambda^2 \frac{k}{2} + \lambda k' \sinh(\lambda) \sin(\lambda) \right) R_3(y) \right),$$

çia:

$$\beta = \sqrt{\frac{8G_a t}{Et_a}}, \quad \lambda = \frac{L}{2t} \sqrt{\frac{6E_a t}{Et_a}}, \quad u_2 = \sqrt{\frac{3(1-\nu^2)}{2}} \frac{1}{t} \sqrt{\frac{F}{tE}},$$

$$k = \frac{\cosh(u_2 L/2)}{\cosh(u_2 L/2) + 2\sqrt{2} \sinh(u_2 L/2)}, \quad k' = \frac{kL}{2t} \sqrt{\frac{3(1-\nu^2)}{tE}}.$$

$$R_1 = \cosh(\lambda) \sin(\lambda) + \sinh(\lambda) \cos(\lambda)$$

$$R_2 = \sin(\lambda) \cos(\lambda) - \cosh(\lambda) \sin(\lambda)$$

$$R_3(y) = \sinh\left(\frac{2\lambda y}{L}\right) \sin\left(\frac{2\lambda y}{L}\right)$$

$$R_4(y) = \cosh\left(\frac{2\lambda y}{L}\right) \cos\left(\frac{2\lambda y}{L}\right)$$

$$\Delta = \frac{1}{2} (\sin(2\lambda) + \sinh(2\lambda))$$

where: t, t_a the thickness of the bar and the adhesive layer, E, G, E_a, G_a - the elastic and shear modules of the connecting bars and the adhesive layer, ν - the Poisson coefficient of the rods.

During a cyclic loading of the specimen, its deformation stays constant for a long time interval. They start to change when there a crack in the contact area arise and increasingly propagate resulting in a gap. This is seen in Figure 5. The dependence of the displacements range of the specimen on the number of cycles can be expressed:

$$\delta(N) = a_1 e^{a_2 \lg N} + a_3 e^{a_4 \lg N}, \quad (3)$$

where $\delta(N)$ is the dependence of the specimens displacements range on the number of cycles, N is the number of cycles, a_1, \dots, a_4 are regression coefficients. Table 1 presents the regression and correlation coefficients of the specimen shown in Figure 5. It can be noted that the proposed function at an early stage of loading predict well the dependence of displacement range on the number of cycles. Assuming that the resulting ultimate displacement range is δ_u that corresponds to the initial range δ_0 , it can be calculated the ultimate number of cycles N_u from the equation:

$$\delta_u - \delta_0 = a_1 (e^{a_2 \lg N_u} - e^{a_2}) + a_3 (e^{a_4 \lg N_u} - e^{a_4}). \quad (4)$$

Table 1

Fitting parameters of single lap adhesion bound of carbon fiber bars

Spec.	N_u	Regression coefficients and their confidence bounds				R^2
		a_1	a_2	a_3	a_4	
R141	700	0,118 (0,115; 0,1208)	-0,0490 (-0,0678; -0,0301)	2,39e-05 (2,54e-06; 4,54e-05)	2,49 (2,21; 2,78)	0,999
R138	21000	0,0742 (0,0732; 0,0752)	-0,00181 (-0,00785; -0,00422)	9,72e-08 (-3,78e-08; 2,32e-07)	2,79 (2,47; 3,10)	0,995
R143	1156000	0,0334 (0,0332; 0,0337)	-0,00598 (-0,00770; -0,00426)	2,91e-12 (1,81e-12; 4,01e-12)	3,65 (3,59; 3,71)	0,992

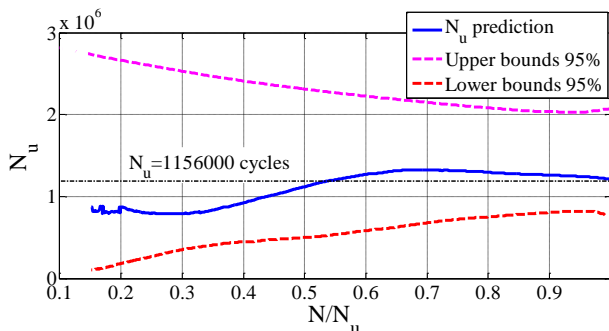


Fig. 7 Prediction accuracy of adhesive bounds life time

Figure 7 shows how the predicted ultimate cycle number of the joints varies during the test according to the results of the specimen deformation measurements. The 95% confidence limits are predicted by the MATLAB program [16]. From there it is seen that precise predictions of

fracture state are obtained from half the number of cycles corresponding to the fracture of the sample. This indicates that deformation measurements can provide a life time of such adhesive joints.

