

Kauno technologijos universitetas
Mechanikos inžinerijos ir dizaino fakultetas

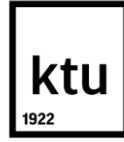
Atsakingos kompozitinės konstrukcijos skaitinis modeliavimas ir vertinimas

Baigiamasis magistro projektas

Tomas Vaitkūnas
Projekto autorius

Doc. dr. Paulius Griškevičius
Vadovas

Kaunas, 2020



Kauno technologijos universitetas
Mechanikos inžinerijos ir dizaino fakultetas

Atsakingos kompozitinės konstrukcijos skaitinis modeliavimas ir vertinimas

Baigiamasis magistro projektas
Mechanikos inžinerija (6211EX009)

Tomas Vaitkūnas
Projekto autorius

Doc. dr. Paulius Griškevičius
Vadovas

Doc. dr. Kazimieras Juzėnas
Recenzentas

Kaunas, 2020



Kauno technologijos universitetas
Mechanikos inžinerijos ir dizaino fakultetas
Tomas Vaitkūnas

Atsakingos kompozitinės konstrukcijos skaitinis modeliavimas ir vertinimas

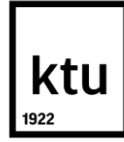
Akademinio sąžiningumo deklaracija

Patvirtinu, kad mano, *Tomo Vaitkūno*, baigiamasis projektas tema „*Atsakingos kompozitinės konstrukcijos skaitinis modeliavimas ir vertinimas*“ 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.

(Vardas, Pavardė įrašomi ranka)

(parašas)



Kauno technologijos universitetas

Mechanikos inžinerijos ir dizaino fakultetas

Studijų programa – MECHANIKOS INŽINERIJA 6211EX009

Magistrantūros studijų baigiamojo projekto užduotis

Studentui(-ei) – Tomui Vaitkūnui

1. Baigiamojo projekto tema –

Atsakingos kompozitinės konstrukcijos skaitinis modeliavimas ir vertinimas

(Lietuvių kalba)

Numerical Modelling and Safety Evaluation of High Reliability Composite Structure

(Anglų kalba)

2. Baigiamojo projekto tikslas ir uždaviniai –

Tikslas: sukurti eksperimentais pagrįstą patikimą skaitinį modelį, skirtą įvertinti sklandytuvo sparno „LAK 17A“ anglies–stiklo pluoštais armuotos polimerinės kompozitinės konstrukcijos stiprumą.

Uždaviniai:

1. atlikti nagrinėjamo sklandytuvo sparno ir kitų panašių kompozitinių konstrukcijų analizę, eksperimentinės ir skaitinės tyrimo metodikos apžvalgą;
2. sukurti sparno konstrukcijos fragmentų skaitinį modelį, kurio rezultatai būtų validuoti atliktu eksperimentu;
3. remiantis validuotu fragmentų skaitiniu modeliu, sukurti sparno „LAK 17A“ kompozitinės konstrukcijos skaitinį modelį įvertinant kompozitinių medžiagų struktūrą, savybių anizotropiškumą bei tarpusavio kontaktą sujungimuose;
4. išanalizuoti gautus konstrukcijos skaičiavimo rezultatus taikant sukurtą skaitinį modelį ir įvertinti tiriamą konstrukciją bei skaitinio modelio patikimumą.

3. Pradiniai baigiamojo projekto duomenys –

Sklandytuvo sparno „LAK 17A“ konstrukcijos brėžiniai, apkrovimo schema, stiprumo reikalavimai: didžiausia sklandytuvo konstrukciją veikianti skersinė jėga 1449,3 DaN.

4. Pagrindiniai reikalavimai ir sąlygos –

Gautų rezultatų patikimumas. Skaitinio modelio rezultatai turi būti artimi šiame ir kituose panašių

konstrukcijų tyrimuose gautiems eksperimentų bei kituose tyrimuose taikomų skaitinių modelių rezultatams.

Projekto autorius

Tomas Vaitkūnas

(Vardas, Pavardė)

(parašas)

(data)

Baigiamojo projekto vadovas

Doc, dr. Paulius Griškevičius

(Vardas, Pavardė)

(parašas)

(data)

Krypties studijų programos vadovas

Doc, dr. Kęstutis Pilkauskas

(Vardas, Pavardė)

(parašas)

(data)

Vaitkūnas, Tomas. Atsakingos kompozitinės konstrukcijos skaitinis modeliavimas ir vertinimas. Magistro baigiamasis projektas / vadovas Paulius Griškevičius; Kauno technologijos universitetas, Mechanikos inžinerijos ir dizaino fakultetas.

Studijų sritis (studijų krypčių grupė), studijų kryptis: mechanikos inžinerija, technologijos mokslai

Reikšminiai žodžiai: CFRP ir GFRP kompozitas, kompozitinė sija, atsisluoksniavimas, skaitinis modelis, *LS-Dyna*, stiprumo atsarga.

Kaunas, 2020. 101 p.

Santrauka

Kompozitinės konstrukcijos, ypač anglies ir stiklo pluošto armuotų polimerų kompozitų (CFRP ir GFRP), pasižymi maža mase, tačiau stiprumu lenkia net plienines konstrukcijas. Dėl šios priežasties GFRP ir CFRP perspektyvūs ypač lengvoms didelio stiprumo reikalaujančioms konstrukcijoms. Projekto metu tiriama naujo tipo sklandytuvo sparno „LAK 17A“ CFRP ir GFRP kompozitų konstrukcija, kuriamas jos skaitinis modelis. Pastebėta, jog šiuo metu kompozitinių konstrukcijų stiprumo klausimai nėra taip gerai ištirti, kaip, pavyzdžiui, metalinėms konstrukcijoms. Daugiausia stiprumas vertinamas eksperimentiškai, o tai yra brangu ir atima daug laiko. Nesant galimybių atlikti eksperimentą, projektuojama pridodant papildomos medžiagos sluoksnius – tai taip pat kelia konstrukcijos kainą. Pasiūlytas patikimas konstrukcijos baigtinių elementų modelis (BEM) galėtų išspręsti šią problemą. Projekto tikslas – sukurti patikimą, validuotą sparno „LAK 17A“ konstrukcijos BEM, kuris galėtų būti taikomas panašaus tipo konstrukcijoms vertinti. Keliami šie uždaviniai: (1) atlikti nagrinėjamos ir panašių konstrukcijų struktūros bei atliktų tyrimų analizę. Jos metu įvardijami pagrindiniai konstrukcijos ypatumai, reikalavimai, ieškoma bendrumų su panašiomis konstrukcijomis. Atlikta tyrimų apžvalga leidžia parinkti konstrukcijos modelio tipą bei rodo reikalingų skaitinių modelių trūkumą; (2) sukurti sparno konstrukcijos komponento BEM, validuotą eksperimentu. Šiame etape atliekami eksperimentai, būtini norint nustatyti konstrukcijos mechanines charakteristikas. Remiantis eksperimentų rezultatais, kuriamas validuotas bandinio BEM; (3) sukurti visos sparno „LAK 17A“ kompozitinės konstrukcijos BEM. Modelis kuriamas atsižvelgiant į validuotą bandinio modelį, įvertinant pavojingas konstrukcijos vietas ir pasirenkant skaičiuojamąją schemą; (4) išanalizuoti gautus konstrukcijos skaičiavimo rezultatus, įvertinti tiriamą konstrukciją esant nurodytoms apkrovoms ir sukurto modelio patikimumą. Pagal gautus rezultatus pateikiama išvada apie konstrukcijos stiprumą. Gauti rezultatai lyginami su realių konstrukcijų deformavimo rezultatais. Daroma išvada apie modelio patikimumą ir galimybę pritaikyti panašaus tipo konstrukcijos vertinti.

Vaitkūnas, Tomas. Numerical Modelling and Safety Evaluation of High Reliability Composite Structure. Master's Final Degree Project / supervisor Paulius Griškevičius; The Faculty of Mechanical Engineering and Design, Kaunas University of Technology.

Study area (study field group), study field: Technological Sciences, Mechanical Engineering

Key words: CFRP and GFRP composite, composite beam, delamination, numerical model, *LS-Dyna*, strength safety factor

Kaunas, 2020. 101 p.

Summary

Strength properties better than steel and extremely low weight of composite structures, especially using carbon and glass fiber reinforced polymer composites (CFRP and GFRP), can be achieved. The use of GFRP and CFRP for lightweight constructions is very promising. A new type composite construction of glider “LAK 17A” wing is analyzed and its numerical model is created in this project. Nowadays, there is a lack of researches of composite constructions. Their strength evaluation methods are not as well-known as the methods of the same steel structures. Mostly the strength of composite structures is analyzed by performing experiments what is expensive and time consuming. When factories do not have possibilities for experimental testing, these constructions are designed by adding additional layers of the composite to make them safe. This increases the necessity of materials and also the cost of all construction. The problem, mentioned before, can be solved by using a reliable numerical model to evaluate composite structures. The aim of this project is to create a reliable validated finite element model (FEM) which could be used for the similar type composite constructions evaluation. There are several tasks to achieve the aim identified: (1) to analyze glider “LAK 17A” wing and similar constructions and their researches. The main construction features, requirements are identified and the similarities between analyzed composite constructions are found. Composite constructions research analysis helps to choice suitable type of FEM and shows the lack of numerical models of these constructions; (2) to create a FEM of glider wing component validated by experiment. During this step experiments, necessary to find mechanical properties of the wing construction, are done. According to the experimental results, validated FEM of experiment specimen is done; (3) to make the all wing “LAK 17A” construction FEM. The computational scheme is selected and the model is created according to the validated FEM of specimen and by evaluating the most critical areas of the construction; (4) to analyze the results of simulation of glider wing “LAK 17A” composite construction and evaluate the strength of it, also the reliability of this created model. Conclusions about construction strength are made. Results are compared with deformation results of real structures. Finally, conclusion about model reliability and possibility to use it for the similar type constructions is made.

Turinys

| | |
|---|-----------|
| Lentelių sąrašas | 10 |
| Paveikslų sąrašas | 11 |
| Įvadas | 13 |
| 1. Kompozitinių konstrukcijų ir atliktų tyrimų apžvalga | 14 |
| 1.1. Tiriama sparno „LAK 17A“ kompozitinė konstrukcija | 14 |
| 1.2. Panašaus tipo kompozitinės konstrukcijos | 16 |
| 1.2.1. <i>Tsukuba</i> tiltas iš anglies CFRP kompozitų | 16 |
| 1.2.2. GFRP kompozitinė dvitėjinė sija | 17 |
| 1.2.3. CFRP kompozitinė dvitėjinė sija | 17 |
| 1.2.4. Panašaus tipo kompozitinių konstrukcijų palyginimas | 17 |
| 1.3. Kompozitinėms sklandytuvų sparnų konstrukcijoms keliami reikalavimai | 18 |
| 1.3.1. Sklandytuvų sparno „LAK 17A“ konstrukcijos statinio stiprumo reikalavimai | 18 |
| 1.3.2. Sklandytuvų sparno „LAK 17A“ konstrukcijos ciklinio stiprumo reikalavimai | 19 |
| 1.4. Kompozitinių konstrukcijų tyrimų apžvalga | 19 |
| 1.4.1. Įmonėje „UAB Sportinė aviacija“ atlikti sklandytuvo sparno „LAK 17A“ tyrimai | 19 |
| 1.4.2. Motorinio sklandytuvo kompozitinio sparno skersinio tyrimai | 21 |
| 1.4.3. Kompozitinės konstrukcijos sertifikavimo procedūra: tyrimai ir modeliavimas | 22 |
| 1.4.4. Sparno modeliavimui taikoma kompozitinės dvitėjinės sijos modifikacija | 24 |
| 1.4.5. Kiti panašaus tipo kompozitinių konstrukcijų tyrimai | 24 |
| 1.4.6. Kompozitinių konstrukcijų tyrimų palyginimas | 25 |
| 1.5. Išvados atlikus apžvalgą | 25 |
| 2. Pasiruošimas skaitinio modelio sukūrimui | 26 |
| 2.1. Kompozitinės sijos suirimo tipai | 26 |
| 2.2. Kompozitinės sparno konstrukcijos klijuotų jungčių apkrovimo analizė | 27 |
| 2.2.1. Klijuotos jungties suirimas šlytimi ir kirpimu | 28 |
| 2.2.2. Klijuotos jungties suirimas atplėšimu | 29 |
| 2.3. Klijuotų anglies pluošto strypelių atplėšimo eksperimentai | 31 |
| 2.3.1. Bandiniams ir įrangai keliami reikalavimai | 31 |
| 2.3.2. Aplinkos sąlygoms keliami reikalavimai | 33 |
| 2.3.3. Atplėšimo eksperimento teorinės priklausomybės | 33 |
| 2.3.4. Bandiniai I atplėšimo modos eksperimentui | 34 |
| 2.3.5. Eksperimento įranga | 35 |
| 2.3.6. I atplėšimo modos eksperimento rezultatai | 36 |
| 2.3.7. II atplėšimo modos energijos nustatymas | 38 |
| 2.4. Skaitinio modelio tipo pasirinkimas | 39 |
| 2.4.1. Programinės įrangos pasirinkimas | 39 |
| 2.4.2. I modos atplėšimo bandinių skaitinio modelio sudarymas | 40 |
| 2.4.3. Kompiuterinio modeliavimo rezultatai | 45 |
| 2.4.4. Skaitinio modelio validavimas | 46 |
| 3. Kompozitinės konstrukcijos modeliavimas | 49 |
| 3.1. Skaičiuojamosios schemos pasirinkimas | 49 |
| 3.2. Skersinio skaičiuojamoji schema | 52 |
| 3.3. Pavojingos zonos baigtinių elementų modelio prielaidos | 53 |
| 3.3.1. Klijuotų anglies pluošto strypelių sluoksnio aprašymas | 53 |

| | |
|--|-----------|
| 3.3.2. Tyrimuose taikomi klijuotų strypelių baigtinių elementų modeliai | 54 |
| 3.3.3. Kintamo storio kompozitų modeliai | 55 |
| 3.3.4. Pasirinktas klijuotų anglies pluošto strypelių sluoksnio modelis | 56 |
| 3.4. Sparno „LAK 17A“ konstrukcijos modelis | 56 |
| 3.5. Išvados apie sparno „LAK 17A“ konstrukcijos modelį | 61 |
| 4. Sparno „LAK 17A“ konstrukcijos skaičiavimo rezultatai | 63 |
| 4.1. Skaičiavimo rezultatai esant didžiausiai ribinei apkrovai $n = +6,6$ | 63 |
| 4.1.1. Gaubiančio audinio sluoksnių stiprumas | 64 |
| 4.1.2. GFRP strypelių sluoksnio stiprumas | 66 |
| 4.1.3. Vidinių sluoksnių stiprumas | 67 |
| 4.1.4. Klijų stiprumas ir atsisluoksniavimas | 68 |
| 4.2. Skaičiavimo rezultatai viršijus ribinę apkrovą | 69 |
| 4.3. Sukurto modelio patikimumas | 71 |
| 4.4. Kompozitinės sparno „LAK 17A“ konstrukcijos įvertinimas | 71 |
| Išvados | 73 |
| Literatūra | 74 |
| Priedai | 78 |
| 1 priedas. Sklandytuvo „LAK 17A“ sparno skersinio brėžinys | 78 |
| 2 priedas. Sklandytuvo „LAK 17A“ sparno bandymo programa pagal <i>KoSMOS II</i> (Kossira-Reinke) | 81 |
| 3 priedas. I modos atplėšimo bandinio brėžinys | 82 |
| 4 priedas. Bandymo mašinos <i>Instron E10000</i> charakteristikos | 85 |
| 5 priedas. Pateiktas žurnalui „Mechanika“ straipsnis „Interlaminar Strength Analysis of Bonded Carbon Fiber Rods“, T. Vaitkūnas, K. Špakauskas, doc. dr. P. Griškevičius. | 86 |
| 6 priedas. Publikacija konferencijos „Industrial Engineering 2020“ medžiagoje „Numerical Modelling of High Reliability Fiber Reinforced Polymer Composite Constructions“, T. Vaitkūnas, doc. dr. P. Griškevičius | 93 |

Lentelių sąrašas

| | |
|--|----|
| 2.1 lentelė. Kompozitinės sijos suirimo tipai [14] | 26 |
| 2.2 lentelė. Bandinių atplėšimo energija ir atplėšimo modulis | 37 |
| 2.3 lentelė. R kreivės sudarymui reikalingi duomenys | 37 |
| 3.1 lentelė. Sparno „LAK 17A“ konstrukcijos modelis | 60 |

Paveikslų sąrašas

| | |
|--|----|
| 1.1 pav. Konstrukcijų palyginimas: a – Ashby diagrama [4], b – sklandytuvų sparnų pasiskirstymas pagal konstrukciją 1935 – 2015 metais [5]..... | 14 |
| 1.2 pav. Sparno „LAK 17A“ konstrukcija [3]..... | 15 |
| 1.3 pav. Sparno „LAK 17A“ skersinio konstrukcija [3] | 15 |
| 1.4 pav. <i>Tsukuba</i> tiltas [6]: a – konstrukcija, b – naudojama CFRP struktūra | 16 |
| 1.5 pav. GFRP kompozitinė sija [7]: a – bendras vaizdas, b – pjūvis..... | 17 |
| 1.6 pav. Skirtingų epoksidinių dervų šlyties modulio priklausomybės nuo temperatūros $G=f(T)$ [5] | 18 |
| 1.7 pav. Sparno „LAK 17A“ eksperimentinio tyrimo schema [3]..... | 20 |
| 1.8 pav. Sparno „LAK 17A“ skaitinis modelis [3]: a – sudarytas modelis, b – rezultatai..... | 20 |
| 1.9 pav. Motorinio sklandytuvo kompozitinio sparno skersinio struktūra [9]..... | 21 |
| 1.10 pav. Motorinio sklandytuvo kompozitinis sparno skersinis [9]: a – skaitinis modelis, b – tvirtinimo ir apkrovimo schema | 22 |
| 1.11 pav. Kenschė 2002 m. b [10] tiriamą konstrukciją ir apkrovimo schema..... | 22 |
| 1.12 pav. Sklandytuvo sparno sijos modeliavimas [10]: a – naudojamas modelis, b – deformacijos išoriniame gaubiančiame sluoksnyje | 23 |
| 1.13 pav. Kenschė 2002 m. b [10] gautas svarbiausių įtempių pasiskirstymas klijuose | 23 |
| 1.14 pav. Sklandytuvo sparno sijos modelis [11]: a – pakeitimas, b – normalinių, c – tangentiųjų įtempių pasiskirstymas | 24 |
| 2.1 pav. Klijuotų jungčių suardymo būdai [16] | 27 |
| 2.2 pav. Įtempių pasiskirstymo modeliai klijuotoje jungtyje [17–18]: a – Volkersono, b – Golland'o ir Reissner'io, c – Hart-Smith'o | 28 |
| 2.3 pav. Atlėšimas [19]: a – tipai (modos), b – atplėšimo 3D baigtinių elementų modelis..... | 29 |
| 2.4 pav. <i>B–K</i> kriterijaus atitikimas eksperimentų rezultatams [19] | 30 |
| 2.5 pav. Bandiniai I atplėšimo modos nustatymui pagal standartą ASTM D5528 [23] | 32 |
| 2.6 pav. Bandiniai II atplėšimo modos nustatymui pagal standartą ASTM D 7905 [24]..... | 32 |
| 2.7 pav. Dydžio Δ nustatymas pagal standartą ASTM D 5528 [23]..... | 34 |
| 2.8 pav. Dervos <i>CR83</i> ir kietiklio <i>CH83–2</i> savybės [26, 41]..... | 35 |
| 2.9 pav. Eksperimento schema: a – įranga, b – bandinio tvirtinimas, c – bandinio kraštinės sąlygos | 36 |
| 2.10 pav. I modos atplėšimo eksperimento jėgos priklausomybės nuo poslinkio grafikas (vidutinė kreivė)..... | 36 |
| 2.11 pav. I modos atplėšimo eksperimento metu gauta R kreivė..... | 38 |
| 2.12 pav. Ryšys tarp CFRP atplėšimo energijų G_I , G_{II} [19] | 39 |
| 2.13 pav. Skirtingų tipų elementai: a – sijos (<i>BEAM</i>), b – 8 mazgų tūriniai (<i>SOLID</i>), c – 4 mazgų kevalo (<i>SHELL</i>) [28] | 40 |
| 2.14 pav. Medžiaga <i>*MAT_054: ENHANCED_COMPOSITE_DAMAGE</i> : a – suirimo būdai [20], b – anglies pluošto strypeliams aprašyti naudojamos charakteristikos, remiantis [30]..... | 41 |
| 2.15 pav. Bandinio modeliavimas: a – naudojant kohezinius elementus, b – naudojant kontakto tipą <i>ONE_WAY_SURFACE_TO_SURFACE_TIEBREAK</i> [20] | 42 |
| 2.16 pav. Medžiagos <i>*MAT_138: COHESIVE_MIXED_MODE</i> modelis [29]..... | 42 |
| 2.17 pav. Kontakto <i>*CONTACT_AUTOMATIC_ONE_WAY_SURFACE_TO_SURFACE_TIEBREAK</i> parametrai, naudojami modeliuojant I modos atplėšimą | 44 |
| 2.18 pav. Atlėšimo bandinio skaitinio modelio kraštinės sąlygos | 45 |

| | |
|--|----|
| 2.19 pav. I modos atplėšimo kompiuterinio modeliavimo rezultatai: normaliniai įtempiai strypelių viršuje | 45 |
| 2.20 pav. Apskaičiuota I modos atplėšimo jėga naudojant kontakto tipą <i>AUTOMATIC_ONE_WAY_SURFACE_TO_SURFACE_TIEBREAK</i> | 46 |
| 2.21 pav. Eksperimentinė ir sumodeliuota atplėšimo jėgos priklausomybė nuo poslinkio | 47 |
| 2.22 pav. Atplėšimo proceso palyginimas: a – atplėšimo įtempių pasiskirstymas kompiuterinio modeliavimo metu, b – suardytas bandinys..... | 47 |
| 3.1 pav. Sklandytuvo sparno „LAK 17A“ apkrovimo schema [3] ir sudarytos lenkimo momentų ir skersinių jėgų diagramos | 49 |
| 3.2 pav. Sklandytuvo „LAK 17A“ sparnas ir pavojingos zonos..... | 50 |
| 3.3 pav. Skersinio brėžinys, kuriame matomos atplėšimo zonos (viršuje), apskaičiuoti lenkimo momentai ir skersinės jėgos, esant sklandytuvo apkrovai 1449,3 DaN (apačioje) [3]..... | 51 |
| 3.4 pav. Konstrukcijos skaičiuojamoji schema | 52 |
| 3.5 pav. Anglies pluošto strypelių sluoksnis: a – sparno konstrukcijoje, b – supaprastintas modelis | 53 |
| 3.6 pav. RVE taikymas homogenizacijai: struktūrai su apvaliais strypeliais [35], b – sparno „LAK 17A“ klijutų strypelių sluoksnio RVE [35] | 54 |
| 3.7 pav. Kintamo storio (plonėjančio) kompozito struktūra [36] | 55 |
| 3.8 pav. Sudarytas sparno „LAK 17A“ skersinio baigtinių elementų modelis..... | 57 |
| 3.9 pav. Kontakto tipai programoje <i>LS-Dyna</i> : a – <i>NODES_TO_SURFACE</i> , b – <i>TIED_SHELL_EDGE_TO_SURFACE</i> , c – <i>SURFACE_TO_SURFACE</i> [39] | 58 |
| 3.10 pav. Konstrukcijos modelyje naudojamos GFRP mechaninės savybės [40–41] | 59 |
| 3.11 pav. Konstrukcijos modelyje naudojamos putplasčio <i>H60</i> mechaninės savybės [42–43]..... | 59 |
| 4.1 pav. Chang-Chang pažeidimų pasiskirstymas išoriniuose GFRP sluoksniuose 1, 16–18 ($n = +6,6$)..... | 64 |
| 4.2 pav. Poslinkiai išoriniuose GFRP sluoksniuose 1, 16–18 ($n = +6,6$)..... | 64 |
| 4.3 pav. Chang-Chang pažeidimų pasiskirstymas vidiniame GFRP apgaubime 2 ($n = +6,6$)..... | 65 |
| 4.4 pav. Poslinkiai vidiniame GFRP apgaubime 2 ($n = +6,6$) | 66 |
| 4.5 pav. Normalinių įtempių σ_x pasiskirstymas CFRP strypeliuose ($n = +6,6$)..... | 66 |
| 4.6 pav. CFRP strypelių poslinkių laukas ($n = +6,6$)..... | 67 |
| 4.7 pav. Chang-Chang pažeidimų pasiskirstymas vidiniame įdėkle nr.2 ($n = +6,6$) | 67 |
| 4.8 pav. Chang-Chang pažeidimų pasiskirstymas vidiniame įdėkle nr.1 ($n = +6,6$) | 68 |
| 4.9 pav. CFRP strypelių klijų atsisluoksniavimas ($n = +6,6$) | 68 |
| 4.10 pav. Pirmieji konstrukcijos irimo procesai esant apkrovai $n = +9,7$ | 69 |
| 4.11 pav. Atplėšimo energijų priklausomybė nuo apkrovos..... | 70 |
| 4.12 pav. Sklandytuvo sparno kompozitinės konstrukcijos suirimas: a – sumodeliuotas sparno „LAK 17A“, b – realios panašios konstrukcijos [45]..... | 71 |

Įvadas

Armuoti anglies ar stiklo pluošto polimerų kompozitai (CFRP ir GFRP) pasižymi stiprumu, didesniu nei konstrukciniai plienai, tačiau yra apie 3 kartus lengvesni. Tokios savybės leidžia pritaikyti CFRP ir GFRP tvirtoms labai lengvoms konstrukcijoms, reikalingoms automobilių pramonėje, sporte, aviacijoje [1]. Dar vienas šių konstrukcijų privalumas yra mažas paviršiaus šiurkštumas, atsparumas korozijai [2].

Tiriama kompozitinė sklandytuvo „LAK 17A“ sparno konstrukcija yra naujo tipo: sparno skersinis gaminamas iš anglies pluošto strypų, patalpintų epoksidinės dervos matricoje, apgaubtoje stiklo pluošto audiniu [3]. Norint garantuoti saugų kompozitinės konstrukcijos eksploatavimą, palyginti ją su anksčiau naudotomis konstrukcijomis, būtina tinkamai eksperimentiškai įvertinti konstrukcijos savybes, tokias kaip stiprumas bei atsparumas nuovargiui. Sukurtas patikimas skaitinis modelis, kurio rezultatai validuoti eksperimentais, palengvintų kompozitinių konstrukcijų parinkimą, projektavimą ir patikrą. Pirma, taikant kompiuterinį modeliavimą būtų galima ženkliai sumažinti brangių ir daug laiko atimančių visos konstrukcijos eksperimentų skaičių. Be to, skaitiniais modeliais galėtų būti remiamasi ir kuriant kitų svarbių kompozitinių konstrukcijų saugios eksploatacijos sąlygų ir pažeidimų identifikavimo sistemą.

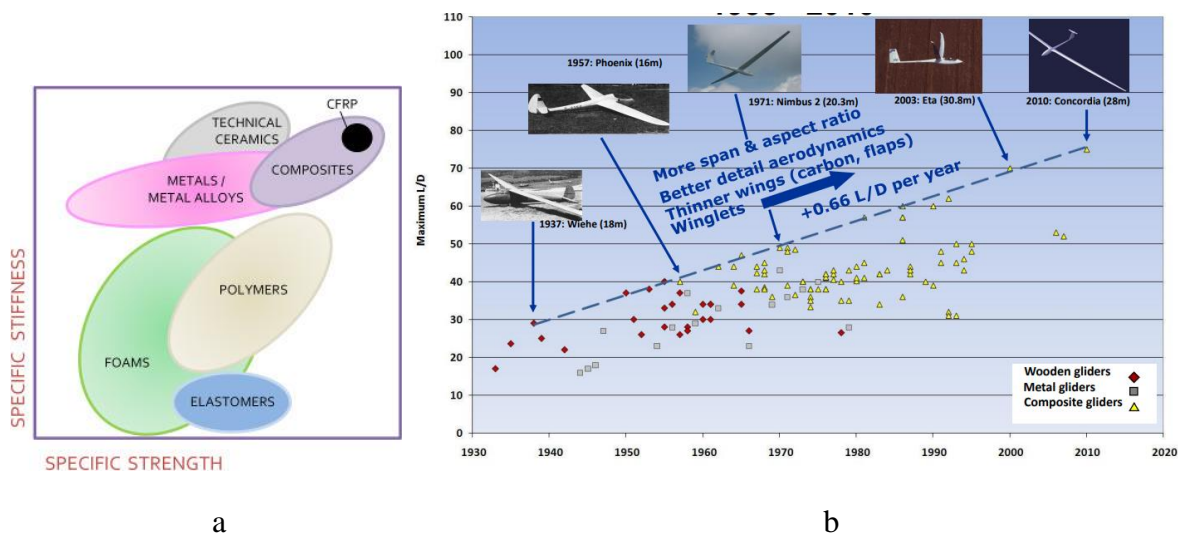
Prieš kuriant patikimą konstrukcijos skaitinį modelį turi būti susipažįstama su naujo tipo konstrukcija, jai taikomais patikimumo reikalavimais, atliekamais šių konstrukcijų eksperimentiniais ir skaitiniais tyrimais. Norint tinkamai parinkti baigtinių elementų, kontakto, medžiagos tipus, privalu atlikti sparno fragmentų eksperimentinius tyrimus ir nustatyti reikiamas mechanines charakteristikas. Taip būtų galima stebėti ir analizuoti irimo procesus nematomose zonose, geriau susipažinti su tiriamos kompozitinės konstrukcijos elgsena. Skaitinio modelio rezultatai taip pat geriau parodytų turimos sparno konstrukcijos privalumus, trūkumus, įtempių koncentracijos bei galimo nuovargio plyšio atsiradimo vietas. Sklandytuvo sparno „LAK 17A“ konstrukcijos tyrimo tikslas: sukurti eksperimentų rezultatais pagrįstą patikimą skaitinį modelį, skirtą įvertinti nagrinėjamos konstrukcijos stiprumą. Tyrimo metu keliami šie uždaviniai:

1. išanalizuoti nagrinėjamą sklandytuvo sparno ir kitas panašaus tipo kompozitines konstrukcijas, įvardinti tiriamos konstrukcijos stiprumo reikalavimus, atlikti eksperimentinės ir skaitinės tyrimo metodikos apžvalgą;
2. eksperimentiškai nustatyti reikiamas tiriamos kompozitinės konstrukcijos struktūrinių elementų mechanines charakteristikas bei sukurti validuotą šių elementų skaitinį modelį;
3. remiantis eksperimentiškai nustatytais mechaninėmis charakteristikomis ir validuotu skaitiniu modeliu, sukurti „LAK 17A“ kompozitinės konstrukcijos skaitinį modelį, aprašantį konstrukcijos struktūrą;
4. išanalizuoti gautus konstrukcijos skaičiavimo rezultatus taikant sukurtą skaitinį modelį ir įvertinti tiriamą konstrukciją bei skaitinio modelio patikimumą.

Galima pastebėti, jog visi nagrinėjamo sparno „LAK 17A“ kompozitinės konstrukcijos tyrimai naudingi ne vien dėl jos konkrečių savybių nustatymo, bet ir kaip sukurta skaitinio modeliavimo metodika, kuri galėtų būti taikoma sklandytuvų sparnams ar panašaus tipo kompozitinėms konstrukcijoms tirti, projektuoti ir vertinti, ypač jas gaminančiose įmonėse (šiuo atveju tyrimą užsakiusioje įmonėje „UAB sportinė aviacija“). Ji leistų paspartinti gamybą, optimizuoti konstrukcijas, sumažinti jų savikainą ir dalinai pakelti ekonomikos bei mokslo lygį.

1. Kompozitinių konstrukcijų ir atliktų tyrimų apžvalga

Kompozitinių konstrukcijų taikymas nuolatos auga. Jos naudojamos aviacijoje, automobilių, laivų pramonėje, inžinerinėms konstrukcijoms [1]. Plačiausiai taikomi stiklo ir anglies pluoštų armuoti polimeriniai kompozitai (angl. *glass or carbon fiber reinforced polymer*, atitinkamai GFRP ir CFRP). Remiantis Ashby diagrama (žr. 1.1 pav. a) [4], CFRP kompozitai stiprumu ir standumu lenkia metalus. Tokios geros mechaninės charakteristikos ir trečdaliu mažesnė nei aliuminio konstrukcijų masė lemia platų jų pritaikymą. Esminis kompozitinių konstrukcijų trūkumas – iki 10 kartų išaugusi tūrio vieneto kaina. Jis nėra svarbus tuomet, jei kitokių medžiagų konstrukcijoms pritaikyti neįmanoma arba tai sukeltų didelius konstrukcijos trūkumus.



1.1 pav. Konstrukcijų palyginimas: a – Ashby diagrama [4], b – sklandytuvų sparnų pasiskirstymas pagal konstrukciją 1935–2015 metais [5]

Sklandytuvų sparnų konstrukcijai taikomi ypatingi reikalavimai. Sklandytuvai turi būti kiek įmanoma lengvesni ir išnaudoti susidariusią keliamąją jėgą. Dėl šios priežasties jų sparnai gaminami ilgesni ir plonesni už motorinių skraidymo priemonių sparnus. Ilgio L storio D santykį stengiamasi pasiekti vis didesni, 2015 m. jis siekė apie 75, kasmet pasiseka padidinti apie 0,66 [5]. Esminė priežastis, ribojanti šio santykio didžiausią vertę – sparno standumo ir stiprumo reikalavimai. Pagal 1.1 pav. b galima pastebėti, jog nuo 1990 metų gaminami praktiškai tik kompozitinių medžiagų sparnai. Jų konstrukcijos leidžia pasiekti apie 2–2,5 karto didesni L/D santykį nei aliuminio lydinių ar medinės konstrukcijos esant tokiam pat stiprumui ir standumui. Dėl šios priežasties perspektyvu kurti naujo tipo kompozitines konstrukcijas, pavyzdžiui, naudojant anglies pluošto strypelius. Tiriama sparno „LAK 17A“ kompozitinė konstrukcija ir yra naujo tipo.

Atliekant šios konstrukcijos analizę galima geriau susipažinti su tiriama konstrukcija, joje taikomomis naujovėmis, pasirinkti tinkamus tyrimo metodus. Nagrinėjant panašaus tipo konstrukcijas, jų tyrimus galima dar tiksliau parinkti tinkamą tyrimo metodą, pakoreguoti numatytą tyrimo eigą. Dėl šios priežasties negalima apsiriboti vien nagrinėjamos konstrukcijos analize, būtina atlikti ir panašaus tipo konstrukcijų, jų eksperimentinio ir skaitinio tyrimo metodikų apžvalgą.

1.1. Tiriama sparno „LAK 17A“ kompozitinė konstrukcija

Šio tipo sparnas naudojamas sklandytuvuose „LAK 17A“. Sparno ilgis siekia 9 m, sparno konstrukcijoje nėra numatyta neįprastų sklandytuvams elementų: sparnas prie sklandytuvo korpuso

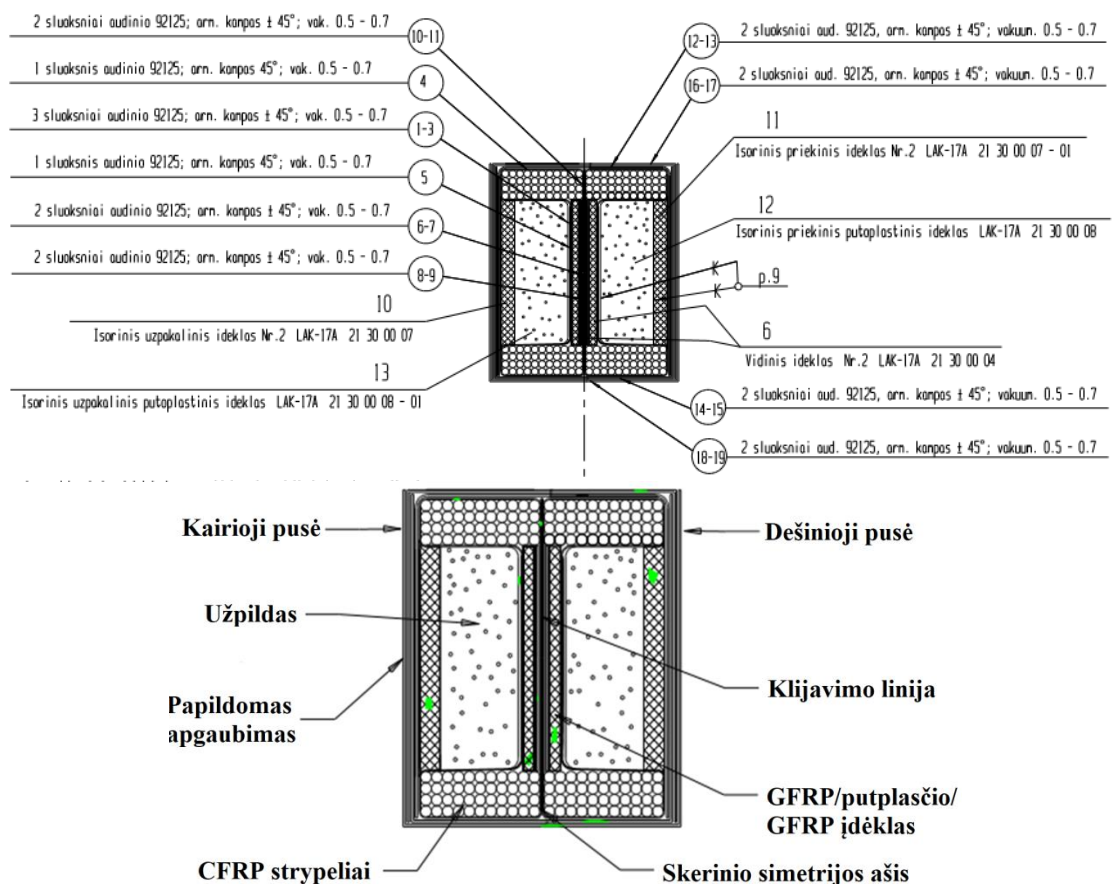
tvirtinimas įprastiniu būdu – šakutės tipo kaiščiais. Taip skersinės jėgos ir lenkimo momentai yra perduodami iš sparno sklandytuvo korpusui. Sparno konstrukcija pavaizduota 1.2 pav. [3].

Visi elementai (žr. 1.2 pav.) yra pagaminti vakuuminio būdu. Sparno išoriniams paviršiams naudoti gamintojo *PD Interglas Technologies GmbH* stiklo pluoštai 90070, 92110, 92125, anglies pluoštas 98131, putplasčio šerdis *Devinicell H60*. Šonai gaminti iš 92125 stiklo pluošto apvalkalo. Visai konstrukcijai naudota gamintojo *Martin G.Scheufler Kunstharzprodukte GmbH* epoksidinė derva L285 su kietikliu 287.



1.2 pav. Sparno „LAK 17A“ konstrukcija [3]

Svarbiausias sparno konstrukcinis elementas yra skersinis. Skersinio pjūvis pateiktas 1.3 pav. [3]. Jis privalo atlaikyti ir perduoti sklandytuvo korpusui sparną veikiančias statines bei ciklines apkrovas. Skersinyje esančios tvirtinimo skylės yra įtempių koncentratoriai ir turi didelę įtaką visos konstrukcijos patikimumui.



1.3 pav. Sparno „LAK 17A“ skersinio konstrukcija [3]

Skersinio konstrukcija (žr. 1.3 pav.) panaši į dvitęjinę siją, tik čia viršutiniams ir apatiniams sluoksniams panaudoti gamintojo *AviaSport Composites Inc* pultruzijos būdu pagaminti anglies pluošto strypeliai *MCRS 0.125*. Strypeliai suklijuoti epoksidine derva ir apsukti stiklo pluošto audiniu. Strypelių ir kitų skersinio elementų papildomas apgaubimas stiklo audiniu yra pagrindinė naujovė, suteikianti konstrukcijai didesnę stiprumą, standumą lyginant su ankstesnėmis sparnų konstrukcijomis. Skersinį sudaro du simetriški elementai – kairysis ir dešinysis, kurie suklijuoti tarpusavyje. Tuomet skersinis galutinai apsuktas stiklo pluošto audiniu 9125.

Gaminant sparno „LAK 17A“ skersinius netradicinių kompozitų gamybos metodų nebuvo taikyta. Anglies pluošto strypeliai prieš klijavimą papildomai neapdirbti. Visi elementai: skersiniai, šonai, paviršiniai sluoksniai, galiausiai suklijuoti į vientisą struktūrą – sparną. Sparno „LAK 17A“ surinkimo brėžiniai pateikti **1 priede**.

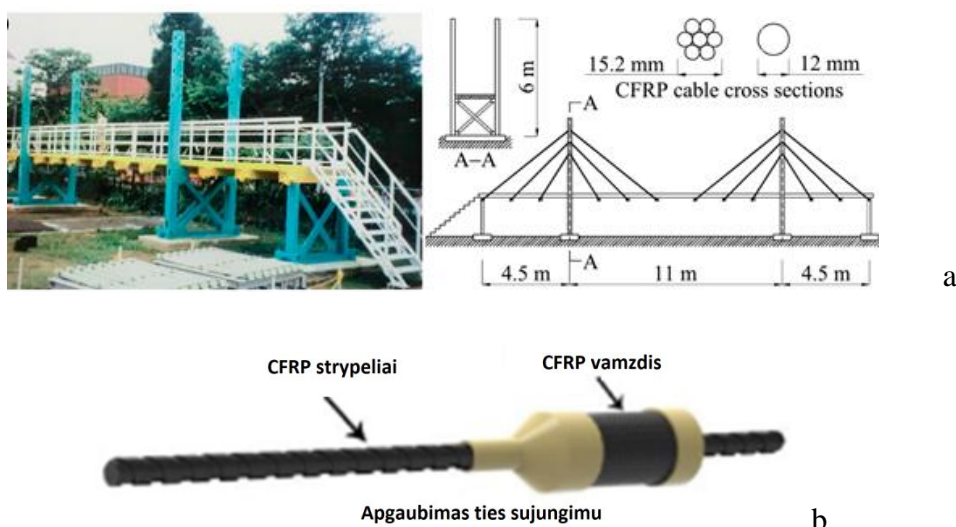
Didelis kiekis klijuotų jungčių sparno konstrukcijoje rodo būtinybę eksperimentiškai įvertinti klijuotų jungčių stiprumą, todėl svarbu išanalizuoti įtempių pasiskirstymo modelius šiose jungtyse bei pagaminti klijuotą jungtį pagal tam tikrą mastelį atitinkančius bandinius, parenkant sparno konstrukcijai būdingą apkrovimo tipą. Tinkamai įvertinus klijuotas jungtis baigtinių elementų modelyje (BEM), ženkliai padidėtų sparno „LAK 17A“ konstrukcijos modelio patikimumas. Atlikus eksperimentus ir žinant tokios jungties stiprumą, atsirastų galimybė patikrinti, ar sudarytas jungties BEM yra teisingas. Be to, tai leistų tiksliau įvertinti sparno stiprumą pavojingose vietose, kuomet viso sparno eksperimentai tokių vaizdžių rezultatų gali neduoti.