The presented dependencies, which predict the adhesion stresses. In these dependencies, the mechanical properties of the materials, the geometry of the joint and the nature of the load are evaluated.

5. Numerical studies

Analytical models are important in order to understand and describe the state of joints adhesion, the distribution of stresses and deformations, the influence of geometric parameters and material properties on the strength and durability of adhesion joints. They are also useful for rapid analysis of both research and industry needs. However, a more precise evaluation of joints is possible when numerical

methods are used.

In this work ABAQUS program [17] was used for calculations and a cohesive zone model was used in it. This condition defines the boundary state of the cohesive zone:

$$f = \tau - \sigma_0 \tan \beta - d = 0, \quad (5)$$

where: f is the state function, τ tangent stress, $\sigma_0 = (\sigma_1 + \sigma_2 + \sigma_3)/3$ is the hydrostatic stress, d is the cohesive parameter, β is the friction angle, $\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3$ - the principal stresses. Graphically, this can be illustrated in Figure 8. The expansion angle ψ and the change in non-elastic deformation $d\varepsilon^{pl}$ are related:

$$d\varepsilon^{pl} = d\varepsilon^{-pl} \frac{\tau_\alpha}{\tau} \cos \psi \mathbf{n} \cdot \mathbf{n} + d\varepsilon^{-pl} \sin \psi (\mathbf{n} \cdot \mathbf{t}_\alpha + \mathbf{t}_\alpha \cdot \mathbf{n})$$

here $d\varepsilon^{-pl}$ is the value of the change in non-elastic deformation, and \mathbf{n} and \mathbf{t}_α are the normal and tangent components of the cohesive surface along the direction of α . The adhesive joint is assumed to be uniform and immobile when $f < 0$. The decomposition of the connection occurs when the state function becomes zero $f = 0$.

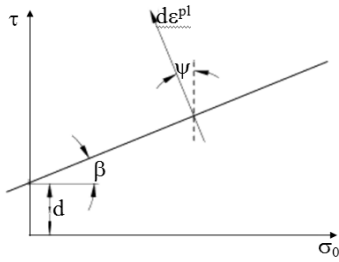


Fig. 8 Constitutive state of cohesion zone

In the ABAQUS FEA system, the cohesive interaction is defined as a surface interaction property and can be applied to simulate layering. The decay of interactions is described by the state of its initialization and its degradation properties. The mechanical properties of the interaction are characterized by its stiffness and strength, as well as by the behavior of the beginning of the degradation, which is described by the energy and displacement parameters. Figure 9 shows schematically the possible dependencies of the interaction stresses (t), displacements (δ) and energy (G).

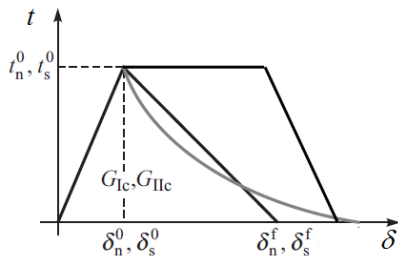


Fig. 9 Shapes of cohesion zone modelling

In this work, the connection was modeled in 2D space using flat squares and triangular finite elements. Analysis of the single lap (SLS) and double lap (DLS) specimens of the adhesive joint, shown in Fig. 10.

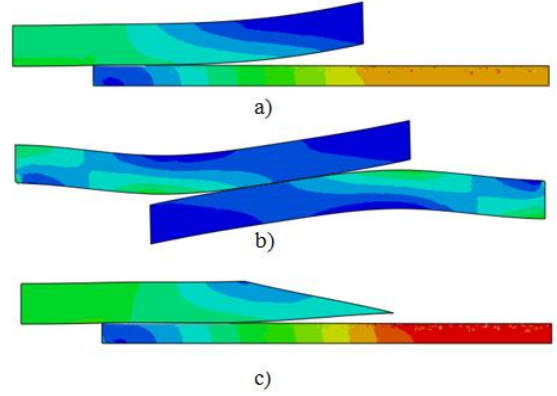


Fig. 10 Deformation of double lap (a), single lap (b) and inclined double lap (c) joints

The double lap joint FE model was taken with respect to the symmetry along longitudinal axis. Contact Interface - "Cohesion behavior" and "Damage". The carbon fiber rods are deformed differently in single lap and double lap joints. In the single lap joint it is due to a significant bending moment and corresponding normal stresses perpendicular to the load direction. The great influence on the state of stresses and the nature of the degradation is due to the initialization of the fracture and their continuation. It is well studied in [11]. Figure 11 demonstrates the shear stress distribution in the contact area with a double lap connection and elastic deformation. The level of stress concentration strongly depends on the stiffness of the adhesive connection. In the case of rigid connection, high shear stress concentration is obtained, and when the stiffness corresponds to the properties of the epoxy resin, the stress distribution is quite even. The calculations were made by changing the stiffness of the adhesive joint K .

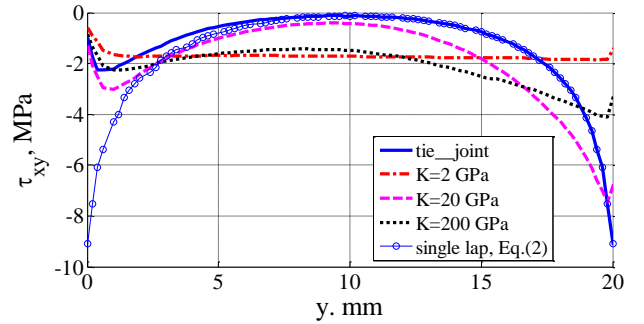


Fig. 11 Shear stress distribution along contact zone

The calculations of static loading and fatigue were also performed and the degradation of the adhesive joint was analyzed. Fig. 12a shows how the deflection loops in double lap joint change in the course of joint degradation when the crack increases and the connection is damaged in 20 cycles. In Fig. 12b An INSTRON E10000 test machine results for a DLS test piece that has broken down after 10,000 cycles is provided. double lap joint

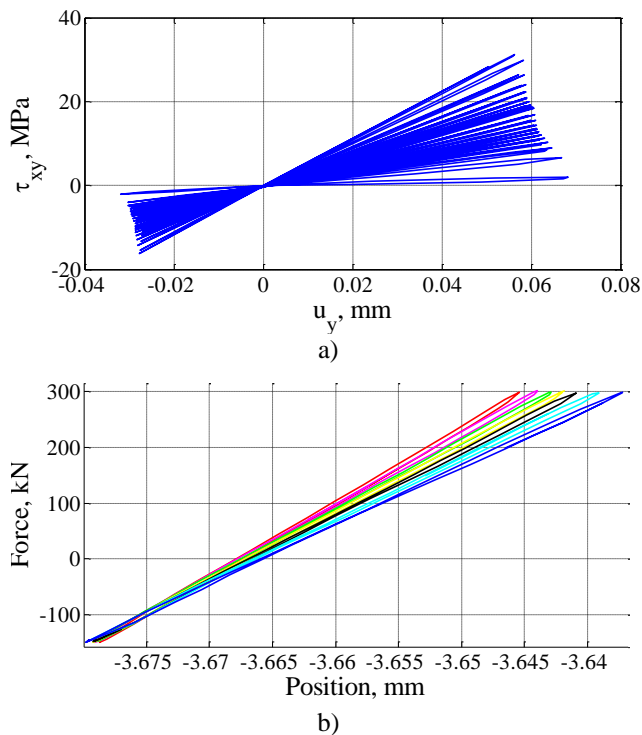


Fig. 12 Shear stress distribution along contact zone

In this work, the proposed BEM models are designed to investigate the stress and strain state of adhesive joints of carbon bars under static and cyclic loading. They are designed to evaluate the critical conditions in the specimens by comparing them with experimental results. These models can be used for designing new glider structural parts.