1.2. Panašaus tipo kompozitinės konstrukcijos

Kompozitinės konstrukcijos puikiai pritaikomos įvairiose srityse. Panašaus tipo konstrukcijų, kaip sklandytuvo sparno „LAK 17A“ skersinyje, galima rasti statiniuose (tiltuose, bokštuose, kituose statiniuose), laivų konstrukcijose.

1.2.1. Tsukuba tiltas iš anglies CFRP kompozitų

Tsukuba tiltas Japonijoje (pastatytas 1996 m.) laikomas viena pirmųjų konstrukcijų, kurioje visiems elementams pritaikyti stiklo ir anglies pluoštų armuoti kompozitai. Tiltas pritaikytas pėstiesiems, jo ilgis tarp atramų siekia 11 m. Konstrukcijos vaizdas pateiktas 1.4 pav. a [6].



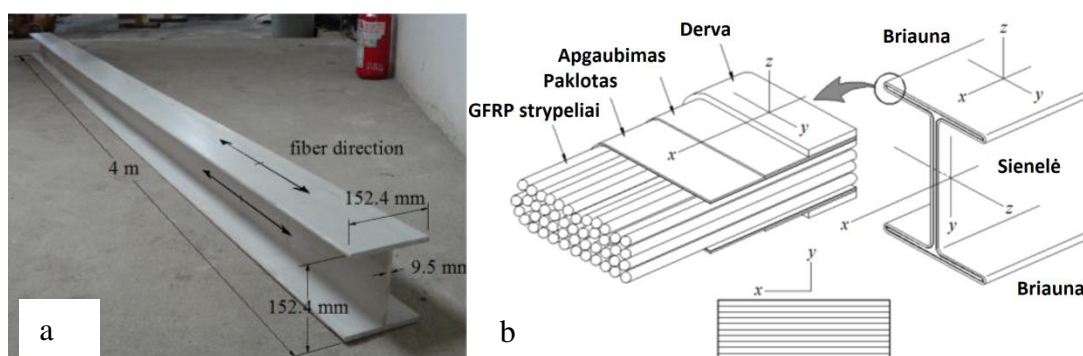
1.4 pav. *Tsukuba* tiltas [6]: a – konstrukcija, b – naudojama CFRP struktūra

Tilto stulpai pagaminti iš stiklo pluošto kompozitų, sijos – GFRP kompozitas, sustiprintas CFRP audiniu, o visi 24 laikantieji strypai pagaminti iš CFRP kompozito. 1.4 pav. b pavaizduota CFRP kompozito struktūra, kurią sudaro anglies pluošto strypeliai, suklijuoti polimerine derva.

Kaip ir sparno „LAK 17A“ konstrukcijoje, čia naudojami anglies pluošto strypeliai, suklijuoti polimerine derva (žr. 1.4 pav. b). Esminis skirtumas nuo sparno konstrukcijos – sparne visas strypelių sluoksnis papildomai apgaubiamas stiklo audiniu.

1.2.2. GFRP kompozitinė dvitėjinė sija

Kompozitinės sijos gaminamos ir standartinės. 1.5 pav. pateikta gamintojo *Cogumelo Pultrudados Company* stiklo pluošto polimerinio kompozito vienguba dvitėjinė sija. Sijos skerspjūvio matmenys 152,4×152,4×9,5 mm.



1.5 pav. GFRP kompozitinė sija [7]: a – bendras vaizdas, b – pjūvis

Sijai naudojami E tipo stiklo pluošto strypeliai ir termosetinė vinilo esterio derva. Sijos struktūra panaši į sklandytuvo sparno skersinio struktūrą. Esminiai skirtumai yra tai, jog visas sijos skerspjūvis sudarytas iš vienodų strypelių, nėra atskirų sluoksnių papildomo apgaubimo, kaip sparno „LAK 17A“ skersinyje.

1.2.3. CFRP kompozitinė dvitėjinė sija

Gamintojas *DragonPlate* [8] siūlo įvairaus aukščio (nuo 25 iki 50 mm) ir pločio dvitėjines anglies pluošto kompozito sijas. Šiuo atveju visas sijos profilis sudarytas iš 4 sluoksnių anglies pluošto, suklijuoto polimerine derva. Pluošto pasukimo kampai yra 0°, 90°, išorinių sluoksnių ±45°. 0°, 90° pluošto orientacija suteikia atsparumą lenkimui, o ±45° – atsparumą šlyčiai.

Lyginant su sparno „LAK 17A“ konstrukcija, esminis skirtumas yra tas, jog sparno konstrukcijoje naudoti suklijuoti anglies pluošto strypeliai, šioje sijoje – anglies pluošto sluoksniai. Taigi nagrinėjamos sijos skerspjūvis yra mažesnis, tačiau užtikrina geras stiprumo charakteristikas. Panašumas su sparno konstrukcija yra tas, jog sparno išoriniai sluoksniai taip pat sudaryti iš gaubiančio audinio, orientuoto ±45° kampais.

1.2.4. Panašaus tipo kompozitinių konstrukcijų palyginimas

Apžvelgus kelias skirtingos paskirties kompozitines konstrukcijas: *Tsukuba* tiltą Japonijoje, GFRP ir CFRP kompozitines sijas, galima pastebėti, jog jos turi bendrą bruožą su sparno „LAK 17A“ skersinio konstrukcija. Nors sparno „LAK 17A“ skersinio sandara yra sudėtingesnė nei nagrinėjamų panašių kompozitinių konstrukcijų, tačiau bendras tendencijas galima išvelgti – tai klijuotų

strypelių ir $\pm 45^\circ$ kampais orientuotų audinio sluoksnių naudojimas. Platus šio tipo kompozitinių konstrukcijų taikymas rodo, jog tai yra aktualus tyrimo objektas, o jų panaši struktūra – kuriamo skaitinio modelio aktualumą ir plačias pritaikymo galimybes.

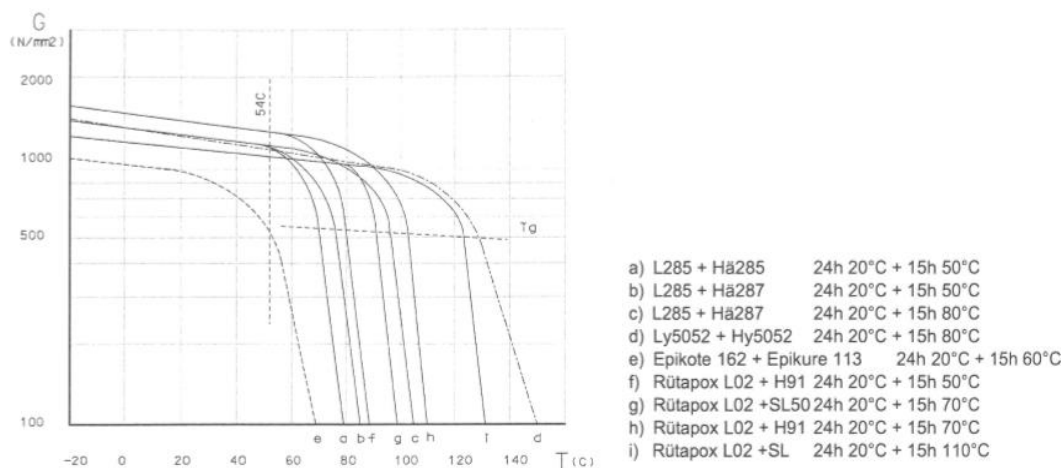
1.3. Kompozitinėms sklandytuvų sparnų konstrukcijoms keliami reikalavimai

Sklandytuvo sparnas yra saugus eksploatuoti, jei užtikrina reikiamą stiprumą ir atsparumą nuovargiui. Tai yra du pagrindiniai reikalavimai, keliami šio tipo konstrukcijoms. Stiprumo kriterijai, taikomi sparnui, priklauso nuo sklandytuvo modelio (skirtinga masė, leistina apkrova) ir nustatomi sparno gamintojo. Patvarumo kriterijai parenkami pagal veikiančių apkrovų pobūdį ir apibrėžiami pagal ciklą ar skraidymo valandų skaičių. Dažniausiai yra numatoma, kad konstrukcija atlaikytų bent 6000 [5] skraidymo valandų. Ciklinės apkrovos pasiskirstymas parenkamas toks, kad imituotų skrendant sparną veikiančias apkrovas priklausomai nuo sklandymo vietai būdingo oro srovių pasiskirstymo.

1.3.1. Sklandytuvų sparno „LAK 17A“ konstrukcijos statinio stiprumo reikalavimai

Nors sklandytuvo sparnus eksploatacijos metu veikia ciklinės oro srautų apkrovos, statinis stiprumas yra ne mažiau svarbus keliais atžvilgiais. Skiriamas statinio stiprumo bandymas esant didžiausiai leistinai apkrovai ir bandymas iki suirimo. Statinio stiprumo bandymas esant didžiausiai leistinai apkrovai suteikia galimybę pamatyti pavojingas vietas, kuriose atsiranda įtempių koncentracija ir gali prasidėti irimo procesai. Pavojingos zonos padėtis sparne gali turėti įtakos sparno nuovargio bandymo schemos pasirinkimui bei jo stendo konstrukcijai. Šis bandymas yra labai svarbi sparno nuovargio tyrimo dalis. Bandymas iki suirimo leidžia nustatyti didžiausią atlaikomą sparno skersinę jėgą bei lenkimo momentą. Šie parametrai parodo konstrukcijos atsargą ir sparno tinkamumą eksploatuoti su sklandytuvu. Bandymas iki suirimo atliekamas vėliausiai, viso eksperimentinio tyrimo pabaigoje.

Sklandytuvo sparno „LAK 17A“ konstrukcijai reikalaujama, kad didžiausia atlaikoma statinė apkrova būtų ne mažesnė nei oro gūσιο sukeliama jėga 1449,3 DaN ($n = +6,6$ kartų didesnė už sunkio jėgą), o atsarga iki suirimo siektų bent 1,5. Visa sklandytuvo „LAK 17A“ sklandytuvo masė 340 kg. Dėl saulės spindulių poveikio sparno konstrukcijos temperatūra gali siekti $+54^\circ\text{C}$. Aplinkos temperatūra turi įtaką dervos šlyties moduliu ir tuomet visos konstrukcijos standumui. Skirtingų epoksidinių dervų šlyties moduliai priklausomai nuo temperatūros $G=f(T)$ pavaizduoti 1.6 pav. [5].



1.6 pav. Skirtingų epoksidinių dervų šlyties modulio priklausomybės nuo temperatūros $G=f(T)$ [5]

Aukštesnės kietėjimo temperatūros dervos, kaip ir kompozitinei sparno konstrukcijai naudojama derva L285 su kietikliu 287, pasižymi geresniu stabilumu aukštesnėse temperatūrose (žr. 1.6 pav. b, c, f, g). Dervos L285 šlyties modulis esant temperatūrai +54 °C sumažėja ne daugiau kaip 12 % lyginant su bandymų sąlygų temperatūra +20 °C.

1.3.2. Sklandytuvų sparno „LAK 17A“ konstrukcijos ciklinio stiprumo reikalavimai

Sklandytuvo sparno konstrukcija eksploatacijos metu patiria ciklines apkrovas, kurios yra skirtingų amplitudžių ir ciklų skaičiaus. Dažniausiai naudojami eksploatacijos sąlygas imituojantys apkrovų spektrai yra kelių tipų: Keturi, Nyström, Nyström su 44% padidintomis deformacijomis, Royal Melbourne technologijos instituto, Franzmayer, Kossira–Reinke apkrovų spektrai [4, 5]. Apibendrintas konstrukcijos ciklinio stiprumo reikalavimas yra atlaikyti 6000 skraidymo valandų laikotarpį pagal parinktą apkrovimo spektrą.

Nors ciklinis konstrukcijos stiprumas yra labai svarbus, sparno „LAK 17A“ kompozitinės konstrukcijos tyrimo metu orientuojamasi į statinio stiprumo skaitinio modelio sukūrimą. Tam yra keletas priežasčių:

1. statinis stiprumas ne mažiau svarbus nei ciklinis, parodo konstrukcijos atsargą esant kritinėms apkrovoms;
2. atlikti ciklinio apkrovimo (nuovargio) kompiuterinio modeliavimo be statinės stiprumo analizės su įtempių pasiskirstymu neįmanoma;
3. nuovargio kompiuteriniam modeliavimui atlikti reikalinga medžiagos ar konstrukcijos nuovargio kreivė, kurios gali būti gautos tik eksperimentiškai.

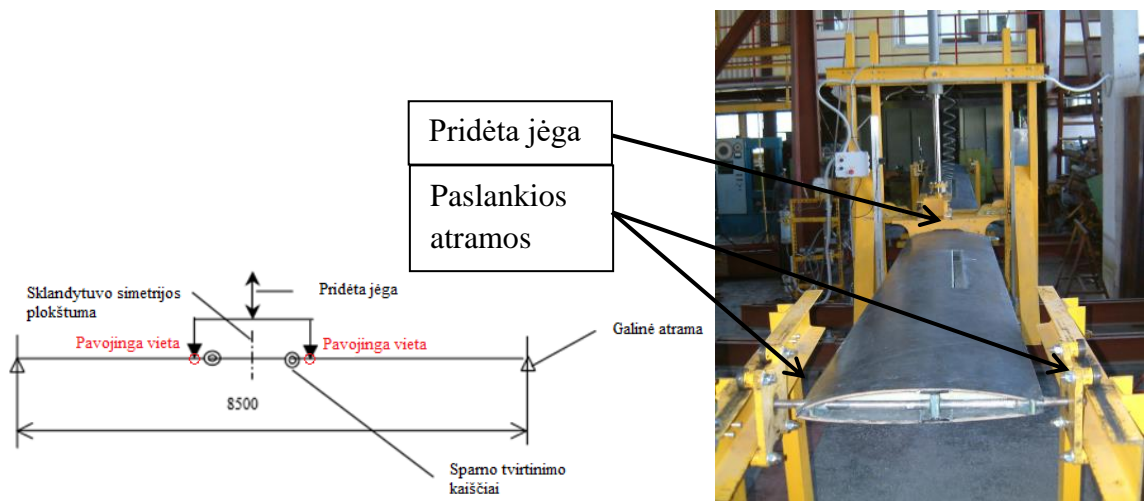
Visi išvardinti veiksniai rodo, kad statinio stiprumo skaičiavimas, kuriuo ir bus apsiribojama modeliuojant konstrukciją, yra nemažiau svarbus nei ciklinis stiprumas. Dėl šios priežasties plačiau nagrinėti ciklinio apkrovimo programų ir ciklinio stiprumo parametrų nėra reikalo. Daugiau dėmesio verta skirti atliekamiems panašių konstrukcijų tyrimams ir taikomiems jų metodams.

1.4. Kompozitinių konstrukcijų tyrimų apžvalga

Kompozitinės konstrukcijos tiriamos dviem pagrindiniais būdais: atliekant eksperimentus ir modeliuojant baigtinių elementų metodu. Eksperimentiniai tyrimai yra brangūs, užimantys daug laiko, be to, visos konstrukcijos eksperimento kartojimas siekiant rezultatų patikimumo suteikia labai daug sąnaudų. Dėl šios priežasties eksperimentais validuotas baigtinių elementų modelis turi daugiau privalumų. Nepaisant to, verta trumpai apžvelgti eksperimentinius panašaus tipo konstrukcijų tyrimus. Gauta informacija leis geriau parinkti apkrovimo schemą ir sudaryti patį modelį. Apžvalgoje nagrinėjami tik sparnų kompozitinių konstrukcijų tyrimai dėl analogiško kaip ir „LAK 17A“ konstrukcijos apkrovimo pobūdžio.

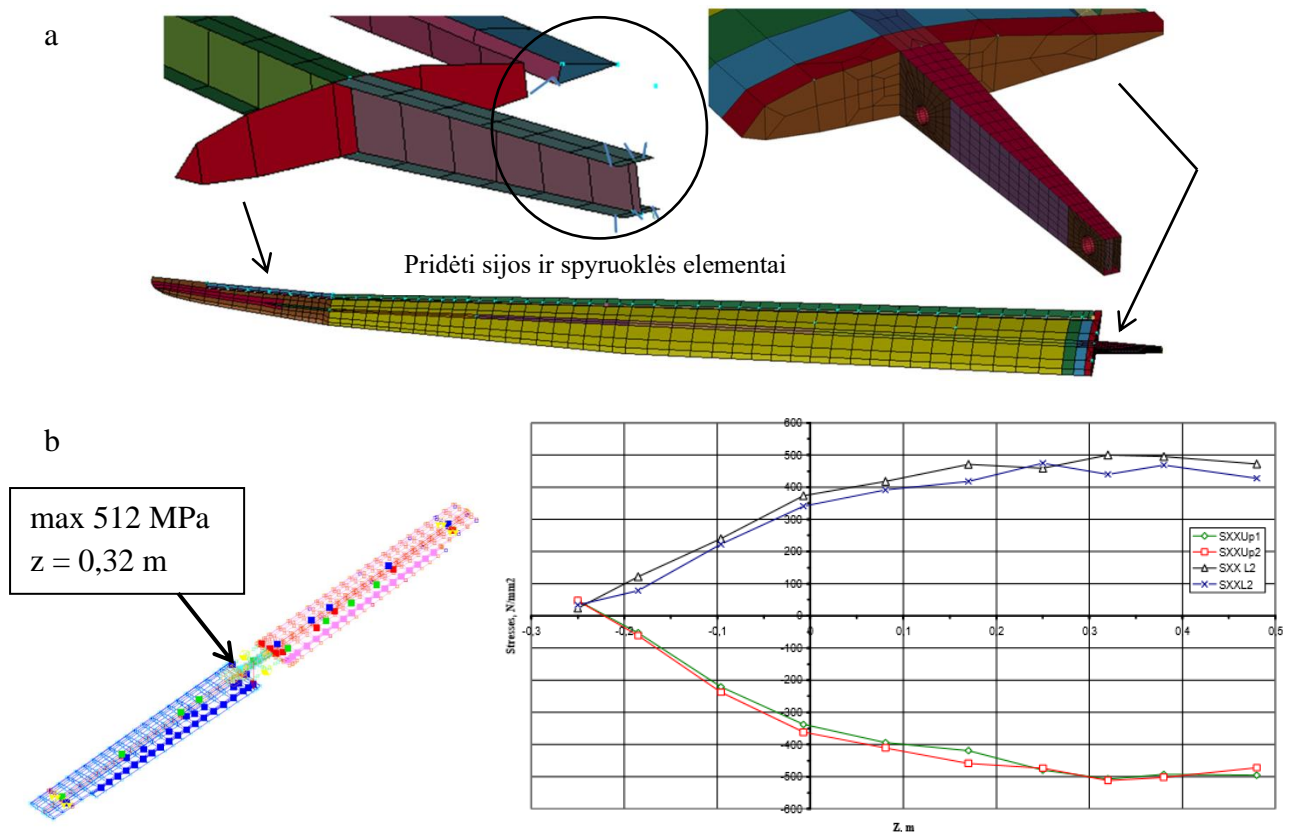
1.4.1. Įmonėje „UAB Sportinė aviacija“ atlikti sklandytuvo sparno „LAK 17A“ tyrimai

Sklandytuvo sparno „LAK 17A“ tyrimas atliktas jį pagaminusioje įmonėje „UAB sportinė aviacija“. Tyrimo įranga pasirinkta tokia, kad sukurtų artimiausias sąlygas tikroms. Kadangi pavojingiausia sparno vieta ties pašakniais, bandymo stendo konstrukcija pasirinkta taip, jog būtent ties centru būtų pridėta jėga, imituojanti sklandytuvo korpuso reakciją. Be to, sparnai yra sutrumpinti laikant, kad sparno galai nėra pavojinga zona ir suirimas juose neįvyks. Šiuo atveju sparno galai įtvirtinti slankiai. Apkrovimo schema ir bandymo įranga pavaizduoti 1.7 pav. [3].



1.7 pav. Sparno „LAK 17A“ eksperimentinio tyrimo schema [3]

Sklandytuvo sparno eksperimentas sudaro labai daug laiko sąnaudų, atliekamas pagal sudėtingą apkrovimo lygių programą (žr. **2 priedą**). Įmonėje „UAB sportinė aviacija“ taip pat buvo sudarytas sparno skaitinis modelis skaičiavimui naudojant programinę įrangą *Lira*. Struktūra modeliuota naudojant tik kevalo (*SHELL*) elementus, tačiau, norint užtikrinti reikiamą standumą tarp atskirų sparno mazgų ir imituoti sparne esančių svirtinių mechanizmų veikimą (žr. 1.2 pav. ir 1.8 pav. a), pridėti sijos (*BEAM*) ir spyruoklės (*SPRING*) elementai. Kompozitams konstrukcijoje aprašyti naudota ortotropinė irimo savybes turinti medžiaga, sijoms, spyruoklėms ir plieninėms tvirtinimo įvorėms – tampri izotropinė medžiaga. Specialių kontakto elementų tarp skirtingų konstrukcijos dalių taikyti nebuvo.



1.8 pav. Sparno „LAK 17A“ skaitinis modelis [3]: a – sudarytas modelis, b – rezultatai

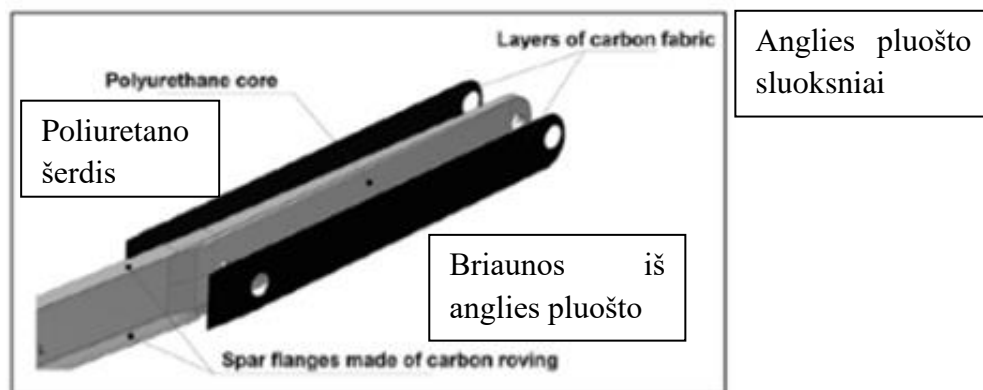
Įmonėje sudarytas skaitinis modelis [3] yra visam sparnui, todėl, remiantis juo, kompozitinės konstrukcijos irimo procesų detalčiau iširti negalima, galima pamatyti tik pavojingą konstrukcijos vietą. Be to, šiame modelyje naudojamas stambus baigtinių elementų tinklelis, todėl įtempių pasiskirstymas teisingas tik lyginant su sparno matmenimis.

Tiek iš eksperimento apkrovimo schemas, tiek atlikus baigtinių elementų modeliavimą programoje *Lira* (žr. 1.8 pav. b) [3], nustatyta pavojingiausia sparno vieta ties skersinio tvirtinimu, atstumu $z = 0,32$ m nuo sklandytuvo simetrijos plokštumos. Čia *SXXUp1*, *SXXUp2* – atitinkamai 1 ir 2 sparno įtempiai viršutiniame sluoksnyje, *SXXL2* – apatiniame. Remiantis 1.8 pav. b rezultatais, didžiausi įtempiai pasireiškia viršutiniame sparno sluoksnyje ($z = 0,32$ m) ir siekia 512 MPa. Gautas rezultatas rodo, jog šiai kompozitinei sparno konstrukcijai svarbiausia tirti sparno skersinį ties pavojinga vieta ($z = 0,32$ m) [3]. Kuriamas konstrukcijos skaitinis modelis suteiktų galimybę detaliai iširti sparno konstrukcijos irimo procesus ir elgseną esant kritinėms apkrovoms.

1.4.2. Motorinio sklandytuvo kompozitinio sparno skersinio tyrimai

Motorinio sklandytuvo sparno tyrimą, apimančią 3 etapus: apkrovimo analizę, sklandytuvo viso sparno tyrimą ir skersinio tyrimą, atliko Orkisz ir kt. [9]. Orkisz ir kt. [9] teigia, jog skersinis yra labiausiai apkrautas sparno konstrukcijos elementas, todėl svarbu jį tinkamai įvertinti.

Tiriamas sparno skersinis yra pilnai kompozitinė struktūra (žr. 1.9 pav.), sudaranti dvitėjinį profilį. Jautriausia skersinio vieta yra ties tvirtinimo skylėmis, kuriomis jis tvirtinamas prie sklandytuvo korpuso. Likusi dalis perduota apkrovas – lenkimo momentus ir šlyties jėgas, sklandytuvo korpusui. Skersinis yra sumuštinio struktūros (angl. *sandwich composite*): šerdis pagaminta iš poliuretano putų *DIV-60*, esančių tarp 26 sluoksnių anglies pluošto *SGL KDK 8042* [9]. Labiausiai apkrautose zonose naudojami papildomi sluoksniai. Visa struktūra apgaubta 1 sluoksniu stiklo pluošto audinio *Interglas 92110*. Sparno kraštai pagaminti iš vienkrypčio anglies pluošto *Torayca T700G*.



1.9 pav. Motorinio sklandytuvo kompozitinio sparno skersinio struktūra [9]

Orkisz ir kt. [9], norėdami palengvinti nuovargio tyrimus, taip pat sudarė skaitinį sparno skersinio modelį. Modelis pateiktas 1.10 pav. a, jam kurti naudota programinė įranga *MSCNastran2010* ir atlikta tiesinė analizė. Kadangi skersinio skerspjūvis nevienodas, modeliuotas viso ilgio skersinis, taip išvengiant pjūvių ir juose veikiančių vidinių jėgų įvertinimo. Skersinio tvirtinimas ir apkrovimas atitinka natūralias eksploatacijos sąlygas (žr. 1.10 pav. b). Baigtinių elementų modelyje [9] naudojami 1D, 2D ir 3D elementai. Skersinio kraštai ir šerdis modeliuota 8 taškų kūno (*SOLID*) elementais, priskiriant tamprią izotropinę medžiagą. Anglies pluošto ir kitiems gaubiantiems sluoksniams panaudoti 4 taškų plonasieniai elementai (*PLANE*), priskiriant ortotropinę medžiagą ir

aprašant visus kompozito sluoksnius. Norint išvengti problemų dėl kontakto apibrėžimo, plieninės įvorės ties tvirtinimo skylėmis buvo pakeistos 1D nesideformuojančiais elementais. Dėl mažo skersinio sukimo standumo ir norint užtikrinti lenkimą vienoje plokštumoje, apkrova buvo pridėta kaip skersinė jėga, veikianti ant skersinio apgaubimo.

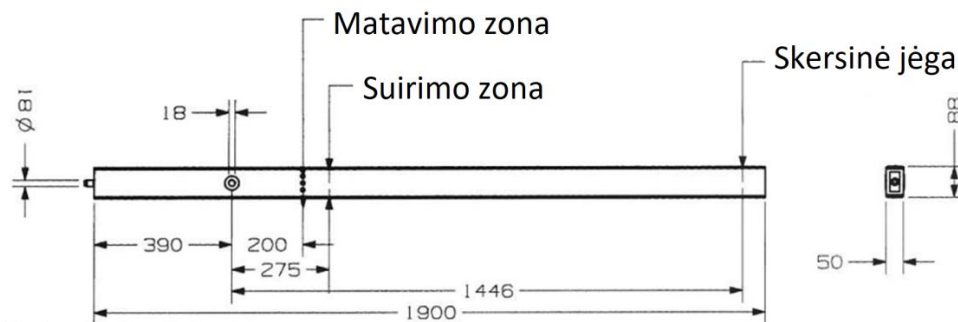


1.10 pav. Motorinio sklandytuvo kompozitinis sparno skersinis [9]: a – skaitinis modelis, b – tvirtinimo ir apkrovimo schema

Lyginant Orkisz ir kt. [9] nagrinėjamo sparno skersinio konstrukciją su sklandytuvo sparno „LAK 17A“, galima pastebėti, kad Orkisz ir kt. [9] aprašyta konstrukcija yra paprastesnė. Čia skersinio struktūra sudaryta tik iš audinio sluoksnių, tuo tarpu sparno „LAK 17A“ skersinį sudaro anglies pluošto strypelių sluoksnis, suklijuotas polimerine derva. Be to, Orkisz ir kt. modelyje [9] atliekama tiesinė analizė, o tiriant sklandytuvo sparno „LAK 17A“ skersinį domina jo modeliavimas iki suirimo. Bendrus principus, pavyzdžiui, 1D, 2D ir 3D elementų, medžiagos modelių parinkimą, galima taikyti ir kuriant „LAK 17A“ sparno skersinio modelį. Gauti poslinkio rezultatai Orkisz ir kt. modelyje [9] atitinka eksperimentinius [9].

1.4.3. Kompozitinės konstrukcijos sertifikavimo procedūra: tyrimai ir modeliavimas

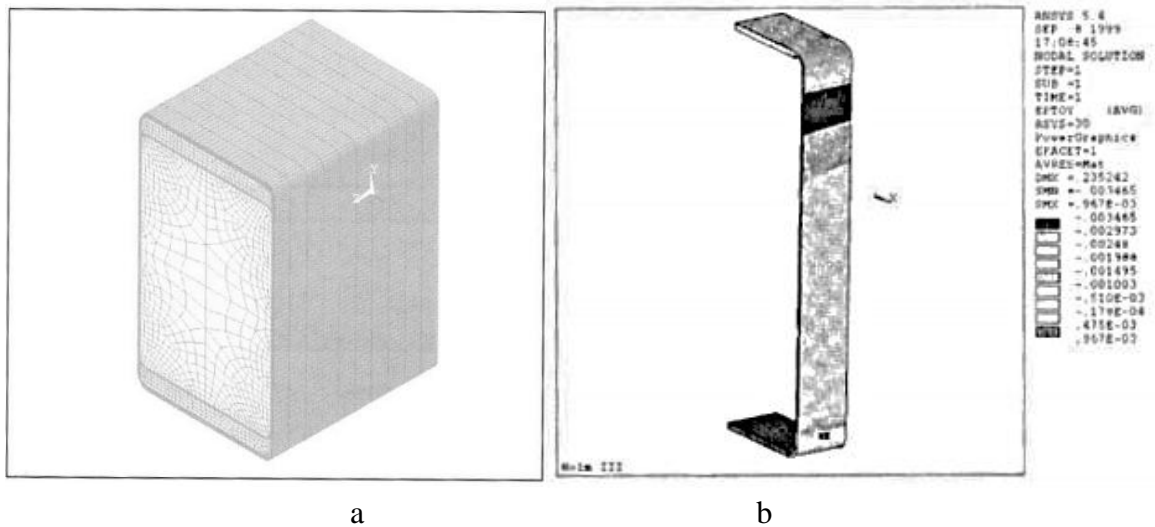
Kensche 2002 m. b [10] pristato metodą, skirtą įvertinti sklandytuvo kompozitinės konstrukcijos ilgaamžiškumui. Daugiausia dėmesio skiriama sklandytuvo sparno skersiniui, kaip labiausiai apkrautam ir atsakingiausia konstrukcijos elementui. Tiriama konstrukcija pavaizduota 1.11 pav. Ją sudaro užpildas, CFRP išoriniai sluoksniai ir gaubiančio audinio kompozitas, kurio pluošto orientavimo kampai $\pm 45^\circ$. Konstrukcija savo struktūra panaši į Orkisz ir kt. [9] nagrinėjamą sklandytuvo sparno skersinį.



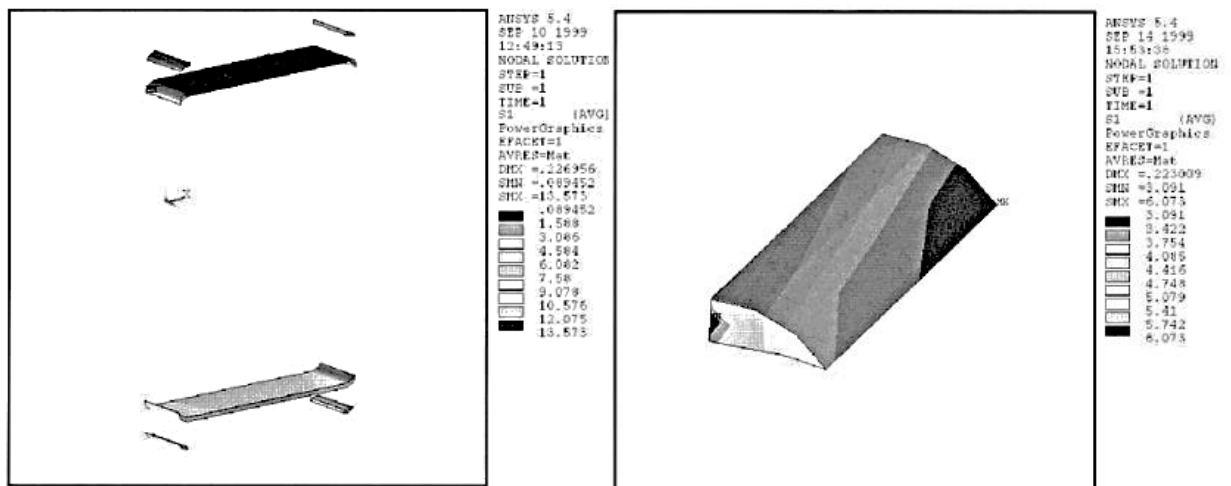
1.11 pav. Kenschė 2002 m. b [10] tiriama konstrukcija ir jos apkrovimo schema

Sklandytuvo konstrukciją veikia skersinė jėga (žr. 1.11 pav.). 1.11 pav. taip pat pažymėta tyrimo zona ir suirimo vieta. Nors ilgaamžiškumas nustatomas eksperimentiškai pagal *KoS*MOS2 apkrovimo spektrą, tačiau ne mažai dėmesio skiriama ir statinio apkrovimo kompiuteriniam

modeliavimui. BEM, remiantis Kenschė 2002 m. b [10], leidžia pamatyti pavojingas konstrukcijos vietas, įtėpių koncentraciją ir taip geriau įvertinti ilgaamžiškumą. Sukurtas konstrukcijos BEM naudojamas kaip pagalbinė priemonė tiriant atsparumą nuovargiui. Priešingai nei į Orkisz ir kt. [9], Kenschė 2002 m. b [10] modeliuoja tik pavojingą konstrukcijos vietą – skersinio pjūvį. Taip galima detalai stebėti pavojingoje zonoje vykstančius irimo procesus. Modelyje užpildui ir CFRP sluoksniams naudoti 8 taškų tūriniai (*SOLID*) elementai, kadangi šių konstrukcijos dalių matmenys yra vienos eilės. Gaubiančio audinio kompozitas modeliuotas taikant 4 taškų kevalo (*SHELL*) elementus. Be to, modelyje specialiais baigtiniais elementais aprašyti klijų sluoksniai tarp atskirų konstrukcijos dalių. Kenschė 2002 m. b [10] taikomas konstrukcijos pjūvio modelis programoje *Ansys* ir gauti skaičiavimo rezultatai pateikti ir 1.12 – 1.13 pav.



1.12 pav. Sklandytuvo sparno sijos modeliavimas [10]: a – naudojamas modelis, b – deformacijos išoriniame gaubiančiame sluoksnyje



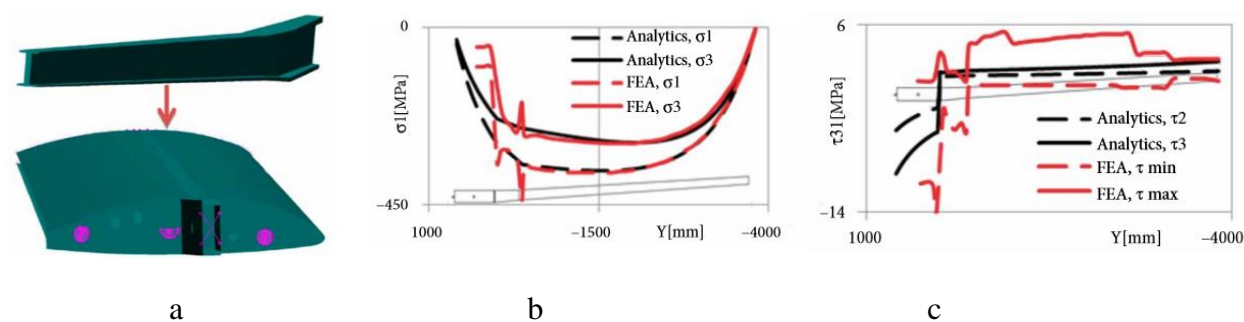
1.13 pav. Kenschė 2002 m. b [10] gautas svarbiausių įtėpių pasiskirstymas klijuose

Remiantis Kenschė 2002 m. b [10] sudarytu skaitiniu modeliu, pastebėta, jog irimas pirmiausia prasideda gaubiančiame audinyje, kaip ir tikėtasi tiriant eksperimentiškai. Nepaisant to, skaitinis modelis parodė ir kitas pavojingas konstrukcijos vietas. Tai viršutinis paviršius, kuriame dideli radialiniai įtėpia gali lemti suirimą dėl nuovargio. Be to, dideli įtėpia klijuose gali sukelti plyšių atsiradimą. Šie faktai įrodo statinio apkrovimo BEM naudą konstrukcijos nuovargiui vertinti.

1.4.4. Sparno modeliavimui taikoma kompozitinės dvitėjinės sijos modifikacija

Sklandytuvų sparnų konstrukciją sudaro keletas elementų: skersinis, apgaubimas ir kraštai. Kaip ir kiti autoriai [3, 9–10], Cejpek ir Juracka [11] teigia, kad skersinis yra vienas atsakingiausių sparno elementų. Jis turi atlaikyti ir perduoti sparną veikiančias jėgas sklandytuvo korpusui. Skersiniui skaičiuoti gerai pritaikoma sijų teorija, tačiau nuo XX a. vidurio pradėtos naudoti kompozitinės medžiagos lėmė naujų skaičiavimo metodų poreikį. Šiuo metu nėra pakankamai gerai išvystyta kompozitinių sijų skaičiavimo metodika, todėl susiduriama su daugeliu problemų. Eksperimentinis kompozitinių konstrukcijų tyrimas yra labai brangus, atimantis daug laiko, be to, projektuotojai turi ribotą laiką užduočiai atlikti. Nesant patikimų skaitinių modelių, šiuo metu tenkinamasi apytiksliais analitiniais skaičiavimais, kai pridodama ženkliai didesnė atsarga (papildomi kompozito sluoksniai) [11]. Sukūrus patikimą skaitinį modelį, kompozitinės konstrukcijos galėtų būti optimizuojamos, pagerinamos jų stiprumo savybės, dar labiau sumažinama masė ir tuomet kaina.

Cejpek ir Juracka [11] siūlo metodiką, kuri taikoma visam sklandytuvo sparnui aprašyti kaip sijai. Sparnas pakeičiamas ekvivalentine sija laipsniškai (žr. 1.14 pav. a).



1.14 pav. Sklandytuvo sparno sijos modelis [11]: a – pakeitimas, b – normalinių, c – tangentinių įtempių pasiskirstymas

Pirmiausia vidinė sijos skerspjūvio dalis pakeičiama gembe. Vietoje vieno dvitėjinės sijos vidurinio elemento priskiriami du. Toks skerspjūvis vadinamas „dėžute“. Kiti du žingsniai yra susiję su perėjimu tarp laikiklių ir sparno išorės. Sparnas sujungiamas su konstrukcija ir padeda paskirstyti apkrovą. Galutinis geometrinis pokytis yra mažų standžiųjų briaunų pridėjimas ir tvirtinimo skylių suformavimas. Iš esmės Cejpek ir Juracka [11] modelis yra supaprastintas įmonėje „UAB Sportinė aviacija“ sukurto viso sparno [3] modelis. Baigtinių elementų parinkimas taip yra artimas „UAB Sportinė aviacija“ [3] naudotam: daugiausia kompozito struktūrai taikyti 2D elementai.

Atliktų skaičiavimų rezultatai pagal ekvivalentinės sijos modelį pateikti 1.14 pav. b. Čia σ_1 , σ_3 – svarbiausieji įtempiai. Analitiškai ir skaitiniu metodu gautos įtempių vertės viršutiniame sparno sluoksnyje yra artimos, tačiau skirtumai atskirose zonose siekia iki 20 %. Nors Cejpek ir Juracka [11] sparno ekvivalentinės sijos skaitinis modelis skirtingas nei kitų autorių [9–10] taikomi skersinio modeliai, Cejpek ir Juracka [11] pateikiama metodika rodo platų kompozitinių konstrukcijų skaitinių modelių pritaikymą ir poreikį. Ja naudinga remtis, jei pasirenkama modeliuoti visą sklandytuvo „LAK 17A“ sparną ir neapsiribojama tik pavojingomis vietomis.

1.4.5. Kiti panašaus tipo kompozitinių konstrukcijų tyrimai

Tęsiant apžvalgą, pastebėta, jog nagrinėjamo tyrimo objekto – sklandytuvo sparno, tyrimai atliekami daugiau orientuojantis į eksperimentus. Kensch 2002 m. a [12] atlieka sklandytuvo

sparno nuovargio eksperimentus, sudaro nuovargio kreives, tačiau skaitinio modelio nekuria. Kituose tyrimuose: Cejpek ir Juracka [11], Peruru ir Abissetti [13], kuriamas sparno skaitinis modelis, tačiau daugiausia dėmesio skiriama visos struktūros – sparno, tampriam deformavimui. Visuose nagrinėjamuose tyrimuose [9–13] sklandytuvo sparno skersinio konstrukcija yra paprastesnė nei sklandytuvo sparno „LAK 17A“, sudaryta tik iš anglies ir stiklo pluošto audinio sluoksnių, dėl to paprasta sukurti viso sparno skaitinį modelį naudojant 2D elementus.

1.4.6. Kompozitinių konstrukcijų tyrimų palyginimas

Kompozitinių konstrukcijų tyrimuose [9–13] daugiausia orientuojamasi į sklandytuvo sparno eksperimentus, tačiau Orkisz ir kt. [9] motorinio sklandytuvo kompozitinio sparno skersinio tyrimuose bei Cejpek ir Juracka [11] sparno modeliavimui taikomoje kompozitinės dvitėjinės sijos modifikacijoje taip pat siūlo kompozitinės konstrukcijos skaitinius modelius kaip pagalbines tyrimo priemones. Detalus kompozitinės konstrukcijos struktūros skaitinis modelis, apimantis ir tarpstuksnio irimo procesus, taikomas tik Kensche 2002 m. b [10] atliekamoje kompozitinės konstrukcijos sertifikavimo procedūroje. Literatūroje [9–13] pateiktos kompozitinių konstrukcijų tyrimo metodikos gali būti suskirstomos į tris grupes: modeliuojamas visas skersinis (Orkisz ir kt. [9]), detalai tik pavojingas pjūvis (Kensche 2002 m. b [10]), visas sparnas (įmonė „UAB Sportinė aviacija“ [3], Cejpek ir Juracka [11]). Mažas detalių skaitinių modelių kiekis rodo, jog tokie tyrimai būtų naudingi patikimiau įvertinant kompozitinių konstrukcijų stiprumo charakteristikas.

1.5. Išvados atlikus apžvalgą

Nagrinėjant polimerų armuotas kompozitines konstrukcijas, jos, ypač CFRP kompozitai, stiprumo savybėmis lenkia net plienus (žr. 1.1 pav. Ashby diagramą [4]), yra apie 1,5 karto lengvesnės nei aliuminio lydinių konstrukcijos. Išvardintos priežastys lėmė platų šio tipo kompozitinių konstrukcijų taikymą, todėl jos sutinkamos tiek aviacijoje (sklandytuvų sparnuose), tiek statybinėse konstrukcijose (*Tsukuba* tiltas [6]), taip pat rinkoje prieinamos standartizuotos GFRP ir CFRP kompozitų dvitėjinės sijos. Nors konstrukcijos [3, 6–7] yra skirtingos paskirties, jose galima išskirti būdingą struktūrinį elementą – anglies ar stiklo pluošto strypelius, suklijuotus polimerine derva. Šis būdingas sparno „LAK 17A“ skersiniui elementas, sutinkamas ir kitose kompozitinėse konstrukcijose, rodo, jog tokio tipo konstrukcijos yra taikomos gana dažnai. Tai taip pat rodo, jog tokių konstrukcijų vertinimas bei skaitiniai modeliai aktualūs.

Kuriant „LAK 17A“ skersinio skaitinį modelį, galima taikyti modeliuose [3, 9–11] naudojamus kevalo ir kitus 2D baigtinius elementus konstrukcijos kompozito sluoksniams aprašyti, tūrinius – užpildą ir kūnus, kurių visi matmenys vienos eilės. Mažas detalių skaitinių modelių kiekis rodo pirmenybę kurti sklandytuvo sparno „LAK 17A“ kompozitinės konstrukcijos detalių skaitinį modelį. Be to, atliktų „LAK 17A“ konstrukcijos tyrimų įmonėje „UAB Sportinė aviacija“ rezultatai [3] siūlytų kurti tik detalių labiausiai apkrautos konstrukcijos vietos skaitinį modelį, todėl galima remtis Kensche 2002 m. b [10] pateiktu modeliu. Be to, Kensche 2002 m. b [10] tiksliau nei Orkisz ir kt. [9] ir daug tiksliau nei Cejpek ir Juracka [11] įvertina irimo procesus. Remiantis Cejpek ir Juracka [11], skaitinis modelis palengvintų nagrinėjamų konstrukcijų projektavimą, leistų atsisakyti brangių eksperimentų ir perteklinės konstrukcijos atsargos dėl pridėtų papildomų audinio sluoksnių. Be to, turint patikimą pavojingos zonos detalių skaitinį modelį, būtų galima geriau iširti konstrukcijos elgseną esant kritinėms apkrovoms.

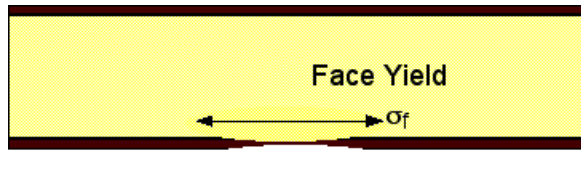

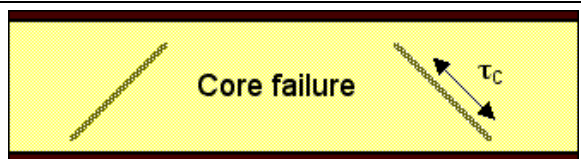
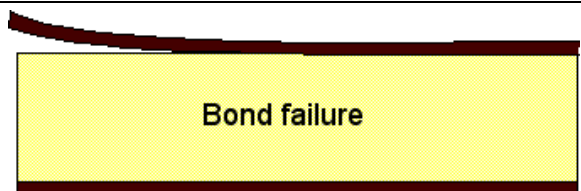
2. Pasiruošimas skaitinio modelio sukūrimui

Remiantis 1.1 skyriuje atlikta sparno „LAK 17A“ kompozitinės konstrukcijos analize, pastebėta, jog konstrukcijoje yra didelis kiekis klijuotų jungčių. Tarpusavyje suklijuoti anglies pluošto strypeliai, putplasčio įdėklai ir gaubiančio audinio sluoksniai. Norint tinkamai įvertinti klijavimo įtaką konstrukcijos stiprumui, reikia išnagrinėti klijuotos kompozitinės sijos suirimo būdus. Daugelio CFRP ar GFRP kompozitinių sijų struktūra yra tipinė. Ji buvo nagrinėta 1.1 skyriuje, 1.22–1.23 poskyriuose.

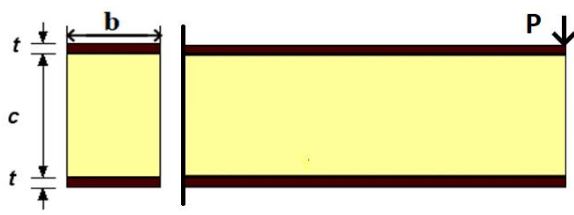
2.1. Kompozitinės sijos suirimo tipai

Nors kompozitinių sijų (ypač CFRP, GFRP kompozitų) privalumai yra tai, jog šios sijos yra lengvos ir standžios [14], tačiau tarpusavyje suklijuoti elementai mažina stiprumą. Nagrinėjant kompozitinės sijos stiprumą, remiantis Michigan Tech tyrimais [14], skiriami 5 suirimo tipai, pateikti 2.1 lentelėje. Bet kuri mažiausia jėga, sukianti bent vieną iš šių suirimo tipų, yra kritinė.

2.1 lentelė. Kompozitinės sijos suirimo tipai [14]

| Tipas | Sąlyga | Schema |
|---|---|--|
| 1. Išorinio sluoksnio nutrūkimas | $P \geq \sigma_{yf} \cdot \frac{B_3 b t c}{l}$ |  |
| 2. Išorinio sluoksnio susiraukšlėjimas | $P \geq \frac{B_3 b t c}{l} \cdot 0.57 \left(E_f E_s^2 \left(\frac{\rho_c^*}{\rho_s} \right)^4 \right)^{1/3}$ |  |
| 3. Šerdies (užpildo) suirimas | $P \geq C B_4 b c \cdot \left(\frac{\rho_c^*}{\rho_s} \right)^{3/2} \sigma_{cf}$ |  |
| 4. Plyšių susidarymas šerdyje (užpilde) | $P \geq C B_4 b c \cdot \left(\frac{\rho_c^*}{\rho_s} \right)^{3/2} \sigma_{cf}^* \sqrt{\frac{l^*}{a}}$ | Taip pat, kaip 3 atvejis, tik šerdies (užpildo) medžiaga trapi |
| 5. Klijų suirimas (atsisluoksniavimas) | $P \geq \frac{B_3 b t c}{l} \sqrt{\frac{G E_f}{t}}$ |  |

Čia P – veikianti jėga, lenkianti siją; σ_{yf} – išorinio sluoksnio takumo arba stiprumo riba; σ_{cf} – šerdies (užpildo) atplėšimo įtempiai; a – plyšio ilgis; l^* – šerdies (užpildo) pasikartojančio medžiagos elemento ilgis; ρ_c, ρ_s – atitinkamai šerdies ir išorinio sluoksnio tankiai; G, E_f – atplėšimo energija ir išorinio sluoksnio tamprumo modulis; b, t, c – sijos matmenys; C, B_1 – B_4 – koeficientai, pateikti [14].



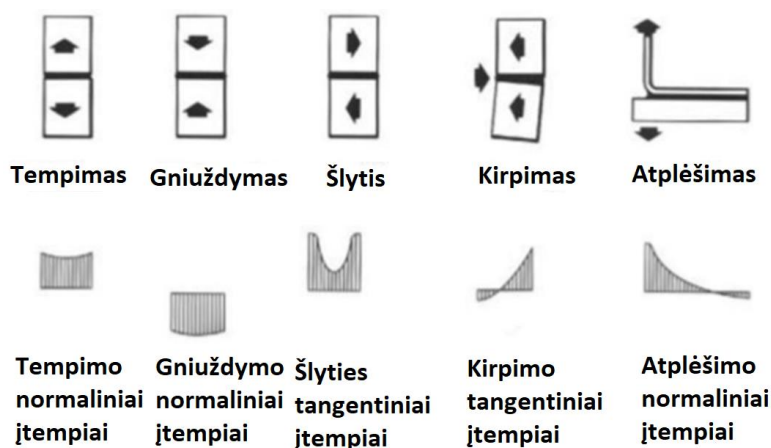
Remiantis 2.1 lentele, galima pastebėti, jog 4 suirimo tipai yra susiję su medžiagų suirimu ir tik vienas tipas – su klijuotos jungties suirimu. Daugelyje darbų [9, 11, 13] nagrinėjami pagrindiniai 4 medžiagos suirimo tipai, laikant, jog klijų suirimas neįvyks. Klijų sluoksnio suirimo kritiškumą parodo koeficientas B_3 , kuris priklauso nuo sijos kraštinių sąlygų. Esant gembiskai įtvirtintam vienam sijos galui ir išskirstytai jėgai, $B_3 = 2$, o kai įtvirtinti abu galai, $B_3 = 12$ [14]. Sparno tvirtinimas artimas viename gale įtvirtintos lenkiamos gembinės sijos modeliui. Taip klijų sluoksnio suirimui pakanka iki 6 kartų mažesnės išorinės jėgos nei esant kitoms kraštinėms sąlygoms [14].

Sparno skersinio gembinės sijos modelis rodo, jog šiuo atveju klijuotų jungčių įtaką sparno skersinyje svarbu įvertinti. Be to, skersinyje yra tvirtinimo skylės, kurios lemia įtempių koncentraciją ir galimą klijuotos jungties irimą ne vien atplėšimu. Taip pat pastebėta, kad yra mažai darbų [10, 15], kuriuose nagrinėjamas ir šis suirimo tipas. Be to, kuriamas modelis būtų detalesnis.

Norint įvertinti klijuotas jungtis, reikia naudoti specialius baigtinius ar kontakto elementus. Jų savybės aprašomos koeficientais ir kitais parametrai, kurie gali būti imami iš žinytų arba nustatomi eksperimentiškai. Kuriant atsakingų konstrukcijų, tokių kaip sklandytuvo sparno, modelius, reikalaujamos tikslios vertės, todėl kyla būtinybė atlikti eksperimentą, kuris leistų įvertinti tiriamos konstrukcijos klijuotų jungčių mechanines charakteristikas. Norint atlikti eksperimentą, reikia nustatyti, kokio tipo klijuotų jungčių apkrovimas pasireiškia sparno konstrukcijoje (galimas įvairus apkrovimas dėl įtempių koncentracijos ties tvirtinimo skylėmis), ir pagal nurodytus standartus pagaminti bandinius. Be to, eksperimentas leistų validuoti pasirinkto tipo skaitinį modelį ir garantuoti sparno skersinio skaitinio modelio patikimumą.

2.2. Kompozitinės sparno konstrukcijos klijuotų jungčių apkrovimo analizė

Klijuotos jungtys gali būti suardytos keletu būdų (žr. 2.1 pav.) [16]. Klijų sluoksnis gali būti nutrauktas tempiant arba suardytas gniuždant, šlytimi, kirpimu ir atplėšimu. 2.1 pav. vaizduojami pagrindiniai klijuotų jungčių suardymo būdai ir įtempių pasiskirstymai šiose jungtyse.



2.1 pav. Klijuotų jungčių suardymo būdai [16]

Sparno konstrukciją veikiančios apkrovos yra dvi: lenkimo momentas ir skersinė jėga. Dėl skersinės jėgos poveikio sparno konstrukcijoje pasireišk klijuotų jungčių suardymas šlytimi, kirpimu, o lenkimo momentas stengsis atplėšti klijuotus elementus. Norint, kad klijuotų jungčių įtaka kompozitinės sparno „LAK 17A“ konstrukcijos stiprumui kuriamame modelyje būtų tinkamai įvertinta, nuspręsta plačiau išnagrinėti suirimą kirpimu, šlytimi ir atplėšimu, taip pat atlikti eksperimentus.

2.2.1. Klijuotos jungties suirimas šlytimi ir kirpimu

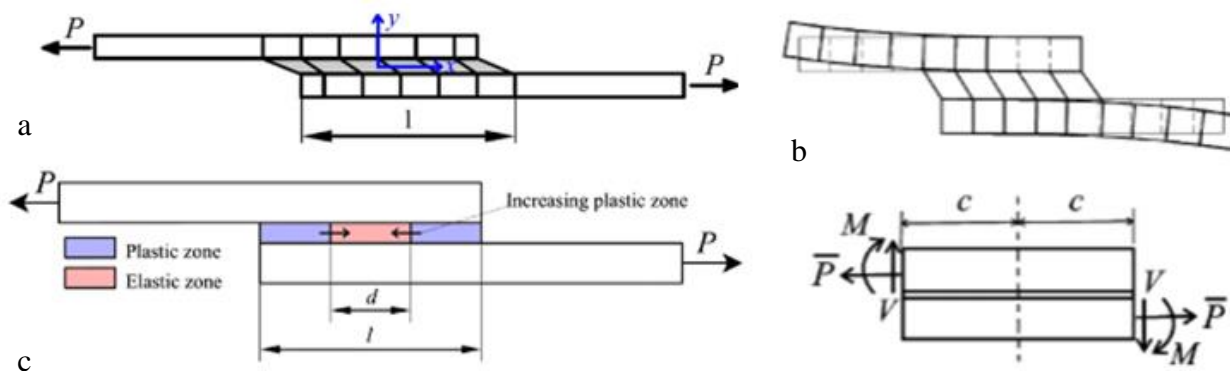
Nors lenkiamoms ilgoms sijoms skersinės jėgos įtaka yra ženkliai mažesnė nei lenkimo momento, tačiau šlytis dažnai pasireiškia klijuotose sijose, kadangi klijų stiprumas paprastai apie dešimt ir daugiau kartų mažesnis nei sijoje naudojamų medžiagų. Klijuotos jungties suirimas šlytimi, kirpimu paprasčiausiai vertinamas pagal pasiektus didžiausius įtempius. Toks suirimas ženkliai paprastesnis nei suirimas atplėšimu. Jungtis suardoma, kai įtempiai jungtyje viršija kritines vertes (stiprumo ribą). Vidutiniai tangentiniai įtempiai klijuotoje jungtyje veikiant skersinei jėgai gali būti nustatyti dalinant kirpimo jėgą F iš kerpamo ploto, kuris priklauso nuo jungties ilgio L ir pločio B ($A=BL$).

$$\tau_{xy} \approx \frac{F}{A}, \quad (2.1)$$

čia τ_{xy} – vidutiniai tangentiniai įtempiai klijuotoje jungtyje. (2.1) priklausomybė nėra tiksli, kadangi įtempiai klijuotoje jungtyje pasiskirstę nevienodai, be to, įtakos jungties stiprumui turi ir klijų sluoksnio storis. Bendrai būtų galima susieti įtempius klijuotoje jungtyje su veikiančia jėga:

$$F = \int_A \tau_{xy} dA. \quad (2.2)$$

Šiuo metu yra siūloma keletas įtempių pasiskirstymo modelių klijuotoje jungtyje, apkrautoje šlytimi. Remiantis Rodriguez, R. ir kt. [17] bei Gudeliausku ir kt. [18], galima išskirti keturis įtempių klijuotoje jungtyje pasiskirstymo modelius: Volkersono, Goland'o ir Reissner'io, Hart-Smith'o, Ojalvo ir Eidinff'o. Volkersono (žr. 2.2 pav. a) modelis yra paprasčiausias, čia atkreipiamas dėmesys į nevienodas šlyties įtempių vertes jungties ilgyje, tačiau lenkimo efektas dėl pridėtos jėgos necentriškumo nepaisomas. Volkersono modelio esminis trūkumas – didelis klijuotos jungties supaprastinimas. Goland'o ir Reissner'io modelyje įvertinama ir lenkimo įtaka (žr. 2.2 pav. b). Tada uždavinys išskaidomas į jėgas, veikiančias klijuotos jungties kraštuose, ir lenkimo momentą, atsirandantį dėl necentrinio apkrovimo. Šiame modelyje laikoma, kad jungtyje veikia ne tik šlyties, bet ir atplėšimo įtempiai. Hart-Smith'o modelyje (žr. 2.2 pav. c), skirtingai nei Volkersono ar Goland'o ir Reissner'io modeliuose, vertinami plastiniai įtempiai. Čia įtempius klijuotoje jungtyje sudaro atplėšimo įtempiai ir plastiniai šlyties įtempiai. Klijuota jungtis suskaidoma į plastinę ir tamprią zonas. Toks skaičiavimas tampa sudėtingesnis net ir esant tamprioms deformacijoms. Ojalvo ir Eidinff'o modelis iš tikrųjų yra patobulintas Goland'o ir Reissner'io modelis, kuriame modifikuotos koeficientų išraiškos, naudojamos skaičiuojant įtempius.



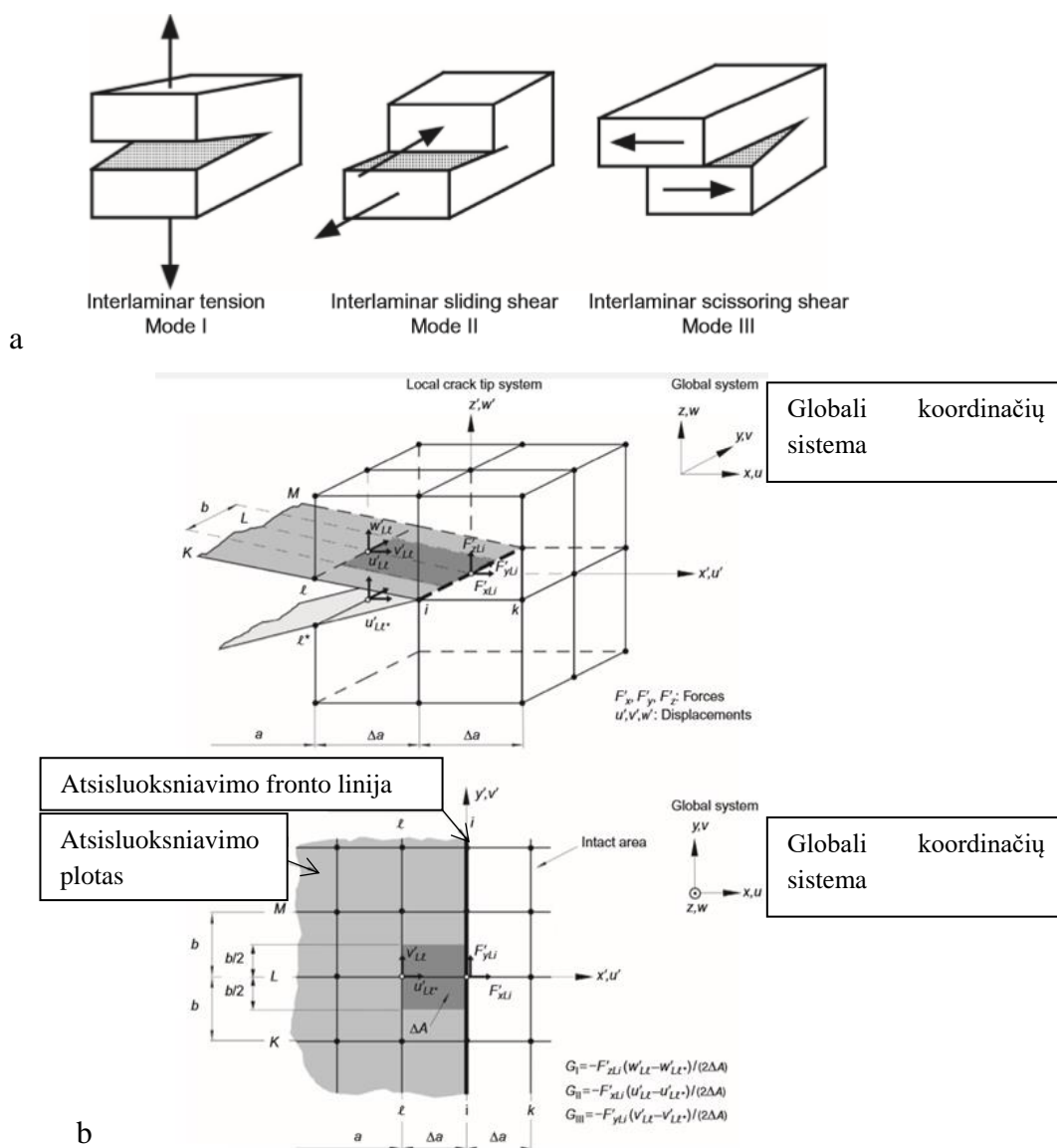
2.2 pav. Įtempių pasiskirstymo modeliai klijuotoje jungtyje [17–18]: a – Volkersono, b – Goland'o ir Reissner'io, c – Hart-Smith'o

Dažniausiai klijuotos jungties suirimui šlytimi taikomi didžiausių įtempių (Volkerseno, Goland'o ir Reissner'io modeliai) ar deformacijų kriterijai. Naudojant Hart-Smith'o modelį taikomas didžiausių atplėšimo įtempių kriterijus, tačiau skaičiavimai yra sudėtingesni. Be šių įtempių dar taikomi didžiausių von Mizeso, svarbiausiųjų įtempių ir deformacijų, didžiausių šlyties deformacijų kriterijai [17].

Modeliuojant sparno konstrukcijos klijuotų jungčių apkrovimą šlytimi kompiuterinėse programose paprastai reikia nurodyti didžiausius šlyties ir atplėšimo įtempius. Taigi taikomas Goland'o ir Reissner'io modelis ir didžiausių įtempių suirimo kriterijus. Goland'o ir Reissner'io modelis yra pakankamai tikslus vertinant daugumos šlytimi apkrautų klijuotų jungčių stiprumą bei irimą [17].

2.2.2. Klijuotos jungties suirimas atplėšimu

Tarp sluoksnių irimas atplėšimu – dažnai pasireiškiantis suirimo atvejis kompozitinėse struktūrose [19]. Jis pasireiškia ir šlytimi apkrautose klijuotose jungtyse (Goland'o ir Reissner'io modelis). Atplėšimu dažniausiai remiamasi analizuojant irimo, plyšio atsiradimo ir plėtimosi procesus. Atplėšimo tipai (modos) pavaizduoti 2.3 pav. a.



2.3 pav. Atplėšimas [19]: a – tipai (modos), b – atplėšimo 3D baigtinių elementų modelis

I moda pasireiškia, kai suklijuoti elementai yra tempiami į skirtingas puses, II moda – esant komponentų slydimui tarpsluoksnyje ir pasireiškiant šlyčiai, III moda – pasireiškiant komponentų žirkliniam kirpimui. Kompozitinėse sijose, apkrautose skersinėmis jėgomis, pasireiškia 2D tarpsluoksnių irimas, todėl III moda dažniausiai nevertinama. Į III modą svarbu atsižvelgti esant didelėms sukimo apkrovoms. Atlpėsimas apibūdinamas deformacijų energija, kuri baigtinių elementų modelyje gali būti apskaičiuota:

$$G_I = -\frac{1}{2\Delta A} F_{zi} (w_{Li} - w_{L^*}), \quad (2.3)$$

$$G_{II} = -\frac{1}{2\Delta A} F_{xi} (u_{Li} - u_{L^*}), \quad (2.4)$$

čia G_I, G_{II} – atitinkamai I ir II atplėšimo modų energija; F_{zi}, F_{xi} – elementų mazgus veikiančios jėgos; $w_L, u_L, w_{L^*}, u_{L^*}$ – mazgų poslinkiai iš 2.3 pav. b; $\Delta A = \Delta a \cdot b$. Suirimas atplėšimu įvyksta atplėšimo energijos vertei viršijus kritinę: $G_I > G_{IC}$ (esant I modai) ir $G_{II} > G_{IIC}$ (esant II modai).

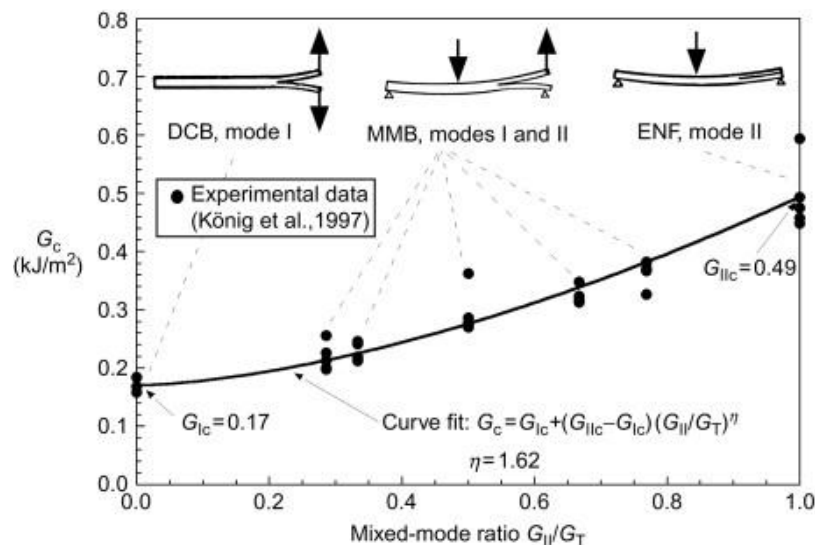
Kompozitinių konstrukcijų klijuoti elementai būna apkrauti įvairiai, todėl dažniausiai taikomi apibendrinti 2D tarpsluoksnių atplėšimo kriterijai pagal abi modas:

$$\left(\frac{G_I}{G_{IC}}\right)^\alpha + \left(\frac{G_{II}}{G_{IIC}}\right)^\beta = 1, \quad (2.5)$$

čia α, β – laipsnio rodikliai. Remiantis eksperimentų duomenimis [19], dažnai priimama, kad $\alpha = \beta = 1$. Tai vadinamas tiesinis sumavimo kriterijus. Šiuo metu dažniau naudojamas *B-K* (*Benzegaggh–Kenane*) kriterijus [19–20], pagal kurį kritinė atplėšimo energija apskaičiuojama:

$$G_c = G_{IC} + (G_{IIC} - G_{IC}) + \left(\frac{G_{II}}{G_T}\right)^\eta = 1, \quad (2.6)$$

čia G_T – suminė atplėšimo energija; η – laipsnio rodiklis. Ryšys tarp atplėšimo modų ir *B-K* kriterijaus grafine išraiška, rodanti atitikimą eksperimentų duomenims, pateikta 2.4 pav. [19].



2.4 pav. *B-K* kriterijaus atitikimas eksperimentų rezultatams [19]

Baigtinių elementų programose: *Ansys* (2014 m.), *Abaqus* (2013 m.), *Nastran* (2013 m.), atplėšimui įvertinti taikoma (2.6) lygybė ir joje esančios kritinės energijos vertės G_{IC} , G_{IIC} . Laipsnio rodiklio η vertė priklauso nuo konkrečios medžiagos, CFRP kompozitams $\eta = 1,62$ [19]. Šiuo metu baigtinių elementų programose yra naudojamas ir paprastesnis modelis, kuriam pakanka tik dviejų parametru: G_{IC} ir G_{IIC} .

Vertinant klijuotos jungties suirimą atplėšimu, reikalingos kritinės atplėšimo energijų vertės G_{IC} ir G_{IIC} gali būti imamos iš literatūros arba nustatomos eksperimentiškai. Literatūroje atplėšimo energiją rasti sunkiau nei klijų didžiausius tangentinius ir atplėšimo įtempius, svarbius jungčiai suyrant šlytimi, todėl pageidautina ją nustatyti eksperimentiškai. Be to, atsakingoms konstrukcijoms (šiuo atveju sklandytuvo sparno skersiniui) medžiagų charakteristikų vertės turėtų būti imamos kuo tikslesnės, taigi nustatomos eksperimentiškai pagaminus iš konkrečioje konstrukcijoje naudojamų medžiagų. Dar vienas eksperimento privalumas yra galimybė validuoti kuriamą skaitinį modelį. Visos aukščiau išvardintos priežastys lemia, kad buvo pasirinkta atlikti atplėšimo eksperimentą.

2.3. Klijuotų anglies pluošto strypelių atplėšimo eksperimentai

2.3.1. Bandiniams ir įrangai keliami reikalavimai

Atliekant ne metalinių medžiagų (kompozitinių anglies pluošto) klijuotų jungčių stiprumo tyrimus, taikomi keli standartai [21–25]. Standarte ASTM D 907 apibrėžiama klijuotų jungčių standartuose taikoma terminologija, standartas ASTM D 2093 nurodo paviršių paruošimą prieš klijavimą, ASTM D 5528 ir ASTM D 7905 – reikalavimus klijuotų jungčių atplėšimo (atitinkamai I ir II modos) eksperimentams, ASTM D 4896 – reikalavimus duomenų apdorojimui ir rezultatų analizei.

Klijuojant bandinius privalu laikytis dervoms ir kietikliams taikomų gamintojo reikalavimų. Bandiniai turi būti pjaunami taip, kad nekaistų ir pjovimo metu nepakistų jų bei klijuotos jungties mechaninės savybės. Prieš atliekant eksperimentą, bandinius rekomenduojama išlaikyti bent valandą patalpoje, kurioje bus atliekamas eksperimentas.

Remiantis standartu ASTM D 2093 [22], prieš klijavimą bandiniai turi būti nuvalomi naudojant solventą ir išlaikomi 20 min sausoje aplinkoje be dulkių. Tada paviršiai šveičiami smulkiu švitrininiu popieriumi (grūdėtumas apie 320 pagal Amerikiečių standartą AISI), kad būtų užtikrinamas geresnis klijų įskverbimas.

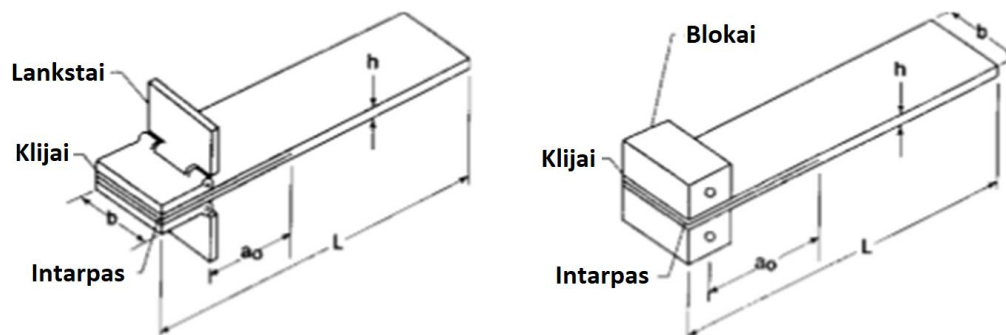
I modos atplėšimo eksperimentui taikomas standartas ASTM D5528 [23]. Pagal standartą atplėšimo bandiniai gali būti klijuojami prie lankstų arba blokų (žr. 2.5 pav.). Atplėšimo metu bandinių paviršiai atsiskiria vienas nuo kito. Bandinio tampraus deformavimo metu sukaupiama energija U yra susijusi su energijos nuostoliais G atplėšimo metu (2.7) lygybe:

$$G = -\frac{1}{b} \cdot \frac{dU}{dA}, \quad (2.7)$$

čia b – bandinio plotis; a – atsisluoksniavimo ilgis.

Bandinių matmenys turi tenkinti šias sąlygas: ilgis ne mažiau kaip 125 mm, rekomenduojamas plotis 20–25 mm. Bandinio plotis nėra esminis parametras ir gali būti ženkliai mažesnis nei 20 mm. Klijuotos jungties ilgis turėtų būti ne mažesnis kaip 50 mm. Bandinio storis paprastai turi būti nuo 3

iki 5 mm. Bet kurio bandinio storio paklaida neturi viršyti 0,1 mm. Tvirtinant bandinius prie blokų, labai mažos a/h vertės (žr. 2.5 pav.) nerekomenduojamos.



2.5 pav. Bandiniai I atplėšimo modos nustatymui pagal standartą ASTM D5528 [23]

Medžiagoms, kurių lenkimo standumas mažas, reikia padidinti sluoksnių storį, skaičių ar sumažinti klijuotos jungties ilgį. Bandinių matmenys gali būti nustatomi pagal (2.8), (2.9) formules:

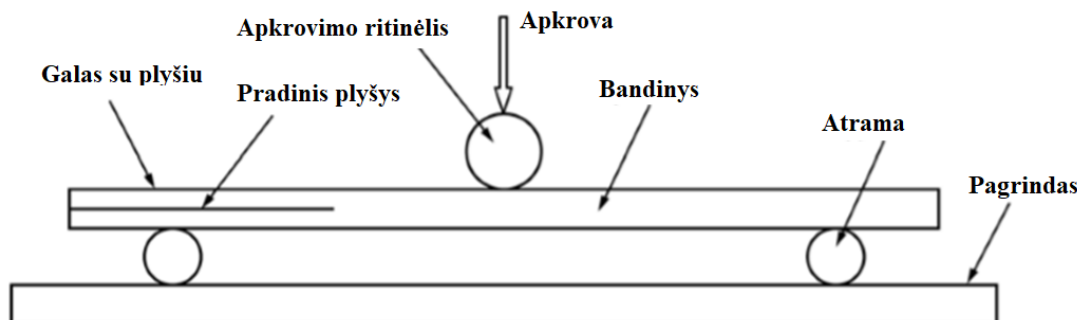
$$a_0 \leq 0,042 \sqrt{\frac{h^3 E_{11}}{G_{IC}}}, \quad (2.8)$$

$$h \geq 8,28 \left(\frac{G_{IC} a_0^2}{E_{11}} \right)^{1/3}, \quad (2.9)$$

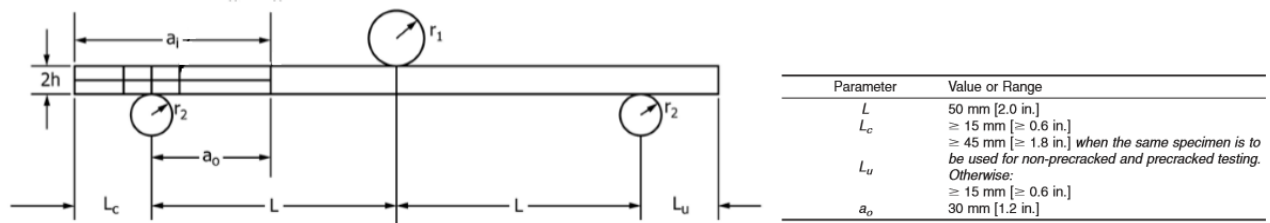
čia E_{11} – tamprumo modulis pluošto kryptimi; G_{IC} – atplėšimo energijos kritinė vertė.

I atplėšimo modos eksperimentui turi būti naudojama tinkamai kalibruota bandymo mašina, kurios deformavimo greitis būtų nuo 0,5 iki 5,0 mm/min. Atplėšimo bandinys, priklijuotas prie blokų ar lankstų, tvirtinamas bandymo mašinos griebtuvuose. Jėgos jutikliai turi užtikrinti galimybę išmatuoti visą atplėšimo metu veikiančią jėgą. Jutikliuose neturi pasireikšti inercija ar vėlavimas pagal nustatytą bandymo greitį ir apkrovą. Jėgos matavimo santykinė paklaida neturėtų viršyti ± 1 %. Bandymo mašinos poslinkio matavimas turi užtikrinti jautrumą iki 2 % nuo didžiausios poslinkio vertės. Kitu atveju ant bandinio turėtų būti tvirtinamas papildomas ekstensiometras. Deformacijų matavimo santykinė paklaida taip pat neturėtų viršyti ± 1 %.

II atplėšimo modos energijos nustatymui taikomas standartas ASTM D 7905 [24]. Standartinio bandinio schema pateikta 2.6 pav. II modos bandymai skirstomi į eksperimentus su pradiniu plyšiu (angl. *precracked*) ir be pradinio plyšio (angl. *non precracked*).



2.6 pav. Bandiniai II atplėšimo modos nustatymui pagal standartą ASTM D 7905 [24]



2.6 pav. (tęsinys)

Apkrovimo greitis nustatant II atplėšimo modos energiją turėtų siekti nuo 0,025 iki 1,6 mm/min (paprastai imama 0,05 mm/min, bet leidžiamos ir didesnės vertės). Apkrovimo ritinėlio spindulys turėtų būti $r_1 = 4,7\text{--}9,6$ mm, atramų $r_2 = 3,0\text{--}6,4$ mm. Bandymo mašina prieš atliekant eksperimentą turėtų būti kalibruojama vietoje bandinio naudojant metalinį strypelį, kurio inercijos momentas ne mažesnis kaip 6 cm^4 .

Papildomai atplėšimo procesui stebėti eksperimentų metu gali būti naudojamas optinis mikroskopas. Mikroskopo didinimas neturėtų būti daugiau 70 kartų. Mikroskopas tvirtinamas vienoje bandinio pusėje išilgai krašto. Kitai pusei stebėti galima naudoti veidrodį.

2.3.2. Aplinkos sąlygoms keliami reikalavimai

Kadangi kompozitinės medžiagos sąlyginai jautrios temperatūros pokyčiams, standartuose yra apibrėžiamos bandymo aplinkos sąlygos. Jas nurodo standartas ISO 291 [25]. Pagal ISO 291, laboratorijose turėtų būti kontroliuojamos dvi aplinkos sąlygos: temperatūra ir drėgmė. Terminu „aplinkos temperatūra“ apibrėžiama temperatūra, esanti intervale $18\text{--}28\text{ }^\circ\text{C}$, neatsižvelgiant į santykinį oro drėgnumą, atmosferos slėgį ir oro cirkuliacijos greitį.

Atliekant klijuotų kompozitinių medžiagų jungčių bandymus, jei medžiagoms netaikomi specialūs aplinkos reikalavimai, temperatūra laboratorijoje turėtų būti $23\text{ }^\circ\text{C}$, santykinis oro drėgnumas 50 % (atmosferos slėgis $86\text{--}106\text{ kPa}$, oro judėjimo greitis $< 1\text{ m/s}$).

2.3.3. Atplėšimo eksperimento teorinės priklausomybės

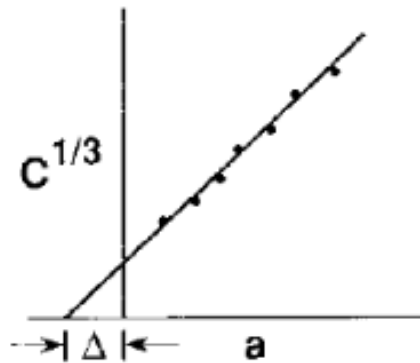
Teorinės priklausomybės reikalingos nustatant atplėšimo energiją. I modos atplėšimas gali būti nagrinėjamas taikant modifikuotą lenkiamos sijos teoriją. Tada atplėšimo jėga P susijusi su atplėšimo energija G_I :

$$G_I = \frac{3P\delta}{2ba}, \quad (2.10)$$

čia P – veikianti jėga; δ – bandinio apkrovimo taškų poslinkis; a – atsisluoksniavimo ilgis; b – bandinio plotis. (2.10) priklausomybė yra teorinė ir atplėšimo jėga nėra tiksliai įvertinama, kadangi eksperimento metu bandinio galas pasisuka. Norint gauti tikslias vertes, ilgis a turėtų būti kompensuojamas dydžiu Δ :

$$G_I = \frac{3P\delta}{2b(a+|\Delta|)}, \quad (2.11)$$

čia Δ randamas eksperimentiškai iš 2.7 pav. pateikto grafiko $\sqrt[3]{\delta/P} = f(a)$.



2.7 pav. Dydžio Δ nustatymas pagal standartą ASTM D 5528 [23]

Tada gali būti išreikšimas ir atplėšimo modulis:

$$E_{if} = \frac{64(a + |\Delta|)^3 P}{\delta b h^3}. \quad (2.12)$$

Atplėšimo modulis nepriklauso nuo atplėšimo ilgio, tačiau atplėšimo modulio vertės didėjant atplėšimo ilgiui taip pat gali padidėti dėl gretimų kompozito sluoksnių pluošto sukibimo (angl. *fiber bridging*).

II atplėšimo modos energija nustatoma jėgai pasiekus didžiausią vertę P_{max} iš (2.13) priklausomybės:

$$G_{IIC} = \frac{9P_{max} a_0^2 \delta}{2b \left(\frac{L^3}{4} + 3a_0^2 \right)}, \quad (2.13)$$

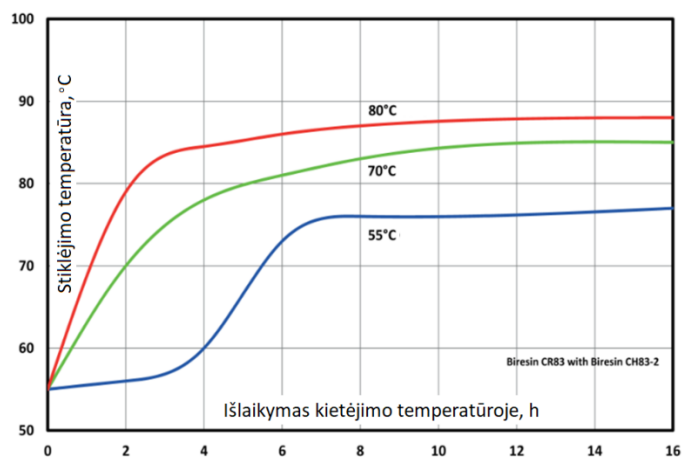
čia a_0 – pradinis plyšio ilgis; L – atstumas tarp bandinio atramų (žr. 2.6 pav.); likę dydžiai analogiški kaip (2.10) formulėje.