6. Conclusions

In this work, the strength and durability of carbon-fiber rods used in aviation and transport structures were investigated.

Methodology of testing the adhesive joining structures for static and cyclic tests were proposed. The strength and durability of the joints were monitored. Deformation diagrams and fatigue curves of the tested specimens are presented. The long chain double lap specimens for fatigue test is proposed, which provides opportunities for accelerated fatigue experiments and also allows obtain a more reliable statistical assessment. The well-fitting function of experimental results for prediction of life time of joints is developed.

The prepared ABAQUS and MATLAB models well describe the strength and durability of the joints and can be used for design and technical diagnostics.

References

1. Manufacturing a Sailplane How a High-Performance Sailplane is manufactured. [accessed 9 Febr. 2018]. Available from Internet: <https://www.dg-flugzeugbau.de/en/library/manufacturing-a-sailplane>.
2. Soinne, E. 2015. PIK-20D Fatigue Evaluation. Trafi Research Reports Trafin tutkimuksia Trafis undersökningsrapporter. 93 p.
3. Gudeliauskas, R.; Petkevičius, K.; Griškevičius, P.; Tvaskus A. 2017. Fatigue test of LAK17A glider wing.

4. Karal, M. 2001. AST Composite Wing Program Executive Summary The Boeing Company, Long Beach, Calif. NASA/CR-2001-210650. 98 p.
5. Špakauskas, K.; Griškevičius, P.; Petkevičius, K. 2017. Testing and Simulation of Mechanical Properties of Bonded Carbon Fiber Rods in Glider Wing Spar. Proc. of 22nd Intern. Conf. "MECHANIKA 2017". p. 361-366.
6. Aerospace series-Nonmetallic materials-Structural adhesives-Test method-Part 1: Single lap shear. European Standard EN 2243-1. 9 p.
7. Strength Properties of Double Lap Shear Adhesive Joints by Tension Loading. ASTM D3528. 5 p.
8. Test methods for fatigue properties of structural adhesives in tensile shear. European Standard EN ISO 9664. 12 p.
9. Da Silva, L.; Dillard, D.; Blackman, B.; Adams, R. 2012. Testing Adhesive Joints. Wiley-VCH Verlag & Co. 463 p.
10. Habenicht, G. 2009. Applied Adhesive Bonding. A Practical Guide for Flawless Results. ISBN: 978-3-527-32014-1. 186 p.
11. Campilho, R. 2017. Strength Prediction of Adhesively-Bonded Joints. CRC Press Taylor & Francis. 422 p.
12. Charles Yang, C.; Tomblin, J.; Guan, Z. 2003. Analytical Modeling of ASTM Lap Shear Adhesive Specimens. DOT/FAA/AR-02/130. 74 p.
13. Packham, D.E. 2005. Handbook of Adhesion, John Wiley & Sons, Ltd. 638 p.
14. Da Silva, L.; Ochsner, A. (Eds.). 2008. Modeling of Adhesively Bonded Joints. Springer-Verlag Berlin Heidelberg. 336 p.
15. Da Silva, L.; Ochsner, A.; Adams R. (Eds.). 2011. Handbook of Adhesion Technology. Springer-Verlag Berlin Heidelberg. 1543 p.
16. MATLAB. The Language of Technical Computing. [accessed 9 Febr. 2018]. Available from Internet: <https://se.mathworks.com/help/matlab/>.
17. ABAQUS Documentation. [accessed 9 Febr. 2018]. Available from Internet: <http://abaqus.software.polimi.it/v6.14/index.html>.

Rokas GUDELIAUSKAS, Martynas LENDRAITIS, Naga Manikanta KOMMANABOINA, Kazimieras PETKEVIČIUS

Strength and durability of carbon fiber bar adhesive bonding

Summary

The strength and durability of adhesion joints of carbon fiber rods used in aviation and transport structures were studied. Examples of joining structures and cyclic tests were proposed, and the strength and durability of the joints were monitored, which resulted in sample deformation diagrams and fatigue curves. The prepared numerical models are designed to predict the strength and durability of joints. **Keywords:** carbon fiber adhesion joints, strength, durability, finite element method.

3 Priedas. Tenzojutiklio duomenys 90 sekundžių intervale