2.3.4. Bandiniai I atplėšimo modos eksperimentui

Sklandytuvo skersinio išorinius sluoksnius sudaro anglies pluošto strypeliai (konstrukcijos brėžinys pateiktas **1 priede**), todėl bandiniai pasirinkti taip, kad imituotų du suklijuotus strypelius. Bandinį sudaro du kvadratinio profilio 3×3 mm anglies pluošto strypeliai *Graphlite SM315*. Kaip nurodyta standarte ASTM D 5528 [23], bandinių ilgis 130mm > 125 mm, klijuotos jungties ilgis 80 mm > 50 mm ($a_0 = 50$ mm). Remiantis standartu ASTM D 5528, pageidaujamas bandinio plotis 20–25 mm, tačiau jis gali būti ir ženkliai mažesnis (šiuo atveju 3 mm). Pasirinktas bandinio tipas su lankstais (žr. 2.5 pav.). Bandinio brėžinys pateiktas **3 priede**, nuotrauka 2.9 pav. b. Dėl didelio CFRP strypelių standumo lankstų standumas bandiniui įtakos neturi, todėl lankstai priklijuoti toje pačioje pusėje kaip ir klijuota jungtis mašinos griebtuvų ašies atžvilgiu (plg. 2.5 pav. ir 2.9 pav. b).

Klijavimui naudota epoksidinė derva CR83 ir kietiklis CH83–2. Dervos mechaninės ir terminės savybės pateiktos 2.8 pav. [26, 41]. Klijuoti bandiniai buvo džiovinti 55 °C temperatūroje ilgiau kaip 10 h.

| | |
|---|------|
| Stiprumo riba tempiant (ISO 527), MPa | 80 |
| Tamprumo modulis E (ISO 527), GPa | 2,96 |
| Suirimo deformacija tempiant (ISO 527), % | 6,7 |
| Stiprumo riba gniuždant (ISO 604), MPa | 107 |
| Šlyties stiprumo riba, MPa | 55 |
| Tankis, g/cm ³ | 1,15 |



2.8 pav. Dervos CR83 ir kietiklio CH83–2 savybės [26, 41]

Naudota derva CR83 savo savybėmis labai artima dervai L285, kuria suklijuoti sparno „LAK 17 A“ konstrukcijoje naudojami anglies pluošto strypeliai. Bandiniams naudotų strypelių Graphlite SM315 ir konstrukcijoje esančių strypelių MCRS 0.125 savybės taip pat identiškos, skirtingi tik gamintojai.

2.3.5. Eksperimento įranga

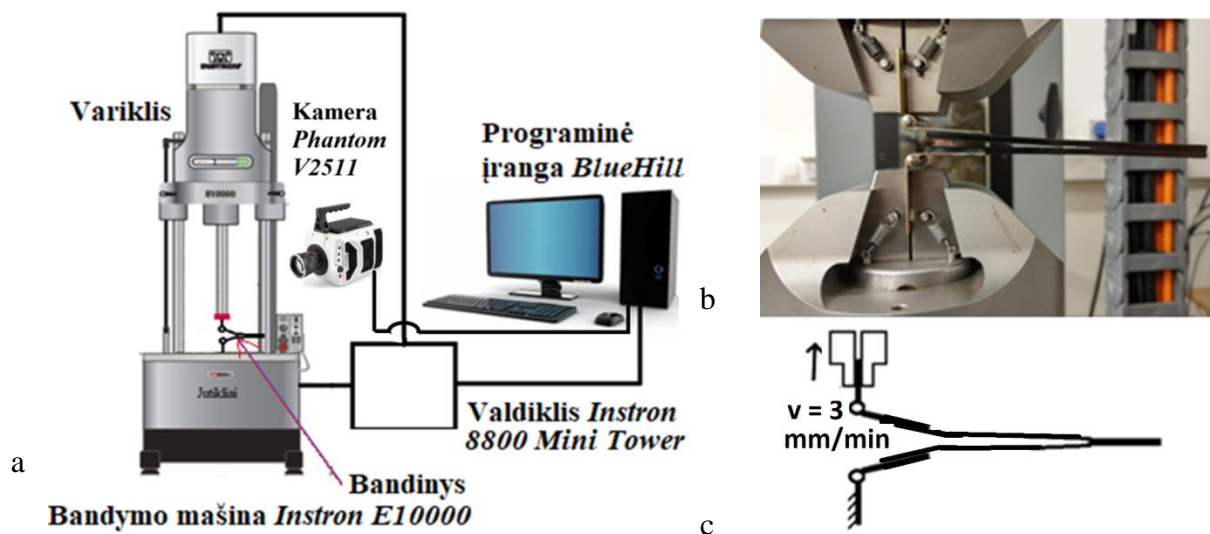
Eksperimentui atlikti reikalinga mašina, kuri tenkintų standartuose ASTM D 5528 ir ASTM D 7905 nurodytus bandymo režimus (užtikrintų reikiamą tempimo greitį, jėgos ir poslinkio rezultatų tikslumą). Šiuo atveju atplėšimo eksperimentas statinis, todėl galima parinkti paprastesnę bandymo mašiną. Nepaisant to, atplėšimui, remiantis ASTM standartais, reikalingas gana aukštas duomenų tikslumas iki 1 %, be to, reikia tiksliai stebėti atsisluoksniavimo ilgį norint nustatyti atplėšimo energiją. Dėl šių priežasčių nuspręsta pasirinkti bandymo mašiną Instron E10000 [27]. Pagrindinės mašinos charakteristikos (plačiau 4 priede):

- didžiausia išvystoma dinaminė jėga ±10 kN;
- didžiausia išvystoma statinė jėga ±7 kN;
- griebtuvų poslinkis 60 mm;
- jėgos matavimo tikslumas 0,5 %;
- didžiausias aukštis tarp griebtuvų 877 mm;
- galingumas 240 V, 32 A;
- masė 994 kg (valdiklis 40 kg).

Remiantis pateiktomis charakteristikomis, bandymo mašina Instron E10000 eksperimentui tinkama. Pirma, rezultatų tikslumas yra didesnis nei nurodytas standarte ASTM D 5528 (iki 1 %). Lyginant su bandinio matmenimis, eiga ir atstumas tarp griebtuvų pakankami. Be to, mašinos išvystoma jėga pakankama atplėšti bandiniui (sprendžiama pagal bandinio matmenimis ir 2.3.4 poskyryje pateiktas priklausomybes).

Mašinoje Instron E10000 poslinkių ir jėgos matavimo paklaida neviršija 0,5 % nominalios matuojamo dydžio vertės. Rezultatai apdorojami ir pati mašina valdoma kompiuterine programa BlueHill. Vėliau rezultatai gali būti eksportuojami į programą MS Excel ir čia redaguojami:

vidurkinami, filtruojami ar kitaip apdorojami. Eksperimento schema pateikta 2.9 pav. a. Taip pat pavaizduotas bandinys (žr. 2.9 pav. b) ir jo tvirtinimo schema (žr. 2.9 pav. c).



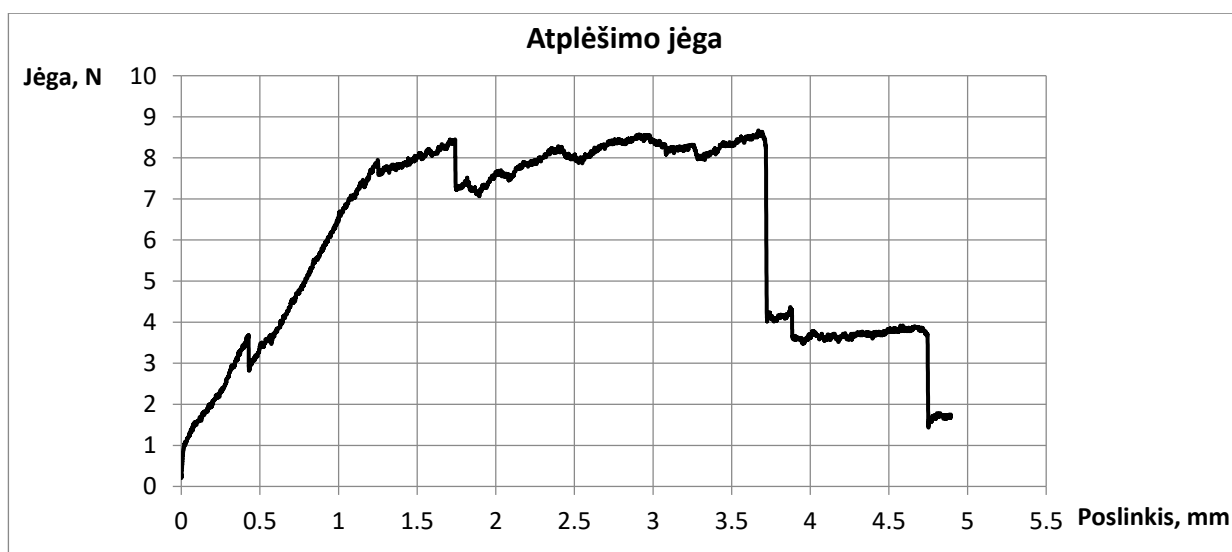
2.9 pav. Eksperimento schema: a – įranga, b – bandinio tvirtinimas, c – bandinio kraštinės sąlygos

2.9 pav. b pavaizduotas bandymo mašinoje įtvirtintas bandinys dar kartą įrodo mašinos *Intron E10000* tinkamumą atplėšimo eksperimentui. Eksperimento stebėjimui, norint nustatyti atsisluoksniavimo ilgį, naudojama greitaieigė kamera *Phantom V2511*.

2.3.6. I atplėšimo modos eksperimento rezultatai

Norint gauti patikimus rezultatus, kompozitiniams bandiniams paprastai reikalaujama, kad kiekvienas bandymas būtų atliekamas bent 5 kartus. Didesnę rezultatų sklaidą gali lemti klijų kiekio nevienodumas jungtyje. Dėl šios priežasties buvo pagaminti 8 bandiniai, skirti I atplėšimo modos nustatymui.

Pasirinktas apkrovimo greitis $v = 3$ mm/min. Atplėšimo I modos nustatymo eksperimento apibendrinti rezultatai – vidutinės aplėšimo jėgos priklausomybės nuo poslinkio kreivė, pateikti 2.10 pav.



2.10 pav. I modos atplėšimo eksperimento jėgos priklausomybės nuo poslinkio grafikas (vidutinė kreivė)

Iš atrinktų atplėšimo eksperimento bandinių vidutinės jėgos priklausomybės nuo poslinkio kreivės galima pastebėti, kad didžiausia atplėšimo jėga neviršija 10 N. Atlikus eksperimentą buvo gauta, kad 5 ir 6 bandinių atplėšimo jėga yra 5 kartus didesnė nei vidutinė, 3 – apie 2 kartus mažesnė. Šių bandinių rezultatai buvo atmesti dėl galimų defektų – klijų sluoksnio netolygumo ar strypelių defektų. Tolimesni atplėšimo energijos skaičiavimai 3, 5 ir 6 bandiniams (žr. 2.2 lentelę) taip pat parodė didelius energijos verčių nuokrypius nuo likusių bandinių vidurkio. Likęs bandinių skaičius $N = 5$ yra pakankamas norint nustatyti I modos atplėšimo energiją, kadangi ženklių skirtumų (daugiau kaip 15 %) tarp jėgos verčių nėra.

2.2 lentelėje pateikti bandinių atplėšimo energijos ir atplėšimo modulio pradiniam atsisluoksniavimo etape rezultatai, gauti skaičiuojant pagal (2.11), (2.12) formules. Čia atplėšimo ilgis yra nustatytas įvertinus atsisluoksniavimo ilgį a ir dydį Δ , gautą remiantis priklausomybe $\sqrt[3]{\delta/P} = f(a)$ [23].

2.2 lentelė. Bandinių atplėšimo energija ir atplėšimo modulis

| Bandinio nr. | Atsisluoksniavimo ilgis $a + \Delta $, mm | Apkrova P , N | Poslinkis prie apkrovos δ , mm | G_{IC} , J/m ² | E_{If} , GPa |
|--|---|-----------------|---------------------------------------|-----------------------------|----------------|
| 1 | 65,0 | 10,1 | 1,75 | 136 | 157 |
| 2 | 54,5 | 10,1 | 1,4 | 130 | 115 |
| 3 | 67,5 | 5,9 | 1,35 | 59,00 | 133 |
| 4 | 57,5 | 12,3 | 1,31 | 140 | 176 |
| 5 | 62,5 | 18,7 | 1,9 | 284,24 | 237 |
| 6 | 61,5 | 14,2 | 1,9 | 219,35 | 172 |
| 7 | 60,0 | 8,8 | 1,74 | 128 | 108 |
| 8 | 55,0 | 12,5 | 1,2 | 136 | 171 |
| Vidutinė | | | | 134 | 145 |
| Standartinis nuokrypis | | | | 4,90 | 31,8 |
| Pasikliovimo intervalas ($p = 95\%$) | | | | 134±4 | 145±28 |

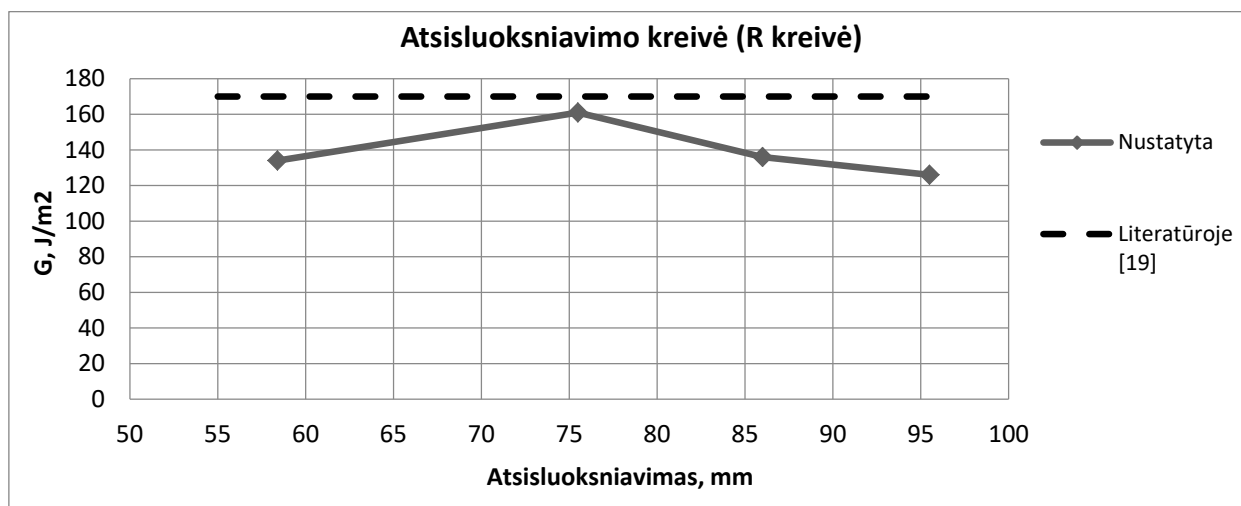
Remiantis eksperimento duomenimis, su 95 % tikimybe nustatyta anglies pluošto strypelių, suklijuotų su CR83 derva, I modos atplėšimo energija $G_{IC} = 134 \pm 4$ J/m², atplėšimo modulis $E_{If} = 145 \pm 28$ GPa. Literatūroje [19] pateikiama CFRP kompozitų atplėšimo energijos vertė $G_{IC} = 160 \div 185$ J/m². Eksperimento metu sudaryta bandinių vidutinė atsisluoksniavimo kreivė (R kreivė) pavaizduota 2.11 pav. 2.3 lentelėje pateikti duomenys, reikalingi R kreivės sudarymui.

2.3 lentelė. R kreivės sudarymui reikalingi duomenys

| Kadras | Laikas, s | $a + \Delta $, mm | P , N | δ , mm | G , J/m ² |
|--------|-----------|---------------------|---------|---------------|------------------------|
| 365 | 0 | - | - | - | - |
| 5384 | 50,19 | 58,4 | 8,6 | 1,8 | 133 |
| 6564 | 61,77 | 75,5 | 8,7 | 2,8 | 161 |
| 8450 | 80,85 | 86,0 | 7,1 | 3,3 | 136 |
| 12169 | 117,82 | 95,5 | 6,5 | 3,7 | 126 |

Atsisluoksniavimo ilgis, bandymo mašinos griebtuvų poslinkiai ir jų metu pasiekama jėga buvo fiksuojami pasirinktais laiko momentais. Eksperimentui stebėti naudota greitaigė kamera *Phantom V2511* ir pasirinktuose kadruose matuojamas atsisluoksniavimo ilgis.

R kreivė leidžia vaizdžiau pamatyti energijos G_{IC} kitimą vykstant atplėšimo procesui, pavyzdžiui, pasireiškiant kompozitinės konstrukcijos suirimui dėl atsisluoksniavimo. Tikrovėje atplėšimo energija nėra pastovi, todėl atplėšimo energijos kreivė nėra horizontali. Gautoje R kreivėje (žr. 2.11 pav.) matoma, kad atplėšimo energija, pradiniu momentu siekianti 134 J/m^2 , ima didėti iki 160 J/m^2 ($a + |\Delta| = 76 \text{ mm}$), vėliau energijos vertės vėl mažėja. Gautiems rezultatams palyginti 2.11 pav. taip pat pavaizduota literatūroje pateikiama vidutinė atplėšimo energijos vertė (ne atplėšimo kreivė).



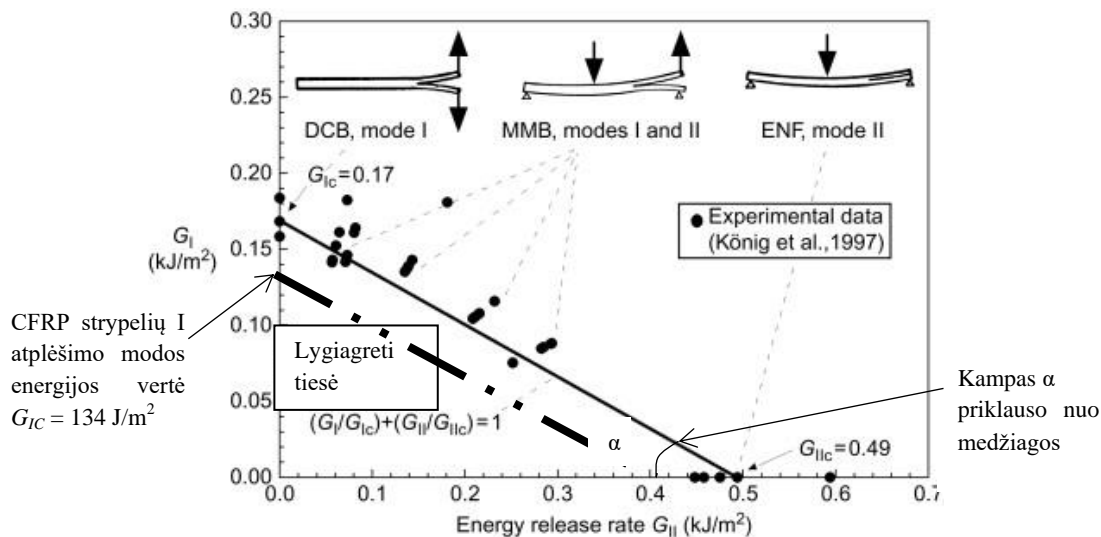
2.11 pav. I modos atplėšimo eksperimento metu gauta R kreivė

Nustatyta I modos atplėšimo energijos vidutinė vertė yra 16 % mažesnė nei literatūroje, todėl konstrukcijos modeliavimui priimama eksperimentiškai nustatyta vertė pradiniam atplėšimo etape. Ši energijos vertė reikalinga, jog atsisluoksniavimo procesas prasidėtų. Taip užtikrinamas modelio patikimumas ir pakankama atsarga.

2.3.7. II atplėšimo modos energijos nustatymas

Modeliuojant klijuotas jungtis, ypač kompozitines konstrukcijas, pasireiškia mišri atplėšimo moda. Norint įvertinti tarpsluoksnių irimą pagal (2.5), (2.6) formules (žr. 2.2.2 poskyrį), reikia žinoti abiejų atplėšimo modų energijų vertes. II atplėšimo modos energija gali būti nustatyta taip pat atliekant eksperimentus (standartas ASTM D 7905, žr. 2.3.1–2.3.3 poskyrius), tačiau eksperimentinis tyrimas užima daug laiko, yra brangus. Eksperimentiškai nustatius I atplėšimo modos energiją, gauta jos vertė, santykinai artima pateiktai literatūroje (žr. 2.11 pav.). Dėl šios priežasties nuspręsta II atplėšimo modos energiją įvertinti remiantis nustatyta I modos verte, literatūroje pateiktomis priklausomybėmis tarp I ir II atplėšimo modų ir kitų eksperimentų duomenis.

(2.5) priklausomybė, tiesiškai sumuojant atplėšimo modų energijų santykius su kritinėmis vertėmis, buvo patikrinta eksperimentiškai [19]. 2.12 pav. pavaizduota priklausomybė leidžia labai paprastai įvertinti CFRP konstrukcijos suirimą atplėšimu bei rodo ryšį tarp I ir II modų atplėšimo energijų. Tiesės kampas su abscesių ašimi (žr. 2.12 pav.) priklauso nuo medžiagos ir pagal 2.12 pav. pateiktus rezultatus CFRP kompozitams siekia $\alpha = \arctg(G_{IC}/G_{IIC} = 170/490) = 19,1^\circ$.



2.12 pav. Ryšys tarp CFRP atplėšimo energijų G_I , G_{II} [19]

Taip pat galima pastebėti, kad esant I modos atplėšimo energijai $G_{IC} = 170 \text{ J/m}^2$, II modos atplėšimo energija $G_{IIc} = 490 \text{ J/m}^2$. Pirmos modos energijos vertės svyruoja nuo 160 iki 185 J/m^2 , antros $G_{IC} = 450 \div 500 \text{ J/m}^2$. Bet kuris tarpinis tiesės taškas atitinka mišrų suirimą atplėšimu.

Norint nustatyti antros modos atplėšimo energijos vertę tiriamiems anglies pluošto strypeliams, nubrėžiama lygiagreči tiesė duotai, kurios taškas $G_{IC} = 134 \text{ J/m}^2$ buvo nustatytas atliktu I modos atplėšimo eksperimentu. Tada gaunama $G_{IIc} = 400 \text{ J/m}^2$. Panašiai galima remtis ir $B-K$ kriterijaus grafiku CFRP kompozitams (CFRP kompozitams $\eta = 1,62$, žr. 2.4 pav.), tačiau tiesinis dėsnis yra paprastesnis. Vertė $G_{IIc} = 400 \text{ J/m}^2$ bus naudojama tolimesniam skaitinio modelio kūrimui.

2.4. Skaitinio modelio tipo pasirinkimas

Patikimo skaitinio modelio sukūrimas – vienas iš svarbiausių projekto uždavinių. Skaitinis modelis leistų modeliuoti, patikrinti ir panašias didelio patikimumo konstrukcijas. Norint, kad skaitinis modelis būtų patikimas, jis privalo būti validuotas – rezultatai artimi eksperimento rezultatams.

2.4.1. Programinės įrangos pasirinkimas

Paprasčiausių baigtinių elementų modeliavimą galima atlikti ir įprastose projektavimo CAD programose, tokiose kaip *SolidWorks*, *Autodesk Inventor*. Programoje *SolidWorks* paviršius galima aprašyti kaip kompozitinę medžiagą, nurodant sluoksnius, jų orientaciją, taip pat skirtingų detalių tarpusavio kontaktą. Nepaisant CAD programų galimo pritaikymo, santykinai paprasto ir greito modelių sudarymo, sudėtingos kompozitinės konstrukcijos modeliavimui ši programinė įranga netinkama. Tai rodo kelios priežastys. Pirma, minėtose programose nėra galimybės tinkamai įvertinti klijuotos jungties kontaktą, modeliuojant jį specialiais elementais. Antra, CAD programų galimybės modeliuoti medžiagos, ypač kompozitinės, suirimą yra nepakankamos.

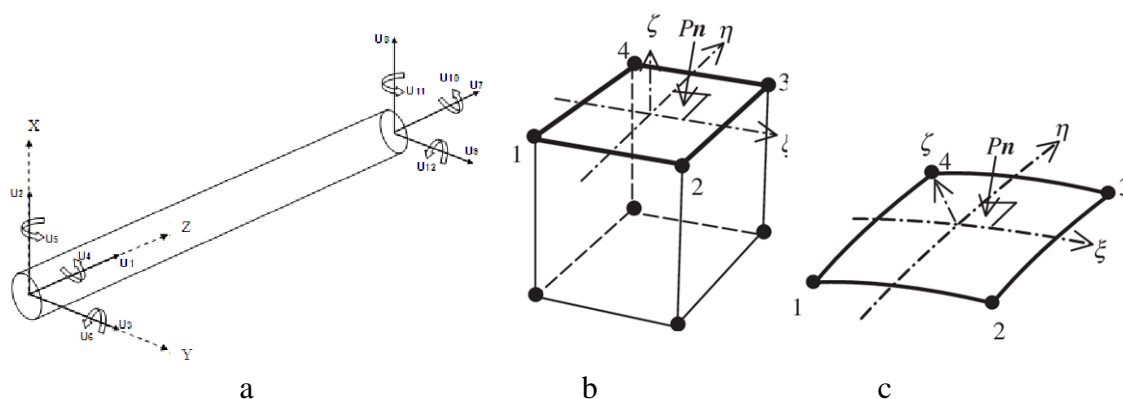
Konstrukcijos modeliavimui reikalingos specializuotos kompiuterinės analizės (CAE) programos. Čia būtų galima rinktis *Ansys*, *Abaqus*, *LS-Dyna* ir kitas programas. Programa *LS-Dyna* gerai pritaikoma kevalams ir plonasieniams elementams modeliuoti (šiuo atveju kompozitinės konstrukcijos audinio sluoksniams). Be to, programos *LS-Dyna* licenziją turi ir KTU. Minėtos priežastys nulėmė, jog modeliavimui buvo pasirinkta programinė įranga *LS-Dyna*. *LS*

preprocesoriuje sukurtas modelis gali būti paleidžiamas ir kitoje programinėje įrangoje, pavyzdžiui, *Ansys*.

2.4.2. I modos atplėšimo bandinių skaitinio modelio sudarymas

I modos atplėšimo bandinio skaitinis modelis kuriamas remiantis atliktais eksperimentais. Esant modelio sutapimui su eksperimento rezultatais, būtų galima teigti, kad klijuota jungtis sumodeliuota tinkamai, t.y. pasirinktas CFRP strypelių medžiagos ir kontakto tarp jų tipas teisingas ir šiuo kontakto tipu grįstas modelis gali būti naudojamas modeliuojant sparno kompozitinę konstrukciją.

Pagrindiniai pasirinkimai kuriant atplėšimo bandinio modelį yra anglies pluošto strypelių elemento tipas ir klijuotos jungties kontakto tipas. Iš elemento tipų galima rinktis tūrinis (*SOLID*), kevalo (*SHELL*) ir sijos (*BEAM*) tipo elementus. Skirtingų tipų elementų palyginimas pateiktas 2.13 pav. [28].


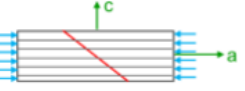
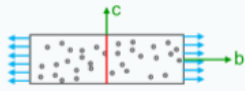
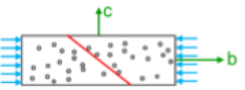


2.13 pav. Skirtingų tipų elementai: a – sijos (*BEAM*), b – 8 mazgų tūriniai (*SOLID*), c – 4 mazgų kevalo (*SHELL*) [28]

Modeliuoti anglies pluošto strypelius taikant sijos (*BEAM*) tipo elementus būtų teisingiausia, *BEAM* elementai buvo naudoti ir įmonėje „UAB Sportinė aviacija“ sukurtame modelyje [3] (žr. 1.4.1 poskyrį) standumui užtikrinti, tačiau susiduriama su problemomis, kaip tinkamai įvertinti klijuotos jungties kontaktą. Dėl šios priežasties strypeliams modeliuoti galima pasirinkti 8 mazgų tūrinis (*SOLID*) arba kevalo (*SHELL*) tipo elementus. Ploniems 3 mm atplėšimo bandinio strypeliams modeliuoti geriau tinkami 4 mazgų *SHELL* tipo elementai, tačiau modeliuojant kompozitinę konstrukciją, sudarytą iš daugelio suklijuotų anglies pluošto strypelių, patogiau naudotis *SOLID* tipo elementais. Esminis *SOLID* elementų trūkumas – reikalingas ženkliai didesnis elementų skaičius, lemiantis dideles skaičiavimo laiko sąnaudas. Dėl šios priežasties, modeliuojant 3 mm storio anglies pluošto strypelius, pasirinkti pilnai integruojami *SHELL* tipo elementai (parametras, apibūdinantis elementus, $ELFORM = 16$).

Kompozitinė medžiaga programoje *LS-Dyna* gali būti modeliuojama taikant medžiagos tipus **MAT_22*, **MAT_054–55*, **MAT_58*, **MAT_59*, **MAT_158*, **MAT_261*, **MAT_262* [20]. Pasirinkus medžiagos tipus **MAT_22*, **MAT_054–55*, **MAT_59* kompozito tarp sluoksnių irimas specialiai neįvertinamas. Jį galima įvertinti tik sluoksnius modeliuojant kaip atskirus kūnus (*PART*) ir tarp jų nurodant kontaktą arba pridėdant kohezinius elementus. Anglies pluošto strypeliams modeliuoti pasirinkta medžiaga **MAT_054: ENHANCED_COMPOSITE_DAMAGE*. Medžiagos suirimo kriterijai pateikti 2.14 pav. a. Juos apima pluošto (angl. *Fibre*) tempimo ir gniuždymo bei

matricos tempimo ir gniuždymo suirimo kriterijai. 2.14 pav. b pateiktos anglies pluošto strypeliams aprašyti programoje *LS-Dyna* naudojamos medžiagos savybės, remiantis [30].

| Failure Mode | | 54: Chang-Change | |
|---|---------------------|---|--|
|  | Pluošto tempimas | Suirimas, kai: $e_f^2 > 0$ $e_f^2 = \left(\frac{\sigma_{11}}{X_T}\right)^2 + \beta \left(\frac{\sigma_{12}}{S_C}\right)^2 - 1$ | Degradation after failure: $E_{11} = E_{22} = G_{12} = \nu_{12} = \nu_{21} = 0$ |
|  | Pluošto gniuždymas | Suirimas, kai: $e_c^2 > 0$ $e_c^2 = \left(\frac{\sigma_{11}}{X_C}\right)^2 - 1$ | Degradation after failure: $E_{11} = \nu_{12} = \nu_{21} = 0$ |
|  | Matricos gniuždymas | Suirimas, kai: $e_m^2 > 0$ $e_m^2 = \left(\frac{\sigma_{22}}{Y_T}\right)^2 + \beta \left(\frac{\sigma_{12}}{S_C}\right)^2 - 1$ | Degradation after failure: $E_{22} = G_{12} = \nu_{12} = \nu_{21} = 0$ |
|  | Matricos tempimas | Suirimas, kai: $e_d^2 > 0$ $e_d^2 = \left(\frac{\sigma_{22}}{2S_C}\right)^2 + \left[\left(\frac{Y_C}{2S_C}\right)^2 - 1\right] \frac{\sigma_{22}}{Y_T} + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_C}\right)^2 - 1$ | Degradation after failure: $E_{22} = G_{12} = \nu_{12} = \nu_{21} = 0$ |

a

| TITLE | | | | | | | |
|--|-----------|-----------|-----------|------------|-----------|-----------|---------------------|
| Naudojami matavimo vienetai: tankis t/mm ³ , įtempiai MPa | | | | | | | |
| 1 | MID | RO | EA | EB | (EC) | PRBA | (PRCA) (PRCB) |
| | 1 | 1.800e-09 | 8.100e+04 | 2.000e+04 | 2.000e+05 | 0.0670000 | 0.0 0.0 |
| 2 | GAB | GBC | GCA | (KF) | AOPT | 2WAY | |
| | 1.500e+04 | 1.500e+04 | 1.500e+04 | 0.0 | 0.0 | 0.0 | |
| 3 | XP | YP | ZP | A1 | A2 | A3 | MANGLE |
| | 0.0 | 0.0 | 0.0 | 0.0 | 0.0 | 0.0 | 0.0 |
| 4 | V1 | V2 | V3 | D1 | D2 | D3 | DFAILM DFAILS |
| | 0.0 | 0.0 | 0.0 | 0.0 | 0.0 | 0.0 | 0.0200000 0.0200000 |
| 5 | TFAIL | ALPH | SOFT | FBRT | YCFAC | DFAILT | DFAILC EFS |
| | 0.0 | 0.0 | 1.0000000 | 1.0000000 | 1.0000000 | 0.0200000 | -0.0180000 0.0 |
| 6 | XC | XT | YC | YT | SC | CRIT | BETA |
| | 841.00000 | 1080.0000 | 841.00000 | 100.000000 | 280.00000 | 54,0 | 0.0 |
| 7 | PEL | EPSF | EPSR | TSMD | SOFT2 | | |
| | 0.0 | 0.0 | 0.0 | 0.0 | 1.0000000 | | |
| 8 | SLIMT1 | SLIMC1 | SLIMT2 | SLIMC2 | SLIMS | NCYRED | SOFTG |
| | 0.0 | 0.0 | 0.0 | 0.0 | 0.0 | 0.0 | 1.0000000 |
| 9 | LCXC | LCXT | LCYC | LCYT | LCSC | DT | |
| | | | | | | | |

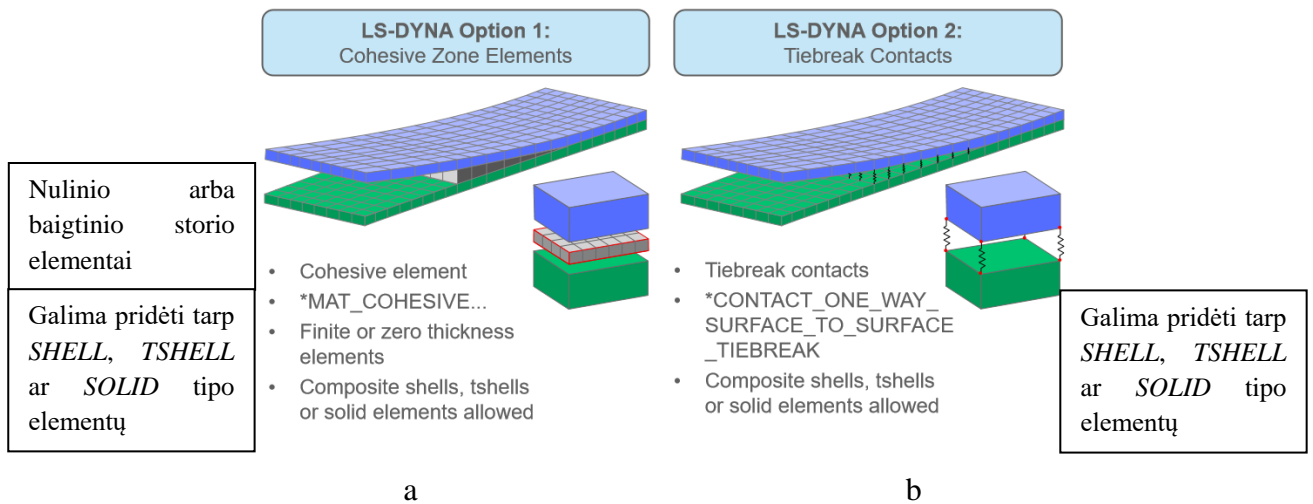
b

2.14 pav. Medžiaga *MAT_054: ENHANCED_COMPOSITE_DAMAGE : a – suirimo būdai [20], b – anglies pluošto strypeliams aprašyti naudojamos charakteristikos, remiantis [30]

Čia σ_{11} , σ_{22} , σ_{12} – apskaičiuojami įtempiai atitinkamai pluošto kryptimi, statmenai pluoštui ir šlyties įtempiai; XT , XC – medžiagos pluošto stiprumo riba atitinkamai tempiant ir gniuždant pluošto

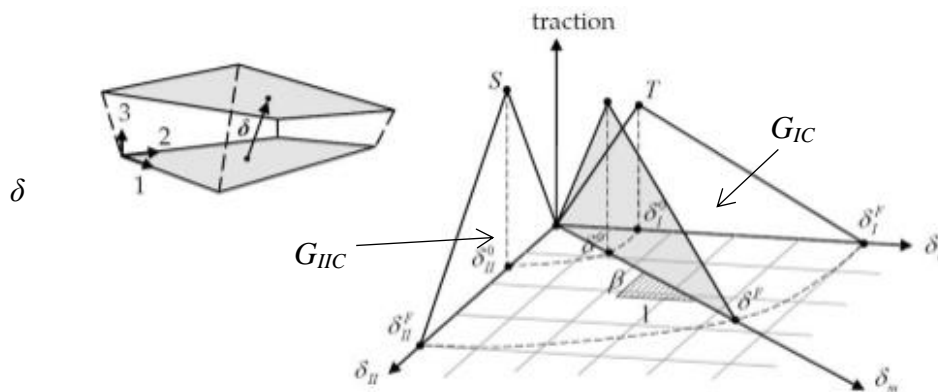
kryptimi; YT , YC – medžiagos pluošto stiprumo riba atitinkamai tempiant ir gniuždant statmenai pluoštui (medžiaga nėra izotropinė); SC – šlyties stiprumo riba; $DFAILT$, $DFAILC$ – didžiausios pluošto atitinkamai tempimo ir gniuždymo deformacijos; $DFAILM$, $DFAILS$ – matricos tempimo–gniuždymo ir šlyties deformacijos; RO , E , PR , G – medžiagos tankis, tamprumo modulis, Puasono koeficientas, šlyties modulis atitinkamai pagal medžiagos ašis A , B , C (žr. 2.14 pav. a); $CRIT 54$ – medžiagos suirimui vertinti naudojamas Chang-Chang kriterijus [20] (žr. 2.14 pav. a). 2.14 pav. b pasirinkta tokia vieninga matavimo vienetų sistema, jog kūnų matmenis būtų galima įvesti mm, o įtempius gauti MPa. Likę parametrai paliekami tokie, kaip buvo nurodyta programoje pagal nutylėjimą.

Klijuotos jungties kontaktas programoje *LS-Dyna* tiksliausiai gali būti įvertintas dviem būdais: modeliuojant pasirinkus reikiamą kontakto tipą (*ONE_WAY_SURFACE_TO_SURFACE_TIEBREAK*) ir modeliuojant klijus specialiais koheziniais elementais [20]. Skirtingi kontakto modeliavimo būdai programoje *LS-Dyna* palyginti 2.15 pav.



2.15 pav. Bandinio modeliavimas: a – naudojant kohezinis elementus, b – naudojant kontakto tipą *ONE_WAY_SURFACE_TO_SURFACE_TIEBREAK* [20]

Taikant kohezinis elementus, jiems priskiriama speciali irimo savybes turinti medžiaga **MAT_138*, **MAT_184*, **MAT_185*, **MAT_186*, **MAT_240* ir 8 taškų *SOLID* elemento tipas 19 arba 20 [20]. Dažniausiai naudojama koheziinių elementų medžiaga **MAT_138: COHESIVE_MIXED_MODE* [29] (žr. 2.16 pav.).



2.16 pav. Medžiagos **MAT_138: COHESIVE_MIXED_MODE* modelis [29]

Medžiagos *MAT_138 suirimo modelį sudaro dvejomis tiesėmis aprašomas atplėšimo procesas. δ_I , δ_{II} – atplėšimo tempimo ir tarpsluoksnio šlyties poslinkiai; T , S – atitinkami įtempiai. Atplėšimo energijos G_{IC} , G_{IIC} gali būti išreiškiamos kaip 2.16 pav. pavaizduotų trikampių plotai:

$$G_{IC} = \frac{T\delta_I}{2}, \quad (2.14)$$

$$G_{IIC} = \frac{S\delta_{II}}{2}, \quad (2.15)$$

kai $\delta_I = \delta_3$; $\delta_{II} = \sqrt{\delta_1^2 + \delta_2^2}$; o suminis poslinkis $\delta_m = \sqrt{\delta_I^2 + \delta_{II}^2}$ (žr. 2.16 pav.). Apskaičiuotas suminis poslinkis lyginamas su pažeidimų plėtimosi poslinkiu δ^0 , kuris išreiškiamas per δ_I^0 ir δ_{II}^0 :

$$\delta^0 = \delta_I^0 \delta_{II}^0 \sqrt{\frac{1 + \beta^2}{(\delta_{II}^0)^2 + (\beta\delta_I^0)^2}}, \quad (2.16)$$

čia $\beta = \delta_{II}/\delta_I$; $\delta_I^0 = T/EN$, $\delta_{II}^0 = S/ET$; ET , EN – tangentinis ir normalinis standumai. Klijuotos jungties suirimas gali būti vertinamas pagal laipsninį (žr. (2.17) formulę) arba *B-K* (žr. (2.18) formulę) dėsnius, kurie programoje *LS-Dyna* aprašomi [20]:

$$\delta^F = \frac{2(1 + \beta)^2}{\delta^0} \left(\left(\frac{EN}{G_{IC}} \right)^{XMU} + \left(\frac{ET\beta^2}{G_{IIC}} \right)^{XMU} \right)^{-\frac{1}{XMU}}, \quad \text{jei nurodoma } XMU > 0; \quad (2.17)$$

$$\delta^F = \frac{2}{\delta^0 \left(\frac{1}{1 + \beta^2} EN\gamma + \frac{\beta^2}{1 + \beta^2} ET\gamma \right)^{\frac{1}{\gamma}}} \left(G_{IC} + (G_{IIC} - G_{IC}) \left(\frac{\beta^2 ET}{EN + \beta^2 ET} \right)^{|XMU|} \right), \quad \text{jei nurodoma } XMU < 0; \quad (2.18)$$

kai δ^F – poslinkis, atitinkantis visišką suirimą.

Kohezinio elemento storis programoje *LS-Dyna* gali būti baigtinis arba lygus nuliui. Parenkant kontakto tipą *ONE_WAY_SURFACE_TO_SURFACE_TIEBREAK* tarp elementų mazgų įvertinamas papildomas standumas, atitinkantis klijuotos jungties savybes, aprašomas pagal klijuotos jungties suirimo kriterijus. Kontakto *ONE_WAY_SURFACE_TO_SURFACE_TIEBREAK* pridėjimas yra analogiškas koheziniams elementams ir jų aprašytai medžiagai. Kontakto naudojimas yra universalesnis, paprasčiau pritaikomas, nes modelis su koheziniais elementais aprašomas sudėtingiau, tačiau gali duoti tikslesnius rezultatus [20]. Kuriant I modos atplėšimo skaitinį modelį, buvo nuspręsta naudoti irimo savybes turintį kontaktą **CONTACT_AUTOMATIC_ONE_WAY_SURFACE_TO_SURFACE_TIEBREAK*, kadangi sudėtingos konstrukcijos modeliavimui paprasčiau taikyti kontaktą. Kontakto pavadinime esantis žodis *AUTOMATIC* rodo, kad taikant šį kontakto tipą plonasienu elementų normalės randamos automatiškai [20].

Apskaičiuoti įtempiai su kontakto elementų skaičiumi susiję (2.19) lygybe:

$$\sigma_{\max} = \sqrt{\frac{EG_c}{N_e l_e}} \quad (2.19)$$

čia N_e – elementų skaičius kontakto zonoje; l_e – elemento ilgis; $N_e l_e$ – kohezijos zonos ilgis; E – medžiagos tamprumo modulis. Modeliuojant kontaktą svarbus elementų skaičius klijuotoje jungtyje, nors tą patį kohezijos zonos ilgį galima pasiekti esant mažam elementų skaičiui bei dideliam jų ilgiui ir atvirkščiai. Paprastai norint užtikrinti modelio stabilumą šioje zonoje turėtų būti bent 3 baigtiniai elementai [20]. Modeliuojamo I modos atplėšimo bandinio kohezijos zonos ilgyje yra 76 baigtiniai elementai. Tikslių reikalavimų, kiek daugiausiai elementų reikėtų imti, nėra, todėl atsižvelgiama į modelio stabilumą ir priimtina skaičiavimo laiką (atplėšimo bandiniui iki 15 min).

Aprašyti kontakto parametrai programoje *LS-Dyna* modeliuojant I atplėšimo modos bandinį pavaizduoti 2.17 pav. 2.17 pav. pavaizduotame lange *SSID*, *MSID* – vedamasis ir vedantysis paviršiai, nurodomi paviršiai arba pasirinkus *SSTYP*, *MSTYP* = 2 kūnai; *OPTION* = 11 – nurodoma, jog kontaktas būtų vertinamas pagal atplėšimo energijas, (2.17), (2.18) formules; *NFLS*, *SFLS* – normaliniai ir šlyties atplėšimo įtempiai iš 2.8 pav., *ERATEN*, *ERATES* – atplėšimo energijų G_{IC} , G_{IIC} vertės. Šiuo atveju dėl pasirinktos matavimo vienetų sistemos atplėšimo energija išreiškiama N/mm. Kadangi modeliuojamas suirimas esant tik I atplėšimo modai, *ERATES* didelės įtakos neturi. Abiejų modų energijos vertės svarbios visos konstrukcijos modelyje pasireiškiant maišytai modai.

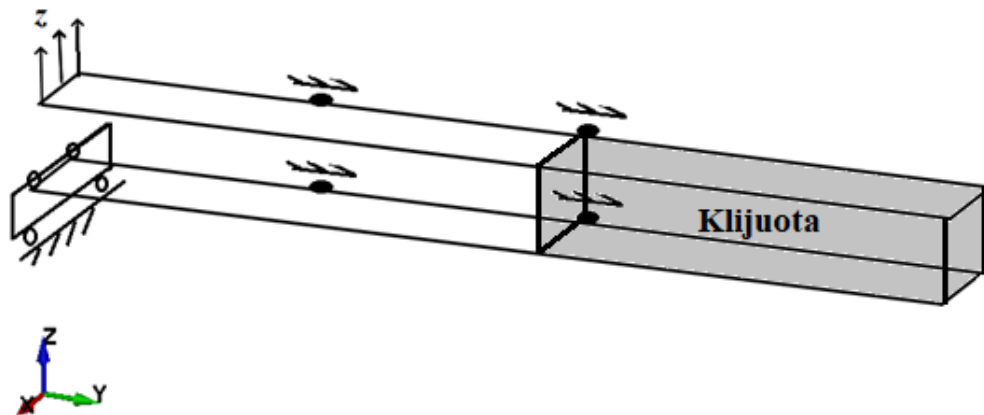
| 3 | UNUSED | CHKSEGS | PENSE | GRPABLE | | | | |
|--|-----------|-----------|-----------|-----------|-----------|-----------|-----------|-----------|
| | 0 | | 1.0 | 0 | | | | |
| 4 | SSID | MSID | SSTYP | MSTYP | SBOXID | MBOXID | SPR | MPR |
| | 1 | 2 | 0 | 0 | 0 | 0 | 1 | 1 |
| 5 | ES | FD | DC | YC | VDC | PENCHK | BT | DI |
| | 0.0 | 0.0 | 0.0 | 0.0 | 0.0 | 0 | 0.0 | 1.000e+20 |
| 6 | SFS | SFM | SST | MSI | SFST | SFMT | ESF | VSE |
| | 1.0000000 | 1.0000000 | 0.0 | 0.0 | 1.0000000 | 1.0000000 | 1.0000000 | 1.0000000 |
| 7 | OPTION | NFLS | SFLS | PARAM | ERATEN | ERATES | CT2CN | CN |
| | 11 | 80.000000 | 55.000000 | 1.0 | 0.1340000 | 0.4000000 | 1.0000000 | 3.000e+07 |
| <input type="checkbox"/> Thermal <input type="checkbox"/> T_Friction <input checked="" type="checkbox"/> A <input type="checkbox"/> AB <input type="checkbox"/> ABC <input type="checkbox"/> ABCD <input type="checkbox"/> ABCDE <input type="checkbox"/> ABCDEF | | | | | | | | |
| 8 | CF | FRAD | HTC | LMIN | LMAX | FTOSLV | BC_FLG | ALGO |
| | | | | | | 0.5 | | |
| 9 | LCFST | LCFDT | FORMULA | a | b | c | d | LCH |
| | | | | | | | | |
| 10 | SOFT | SOFSCL | LCIDAR | MAXPAR | SBOPT | DEPTH | BSORT | FRCFRQ |
| | 1 | 0.1000000 | 0 | 1.0250000 | 2.0 | 2 | 0 | 1 |
| 11 | PENMAX | THKOPT | SHLTHK | SNLOG | ISYM | I2D3D | SLOTHK | SLOSTF |

2.17 pav. Kontakto **CONTACT_AUTOMATIC_ONE_WAY_SURFACE_TO_SURFACE_TIEBREAK* parametrai, naudojami modeliuojant I modos atplėšimą

Parametras *CN* rodo normalinį kontakto standumą. Jo vertė, remiantis Rodriguez G. [29] metodika, buvo nustatyta priartėjimo būdu, Esant labai dideliam kontakto standumui, modelis nekonverguoja, o esant mažam standumui – atplėšimas įvyksta greičiau nei nustatyta eksperimentų metu [29]. Tinkamos *CN* vertės parinkimas turi didesnę įtaką modelio konvergavimui užtikrinant sąlygą, kad

$\delta^F > \delta^0$. A langelis ir parametras $SOFT = 1$ leidžia geriau įvertinti kontakto standumą. Likę parametrai palikti pagal nutylėjimą.

2.18 pav. pavaizduotos bandinio kraštinės sąlygos. Viršutinio bandinio elemento kraštas tempiamas į viršų, o apatinio – įtvirtintas, išskyrus poslinkius X ašies kryptimi ir sukimąsi apie X ašį. Kad sistema būtų suvaržyta (laisvės laipsnių skaičius 0), papildomai judėjimui X ašies kryptimi suvaržyti viršutinio ir apatinio bandinio elementų taškai ties lanksto ir klijuotos jungties pradžia. Taip įvertinamas galimas lankstų laisvumas X ašies kryptimi.

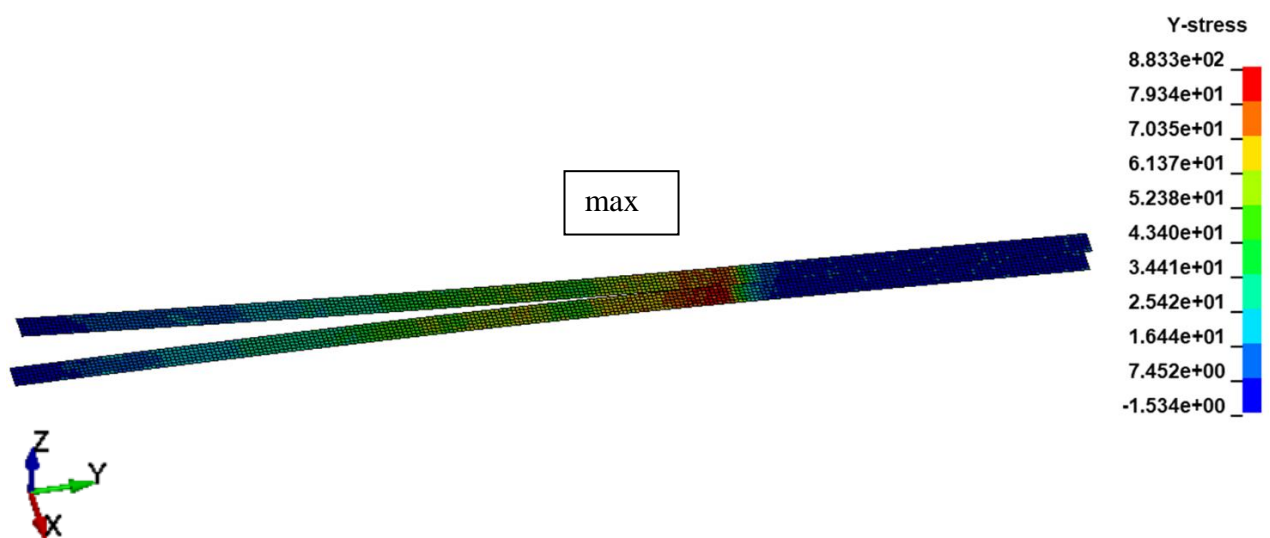


2.18 pav. Atplėšimo bandinio skaitinio modelio kraštinės sąlygos

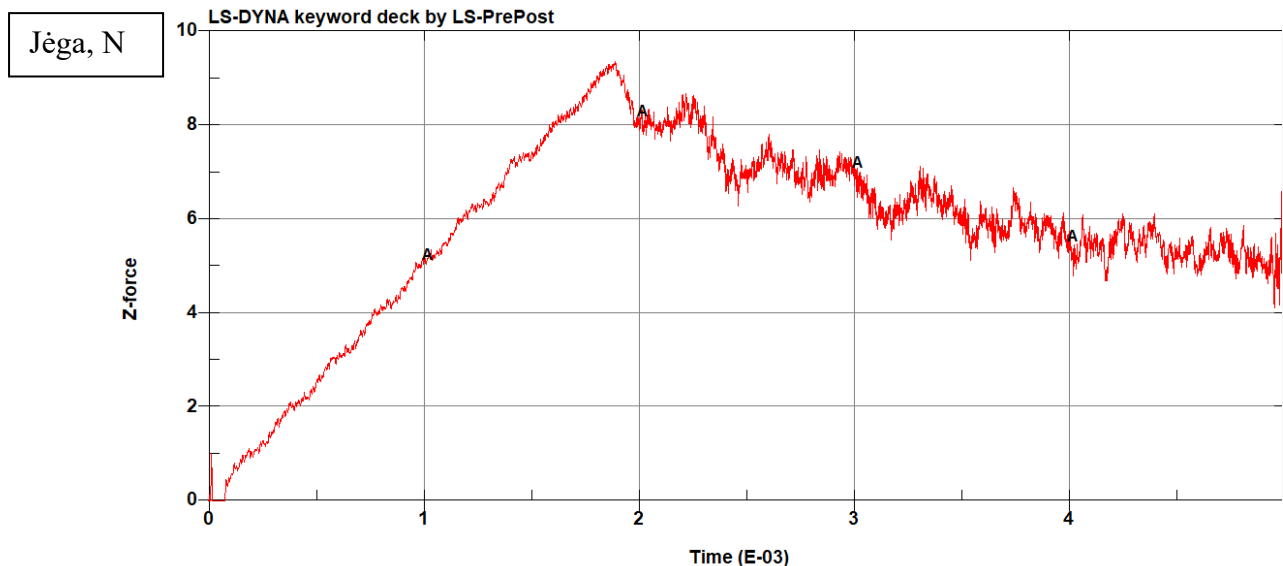
Pilnai aprašius bandinį atliekami skaičiavimai. Sprendimui taikytas *Explicit* metodas, kadangi šiuo atveju modelis su kontaktu stabilesnis nei taikant *Implicit* metodą, skaičiavimai atliekami greičiau, o dėl mažos bandinio masės dinaminės jėgos įtakos neturi.

2.4.3. Kompiuterinio modeliavimo rezultatai

Apskaičiuoti Y ašies normaliniai įtempiai strypelių viršuje (tempimo įtempiai), MPa, pateikti 2.19 pav. 2.20 pav. pavaizduota kompiuterinio modeliavimo metu gauta atplėšimo jėgos kreivė.



2.19 pav. I modos atplėšimo kompiuterinio modeliavimo rezultatai: normaliniai įtempiai strypelių viršuje



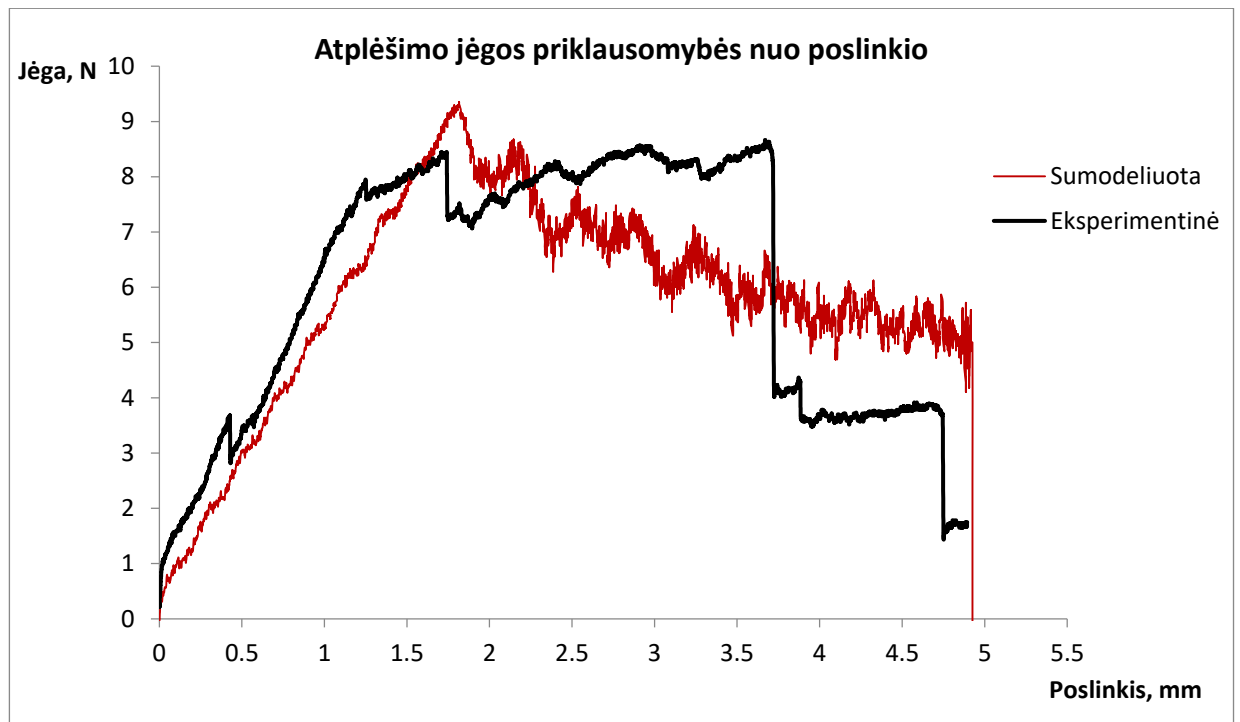
2.20 pav. Apskaičiuota I modos atplėšimo jėga naudojant kontakto tipą *AUTOMATIC_ ONE_WAY_SURFACE_TO_SURFACE_TIEBREAK*

Remiantis gautais kompiuterinio modeliavimo rezultatais, galima pastebėti, kad didžiausi Y ašies normaliniai įtempiai strypelių viršuje (tempimo įtempiai) siekia 88 MPa. Normalinių įtempių su eksperimento metu pasiektais įtempiais palyginti neįmanoma, tačiau pasiekta vertė, lyginant su klijų atplėšimo įtempiais 80 MPa [26] (žr. 2.17 pav.), atrodo realistiškai. Lyginant pagal atplėšimo jėgos vertes, galima pastebėti, jog šios yra vienos eilės kaip ir eksperimento metu. Be to, panašus kreivės pobūdis. Kreivės svyravimai, ypač nuo 2 ms, rodo vykstančius atplėšimo procesus, kurių metu kinta kontakto jėga. Kompiuterinio modeliavimo laikas pasirinktas 5 ms, kad užtikrintų modelio stabilumą ir skaičiavimai netruktų labai ilgai (trukmė neviršytų 15 min). Šiuo atveju programoje *LS-Dyna* nėra vertinama deformavimo greičio įtaka medžiagos ir kontakto mechaninėms charakteristikoms, todėl modeliuojant laikas nebūtinai turi sutapti su bandinio suardymo laiku eksperimente.

2.4.4. Skaitinio modelio validavimas

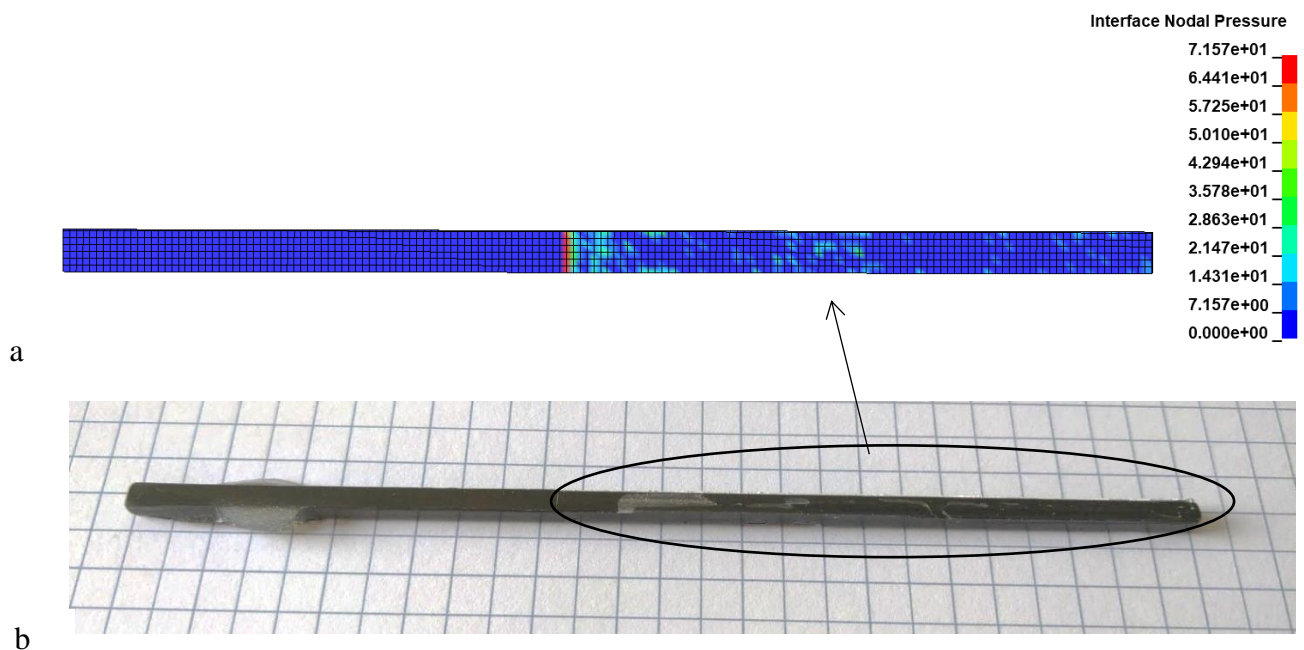
Apie I modos atplėšimo bandinio kompiuterinio modelio patikimumą daugiausia galima spręsti lyginant sumodeliuotą atplėšimos jėgos priklausomybę nuo poslinkio su eksperimentine. Kreivių palyginimas pateiktas 2.21 pav.

Lyginant 2.21 pav. pateiktas atplėšimo jėgos priklausomybes, galima pastebėti, jog iki poslinkio 2 mm kreivių jėgos vertės skiriasi ne daugiau kaip 6 %. Be to, kreivių posvyrio kampas su X ašimi iki 1,5 mm poslinkio yra toks pat. Tai rodo, jog baigtinių elementų modelyje bandinio standumas įvertintas tinkamai. Likusioje kreivės dalyje nuo 2 iki 5 mm poslinkio eksperimentinės kreivės vertės yra aukščiau nei gautos kompiuterinio modeliavimo metu, tačiau bendras pobūdis, tos pačios poslinkio vertės suirimo metu rodo didelį panašumą. Eksperimentinės kreivės skirtumas poslinkio intervale nuo 2 iki 5 mm gali būti paaiškinamas klijų netolygumu. Panašaus dydžio skirtumai tarp eksperimentinės ir sumodeliuotos kreivių pastebimi ir literatūroje [31–33].



2.21 pav. Eksperimentinė ir sumodeliuota atplėšimo jėgos priklausomybė nuo poslinkio

Modelio tinkamumą rodo ir kiti parametrai: artima klijų stiprumo ribai 80 MPa pasiekiami Y ašies normaliniai įtempių vertė 88 MPa. Nors pasiekiami atplėšimo jėgos vertė gali būti tokia pati, labai svarbus yra įtempių pasiskirstymas. Kompiuterinio modeliavimo metu gautas eksperimentą atitinkantis įtempių pasiskirstymas užtikrintų kuriamo konstrukcijos modelio patikimumą. 2.22 pav. a pateiktas kontakto normalinių įtempių pasiskirstymas (MPa) atplėšiamo bandinio klijuotoje jungtyje, 2.22 pav. b – suardytas atplėšimo bandinys. Iš dervos likučių ant suardyto bandinio paviršiaus galima spręsti apie šiose zonose vykstančius atplėšimo procesus ir išaugusius įtempius.



2.22 pav. Atplėšimo proceso palyginimas: a – atplėšimo įtempių pasiskirstymas kompiuterinio modeliavimo metu, b – suardytas bandinys

Galima pastebėti, kad 2.22 pav. kompiuterinio modeliavimo metu gautų įtempių zonų padėtis ir forma artima suardytame bandinyje matomoms zonoms su dervos likučiais. Be to, didžiausi Y ašies normaliniai įtempiai ties atplėšimo fronto linija (žr. 2.22 pav. a) rodo, jog skaitiniame modelyje įtempiai pasiskirstę panašiai kaip ir eksperimento metu.

Išvada: palyginus skaitinio modelio metu gautą atplėšimo jėgos kreivę su eksperimentine, atplėšimo frontą bandinyje ir modelyje, pasiekiamą didžiausią Y ašies normaliniai įtempių vertę strypelių viršuje 88 MPa, galima teigti, jog skaitinis modelis naudojant klijuotos jungties kontakto tipą *AUTOMATIC_ONE_WAY_SURFACE_TO_SURFACE_TIEBREAK* ir kompozitinės medžiagos tipą *ENHANCED_COMPOSITE_DAMAGE* yra artimas eksperimentui, todėl šiuo modeliu gali būti remiamasi tolimesniuose skaičiavimuose modeliuojant kompozitinę sparno konstrukciją.

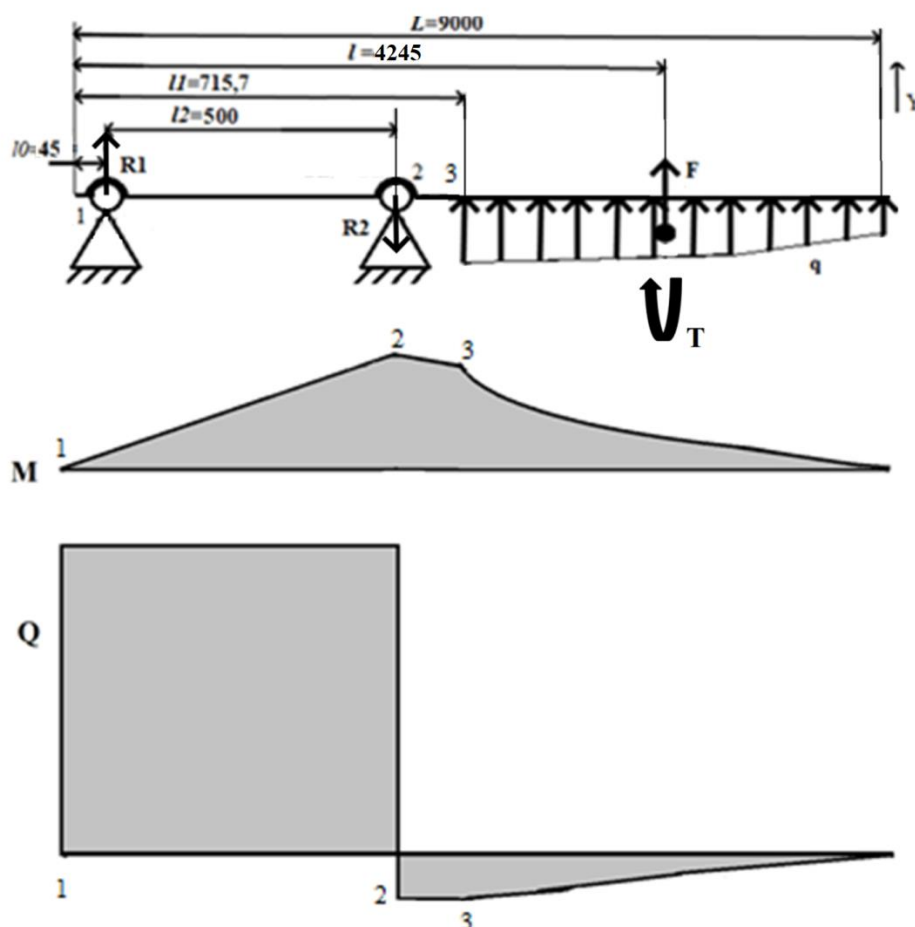
Plačiau CFRP strypelių atsisluoksniavimo tyrimas aprašytas straipsnyje „Interlaminar Strength Analysis of Bonded Carbon Fiber Rods“, T. Vaitkūnas, K. Špakauskas, doc. dr. P. Griškevičius, pateiktame žurnalui „Mechanika“ (žr. **5 priedą**).

3. Kompozitinės konstrukcijos modeliavimas

Sparno kompozitinės konstrukcijos skaitinis modelis kuriamas remiantis 2 skyriuje sukurtu ir validuotu I modos atplėšimo bandinio skaitiniu modeliu. Remiamasi naudotu kontakto tarp klijuotų elementų tipu bei pasirinktu kompozitinės medžiagos aprašymo būdu CFRP strypeliams ir GFRP audiniui. Likusiems mažiau svarbiems elementams (užpildui, įdėklams) įvertinti taikomos literatūroje pateikiamos medžiagos charakteristikų vertės ir rekomenduojamos modeliavimo prielaidos. Toks pasirinkimas grindžiamas tuo, jog tai nėra esminiai elementai, užtikrinantys stiprumą. Modelio skaičiuojamosios schemas pasirinkimą lemia konstrukcijos geometrija ir apkrovimo pobūdis.

3.1. Skaičiuojamosios schemas pasirinkimas

Sklandytuvo sparnas „LAK 17A“ – sudėtinga kompozitinė konstrukcija. Tinkamas skaičiuojamosios schemas pasirinkimas leistų sumažinti skaičiavimo laiką, sutaupyti kompiuterio resursus ir gauti tikslesnius rezultatus. Skaičiavimo laiko trukmė labai svarbi projektuojant panašaus tipo konstrukcijas. Modelį galima ženkliai supaprastinti modeliuojant tik sparno konstrukcijos pavojingas vietas. Taip padidėtų ir modelio tikslumas. Tinkamai įvertinti sparno pavojingas vietas galima analizuojant įmonės „UAB Sportinė aviacija“ pateiktą apkrovimo schemą [3] ir sudarius lenkimo momentų bei skersinių jėgų diagramas (3.1 pav.).



3.1 pav. Sklandytuvo sparno „LAK 17A“ apkrovimo schema [3] ir sudarytos lenkimo momentų ir skersinių jėgų diagramos

Remiantis 3.1 pav. pateikta schema, sparną veikia išskirstyta apkrova q , kurios paskirstymas nėra tiesinis. q , skaičiuojant reakcijos jėgas, gali būti pakeista koncentruota jėga F su veikimo tašku, nutolusiu atstumu $l = 4200$ mm nuo kairiojo sparno krašto. Taip pat sparno konstrukciją veikia sukimo momentas T . Remiantis įmonėje „UAB Sportinė aviacija“ atliktais tyrimais [3], $T \approx 0,02FL \ll FL$, todėl gali būti nevertinamas. Norint įvertinti labiausiai apkrautas skersinio vietas, apkrovos pasiskirstymo dėsnio žinoti nėra būtina. Sudarius momentų lygtį apie 2 šarnyrą ir jėgų projekciją į Y ašį, galima rasti reakcijos jėgas R_1 ir R_2 .

$$\begin{cases} \sum M_2 = -R_1 \cdot l_2 + F \cdot (l - l_0) = 0 \\ \sum F_Y = R_1 - R_2 + F = 0 \end{cases} \quad (3.1)$$

Išsprendus randama:

$$R_1 = 8,4F, R_2 = 9,4F. \quad (3.2)$$

Lyginant reakcijos jėgas su sparno apkrova, galima pastebėti, jog jos yra ženkliai didesnės. Reakcijos jėga R_2 didesnė už reakcijos jėgą R_1 12 %. Didžiausia apkrova tenka 2 taškui: didžiausias lenkimo momentas ir skersinė jėga. Taške 1 skersinė jėga tokio pat dydžio kaip ir 2 taške, o lenkimo momentas lygus 0. Tuo tarpu taške 3 daugiausiai veikia lenkimo momentas dėl sparno apkrovų, skersinės jėgos įtaka daug mažesnė nei taškuose 1 ar 2. Minėti taškai 1–3 yra sparno konstrukcijos pavojingos zonos. Jos pavaizduotos 3.2 pav.



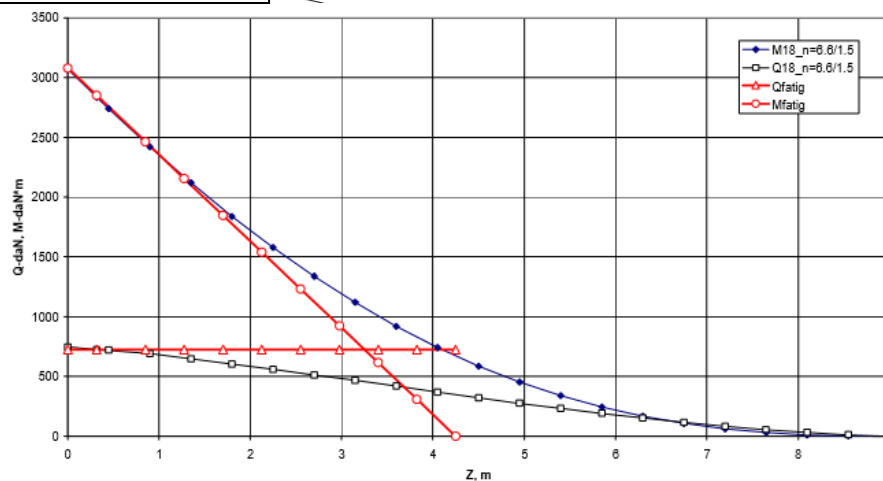
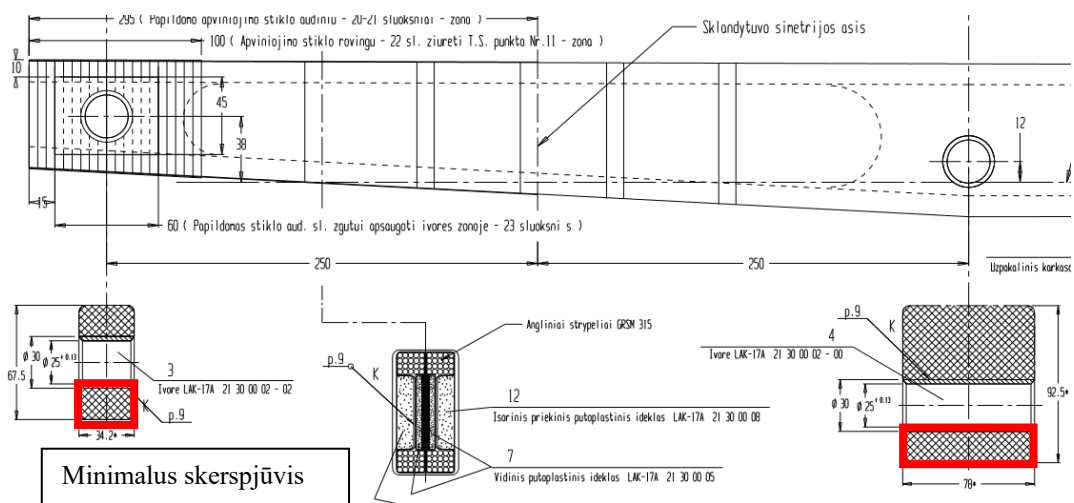
3.2 pav. Sklandytuvo „LAK 17A“ sparnas ir pavojingos zonos

Visos trys zonos yra įtempių koncentratoriai.

- **1 zona** – tvirtinimo skylė, $\varnothing 25$ mm. Pagal skylės skersmens ir skersinio pločio santykį šioje zonoje 0,37 teorinis įtempių koncentracijos koeficientas tempiant $\alpha_\sigma = 2,3$ [34];
- **2 zona** – tvirtinimo skylė, $\varnothing 25$ mm. Pagal skylės skersmens ir skersinio pločio šioje zonoje santykį 0,27 esant skylėi centre teorinis įtempių koncentracijos koeficientas tempiant $\alpha_\sigma = 2,4$ [34]. Reikia atkreipti dėmesį, jog skylė ties zona 1 nėra skersinio centre, be to, čia atsiranda skerspjūvio siaurėjimas (tai geriau matoma 3.3 pav.) Dėl to $\alpha_\sigma > 3$. Taip pat čia pasireikš didesni normaliniai lenkimo įtempiai nei skersinio centre, todėl šios koncentracijos įtaka didesnė;

- **3 zona** – skerspjuvio pasikeitimas. Suapvalinimo spindulys $r \approx 10$ mm, čia pridėti 2 papildomi stiklo audinio sluoksniai, kurių storis 1,2 mm. Pagal suapvalinimo spindulio ir skerspjuvio susiaurėjimo santykį $r/h \alpha_\sigma = 1,6$ lenkiant [34]. Plonesniojoje skersinio dalyje prie jo tvirtinami papildomi elementai, padidinantys jo stiprumą. Dėl to α_σ vertės čia gali būti mažesnės nei 1,6.

Remiantis Collins tyrimų duomenimis [34], nustatyti įtempių koncentracijos koeficientai priklauso nuo būdingo apkrovimo tipo ir medžiagos, todėl yra labai apytiksliai. Anizotropinėms medžiagoms (kompozitams) įtempių koncentracijos koeficientai priklauso nuo pluošto orientacijos kampo ir sluoksnių skaičiaus. Esant įvairiais kampais orientuotiems kompozito sluoksniams: 0° ; $\pm 45^\circ$; 90° ar 0° ; 90° , galima priimti, jog medžiaga kvaziizotropinė ir įtempių koncentracijos koeficientų vertės artimos pateiktoms izotropinių medžiagų vertėms [34]. 1 ir 2 zonose remiamasi tempimo įtempių koncentracijos koeficientais. Plokštelės su skylė įtempių koncentracijos koeficientų lenkimui apie skylės ašį literatūroje nėra pateikiama. Ties zona 1 lenkimo momentas praktiškai lygus 0, veikia tik skersinė jėga, todėl priimta α_σ vertė bus teisinga. Nepaisant išvardintų prielaidų, priimti koeficientai leidžia objektyviau įvertinti zonų 1–3 įtaką suirimui. Galima priimti, jog pavojingiausia zona 2 ir mažiausiai – 3. Nors zona 1 mažiau pavojinga nei 2, analizuojant skersinio brėžinį (detalus sparno „LAK 17A“ skersinio brėžinys pateiktas **1 priede**), matoma, jog skerspjuvis nėra vienodas. Iš pateikto brėžinio fragmento akivaizdu (žr. 3.3 pav. [3]), jog 1 zonoje skersinio skerspjuvis yra beveik 2 kartus mažesnis nei 2 zonoje. Dėl to būtina kurti skaitinį modelį, kuris apimtų zonas 1 ir 2.



3.3 pav. Skersinio brėžinys, kuriame matomos atplėšimo zonos (viršuje), apskaičiuoti lenkimo momentai ir skersinės jėgos, esant sklandytuvo apkrovai 1449,3 DaN (apačioje) [3]

3.3 pav. apačioje pavaizduotos lenkimo momento ir skersinės jėgos pasiskirstymo diagramos išilgai sparno skersinio. Raudonos linijos rodo šių dydžių nustatymą pakeičiant išskirstytą apkrovą koncentruota jėga. Pagal tai parinkti laboratorijoje tirtų sutrumpintų sparnų ilgai. Taip dar kartą patvirtinama, jog apkrovos pasiskirstymo dėsnis pavojingų zonų kritiškumui įtakos neturi. Atkarpoje 0–0,8 m abiem atvejais gaunamos vienodos skersinės jėgos ir lenkimo momentai.

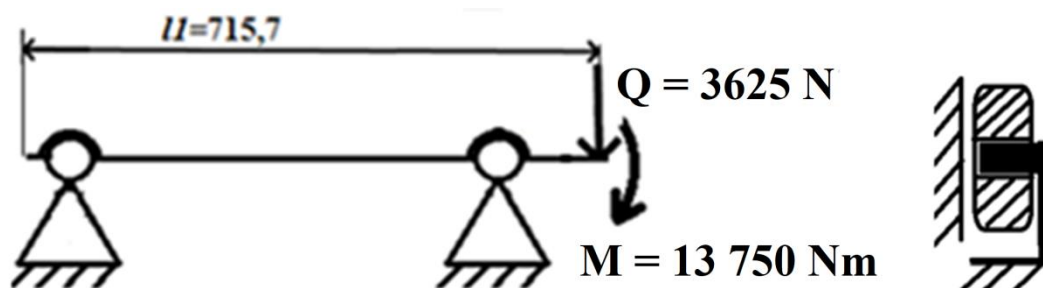
Remiantis 1.4.1 poskyryje sukurtu sparno „LAK 17A“ skaitiniu modeliu, buvo nustatyta, jog didžiausi normaliniai įtempiai yra skersinio viršuje, atstumu $z = 0,32$ m nuo sklandytuvo simetrijos plokštumos arba 615 mm nuo kairiojo krašto [3]. Šis taškas yra 70 mm į dešinę nuo zonos 2. Jį būtina įvertinti kuriant sparno skersinio skaitinį modelį. Tuo tarpu zona 3 yra mažiausiai pavojinga (daugiau kaip 2,5 karto saugesnė nei 1 ar 2). Čia papildomi elementai užtikrina didesnę atsargą stiprumui ženkliai sumažindami įtempių koncentracijos įtaką. Modelyje pridėti papildomi konstrukciniai elementai prie skersinio ženkliai prailgintų skaičiavimo trukmę ir pats modelis taptų sudėtingesnis. Taikant 1.4.4 poskyryje Cejpek ir Juracka pateiktą sparno sijos modelio metodiką [11], rezultatai būtų mažiau tikslūs zonų 1 ir 2 atžvilgiu. Modeliuojant skersinį ties 3 zona be papildomų konstrukcinių elementų būtų gautas neatitinkantis tikrovės modelis. Dėl šių priežasčių buvo nuspręsta skaitiniame modelyje zonos 3 nevertinti. Visos išvardintos priežastys lėmė 3.2 skyriuje aprašytos skaičiuojamosios schemas pasirinkimą.

3.2. Skersinio skaičiuojamoji schema

Nustačius, jog zona 1 nemažiau svarbi nei zona 2, buvo nuspręsta modeliuoti skersinį tarp šių zonų. 1.4.1 poskyryje aprašytoje apžvalgoje iš atliktų sparno „LAK 17A“ tyrimų [3] buvo nustatyta, jog didžiausi normaliniai įtempiai yra 70 mm atstumu į dešinę nuo zonos 2. Siekiant pamatyti konstrukcijos deformavimo procesus ir išvengti rezultatų iškraipymo modelyje verta pridėti dar apie 100 mm. Gauta skaičiuojamoji schema pavaizduota 3.4 pav. Tada modeliuojamo skersinio ilgis:

$$l_1 = 615 + 100 = 715 \text{ mm.} \quad (3.3)$$

Nagrinėjant tiriamą skersinio elementą galima pritaikyti simetriją vertikaloje skersinio plokštumoje. Remiantis sparno LAK 17 A brėžiniais (žr. **1 priedą**), skersinio skerspjuvis yra nesimetriškas horizontalioje plokštumoje, todėl simetrijos čia pritaikyti nepavyks. Dėl šios priežasties, kuriant skersinio pavojingos vietos modelį, bus modeliuojama tik pusė skersinio. Tada veikiančias apkrovas taip pat reikia dalinti iš dviejų.



3.4 pav. Konstrukcijos skaičiuojamoji schema

Sparno apkrovos, veikiančios skersinį, ekvivalentiškai įvertinamos pridedant lenkimo momentą esant didžiausiai sklandytuvo sparnų apkrovai 14 493 N remiantis įmonės „UAB Sportinė aviacija“ pateiktais duomenimis [3]. Lenkimo momentas perskaičiuojamas iš 3.3 pav. modeliuojant pusę skersinio:

$$M = 27\,500 \text{ Nm} \cdot 1/2 = 13\,750 \text{ Nm}, \quad (3.4)$$

čia 27 500 Nm lenkimo momentas iš 3.3 pav. grafiko esant atstumui $z = 0,42$ m (3.3 pav. grafike atstumas z matuojamas nuo simetrijos plokštumos, $z = 0,715 - 0,045 - 0,25 = 0,42$ m), 7250 N – jį sukianti vieną sparną veikianti apkrova (skersinė jėga, žr. 3.3 pav.). Tada skersinė jėga modelyje:

$$Q = 7250 \text{ N} \cdot 1/2 = 3625 \text{ N}, \quad (3.5)$$

kai 14 493 N didžiausia sklandytuvo apkrova.

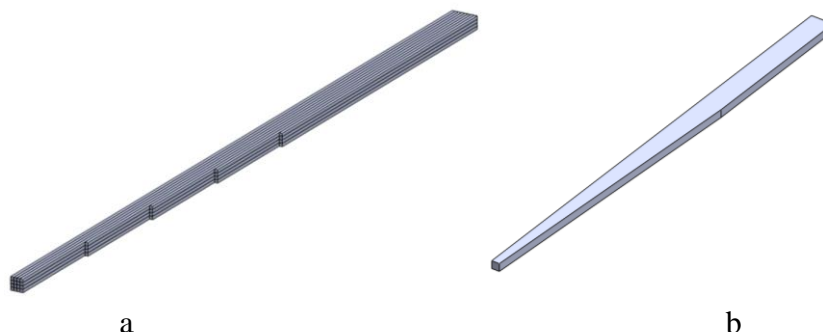
Galima pastebėti, kad kuriamame modelyje vaizduojama tik tam tikra dalis skersinio, kaip buvo pasirinkta ir Kensche 2002 m. b [10] pateiktame sklandytuvo konstrukcijos skaitiniame modelyje.

3.3. Pavojingos zonos baigtinių elementų modelio prielaidos

Pagal pasirinktą (žr. 3.4 pav.) skaičiuojamąją schemą sudaromas skersinio elemento skaitinis modelis. 2.4.2 poskyryje buvo aptartas baigtinių elementų tipų parinkimas. Remiantis 2.4.2 poskyriu, kompozitinėms konstrukcijoms, sudarytoms iš kelių kompozitų sluoksnių, patogiausia naudoti *SHELL* tipo elementus, tuo tarpu *SOLID* tipo elementų reikėtų vengti. Stiklo pluošto audinio sluoksnių modeliavimui naudojami *SHELL* tipo elementai. Pasirinkimas grindžiamas tuo, jog audinio sluoksnio storis yra ženkliai mažesnis už kitus jo matmenis – tai plonasienis elementas. Išimtis yra skersinio putplasčio užpildas, modeliuojamas taikant tūrinius (*SOLID*) elementus. Tai paaiškinama tuo, jog užpildo visi matmenys yra panašios eilės. Anglies pluošto strypeliams modeliuoti taip pat naudojami *SHELL* tipo elementai. Esminė problema, kurią reikia išspręsti, kaip tinkamai įvertinti klijuotus anglies pluošto strypelius sparno konstrukcijoje.

3.3.1. Klijuotų anglies pluošto strypelių sluoksnio aprašymas

Sparno „LAK 17A“ skersinyje esantys CFRP kompozito strypeliai sudaro klijuotą nevienalytę struktūrą, kuri negali būti aprašoma kaip vientisas CFRP kompozito kūnas naudojant tūrinius *SOLID* tipo elementus. Nagrinėjamojoje dalyje kintantis skersinio skerspjūvis (žr. 3.2 – 3.4 pav., **1 priedą**) dar labiau apsunkina anglies pluošto strypelių įvertinimą skaitiniame modelyje. Sparno „LAK 17A“ skersinyje strypelių sluoksnis sudarytas iš papildomų lygiagrečiai priklijuotų strypelių (žr. 3.5 pav. a).



3.5 pav. Anglies pluošto strypelių sluoksnis: a – sparno konstrukcijoje, b – supaprastintas modelis

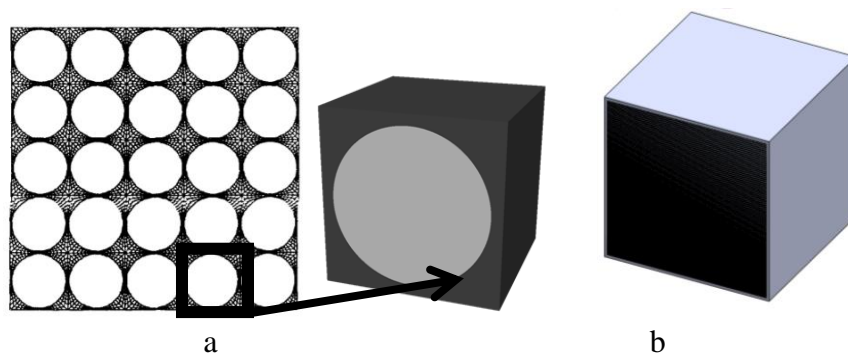
Modeliuojant tokią struktūrą baigtiniais elementais, kaip parodyta 3.5 pav. a, realias apkrovimo sąlygas atitinkančius rezultatus gauti sunku. Pirma, kiekvienoje papildomai pridėtų strypelių eilėje, ties strypelių galais, dėl įtempių koncentracijos bus gaunami labai dideli įtempiai. Antra, sunku

nurodyti kontaktą tarp strypelių sluoksnio ir juos gaubiančio audinio. Šių trūkumų neturi 3.5 pav. b pavaizduotas supaprastintas modelis. Realioje sparno konstrukcijoje strypelių galai užpildyti derva ir gauta struktūra yra tokios formos kaip 3.5 pav. b. Nepaisant to, 3.5 pav. b pavaizduotas anglies pluošto strypelių sluoksnio modelis nėra tikroviškas, nes jame nėra galimybės tiksliai įvertinti galimo strypelių atsisluoksniavimo. Tikroji sparno „LAK 17A“ skersinio strypelių struktūra bus tokio pat standumo, tačiau silpnesnė nei 3.5 pav. b pavaizduotas vientisas anglies pluošto kūnas.

Remiantis atlikta panašių konstrukcijų tyrimų apžvalga, daugiausiai pastebima, jog skaitiniuose modeliuose [9, 11–13] klijuotos jungtys nėra vertinamos, čia sujungiami skirtingų medžiagų baigtinių elementų bendri taškai. Daugumoje nagrinėtų modelių tiriamas tamprus deformavimas ir toks supaprastinimas standumui ir stiprumui esant nedidelėms tamprioms deformacijoms įtakos praktiškai neturi. Modeliuojant sparno „LAK 17A“ konstrukciją, jos elgseną esant kritinėms apkrovoms, tiriant irimo procesus (tokių tyrimų atlikta mažai), minėtas supaprastinimas netinkamas. Be to, nevertinant CFRP strypelių klijavimo, modelio tikslumas ženkliai sumažėtų. Tik specifiniuose darbuose: Kensch 2002 m. b [10], tiriant atplėšimo procesus [31–33] arba konstrukcijos atsisluoksniavimą [15], modeliuojamas kontaktas tarp elementų. Šiuo atveju pritaikyti kontakto tarp kiekvieno anglies pluošto strypelio modeliuojant pagal 3.5 pav. a schemą neįmanoma dėl aukščiau įvardintų priežasčių.

3.3.2. Tyrimuose taikomi klijuotų strypelių baigtinių elementų modeliai

Kompozitinės konstrukcijos, sudarytos iš suklijuotų anglies ar stiklo pluošto strypelių, yra plačiai naudojamos ir buvo aptartos 1.2 skyriuje [6–8]. Dažnai taikomas metodas, skirtas įvertinti tokio tipo struktūroms, – homogenizacija. Homogenizuojant nevienalytė medžiaga pakeičiama artimiausia mechaninėmis savybėmis vienalytė medžiaga. Procesas pagrįstas reprezentuojančio elementaraus tūrio (RVE) taikymu (žr. 3.6 pav.) [35].



3.6 pav. RVE taikymas homogenizacijai: struktūrai su apvaliais strypeliais [35], b – sparno „LAK 17A“ klijuotų strypelių sluoksnio RVE [35]

RVE yra mažiausias medžiagos tūris, turintis būdingas nehomogeninės medžiagos savybes. Žinant RVE sienelės tamprumo modulį E , tankį ρ_s , ekvivalentinis RVE standumas esant lenkimo apkrovoms, remiantis Hollister ir Kikuehi [35]:

$$\bar{E} = CE \left(\frac{\rho}{\rho_s} \right)^2, \quad (3.6)$$

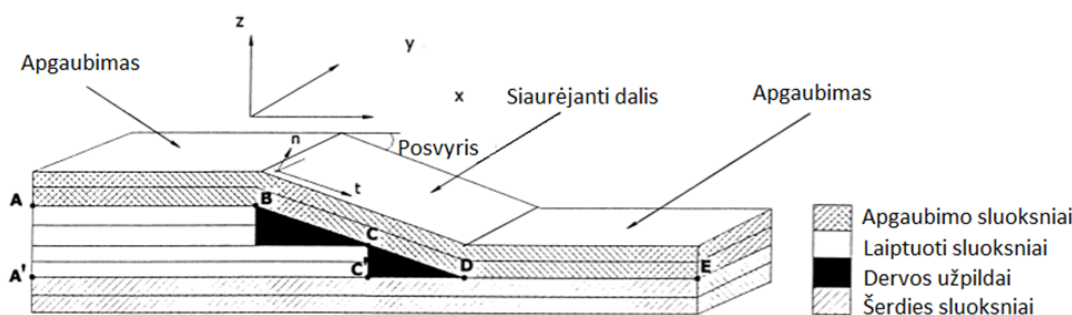
čia ρ – strypelio medžiagos tankis, C – proporcingumo konstanta. Tempiant arba gniuždant struktūrą, sudarytą iš tokių RVE, priklausomybė tankio santykių atžvilgiu tampa tiesine. Hollister ir

Kikuehi [35] minimos priklausomybės gerai tinka aprašyti 1.2 skyriuje nagrinėtoms struktūroms iš anglies arba stiklo pluošto klijuotų apvalių strypelių.

Nagrinėjant sparno „LAK 17A“ konstrukciją, Hollister ir Kikuehi [35] aprašyta metodika netinkama. „LAK 17A“ sparne naudojami suklijuoti kvadratiniai 3×3 mm strypeliai, todėl $\bar{E} \approx E_{strypelio}$. Šiuo atveju kuriant sparno skersinio modelį svarbiau tinkami įvertinti tokios struktūros stiprumą, o standumui įtakos strypelių klijavimas lyginant su vienalyte anglies pluošto medžiaga neturės.

3.3.3. Kintamo storio kompozitų modeliai

Smailėjantys storio atžvilgiu kompozitai (angl. *tapered laminated composites*) dėl galimybės užtikrinti įvairios formos struktūras naudojami ne vien sparno „LAK 17A“ konstrukcijoje. He ir kt. [36] apžvelgė pagrindinius šių struktūrų analitinio skaičiavimo ir skaitinio modeliavimo metodus. Kintamo storio kompozito struktūra pavaizduota 3.7 pav.



3.7 pav. Kintamo storio (plonėjančio) kompozito struktūra [36]

Kintamo storio kompozituose (žr. 3.7 pav.), kaip ir sparno „LAK 17A“ konstrukcijoje, naudojami laiptuoti sluoksniai. Išoriniai sluoksniai apgaubia laiptuotą struktūrą, o tarpai tarp išorinių sluoksnių ir laiptelių užpildyti derva.

Kintamo storio kompozitams aprašyti taikomi įvairūs modeliai. Dažniausiai dervos užpildai laipteliuose priimami kaip komponentai, perduodantys šlyties įtempius. Thomsen ir kt. [37], nagrinėdamas lenkiamus laiptuotus kompozitus, pasiūlė dervos užpildus modeliuoti kaip šlyties tamprius elementus. Harrison ir Johnson [38] priėmė, kad tarp sluoksnio įtempiai yra storio koordinatės su įtempiais aprašančiais koeficientais funkcijos. Koeficientai yra tik išilginės koordinatės funkcijos. Abi prielaidos gerai pritaikomos baigtinių elementų modeliuose [36].

Šiems kompozitams taikomi poslinkiais ir hibridinių įtempių elementais grįsti baigtinių elementų modeliai. Poslinkiais grįstuose modeliuose priimama poslinkių pastovumo sąlyga tarp sąveikaujančių struktūros komponentų skaičiuojamoje srityje, tačiau taip sumažėja skaičiavimo tikslumas, nes ryšys tarp įtempių išlaikomas tik integraline forma. Kituose modeliuose taikoma įtempių pastovumo sąlyga. Kintamo storio kompozitų modeliuose baigtinių elementų tinklulis turi būti pakankamai smulkus, kad būtų gautas tikslus įtempių pasiskirstymas, tačiau taip išauga skaičiavimo trukmė. Neretai taikomas submodelių principas, atliekant skaičiavimus su stambiu tinkleliu ir sudarant norimos zonos submodelį. 2D kintamo storio kompozitams taikoma plokščio deformacijų būvio prielaida. Esant kintamo storio (siaurėjančiai) kompozitinei konstrukcijai dvejomis kryptimis, kaip sparno „LAK 17A“ skersinyje, modelis tampa labai sudėtingas. Šiuo atveju reikia pritaikyti supaprastinimus ir ieškoti kitų būdų, kaip sumodeliuoti tokią struktūrą.

3.3.4. Pasirinktas klijuotų anglies pluošto strypelių sluoksnio modelis

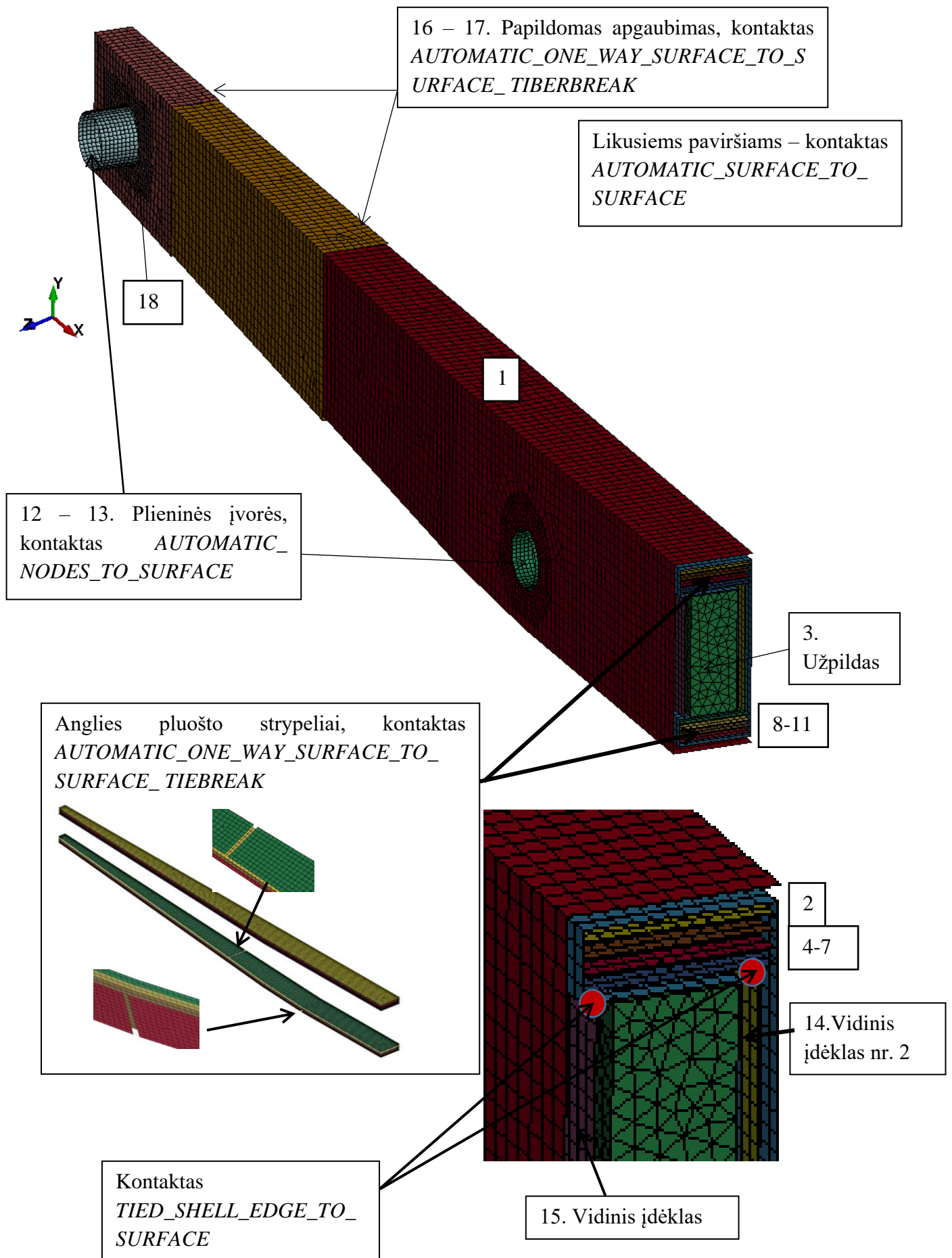
Klijuotos jungties suirimas atplėšimu gali pasireikšti lenkiamose kompozitinėse sijose (žr. 2.2.2 poskyrį). Sparno skersinis lenkiamas tik vertikaloje plokštumoje. Jį vertikaloje plokštumoje dar veikia skersinė jėga (žr. 3.4 pav.). Sparno skersinis didelių sukimo apkrovų ($T \ll FL$) bei apkrovų horizontalioje plokštumoje nepatiria. Remiantis šiuo faktu, galima priimti prielaidą, jog strypelių sluoksnių atplėšimas įvyks tik horizontalioje plokštumoje. Dėl šios priežasties priimama, jog atplėšimas vertikaloje plokštumoje neįvyks, todėl kontakto tarp atskirų strypelių vertikaloje plokštumoje galima nevertinti. Taip strypelių sluoksnį pakanka modeliuoti kaip 4 lygiagrečius horizontalius plonasienius elementus, tarp kurių taikomas 2.4.2 poskyryje aprašytas kontakto tipas.

Norint įvertinti apatinio CFRP strypelių sluoksnio strypelių nevientisumą (žr. **1 priedą**), plonasieniai elementai čia modeliuojami taip pat neištisiniai (žr. visos kompozitinės konstrukcijos modelį 3.8 pav.). Taip modelyje detalai imituojama CFRP strypelių struktūra, esanti sklandytuvo sparno „LAK 17A“ konstrukcijoje, ir išvengiama kontakto aprašymo problemų. Suformuoti tarpeliai (žr. 3.8 pav.) įtempių koncentracijos praktiškai nesukuria. Siaurėjimo kampas sparno „LAK 17A“ skersinyje mažas ir neviršija 4° , todėl laiptuota strypelių struktūra He ir kt. [36] aprašytais būdais gali būti specialiai nevertinama. Dėl šios priežasties laiptuotų strypelių kraštų ir šlyties tamprių elementų skersinio „LAK 17A“ modelyje nėra. 3.8 pav. pavaizduotas pasirinktas supaprastinimas gana artimas realiai sparno struktūrai. Dervos užpildų funkciją (žr. 3.7 pav.) čia iš dalies atlieka kontakto elementai tarp strypelių ir išorinių kompozito sluoksnių.

3.4. Sparno „LAK 17A“ konstrukcijos modelis

Sparno „LAK 17A“ kompozitinės konstrukcijos modelis pavaizduotas 3.8 pav. Modelis sukurtas pagal 1.1 skyriuje (žr. 1.3 pav.) pateiktą skersinio skerspjuvį ir sparno brėžinius (žr. **1 priedą**). Jį sudaro 17 plonasienių kūnų (naudoti *SHELL* tipo elementai) ir 1 3D kūnas – užpildas, kuriam taikyti *SOLID* tipo elementai. Nors vidinis įdėklas nr. 2 (žr. 1.3 pav.) yra apgaubtas 2 stiklo pluošto audinio sluoksniais, siekiant sutrumpinti modelio skaičiavimo trukmę, jis pakeistas plonasieniu elementu, programoje *LS-Dyna* aprašant jį kaip kompozitą su papildomais gaubiančio audinio sluoksniais (žr. 3.8 pav.). Ši prielaida teisinga dėl to, jog vidinio įdėklo nr. 2 storis lyginant su pločiu ir ilgiu yra dešimtis kartų mažesnis. Papildomi gaubiančio audinio sluoksniai ties plonu juo galu modeliuoti kaip atskiri elementai, kad būtų galima geriau pamatyti irimo procesus ir šių elementų atsisluoksniavimą.

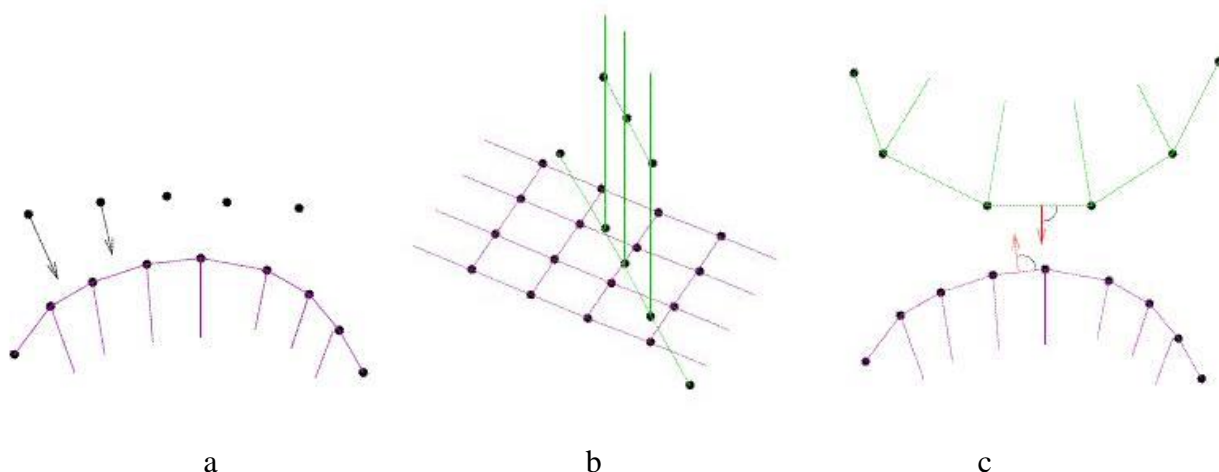
Parinktas baigtinių elementų tinklelio dydis toks, jog užtikrintų rezultatų ir paties modelio stabilumą. Konkrečių reikalavimų dėl tinklelio dydžio modeliui nėra, pateikiamose kompozitų modeliavimo rekomendacijose [20] nurodoma, jog atplėšimo zonoje būtų bent 3 baigtiniai elementai. Ši sąlyga tenkinama, minimalus modelyje parinktas elementų skaičius atplėšimo zonoje nuo kelių iki kelių šimtų kartų didesnis. Plonasieniams elementams parinktas 4 taškų *SHELL* tipo elementų kiekį manoma tolygesnis tinklelis, kurio elemento dydis 2,5–5 mm. Dėl sudėtingos formos ir problemų sudarant 8 taškų *SOLID* tipo elementų tinklelį, užpildui parinktas tetraedrių *SOLID* tipo elementų tinklelis. Nors modelis su kvadratiniais elementų tinkleliu yra tikslesnis už trikampių elementų tinklelį, tačiau užpildas apkrovų nelaiko ir didelio skaičiavimo tikslumo nustatant įtempius ir deformacijas užpilde nereikalaujama. Esminė užpildo funkcija slopinti konstrukcijos virpesius. Šlyties jėgas skerspjuvyje daugiausia laiko ne užpildas, o vidinis įdėklas nr. 2.



3.8 pav. Sudarytas sparno „LAK 17A“ skersinio baigtinių elementų modelis

Tarp modelyje esančių kūnų naudojamas kontaktas. Sparno „LAK 17A“ konstrukcijos modelyje panaudoti kelių tipų kontaktai: *AUTOMATIC_ONE_WAY_SURFACE_TO_SURFACE_TIEBREAK*, *AUTOMATIC_NODES_TO_SURFACE*, *AUTOMATIC_SURFACE_TO_SURFACE*, *TIED_SHELL_EDGE_TO_SURFACE*. Klijuotos jungties irimo savybes turintis kontakto tipas *AUTOMATIC_ONE_WAY_SURFACE_TO_SURFACE_TIEBREAK* taikytas įvertinant anglies pluošto strypelių (žr. 3.3.1 poskyrį) ir papildomo gaubiančio audinio galimą atsisluoksniavimą (žr. 3.8 pav.). Kontaktas *AUTOMATIC_NODES_TO_SURFACE* panaudotas aprašant visų sparno elementų ryšį su plieninėmis įvorėmis ties tvirtinimo skylėmis. Šiuo atveju įvorių paviršius yra vedantysis (angl. *master*), o likusių kūnų taškai yra vedami (angl. *slave*). Šio tipo kontaktas rekomenduojamas tarp didelio standumo ir lengvai deformuojamų kūnų [39].

Norint sujungti plonasienių elementų – vidinių dėklų – briaunas su gretimų elementų paviršiais panaudotas kontakto tipas *TIED_SHELL_EDGE_TO_SURFACE* (briauna į paviršių). Šis kontakto tipas užtikrina plonasienio elemento briaunai priklausančių taškų kontaktą su paviršiumi. Likusiems elementams sujungti panaudotas kontakto tipas *AUTOMATIC_SURFACE_TO_SURFACE* (paviršius į paviršių). Tai universalus kontakto tipas, taikomas įvairiems elementams sujungti. Skirtingų kontaktų tipų veikimas paaiškintas 3.9 pav. [39].



3.9 pav. Kontakto tipai programoje *LS-Dyna*: a – *NODES_TO_SURFACE*, b – *TIED_SHELL_EDGE_TO_SURFACE*, c – *SURFACE_TO_SURFACE* [39]

Konstrukcijos modelyje panaudotos 4 tipų medžiagos. CFRP ir GFRP kompozitams – **MAT_054: ENHANCED_COMPOSITE_DAMAGE*, plieninėms įvorėms – **MAT_001: ELASTIC* ir užpildui **MAT_057: LOW DENSITY FOAM*. CFRP medžiagos charakteristikų aprašymas naudojamas toks pat kaip ir kuriant I modos atplėšimo eksperimento skaitinį modelį (žr. 2.14 b pav.). GFRP aprašomas analogiškai (žr. 3.10 pav.), tik įvedamos atitinkamos medžiagos savybės [40–41].

Čia, kaip ir kuriant I atplėšimo modos bandinio modelį, naudojami matavimo vienetai: ilgis – mm, įtempiai – MPa, masė – t. Galima priimti, jog konstrukcijos apkrovimo metu plieninės įvorės plastinių deformacijų nepatirs, nes plieno tamprumo modulis $E = 210$ GPa apie 2,5 karto didesnis nei CFRP. Dėl šios priežasties įvorėms modeliuoti panaudota tampri medžiaga, nurodant plieno tamprumo modulį ir Puasono koeficientą $\nu = 0,3$. Putplasčio užpildo mechaninių savybių aprašymas, remiantis [42–43], kai parinkta medžiaga *LOW DENSITY FOAM*, pateiktas 3.11 pav.

*MAT_ENHANCED_COMPOSITE_DAMAGE_(TITLE) (054/055) (2)

TITLE
GFRP

| | | | | | | | | |
|---|--------------------------------------|--------------------------------------|--------------------------------------|--------------------------------------|--------------------------------------|---------------|---------------|---------------|
| 1 | MID | RO | EA | EB | (EC) | PRBA | (PRCA) | (PRCB) |
| | 3 | 1.800e-06 | 6.000e+04 | 1.970e+04 | 1.970e+04 | 0.1500000 | 0.0 | 0.0 |
| 2 | GAB | GBC | GCA | (KF) | AOPT <input type="checkbox"/> | 2WAY | | |
| | 1.790e+04 | 1.790e+04 | 1.790e+04 | 0.0 | 0.0 | 0.0 | | |
| 3 | XP | YP | ZP | A1 | A2 | A3 | MANGLE | |
| | 0.0 | 0.0 | 0.0 | 0.0 | 0.0 | 0.0 | 0.0 | |
| 4 | V1 | V2 | V3 | D1 | D2 | D3 | DFAILM | DFAILS |
| | 0.0 | 0.0 | 0.0 | 0.0 | 0.0 | 0.0 | 0.0200000 | 0.0200000 |
| 5 | TFAIL | ALPH | SOFT | FBRT | YCFAC | DFAILT | DFAILC | EPS |
| | 0.0 | 0.0 | 1.0000000 | 0.0 | 2.0000000 | 0.0090000 | -0.0060000 | 0.0 |
| 6 | XC | XT | YC | YT | SC | CRIT | BETA | |
| | 800.00000 | 1000.00000 | 800.00000 | 59.000000 | 250.00000 | 54.0 | 0.0 | |
| 7 | PEL | EPSF | EPSR | TSMD | SOFT2 | | | |
| | 0.0 | 0.0 | 0.0 | 0.0 | 1.0000000 | | | |
| 8 | SLIMIT1 | SLIMC1 | SLIMIT2 | SLIMC2 | SLIMS | NCYRED | SOFTG | |
| | 0.0 | 0.0 | 0.0 | 0.0 | 0.0 | 0.0 | 1.0000000 | |
| 9 | LCXC <input type="checkbox"/> | LCXT <input type="checkbox"/> | LCYC <input type="checkbox"/> | LCYT <input type="checkbox"/> | LCSC <input type="checkbox"/> | DT | | |
| | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0.0 | | |

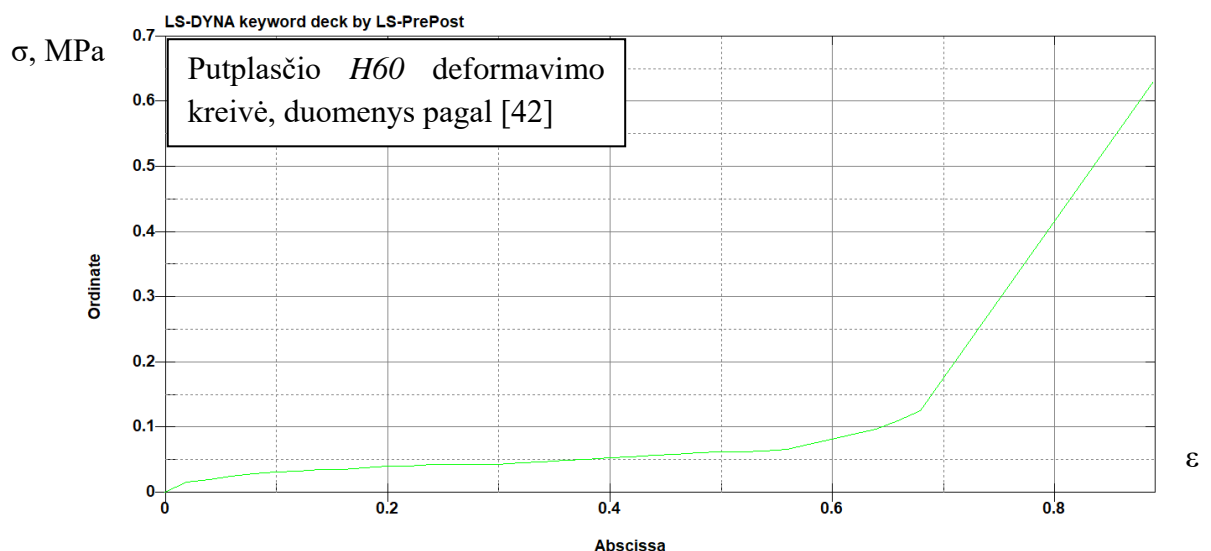
3.10 pav. Konstrukcijos modelyje naudojamos GFRP mechaninės savybės [40–41]

Norint įvertinti užpildo irimą ir užtikrinti modelio stabilumą, papildomai aprašomos medžiagos savybės pagal pasirinktą suirimo kriterijų programoje *LS-Dyna* pasirinkus **MAT_ADD_EROSION* (žr. 3.11 pav.) Nevertinant irimo ir viršijus 3.11 pav. kreivėje nurodytas ribines užpildo deformacijas ar įtempius, užpildo baigtinių elementų mazgų poslinkiai gali būti tokie, jog elementas taps iškreiptas ir modelis nekonverguos (neigiamo tūrio klaida).

*MAT_LOW_DENSITY_FOAM_(TITLE) (1)

TITLE
Putplastis

| | | | | | | | | |
|---|--------------|-------------|---------------|--------------------------------------|--------------|-------------|-------------|-------------|
| 1 | MID | RO | E | LCID <input type="checkbox"/> | TC | HU | BETA | DAMP |
| | 4 | 2.400e-07 | 57.000000 | 1 | 0.7000000 | 1.0000000 | 0.0 | 0.0 |
| 2 | SHAPE | FAIL | BVFLAG | ED | BETA1 | KCON | REF | |
| | 1.0000000 | 0.0 | 0.0 | 0.0 | 0.0 | 0.0 | 0.0 | |



3.11 pav. Konstrukcijos modelyje naudojamos putplasčio *H60* mechaninės savybės [42–43]

*MAT_ADD_EROSION_(TITLE) (1)

| TITLE | | | | | | | | |
|-------|-----------|-----------|-----------|-----------|-----------|-----------|-----------|-----------|
| 1 | MID | EXCL | MXPRES | MNEPS | EFFEPS | VOLEPS | NUMFIP | NCS |
| | 4 | 1.000e+04 | 0.0 | 0.0 | 0.0 | 0.0 | 1.0000000 | 1.0000000 |
| 2 | MNPRES | SIGP1 | SIGVM | MXEPS | EPSSH | SIGTH | IMPULSE | FAILTM |
| | 1.000e+04 | 0.7000000 | 1.000e+04 | 1.0000000 | 1.000e+04 | 1.000e+04 | 1.000e+04 | 0.0 |
| 3 | IDAM | = | = | = | = | = | = | LCREGD |
| | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| 4 | LCFLD | NSFF | EPSTHIN | ENGCRT | RADCRT | LCEPS12 | LCEPS13 | LCEPSMX |
| | 0 | 10 | 0.0 | 0.0 | 0.0 | 0 | 0 | 0 |
| 5 | DTEFLT | UNUSED | MXTMP | DTMIN | | | | |
| | 0.0 | 0.0 | 0.0 | 0.0 | | | | |

3.11 pav. (tęsinys)

Čia tamprumo modulis E ir įtempiai taip pat nurodyti MPa, tankis RO langelyje t/mm^3 . Langelyje $LCID$ nurodoma medžiagos deformavimo kreivė. Kreivė nubraižyta remiantis literatūroje [42–43] pateikiamais duomenimis. Būdingas putplasčių bruožas – didelės (iki 0,6) deformacijos esant praktiškai pastoviems įtempiams. TC – atplėšimo įtempiai tempiant, 0,7 MPa, likę parametrai susiję su slopinimu, todėl statinio apkrovimo atveju nėra aktualūs ir paliekami tokie, kaip buvo nurodyta programoje. Lange $*MAT_ADD_EROSION$, langelyje $EXCL$, nurodoma suirimo kriterijaus vertė. Visuose 1–2 eilučių langeliuose bet kuriai nurodytų parametru vertei pasiekus $EXCL$ nurodytas vertę įvyks suirimas. Kad suirimas būtų vertinamas pagal didžiausius pasiektus įtempius ($SIGP1 = 0,7$ MPa), $EXCL$ vertė nurodoma nepagrįstai didelė (10 000). Langelyje $MXPES$ nurodomos suirimo deformacijos, o $NCS = 1$ rodo, jog suirimas įvyks vertinant tik pagal 1 kriterijų (įtempius arba deformacijas). Putplasčių irimas yra mažai ištyrinėtas [43], todėl vieningų suirimo kriterijų nėra. Kadangi tai anizotropinės medžiagos, dažnai suirimas vertinamas pagal pasiektus didžiausius įtempius ar deformacijas.

Apibendrinta informacija apie modelyje naudojamos kūnus, baigtinius elementus, parinktas medžiagas pateikta 3.1 lentelėje.

3.1 lentelė. Sparno „LAK 17A“ konstrukcijos modelis

| Elementas, nr. | Pavadinimas | Tipas | Struktūra | Medžiaga |
|----------------|-------------------------------------|------------------------------|--|----------|
| 1 | Išorinis apgaubimas | <i>SHELL, PART COMPOSITE</i> | 4 sluoksniai GFRP $t=0,6$ mm, $\beta=\pm 45^\circ$ | *MAT 54 |
| 2 | Vidinis apgaubimas | <i>SHELL, PART COMPOSITE</i> | 2 sluoksniai GFRP $t=0,6$ mm, $\beta=\pm 45^\circ$ | *MAT 54 |
| 3 | Užpildas | <i>SOLID</i> | 3D kūnas | *MAT 57 |
| 4 | Anglies pluošto strypelių sluoksnis | <i>SHELL</i> | Plonasienis elementas, $t=3$ mm | *MAT 54 |
| 5 | | | | |
| 6 | | | | |
| 7 | | | | |
| 8 | | | | |

3.1 lentelė. (tęsinys)

| | | | | |
|----|-----------------------------|------------------------------|---|-----------------|
| 9 | | | | |
| 10 | | | | |
| 11 | | | | |
| 12 | Plieninės įvorės | <i>SHELL</i> | Plonasienis elementas, $t=2,5$ mm | <i>*MAT 001</i> |
| 13 | | | | |
| 14 | Vidinis įdėklas nr. 2 | <i>SHELL, PART COMPOSITE</i> | 7 sluoksniai GFRP $t=0,5$ mm, $\beta=\pm 45^\circ$; 2 išorinių sluoksnių iš abiejų pusių, $t=1,1$ mm, $\beta=0, 90, 0^\circ$ - vidinių | <i>*MAT 54</i> |
| 15 | Vidinis įdėklas | <i>SHELL</i> | Plonasienis elementas, $t=6$ mm | <i>*MAT 54</i> |
| 16 | Papildomas apgaubimas nr. 1 | <i>SHELL, PART COMPOSITE</i> | 2 sluoksniai GFRP $t=0,6$ mm, $\beta=\pm 45^\circ$ | <i>*MAT 54</i> |
| 17 | Papildomas apgaubimas nr. 2 | <i>SHELL</i> | 1 sluoksnis GFRP $t=0,6$ mm, $\beta=0^\circ$ | <i>*MAT 54</i> |
| 18 | Sustiprinimas 60 mm | <i>SHELL</i> | 1 sluoksnis GFRP $t=0,6$ mm, $\beta=0^\circ$ | <i>*MAT 54</i> |

Pilnai aprašius sparno „LAK 17A“ konstrukcijos elementus ir nurodžius kontaktą tarp jų, pridedamos 3.4 pav. pavaizduotos kraštinės sąlygos: skersinis tvirtinamas už įvorių suvaržant poslinkius ir posūkius apie X, Y ašis bei ties viduriu įvertinant simetrijos sąlygą – suvaržant poslinkius Z ašies kryptimi (žr. 3.8 pav.).

Sprendimui, kaip ir atliekant I atplėšimo modos bandinio kompiuterinį modeliavimą, taikomas *Explicit* metodas. Sudėtingas modelis su kontaktais tarp elementų geriau konverguoja ir yra stabilesnis nei taikant *Implicit* metodą. Norint pamatyti konstrukcijos suirimą, programoje *LS-Dyna* apkrovos didinamos nuo 0 iki $M = 1,5 \cdot 13\,750 \text{ Nm} = 20\,630 \text{ Nm}$, $Q = 1,5 \cdot 7250 \text{ N} = 10\,880 \text{ N}$, čia 1,5 atsargos koeficientas, taikomas sparno konstrukcijai, 13 750 Nm ir 7250 N lenkimo momentas ir skersinė jėga esant didžiausiai ribinei sparno apkrovai (žr. 3.4 pav.). Kad būtų išvengta dinaminių jėgų įtakos, apkrova laiko atžvilgiu didinama ne tiesiškai, o parabole at^2 , čia a – proporcingumo koeficientas. Programoje įvedus medžiagos tankį, ženkliai didesnę nei tikrasis, dėl padidėjusios inercijos sumažėja virpesiai bei jų tikrinis dažnis. Schultz ir kt. [44] rekomenduoja pasirinkti rezultatų išvedimo periodą $T = 10 \div 50T_n$, kai T_n – konstrukcijos pirmos modos tikrinių virpesių periodas. Tikrinių virpesių dažnis gali kisti deformuojantis konstrukcijai, be to, jis turi būti žinomas, todėl šia prielaida remtis ne visuomet įmanoma. Pasireiškiant didelėms dinaminės jėgoms Schultz ir kt. [44] dar siūlo atitinkamai pakoreguoti apkrovas.

3.5. Išvados apie sparno „LAK 17A“ konstrukcijos modelį

Apie sukurto sklandytuvo sparno „LAK 17A“ kompozitinės konstrukcijos modelio teisingumą galima spręsti remiantis šiais faktais:

1. didžiausią įtaką konstrukcijos stiprumui turinčių CFRP strypelių sluoksnio medžiagos tipas *ENHANCED_COMPOSITE_DAMAGE*, stiprumo, standumo charakteristikos ir kontaktas *AUTOMATIC_ONE_WAY_SURFACE_TO_SURFACE_TIEBREAK* patikrinti ir validuoti atliktu I modos atplėšimo eksperimentu;
2. GFRP kompozitų struktūra analogiška CFRP, tik naudojamas stiklo pluoštas, todėl medžiagos tipas *ENHANCED_COMPOSITE_DAMAGE* tinkamas. GFRP mechaninės charakteristikos paimtos iš literatūros, kurioje pateikiamos ir CFRP charakteristikos, artimos [30];
3. užpildui parinkto medžiagos tipo ir mechaninių charakteristikų paklaidos esminės įtakos konstrukcijai šiame modelyje neturi, nes užpildo paskirtis ne laikyti apkrovas, o slopinti smūgius.

Apie sprendimo metodo *Explicit* paklaidas dėl dinaminių jėgų poveikio galima spręsti palyginus visos konstrukcijos deformacijų energiją U su kinetine E_k . Remiantis Schultz ir kt. [44], modelis yra kvazistatinis ir dinaminės jėgos įtakos neturės, kai $E_k/U \leq 0,5\%$.

4. Sparno „LAK 17A“ konstrukcijos skaičiavimo rezultatai

Sparno konstrukcijos skaičiavimai atliekami dviem atvejais: esant didžiausiai leistinai apkrovai ir tiriant irimą apkrovai viršijus ribinę. Pirmu atveju tiriamas įtempių pasiskirstymas konstrukcijos elementuose, nustatoma atsarga stiprumui. Antru atveju identifikuojamas konstrukcijos suirimo tipas, irimo vieta ir pobūdis.

4.1. Skaičiavimo rezultatai esant didžiausiai ribinei apkrovai $n = +6,6$

Didžiausia leistina sklandytuvo sparno apkrova siekia $n = +6,6$ (žr. 1.3.1 poskyrį). Tai atitinka 7,25 kN koncentruotą jėgą, veikiančią vieną sklandytuvo sparną atstumu 4,25 m nuo plonojo skersinio galo. Taigi nagrinėjamą konstrukcijos elementą veikia 27,5 kNm lenkimo momentas ir 7,25 kN skersinė jėga. 4.1–4.12 pav. pateiktuose rezultatuose vaizduojama pusė skersinio, kitos pusės įtempių ir poslinkių pasiskirstymas yra veidrodinis atspindys.

Remiantis 2.1 lentele, galimi sparno kompozitinės konstrukcijos pažeidimo būdai: gaubiančio audinio sluoksnių susiraukšlėjimas arba įtrūkimas, laikančiųjų elementų (CFRP strypelių) lūžimas, suklypimas, atsisluoksniavimas ir vidinių sluoksnių (užpildo, įdėklų) trūkimas. Norint šiais atžvilgiais įvertinti konstrukciją, reikia įtempius nagrinėti kiekviename iš skersinio elementų.

Apie kompozitinės medžiagos stiprumą spręsti remiantis von Mizeso įtempiams negalima, kadangi šių medžiagų stiprumas skirtingomis kryptimis, taip pat tempiant ir gniuždant, nevienodas. Be to, CFRP ir GFRP kompozitai yra trapios medžiagos, o von Mizeso įtempių kriterijus gerai pritaikomas plastiškoms medžiagoms. Kompozitų stiprumui vertinti naudojami keli kriterijai:

- didžiausių įtempių – esant būdingam vienos krypties tam tikro tipo apkrovimui;
- Tsai-Hill – pasireiškiant sudėtingam apkrovimui ir esant vienodoms medžiagos stiprumo charakteristikoms tiek tempiant, tiek gniuždant (nepriklauso nuo suirimo pobūdžio);
- Tsai-Wu – pasireiškiant sudėtingam apkrovimui ir esant nevienodoms medžiagos stiprumo charakteristikoms tiek tempiant, tiek gniuždant (nepriklauso nuo suirimo pobūdžio);
- Chang-Chang – pasireiškiant sudėtingam apkrovimui ir esant nevienodoms medžiagos stiprumo charakteristikoms tiek tempiant, tiek gniuždant (priklauso nuo suirimo pobūdžio).

Šiuo atveju prie pasirinkto medžiagos tipo taikomas Chang-Chang kriterijus (žr. 2.4.2 poskyrį). Chang-Chang kriterijaus verčių pasiskirstymas parodo ne tik pavojingas vietas, bet ir būdingą irimo tipą: pluošto arba matricos tempimą ar gniuždymą. Norint aiškiau pamatyti galimas irimo vietas ir įvertinti konstrukcijos elementų atsargą, 2.14 pav. a pateiktos lygybės buvo transformuotos į tokią išraišką:

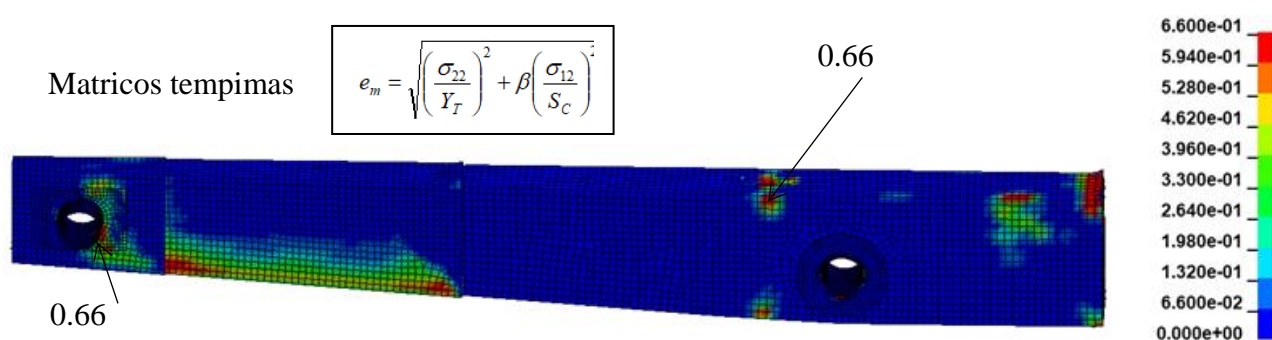
$$\begin{cases} f(\sigma_{11}, \sigma_{22}, \sigma_{12}) < 1, & \text{irimo nėra, stiprumas pakankamas} \\ f(\sigma_{11}, \sigma_{22}, \sigma_{12}) \geq 1, & \text{pasireiškia irimas, stiprumas nepakankamas} \end{cases} \quad (4.1)$$

Įtempiams σ_{11} , σ_{22} , σ_{12} pasiekus kritines vertes, tenkinančias sąlygą $f(\sigma_{11}, \sigma_{22}, \sigma_{12}) \geq 1$, įvyksta irimas. Čia įtempiams σ_{11} , σ_{22} , σ_{12} vertinami taikant medžiagos koordinačių sistemą pagal pluošto orientavimo kampą β (žr. 3.1 lentelę) kiekviename kompozito sluoksnyje. Žemiau pateiktuose rezultatuose vaizduojamas konstrukcijos elementų labiausiai apkrauto kompozito sluoksniu Chang-Chang kriterijaus ir poslinkių pasiskirstymas, kuris leidžia geriau suprasti pavojingiausias vietas. Kiekvienam iš nagrinėjamų elementų pateikiamas kritiškiausias apkrovimo tipas, kuriam atsarga yra mažiausia.

4.1.1. Gaubiančio audinio sluoksnių stiprumas

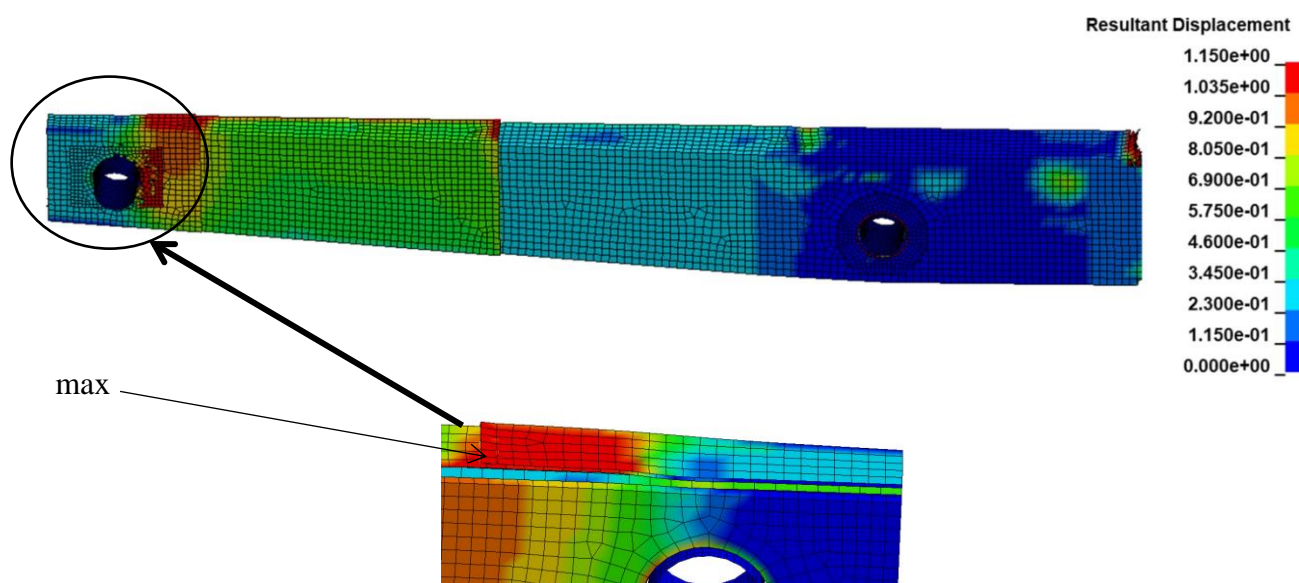
Chang-Chang kriterijaus pasiskirstymas esant didžiausiai leistinai konstrukcijos apkrovai išorinio GFRP audinio sluoksniuose 1, 17–19 (žr. 3.1 lentelę, 3.8 pav.) pateiktas 4.1 pav.

4.1 pav. gautame pasiskirstyme santykiniais vienetais išreiškiami pažeidimai, skaičiuojami pagal (4.1) lygybę. Matoma, jog gaubiančio audinio sluoksniams kritiškiausias kompozito matricos tempimas. Tai gali būti paaiškinama medžiagos mechaninėmis charakteristikomis (žr. 3.10 pav.): stiprumo riba tempiant statmenai pluoštui Y_T apie 13–17 kartų mažesnė už stiprumo ribas X_C – X_T pluošto kryptimi. Didžiausi pažeidimai siekia 0,66 (atsarga 1,52). Jie pasireiškia skersinio viršuje, apie 615 mm nuo kairiojo galo, taip pat ties plonuoju galu esančia tvirtinimo skylė. Remiantis [3] sudarytu sparno skaitiniu modeliu (žr. 1.4.1 poskyrį), buvo gauti didžiausi įtempiai viršutinėje skersinio pusėje, 615 mm nuo kairiojo galo, ir siekė 512 MPa. Kritinių zonų vietų panašumas rodo, jog sudarytas „LAK 17A“ sparno konstrukcijos modelis yra artimas tikrovei.



4.1 pav. Chang-Chang pažeidimų pasiskirstymas išoriniuose GFRP sluoksniuose 1, 16–18 ($n = +6,6$)

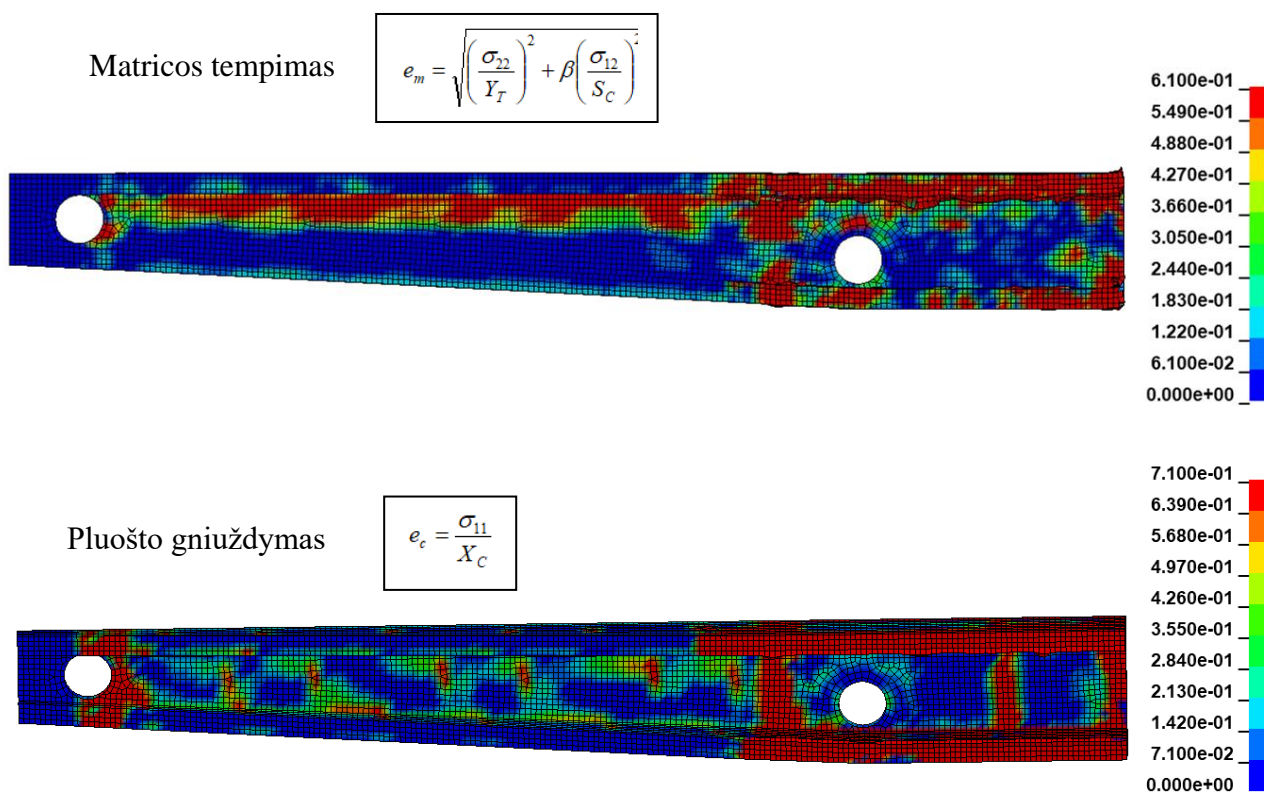
Tvirtinimo skylė ties plonuoju galu yra nemažiau pavojinga nei zona, nutolusi 615 mm nuo kairiojo galo, kurioje, remiantis įmonėje „UAB Sportinė aviacija“ atliktu tyrimu [3], buvo gauti didžiausi įtempiai. Dėl šios priežasties papildomi apgaubimo stiklo audiniu sluoksniai 17–19 ties plonuoju galu yra būtini užtikrinant konstrukcijos stiprumą šioje zonoje. Irimo, esant nurodytai apkrovai $n = +6,6$, nepastebėta. Galima pastebėti, kad išorinių sluoksnių stiprumas yra pakankamas, atsarga 1,52. Išorinių sluoksnių poslinkiai vaizduojami 4.2 pav.



4.2 pav. Poslinkiai išoriniuose GFRP sluoksniuose 1, 16–18 ($n = +6,6$)

Išorinių sluoksnių poslinkių pasiskirstymas (žr. 4.2 pav.) rodo, jog didžiausias poslinkis pasireiškia ne ties konstrukcijos apkrauta vieta – dešiniuoju galu, o ties plonuoju. Tai gali būti paaiškinama tuo, kad struktūra sudaryta iš keleto sluoksnių, kurie deformuojasi vienas kito atžvilgiu. Didžiausias poslinkis siekia iki 1,15 mm – apie 2 audinio sluoksnio storius. Spręsti apie konstrukcijos standumą iš gaubiančio audinio sluoksnių sudėtinga. Čia reikėtų nagrinėti laikančiųjų elementų – anglies pluošto strypelių – poslinkius. Dideli gaubiančio audinio sluoksnio poslinkiai gali rodyti pavojingą konstrukcijos vietą ir galimą atsiskuksniavimą. Apžiūrint modelį, atsiskuksniavimo pastebėta nebuvo. Detalesnė šio reiškinių analizė atlikta 4.2 skyriuje.

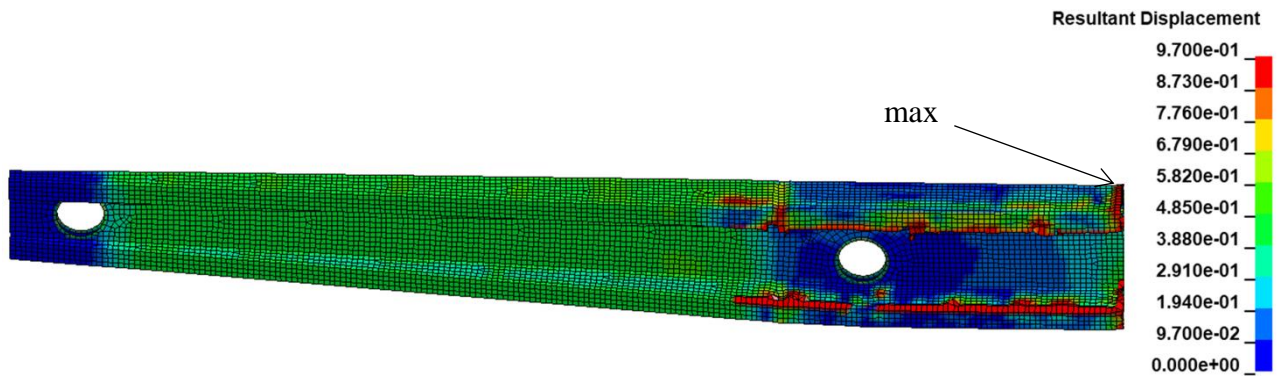
4.3–4.4 pav. pateikti vidinio gaubiančio GFRP sluoksnio (žr. 3.1 lentelę, 2) Chang-Chang kriterijaus pasiskirstymo ir poslinkių laukai. Kadangi vidinio gaubiančio audinio sluoksniai taip pat sudaryti iš GFRP kompozito ($YT \ll XT, XC$), tikėtina, jog kritiškiausias bus matricos tempimas. Nors matricos tempimo įtaka ženkli (žr. 4.3 pav. viršuje), tačiau dar kritiškesnis yra pluošto gniuždymas (žr. 4.3 pav. apačioje). Jis pasireiškia dėl to, kad šiuo sluoksniu apgaubti CFRP strypeliai yra lenkiami.



4.3 pav. Chang-Chang pažeidimų pasiskirstymas vidiniame GFRP apgaubime 2 ($n = +6,6$)

Vidiniame apgaubime kritiškiausia zona yra už tvirtinimo skylės, ties dešiniuoju galu. Šioje zonoje yra labiausiai apkrauti anglies pluošto strypeliai, kurie perduoda lenkimo apkrovas apgaubimui. Didelių parametro e_c verčių priežastis gali būti ir įtempių koncentracija dėl modelio netobulumo. Tikrovėje gaubiančio audinio sluoksnis nesudaro stačių kampų, visuomet yra tam tikras užapvalinimo spindulys, dėl to įtempiai stipriai neišauga. Modeliuoti gaubiančio audinio sluoksnį su užapvalinimo spinduliu sudėtinga, nes labai susmulkėtų baigtinių elementų tinklelis ir išaugtų skaičiavimo trukmė. Remiantis 4.3 pav. gautais rezultatais, irimo nepastebėta. Vidinio gaubiančio audinio sluoksnių atsarga $SF_{GFRP} = \min(1/e_m, 1/e_c) = 1,41$.

Didžiausias vidinio apgaubimo poslinkis (žr. 4.4 pav.) pasireiškia ties dešiniuoju galu. Lyginant 4.2 pav. ir 4.4 pav. pateiktus poslinkių laukus, jie gana panašūs. Tai vėl galima daryti išvadą, jog esant panašioms sluoksnių deformacijoms, atsisluoksniavimo tarp šių sluoksnių nebus.

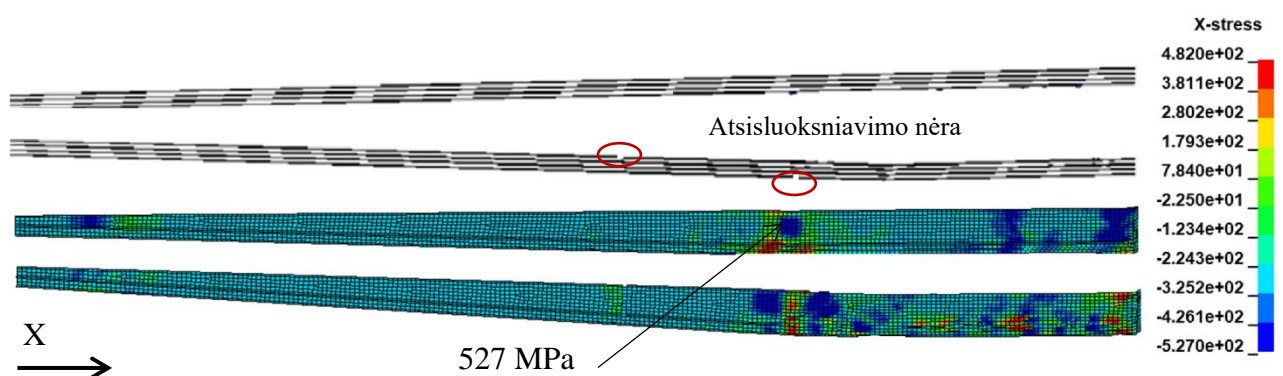


4.4 pav. Poslinkiai vidiniame GFRP apgaubime 2 ($n = +6,6$)

Išvada. Remiantis 4.1–4.4 pav. gautais rezultatais, gaubiančio audinio sluoksnių 1–2, 17–19 stiprumas pagal Chang-Chang kriterijų pakankamas (atsarga 1,41). Nepastebėta sluoksnio irimo procesų ar atsisluoksniavimo. Galima teigti, kad konstrukcijoje paviršinių sluoksnių nutrūkimas ar susiraukšlėjimas esant apkrovai $n = +6,6$ neįvyks.

4.1.2. GFRP strypelių sluoksnio stiprumas

Normalinių įtempių X ašies kryptimi pasiskirstymas anglies pluošto strypelių viršutiniame paviršiuje pateiktas 4.5 pav. Pasirinktas normalinių įtempių laukas leidžia objektyviau palyginti rezultatus su gautais įmonės „UAB Sportinė aviacija“ modelyje [3]. Didžiausi gniuždymo normaliniai įtempiai siekia 527 MPa, kai skaitiniame modelyje [3] – 512 MPa. Verčių panašumas rodo sukurto skaitinio modelio atitikimą tikrovei: tai, jog tinkamai įvertintas CFRP strypelių standumas. Didžiausi normaliniai įtempiai, kaip ir modelyje [3], pasireiškia viršutiniame strypelių sluoksnyje ties įtvirtinimu (žr. 4.5 pav.).



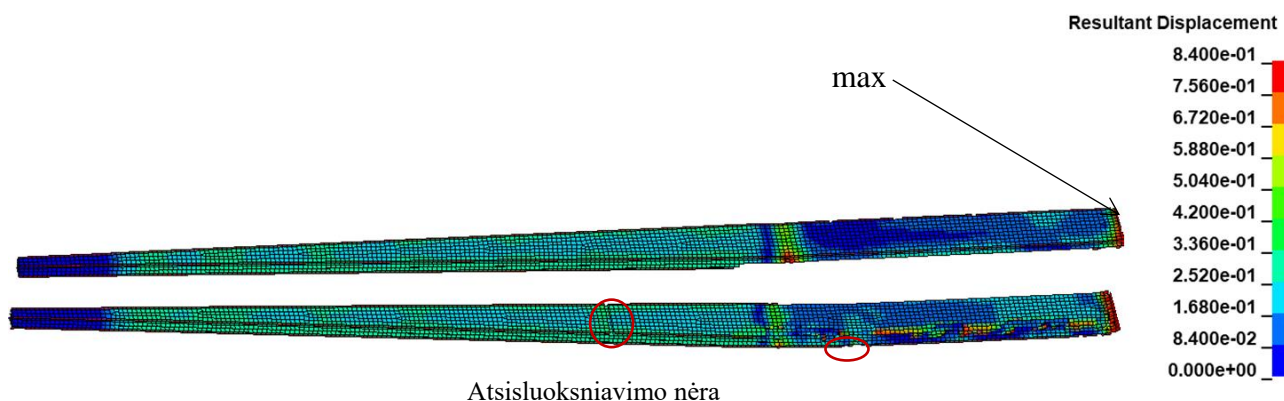
4.5 pav. Normalinių įtempių σ_x pasiskirstymas CFRP strypeliuose ($n = +6,6$)

Kadangi CFRP strypeliai yra apkrauti vienu būdingu apkrovimo tipu – lenkimu, stiprumui vertinti galima taikyti didžiausių įtempių kriterijų. Tada atsarga stiprumu gali būti nustatyta pagal:

$$SF_{CFRP} = \min \left(\frac{XT}{\sigma_{uxt}}, \frac{XC}{\sigma_{uxc}} \right) = \min \left(\frac{1080}{527}, \frac{841}{422} \right) = 2, \quad (4.2)$$

čia σ_{uxt} , σ_{uxc} – CFRP strypelių stiprumo riba atitinkamai tempiant (t) ir gniuždant (c).

CFRP strypelių atsarga yra didesnė nei gaubiančio GFRP audinio sluoksnių. Toks principas konstrukcijoje taikomas todėl, kad būtų užtikrinama, jog irimas prasidėtų išoriniuose sluoksniuose ir būtų pastebėtas, o atsakingiausi elementai suirtų vėliausiai. CFRP strypelių poslinkių laukas pavaizduotas 4.6 pav. Vaizde iš šono (žr. 4.5 pav.), tiek poslinkių lauke (žr. 4.6 pav.) atsisluoksniavusių, suklupusių ar lūžusių strypelių taip pat nepastebima.



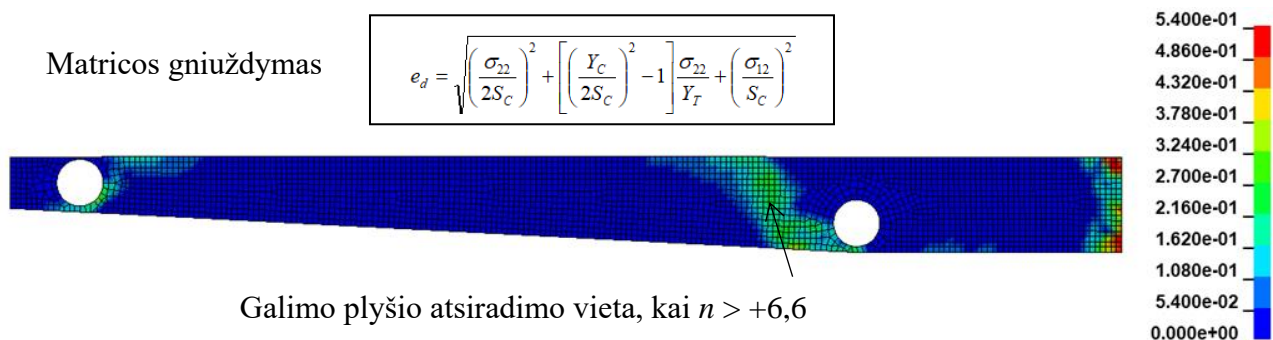
4.6 pav. CFRP strypelių poslinkių laukas ($n = +6,6$)

Didžiausias strypelių poslinkis siekia 0,84 mm. Lyginant su modelio ilgiu, tai sudaro 0,001 jo dalį. Dėl šios priežasties galima teigti, kad laikančiųjų elementų ir visos kompozitinės konstrukcijos standumas yra didelis.

Išvada. Remiantis 4.5–4.6 pav. rezultatais, galima patvirtinti, jog konstrukcijos svarbiausių laikančiųjų elementų – anglies pluošto strypelių – stiprumas esant apkrovai $n = +6,6$ pakankamas, atsarga siekia 2. Lūžusių, atsisluoksniavusių, suklupusių strypelių nėra. Pagal laikančiųjų elementų poslinkį 0,84 mm galima teigti, kad konstrukcija yra standi.

4.1.3. Vidinių sluoksnių stiprumas

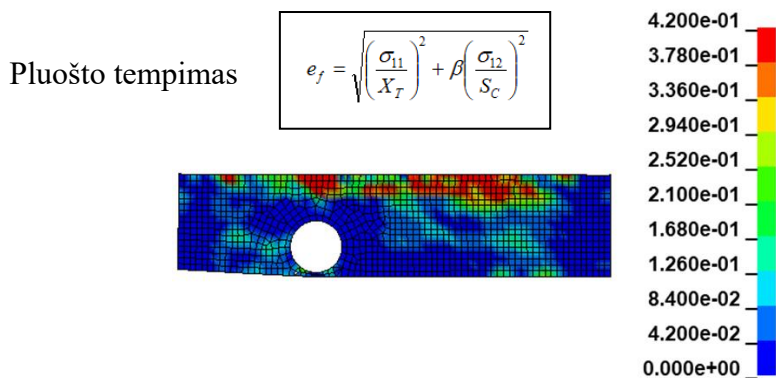
Paprastai išoriniai sluoksniai (šiuo atveju CFRP strypeliai) gali daugiau deformuotis nei vidiniai sluoksniai. Tai gali lemti plyšio atsiradimą vidiniuose sluoksniuose [14]. 4.7–4.8 pav. pateikiamuose rezultatuose vaizduojamas Chang-Change kriterijaus parametrų pasiskirstymas vidiniuose konstrukcijos sluoksniuose – vidiniuose įdėkluose nr. 2 ir nr. 1. Šie elementai yra svarbiausi užtikrinant konstrukcijos vientisumą ir laikant skersines jėgas. Skersinio viduje taip yra užpildas, tačiau jo paskirtis nėra atlaikyti skersines jėgas. Dėl šios priežasties užpildo įtempių pasiskirstymas neanalizuojamas.



4.7 pav. Chang-Change pažeidimų pasiskirstymas vidiniame įdėkle nr.2 ($n = +6,6$)

Vidiniame įdėkle nr. 2 pasireiškia matricos gniuždymas dėl skersinių jėgų poveikio. Plyšio atsiradimo vidiniame įdėkle nepastebėta, tačiau ties storuoju galu esančia tvirtinimo skyde galima išvelgti būsimą jo padėtį apkrovai viršijus didžiausią leistiną. Čia pažeidimai siekia 0,35 esant apkrovai $n = +6,6$ ir įtakos konstrukcijos stiprumui neturi. Vidinio įdėklo stiprumas esant apkrovai $n = +6,6$ pakankamas, atsarga artima 2.

Vidiniame įdėkle nr. 1 (žr. 4.8 pav.) pasireiškia pluošto tempimas dėl lenkiamų CFRP strypelių. Šiuo atveju didžiausi pažeidimai yra ties kraštu, sąveikaujant su CFRP strypeliais.



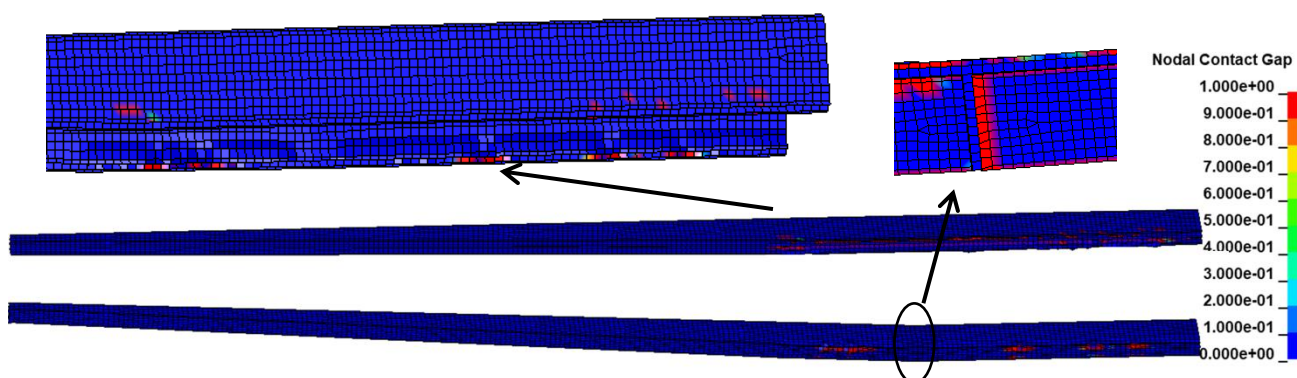
4.8 pav. Chang-Chang pažeidimų pasiskirstymas vidiniame įdėkle nr.1 ($n = +6,6$)

Vidiniame įdėkle nr. 1 aiškios plyšio atsiradimo vietos išvelgti negalima, įdėklo atsarga didesnė nei 2. Tiek 4.7, tiek 4.8 pav. irimo aplink tvirtinimo skydes nepastebėta.

Išvada. Remiantis 4.7–4.8 pav. vaizdais, galima patvirtinti, jog konstrukcijos suirimas dėl vidinių sluoksnių plyšio neįvyks esant didžiausiai leistinai apkrovai $n = +6,6$. Nepaisant to, galima išvelgti būsimą plyšio vietą vidiniame įdėkle nr. 2. Apkrovai viršijus didžiausią leistiną, labai tikėtina, jog šioje vietoje formuosis plyšys ir vidinis įdėklas nr. 2 įtrūks.

4.1.4. Klijų stiprumas ir atsisluoksniavimas

Nors nagrinėjamos kompozitinės konstrukcijos elementų stiprumas pakankamas esant nurodytai apkrovai, tačiau gali įvykti klijuotų jungčių suirimas. Kritiškiausias yra klijuotų CFRP strypelių atsisluoksniavimas. Norint įvertinti klijuotas jungtis, programoje *LS-Dyna* buvo papildomai sukurtas kontakto rezultatų failas *Intfor*. Čia pasirinkus *Contact Gap* galima spręsti apie klijuotos jungties taikant kontakto tipą *AUTOMATIC_ONE_WAY_SURFACE_TO_SURFACE_TIEBREAK* suirimą: jis įvyksta vertei pasiekus 1. 4.9 pav. pateikti CFRP strypelių atsisluoksniavimo rezultatai.



4.9 pav. CFRP strypelių klijų atsisluoksniavimas ($n = +6,6$)

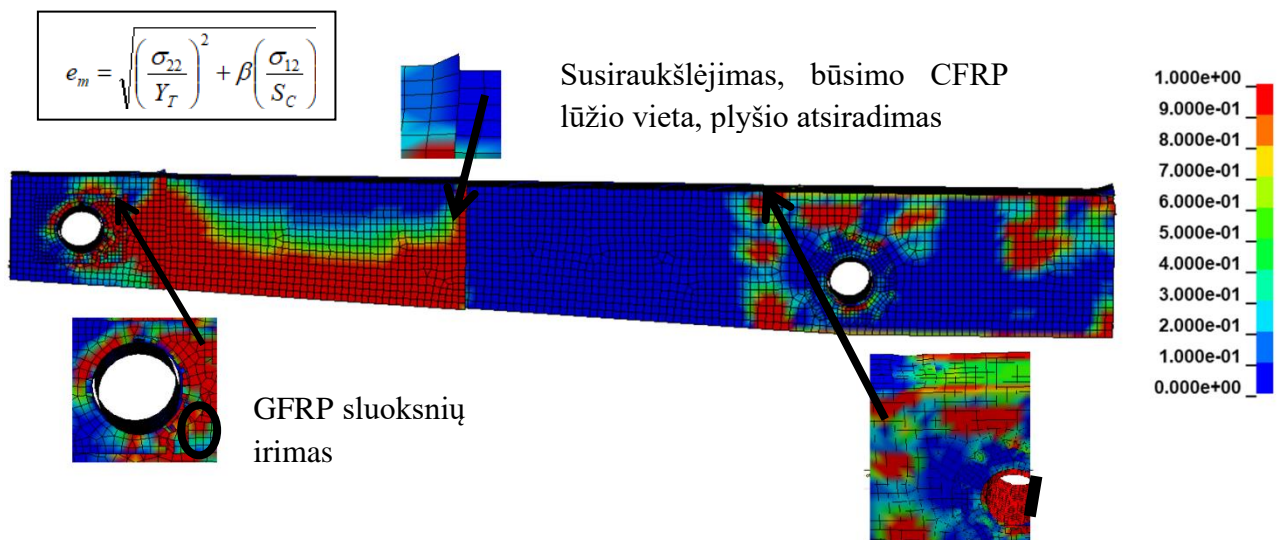
Pagal pateiktą atsisluoksniavimo vaizdą galima pastebėti, jog esant didžiausiai leistinai apkrovai, ženklus klijų sluoksnio irimo nėra. Nepaisant to, matomi vietiniai atsisluoksniavimo procesai tam tikruose taškuose. Tai būtų galima paaiškinti ne klijų sluoksnio irimu, o įtempių koncentracija dėl modelio supaprastinimo. Kadangi tai yra pavieniai taškai, jie didelės įtakos stiprumui neturi.

Išvada. Remiantis 4.9 pav. gautais rezultatais, klijų sluoksnio irimo tarp CFRP strypelių nepastebėta. Galima patvirtinti, jog sparno „LAK 17A“ konstrukcija nesuirs dėl CFRP strypelių atsisluoksniavimo esant apkrovai $n = +6,6$.

4.2. Skaičiavimo rezultatai viršijus ribinę apkrovą

Esminė problema, su kuria susiduriama skaičiuojant konstrukciją didžiausiai leistinai apkrovai $n = +6,6$, yra ta, jog iš 4.1–4.9 pav. pateiktų rezultatų sudėtinga numatyti konstrukcijos elgseną apkrovai viršijus ribinę. Dėl šios priežasties atliekama konstrukcijos analizė apkrovą didinant toliau. Ji leistų geriau identifikuoti pavojingą vietą. Didinant apkrovą virš leistinosios iki suirimo įtempiai gali sparčiai padidėti dėl vykstančių tarp sluoksnio pažeidimų bei plyšių atsiradimo (įtempių koncentracija).

Pirmieji irimo procesai konstrukcijoje pasirodo leistiną apkrovą viršijus apie 1,47 karto, t.y. $n = +9,7$. Tai gali būti palyginama su nustatytu gaubiančio audinio sluoksnių stiprumo atsargos koeficientais 1,41–1,52. Atsiradę pažeidimai $f(\sigma_{11}, \sigma_{22}, \sigma_{12}) \geq 1$ pavaizduoti 4.10 pav. Ties plonu juo konstrukcijos galu atsiranda intensyvus irimas aplink tvirtinimo skylę. Pasireiškia papildomo gaubiančio audinio sluoksnio atsisluoksniavimas. Ties dešiniuoju galu esančia tvirtinimo skylė sparčiai didėja įtempiai, gaubiančio audinio sluoksniai ima raukšlėtis. Kaip ir buvo išskirta 3.1 skyriuje (pavojinga zona 2), čia, remiantis sukurtu modeliu, tikėtinas konstrukcijos lūžimas. Suirimą paskatina įtempių koncentracija dėl skylės, skerspjūvio pasikeitimo (jis ima siaurėti) ir veikiančio praktiškai didžiausio pagal pasiskirstymą lenkimo momento (žr. 3.1–3.3 pav.) .

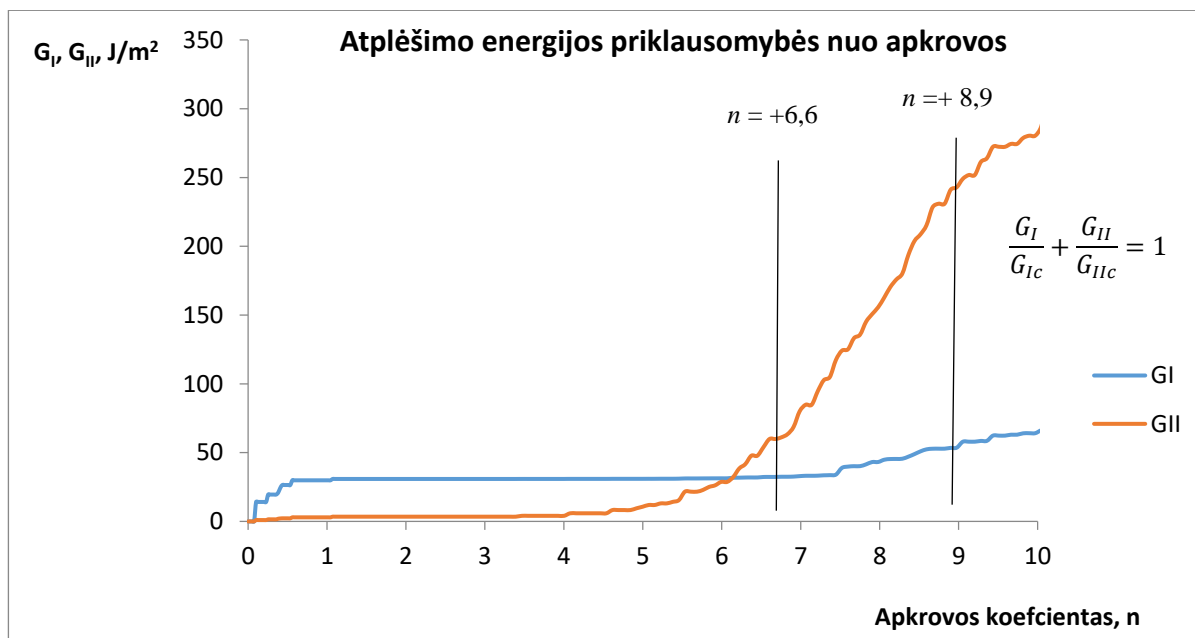


4.10 pav. Pirmieji konstrukcijos irimo procesai esant apkrovai $n = +9,7$

Toliau didėjant apkrovai lūžtų viršutinis anglies pluošto strypelių sluoksnis, atsirastų plyšys iki tvirtinimo skylės. 4.10 pav. gauti vaizdai rodo, jog abi tvirtinimo skylės yra pavojingos konstrukcijos vietos, tačiau ties plonu juo konstrukcijos stiprumą padidina papildomi audinio

sluoksniai, todėl suirimas įvyktų dėl lūžio ties tvirtinimo skyje, esančia ties storuoju konstrukcijos galu.

Spręsti apie tarp sluoksnių irimo procesus programoje *LS-Dyna* galima pasirinkus rezultatų failą *atdout**. Taip išvedamos atplėšimo energijų priklausomybės nuo laiko. Kad rezultatai būtų aiškesni, jie apdoroti programa *MS Excel*, nubraižant šias priklausomybes nuo apkrovos (žr. 4.11 pav.).



4.11 pav. Atplėšimo energijų priklausomybė nuo apkrovos

Remiantis 4.11 pav. gautu grafiku, galima pastebėti, jog esant didžiausiai leistinai apkrovai $n = +6,6$, atplėšimo energijos neviršija leistinų verčių: $G_I = 32,3 < 134 \text{ J/m}^2$, $G_{II} = 59,9 < 400 \text{ J/m}^2$, $G_I/G_{Ic} + G_{II}/G_{IIc} = 0,39 < 1$ (atsarga $1/0,39 = 2,56$). Tai dar patvirtina, jog atsisluoksniavimas neįvyks. Atplėšimo II modos energija pradžioje didėja nedaug, ženkliu ima didėti apkrovai pasiekus didžiausią leistiną ir ją viršijus. Atplėšimo I modos energija padidėja pradiniam etape dėl to, jog pasinaikina kontaktų pradiniai tarpeliai ir kiti elementų netikslumai. Vėliau energija tampa pastovia ir siekia apie 31 J/m^2 . Viršijus leistiną apkrovą, I modos atplėšimo energija ima didėti – atsiranda pradiniai plyšiai, klijuoti elementai atplėšiami. Kadangi konstrukcija apkrauta lenkimu, jai būdingesnė II atplėšimo moda.

Kai apkrovimo koeficientas $n = +8,9$, atplėšimo energijų vertės viršija kritines, prasideda atsisluoksniavimo procesas. Jis pasireiškia išoriniuose gaubiančio audinio sluoksniuose 1, 16–18 (žr. 4.2 pav. pateiktą poslinkių pasiskirstymą). Pagal tai gali būti nustatytas tikrasis atsargos koeficientas atplėšimui:

$$SF_G = \frac{8,9}{6,6} = 1,35. \quad (4.3)$$

Tada visos konstrukcijos atsargos koeficientas iki irimo proceso pradžios:

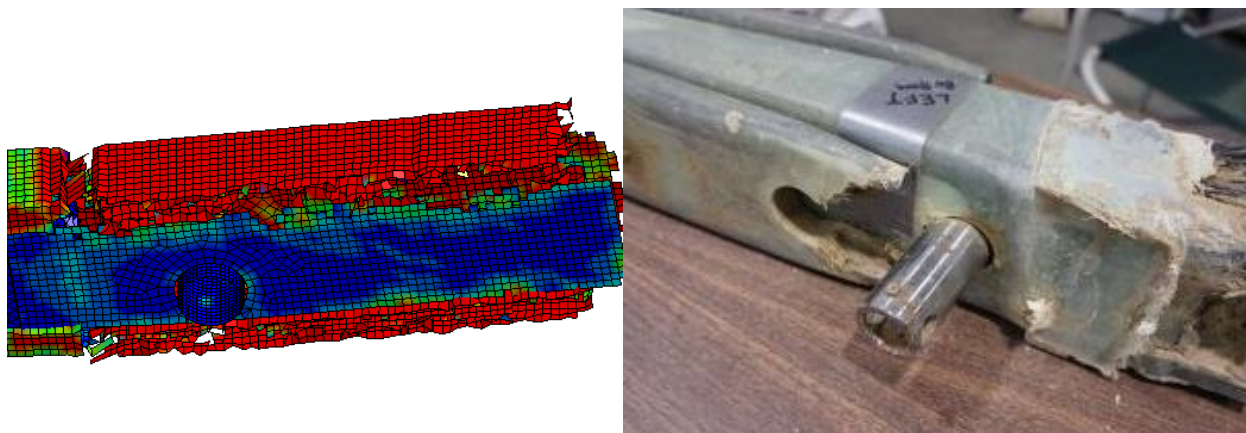
$$SF = \min(SF_{GFRP}, SF_{CFRP}, SF_{idèklo}, SF_G) = \min(1,41; 2; 2; 1,35) = 1,35. \quad (4.4)$$

Nustatyta vertė rodo, jog silpniausia konstrukcijos vieta – klijuotos jungtys. Apkrovai viršijus leistiną 1,35 karto, pasireiškė pirmieji klijų irimo procesai gaubiančio audinio sluoksniuose.

4.3. Sukurto modelio patikimumas

Vienareikšmiškų metodų, leidžiančių patikrinti sukurtą konstrukcijos modelį, nėra. Visos konstrukcijos suirimo eksperimentas dėl didelių laiko sąnaudų ir reikalingų išlaidų gaminant sudėtingą konstrukciją, kuri vėliau sulaužoma, tyrimo metu nebuvo atliktas. Nepaisant to, patikimumą galima įvertinti ir remiantis kitais faktais:

- gauta CFRP strypelių didžiausių normalinių įtempių vertė 527 MPa ir padėtis išoriniame sluoksnyje artima „UAB Sportinė aviacija“ [3] sukurto skaitinio modelio įtempių vertei 512 MPa;
- stiprumas esant $n = +6,6$ apkrovai pakankamas. Nors modelis yra konservatyvesnis ir rodo atsargą 1,35 esant šio dydžio apkrovai, tačiau tai dar artima „UAB Sportinė aviacija“ [3] pateikiamam konstrukcijos atsargos koeficientui 1,5. Pagrindinė skirtumo priežastis – geometriniai supaprastinimai bei medžiagos savybių sklaida (jos įtaka mažesnė, savybės dalinai patikrintos eksperimentiškai);
- Lyginant tiriamos sklandytuvo sparno „LAK 17A“ konstrukcijos suirimo pobūdį su panašia sklandytuvo kompozitine konstrukcija [45], gauti artimi rezultatai (žr. 4.12 pav.)



4.12 pav. Sklandytuvo sparno kompozitinės konstrukcijos suirimas: a – sumodeliuotas sparno „LAK 17A“, b – realios panašios konstrukcijos [45]

Suirimas abiem atvejais įvyksta ties tvirtinimo skyde, lūžus išoriniams sluoksniams. 4.12 pav. taip matoma, kad vidiniai sluoksniai yra mažiau pažeisti.

Minėti faktai leidžia teigti, kad sukurtas konstrukcijos skaitinis modelis yra gana artimas realiai konstrukcijai. Tokio tipo modeliai gali būti taikomi panašių konstrukcijų tyrimams, saugumo įvertinimui ir konstrukcijų patikrai.

4.4. Kompozitinės sparno „LAK 17A“ konstrukcijos įvertinimas

Pagal 4.1–4.9 pav. gautus Chang-Chang kriterijaus rezultatus ir modelio vaizdą galima patvirtinti, kad esant apkrovai $n = +6,6$, kompozitinė konstrukcija nesuirs nei vienu iš 2.1 lentelėje pateiktų būdų [14]: išorinių sluoksnių nutrūkimu ar susiraukšlėjimu, anglies strypelių lūžimu, vidinių sluoksnių plyšio atsiradimu, atsiskuoksnivimu. Chang-Chang kriterijaus vertė > 1 nebuvo pasiekta.

Nepaisant to, gautas atsargos koeficientas esant apkrovai $n = +6,6$ iki pradinių pažeidimų atsiradimo yra 1,35, nors CFRP strypeliai gali atlaikyti iki 2 kartų didesnes už leistiną apkrovas. Paprastai sklandytuvo konstrukcinių elementų statinio stiprumo atsargos koeficientas turėtų būti 1,5 (išskirtiniais atvejais 1,4) [46]. Dėl to, remiantis sukurtu modeliu, didžiausia leistina apkrova turėtų būti apie $n = 6 \div 6,4$.

Plačiau sparno „LAK 17A“ konstrukcijos modeliavimo galimybės taikant CAD programinę įrangą *SolidWorks* ir rezultatų palyginimas su šiuo modeliu aprašyti publikacijoje „Numerical Modelling of High Reliability Fiber Reinforced Polymer Composite Constructions“, T. Vaitkūnas, P. Griškevičius, pateiktoje konferencijai „Industrial Engineering 2020“ (žr. **6 priedą**).

Išvados

Tyrimo metu atlikta sklandytuvo sparno „LAK 17A“ kompozitinės konstrukcijos analizė. Iš pradžių apžvelgtos panašaus tipo kompozitinės konstrukcijos, šių konstrukcijų tyrimo būdai. Vėliau nagrinėjant galimą suirimą, pagaminti konstrukcijos fragmentą atitinkantys bandiniai. Sukurtas šių bandinių skaitinis modelis, validuotas atliktu eksperimentu. Remiantis sukurtu modeliu, sukurtas visos konstrukcijos skaitinis modelis. Atliktus skaičiavimus, išanalizuoti jų rezultatai ir įvertinta konstrukcija. Tyrimo metu nustatyti žemiau išvardinti faktai.

1. Sparno „LAK 17A“ kompozitinę konstrukciją – skersinį, sudaro dvi suklijuotos sekcijos, apgaubtos stiklo pluošto audiniu. Kiekvieną sekciją sudaro: 11×4 anglies pluošto strypeliai *MCRS 0.125 3×3 mm* (labiausiai lenkimo veikiamas sluoksniu), putplasčio *H60* šerdis ir stiklo pluošto 92110 audinys. Panašaus tipo konstrukcijos taikomos kompozitinėse sijose [7–8], tiltuose [6]. Daugiausia atlikta eksperimentinių kompozitinės konstrukcijos tyrimų [9–13], tuo tarpu detalių skaitinių modelių, įvertinančių tarp sluoksnių irimą [10], sukurta mažai. Kompozitinių konstrukcijų skaitiniuose modeliuose, remiantis tyrimais [3, 9–11], rekomenduojama taikyti naudojamus kevalo (*SHELL*) ir 2D baigtinius elementus aprašant konstrukcijos kompozito sluoksnius, tūrinius (*SOLID*) elementus – užpildą ir kūnus, kurių visi matmenys vienos eilės.
2. Galimi klijuotos kompozitinės sijos suirimo būdai: paviršinių sluoksnių nutrūkimas, susiraukšlėjimas, šerdies trūkimas, atsisluoksniavimas [14]. Norint įvertinti atsisluoksniavimą, atliktas suklijuotų CFRP 3×3 mm strypelių *Graphlite SM315* I modos atplėšimo eksperimentas pagal ASTM D 5528 standartą. Nustatyta atplėšimo energija $G_{IC} = 134 \pm 4 \text{ J/m}^2$ ($p = 95 \%$). Remiantis eksperimentų duomenimis [19] ir tiesiniu dėsnium tarp I ir II atplėšimo modų, priimta II modos atplėšimo energija $G_{IIC} = 400 \text{ J/m}^2$. Pagal priimtas vertes naudojant medžiagos tipą *ENHANCED_COMPOSITE_DAMAGE* ir kontaktą *AUTOMATIC_ONE_WAY_SURFACE_TO_SURFACE_TIEBREAK* programoje *LS-Dyna* sukurtas ir validuotas eksperimento skaitinis modelis. Skirtumai tarp sumodeliuotos atplėšimo jėgos ir eksperimentinės siekia apie 6 %.
3. Įvertinus sparno „LAK 17A“ konstrukcijos pavojingas vietas, priimta skaičiuojamoji schema: 715 mm skersinio atkarpa ties tvirtinimo skylėmis, taikant simetriją vertikaloje plokštumoje. Sukurtas skaitinis modelis remiantis anksčiau validuotu modeliu. Kompozitai modeliuoti naudojant *SHELL* tipo elementus su medžiaga *ENHANCED_COMPOSITE_DAMAGE*, užpildas – *SOLID* tipo elementus su medžiaga *LOW_DENSITY_FOAM*. Irimui vertinti taikytas kontakto tipas *AUTOMATIC_ONE_WAY_SURFACE_TO_SURFACE_TIEBREAK*, likusiems paviršiams *AUTOMATIC_NODES_TO_SURFACE*, *AUTOMATIC_SURFACE_TO_SURFACE*, *TIED_SHELL_EDGE_TO_SURFACE*.
4. Remiantis gautais skaičiavimo rezultatais pagal Chang-Chang irimo kriterijų ir atsisluoksniavimo energijų kritines vertes G_{IC} , G_{IIC} , nustatytas konstrukcijos atsargos koeficientas esant apkrovos faktoriui $n = +6,6$ $SF = 1,35$. Gauta didžiausių lenkimo normalinių įtempių vertė 527 MPa artima gautai [3] 512 MPa ($n = +6,6$). Taip pat sumodeliuotas konstrukcijos suirimo pobūdis atitinka realios [45] konstrukcijos suirimą. Šie faktai rodo sukurtą skaitinio modelio patikimumą ir galimybę taikyti tiriant ir vertinant panašaus tipo kompozitines konstrukcijas.

Literatūra

1. Potential of CARBON FIBER for being the Future Material in the Domain of Technical Application [interaktyvus]. 2016 [žiūrėta 2020 02 19]. Prieiga per: <https://textilestudycenter.com/potential-of-carbon-fiber/>
2. KIRUBAKARAN, R; LOKESHARUN, D; RAJKUMAR, S; ANAND R. Aircraft Wing Weight Optimization by Composite Material Structure Design Configuration. IOSR Journal of Mechanical and Civil Engineering (IOSR-JMCE) [interaktyvus]. 2017, 14(6), 2-oji laida, 71-80 [žiūrėta 2020 02 19]. ISSN: 2320-334X. Prieiga per: <http://www.iosrjournals.org/iosr-jmce/papers/vol14-issue6/Version-2/J1406027180.pdf>
3. JUOČAS, K; ARMONAITIS J. “LAK 17A” Wing Fatigue Testing Program, Prienai, „UAB sportinė aviacija“, 2008.
4. ASHBY, M. F. Materials Selection in Mechanical Design [interaktyvus]. 4-oji laida. Oxford, UK: Butterworth-Heinemann, 2010 [žiūrėta 2020 02 21]. ISBN: 9780080952239. Prieiga per: <https://www.elsevier.com/books/materials-selection-in-mechanical-design/ashby/978-0-08-095223-9>
5. TORODE, H. Efficient Light Aircraft Design – Options from Gliding [interaktyvus]. 2010 [žiūrėta 2019 02 20]. Prieiga per: <https://www.aerosociety.com/media/6071/4-howard-torode.pdf>
6. LIU, Y; ZWINGMANN, B; SCHLAICH, M. Carbon Fiber Reinforced Polymer for Cable Structures—A Review. Polymers [interaktyvus]. 2015, 7(10), 2078-2099 [žiūrėta 2020 02 25]. ISSN 2073-4360. Prieiga per: <https://www.mdpi.com/2073-4360/7/10/1501/htm>
7. LANDESMANNA, A; SERUTIA, C. A; BATISTAA, E. de M. Mechanical Properties of Glass Fiber Reinforced Polymers Members for Structural Applications. Materials Research [interaktyvus]. 2015, vol.18 no.6, 1372-1383 [žiūrėta 2020 02 25]. ISSN 1980-5373. Prieiga per: http://www.scielo.br/scielo.php?script=sci_arttext&pid=S1516-14392015000601372
8. DRAGON PLATE: Carbon Fiber I-Beam Specifications [interaktyvus]. 2019 [žiūrėta 2020 02 15]. Prieiga per: <https://dragonplate.com/carbon-fiber-i-beams>
9. ORKISZ, M; ŚWIĘCH, L; ZACHARZEWSKI J. Fatigue Tests of Motor Glider Wing's Composite Spar. Eksploatacja i Niezawodność – Maintenance and Reliability [interaktyvus]. 2012, 14(3), 228-232 [žiūrėta 2020 02 25]. ISSN 1507-2711. Prieiga per: https://www.researchgate.net/publication/281339601_Fatigue_tests_of_motor_glider_wing's_composite_spar
10. KENSCHKE, C. Proposal For a Certification Procedure of Extended Sailplane Lifetime. Technical Soaring [interaktyvus]. 2002, 26(4), 94-105 [žiūrėta 2020 02 25]. ISSN 0744-8996. Prieiga per: <http://journals.sfu.ca/ts/index.php/ts/article/viewFile/260/243>
11. CEJPEK, J. & JURACKA, J. Modifications of a Simple I-beam And Its Effects on the Stress State. Aviation [interaktyvus]. 2016, 20(4), 168-172 [žiūrėta 2020 02 25]. ISSN 1648-7788. Prieiga per: <https://journals.vgtu.lt/index.php/Aviation/article/view/854>
12. KENSCHKE, C. Lifetime of GFRP in a Shear Web And in the Girder of a Sailplane Wing Spar. Technical soaring [interaktyvus]. 2002, 26(2), 51-55 [žiūrėta 2020 02 25]. ISSN 0744-8996. Prieiga per: <http://journals.sfu.ca/ts/index.php/ts/article/view/275/258>
13. PERURU, S. P; ABBISSETTI, S. B. Design and Finite Element Analysis of Aircraft Wing Using Ribs and Spars. International Research Journal of Engineering and Technology (IRJET) [interaktyvus]. 2017, 4.i. 06: 2133-2139. [žiūrėta 2020 02 26]. ISSN 2395 -0056. Prieiga per: <https://www.irjet.net/archives/V4/i6/IRJET-V4I6417.pdf>

14. Design and Properties of Sandwich Core Structures [interaktyvus]. 2014 [žiūrėta 2020 02 28]. Prieiga per: <http://www.mse.mtu.edu/~drjohn/my4150/sandwich/sp1.html#Table%201>
15. MANSOURINIK, M & TAHERI-BEHROOZ, F. The Effect of Interface Debonding on Flexural Behaviour of Composite Sandwich Beams. Journal of Sandwich Structures & Materials [interaktyvus]. 2018, 0(0), 1-25. [žiūrėta 2020 02 26]. ISSN 1530-7972. Prieiga per: <https://www.researchgate.net/publication/325670912> The effect of interface debonding on flexural behaviour of composite sandwich beams
16. KHAPARE S. A; GAIKWAD M. U. Validation of Double Lap Adhesive Joint for Al-Al Plates. International Journal of Science, Engineering and Technology Research (IJSETR) [interaktyvus]. 2016, 5(6), 2218-2223 [žiūrėta 2020 02 26]. ISSN 2278-7798 Prieiga per: <http://ijsetr.org/wp-content/uploads/2016/06/IJSETR-VOL-5-ISSUE-6-2218-2223.pdf>
17. RODRÍGUEZ, R. Q; PORTILHO DE PAIVA, W; SOLLERO, P; RODRIGUES M. R. P., LIMA DE ALBUQUERQUE, E. Failure Criteria for Adhesively Bonded Joints. International Journal of Adhesion and Adhesives [interaktyvus]. 2012, 37, 26-36 [žiūrėta 2020 02 28]. ISSN 0143-7496. Prieiga per: <https://doi.org/10.1016/j.ijadhadh.2012.01.009>
18. GUDELIAUSKAS, R; LENDRAITIS, M; MANIKANTA, N. Strength and Durability of Carbon Fiber Bars Adhesive Bonding. Mechanika [interaktyvus]. 2018, 24(3), 36-40 [žiūrėta 2020 02 28]. ISSN 2029-6983. Prieiga per: <https://www.researchgate.net/project/Strength-and-durability-of-carbon-fiber-bars-adhesive-bonding>
19. KRUGGER, R. The Virtual Crack Closure Technique for Modelling Interlaminar Failure and Delamination in Advanced Composite Materials, In: Woodhead Publishing Series in Composites Science and Engineering, Numerical Modelling of Failure in Advanced Composite Materials [interaktyvus]. Woodhead Publishing, 2015, p. 3-53 [žiūrėta 2020-03-06]. ISBN 9780081003329. Prieiga per: <https://doi.org/10.1016/B978-0-08-100332-9.00001-3>
20. CAMPUS, A; GATE, B; VALLEY PARK B; MIDLANDS, S & W. Introduction to Composites Modelling in LS-DYNA [interaktyvus]. 2019 [žiūrėta 2020 02 28]. Prieiga per: https://www.oasys-software.com/dyna/wp-content/uploads/2019/03/6_Composites_Modelling_LS-DYNA_Galal-Mohamed-IN.pdf
21. Standard ASTM D907 [interaktyvus]. [žiūrėta 2020 03 19]. Prieiga per: https://www.techstreet.com/standards/astm-d907-15?product_id=1904156
22. Standard ASTM D2093 [interaktyvus]. [žiūrėta 2020 03 20]. Prieiga per: <http://file.yizimg.com/175706/2012010818323103.pdf>
23. Standard ASTM D5528 [interaktyvus]. [žiūrėta 2020 03 21]. Prieiga per: <http://www.sophiahightech.com/astm-d-5528-testing-fixture/?pdf=257>
24. Standard ASTM D7905 [interaktyvus]. [žiūrėta 2020 03 21]. Prieiga per: https://encryptedtbn0.gstatic.com/images?q=tbn%3AANd9GcSw_oExFbqfsb4Epza8fHYypaK1oiGPjH2OcL8MY4JnC2sScl0m
25. Standard ISO 291 [interaktyvus]. [žiūrėta 2020 03 23]. Prieiga per: <https://www.sis.se/api/document/preview/906853/>
26. PRODUCT DATA SHEET: Biresin CR83 Product Data Sheet Composite resin system [interaktyvus]. [žiūrėta 2020 03 23]. Prieiga per: https://advanced-resins.sika.com/content/sikaaxson/main/en/solutions_products/product-groups/composite-resin-systems/composite-resin-systems-for-vacuum-infusion/biresin-cr83.html
27. ElectroPuls E10000 Linear-Torsion All-Electric Dynamic Test Instrument [interaktyvus]. [žiūrėta 2020 03 24]. Prieiga per: <https://www.instron.us/-/media/literature-library/products/2014/07/electropuls-e10000-linear-torsion.pdf?la=en-US>

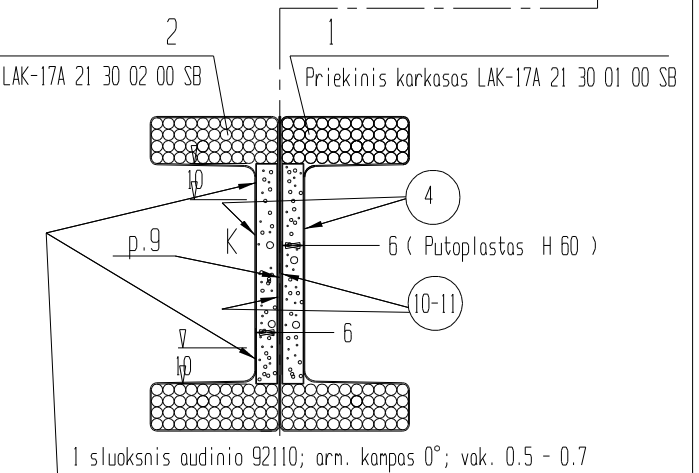
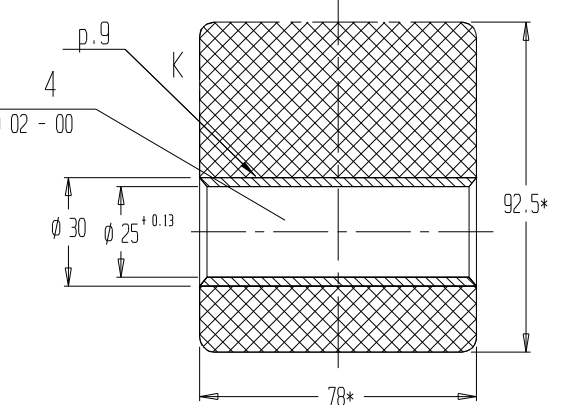
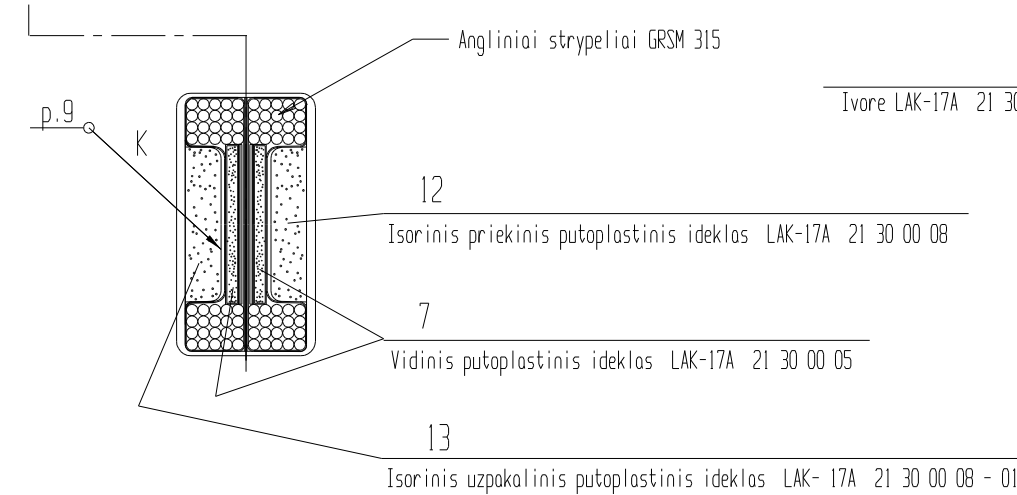
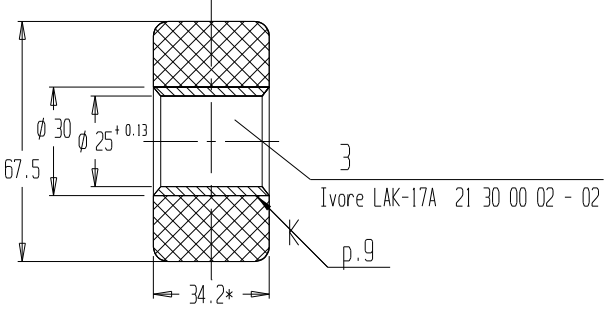
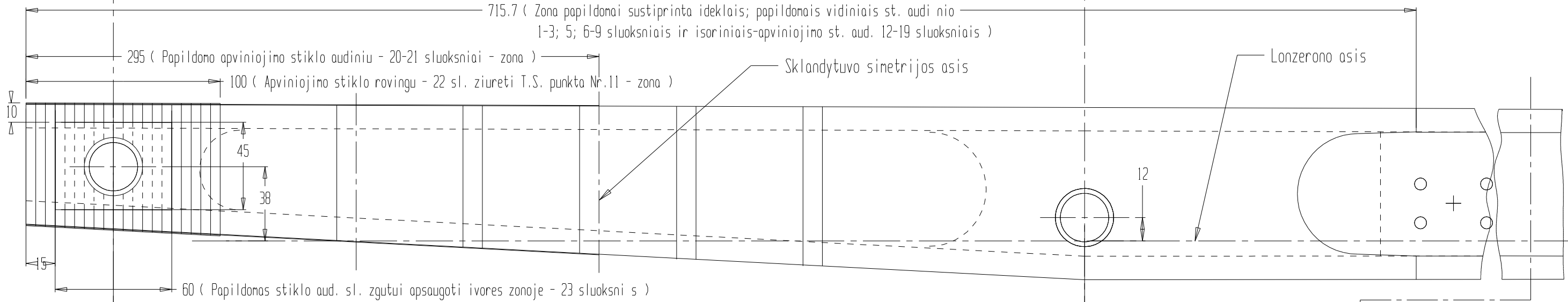
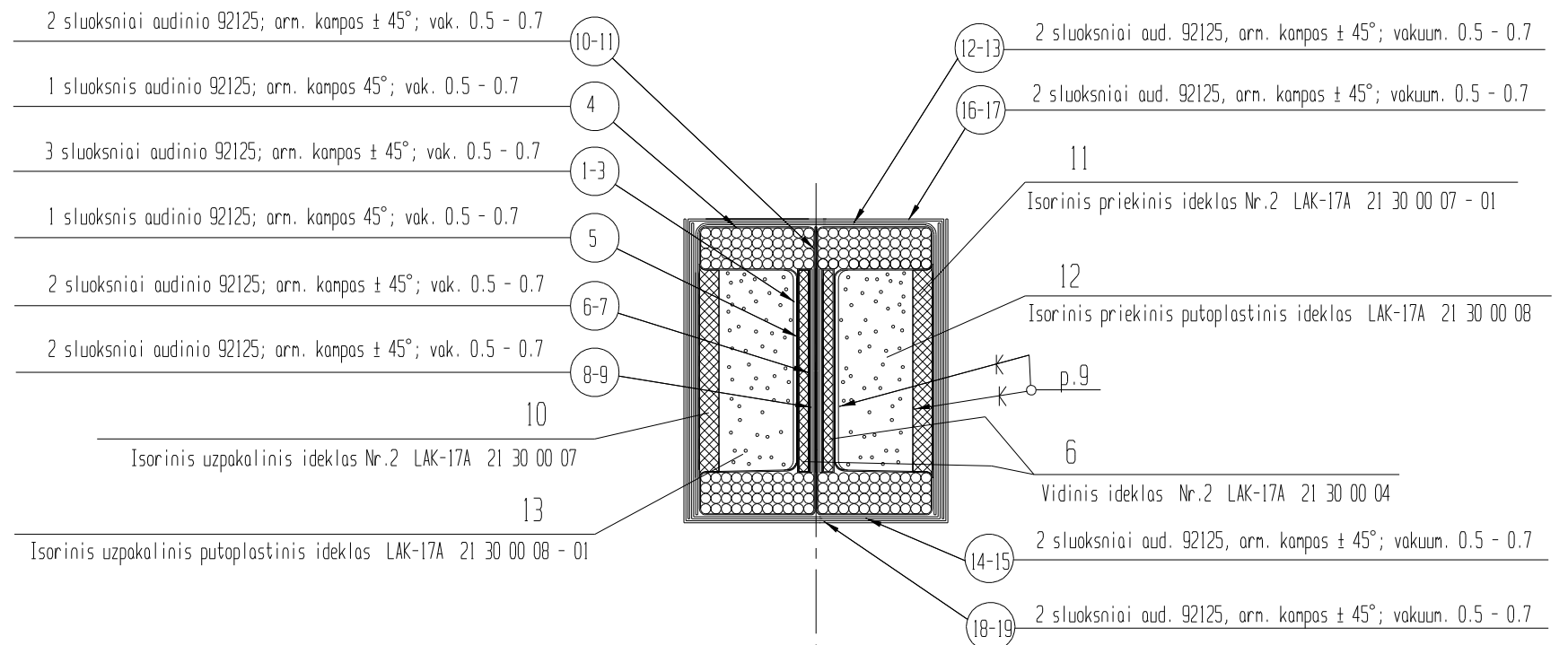
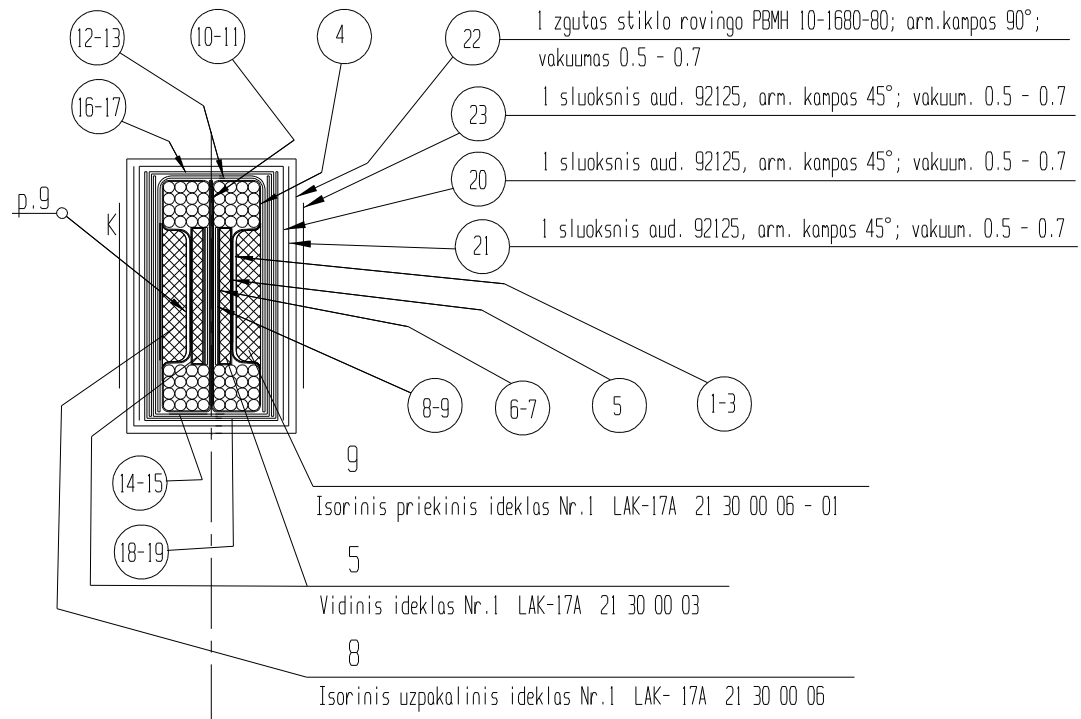
28. LS-DYNA Support: Elements [interaktyvus]. [žiūrėta 2020 03 24]. Prieiga per:
<https://www.dynasupport.com/tutorial/ls-dyna-users-guide/elements>
29. RODRIGUEZ, G. Finite Element Modelling of Delamination Damage in Carbon Fiber Laminates Subject to Low-Velocity Impact And Comparison with Experimental Impact Tests Using Nondestructive Vibrothermography Evaluation: A thesis. [interaktyvus]. [žiūrėta 2020 03 24]. Prieiga per:
<https://digitalcommons.calpoly.edu/cgi/viewcontent.cgi?referer=https://www.google.lt/&httpsredir=1&article=2767&context=theses>
30. Physical-and-Mechanical-Properties-of-the-Carbon-Epoxy-Pultruded-Rods [interaktyvus]. [žiūrėta 2020 03 25]. Prieiga per:
https://www.researchgate.net/profile/Robert_Sadler/publication/235012227/figure/tbl2/AS:668684775333899@1536438282708/Physical-and-Mechanical-Properties-of-the-Carbon-Epoxy-Pultruded-Rods.png
31. HOFMANN, S. Mode I Delamination Onset in Carbon Fibre Reinforced SiC: Double Cantilever Beam Testing And Cohesive Zone Modelling. Engineering Fracture Mechanics [interaktyvus]. 2017, 182, 506-520 [žiūrėta 2020-03-26]. ISSN 0013-7944. Prieiga per:
<https://doi.org/10.1016/j.engfracmech.2017.05.018>
32. GONG, Y; HOU, Y; ZHAO, L; LI, W; ZHANG, J; HU, N. A Modified Mode I Cohesive Zone Model for the Delamination Growth in DCB Laminates with The Effect of Fiber Bridging. International Journal of Mechanical Sciences [interaktyvus]. 2020, 176, 9-18 [žiūrėta 2020-03-26]. ISSN 0020-7403. Prieiga per: <https://doi.org/10.1016/j.ijmecsci.2020.105514>
33. GONG, Y; ZHAO, L; ZHANG, J; WANG, Y; HU N. Delamination Propagation Criterion Including the Effect of Fiber Bridging for Mixed-Mode I/II Delamination in CFRP Multidirectional Laminates. Composites Science and Technology [interaktyvus]. 2017, 151, 302-309 [žiūrėta 2020-03-26]. ISSN 0266-3538. Prieiga per:
<https://doi.org/10.1016/j.compscitech.2017.09.002>
34. Stress concentration [interaktyvus]. [žiūrėta 2020 03 27]. Prieiga per:
<http://www.ux.uis.no/~hirpa/6KdB/ME/stressconc.pdf>
35. HOLLISTER S. J AND KIKUEHI N. A Comparison of Homogenization And Standard Mechanics Analyses for Periodic Porous Composites. Computational Mechanics [interaktyvus]. 1992, 10, 73–95 [žiūrėta 2020-03-28]. ISSN 1432-0924. Prieiga per:
<http://home.iitk.ac.in/~mohite/homogenization.pdf>
36. HE, K; HOA, S; GANESAN R. The Study of Tapered Laminated Composite Structures: a Review [interaktyvus]. Composites Science and Technology. 2000, 60. 2643–2657 [žiūrėta 2020-03-28]. ISSN 0266-3538. Prieiga per:
<https://www.sciencedirect.com/science/article/abs/pii/S026635380000138X>
37. THOMSEN OT, RITS W, EATON DCG, BROWN S. Ply Drop-off Effects in CFRP/ Honeycomb Sandwich Panels – Theory. Composites Science and Technology 1996; 56:407–422.
38. HARRISON P, JOHNSON E. A Mixed Variational Formulation for Interlaminar Stresses in Thickness-Tapered Composite Laminates. Int J Solids Structures 1996; 35(16):2377–2399.
39. LS-DYNA Support: Contact modeling in LS-DYNA [interaktyvus]. [žiūrėta 2020 03 30]. Prieiga per: <https://www.dynasupport.com/tutorial/ls-dyna-users-guide/contact-modeling-in-ls-dyna>

40. Material properties of GFRP [interaktyvus]. [žiūrėta 2020 04 05]. Prieiga per:
https://www.researchgate.net/profile/Md_Ansari19/publication/305527264/figure/tbl1/AS:613950051852323@1523388507790/Material-properties-of-GFRP.png
41. Department of Defense Handbook, Composite Materials Handbook [interaktyvus]. 2002 [žiūrėta 2020 04 05]. Prieiga per: <https://www.library.ucdavis.edu/wp-content/uploads/2017/03/HDBK17-3F.pdf>
42. HE, J; DONGYUAN X; QICHAO, X; YANGYANG, Z. Seawater Effects on Static Loads And Interlayer Cracking Performance for Polyvinyl Chloride Foam-Cored Sandwich Composites. Advances in Mechanical Engineering [interaktyvus]. 2018, 10(11), 1-14 [žiūrėta 2020-04-15]. ISSN 16878140. Prieiga per:
https://www.researchgate.net/publication/328786691_Seawater_effects_on_static_loads_and_in_terlayer_cracking_performance_for_polyvinyl_chloride_foam-cored_sandwich_composites
43. JÚNIOR, M; SOARES, G; ANGÉLICO, R; CANTO, R; TITA, V. Study of an Anisotropic Polymeric Cellular Material Under Compression Loading. Materials Research [interaktyvus]. 2012, 15(3), 359-364 [žiūrėta 2020-04-15]. ISSN 1980-5373. Prieiga per:
https://www.researchgate.net/publication/262650958_Study_of_an_Anisotropic_Polymeric_Cellular_Material_Under_Compression_Loading
44. SCHULTZ, A; MERCAN, B; STOLARSKI, H. Arc-Length and Explicit Methods for Static Analysis of Prestressed Concrete Members. Computers and Concrete [interaktyvus]. 2016, 17(7), 17-37 [žiūrėta 2020-04-16]. ISSN 1598-818X. Prieiga per:
https://www.researchgate.net/publication/299541720_Arc-length_and_explicit_methods_for_static_analysis_of_prestressed_concrete_members
45. Aviation Safety Experts: Composite Failures [interaktyvus]. [žiūrėta 2020 04 20]. Prieiga per:
<http://www.dviaaviation.com/composite-failures.html>
46. The 1.5 & 1.4 Ultimate Factors of Safety for Aircraft & Spacecraft – History, Definition and Applications [interaktyvus]. [žiūrėta 2020 04 21]. Prieiga per:
<https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20140011147.pdf>

Priedai

1 priedas. Sklandytuvo „LAK 17A“ sparno skersinio brėžinys

I Zona - Lonzerono posaknio sustiprinimas ir ivoriu iklijavimas



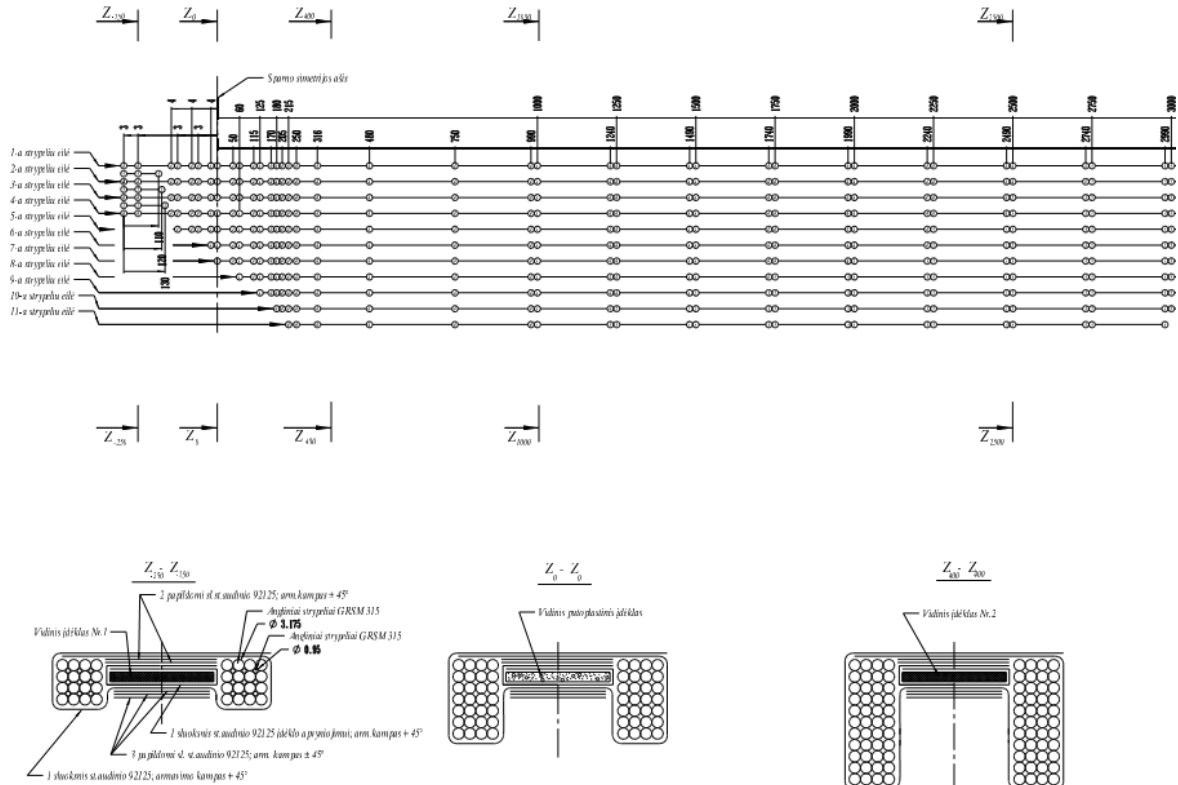
| | | | | | | |
|------------------------|---------------|---------|----------|------------------------|--------|----------|
| LAK-17A 21 30 00 00 SB | | | | Litera | Mase | Mostelis |
| Naujas | 1932 - K | Jurgel. | 00.03. | | | |
| Pak. Lapas | Dokumento Nr. | Parasos | Data | Desinysis lonzeronas | | |
| | | | 30.12.03 | 1:1 | | |
| Tikrinio | J. Armonaitis | | | Lapas 2 | Lapu 3 | |
| Tvirtino | K. Juocas | | | AB "SPORTINE AVIACIJA" | | |
| | | | | Formatos A1 | | |

Sklandytuvo sparno „LAK 17A“ skersinio brėžinio fragmentas, kuriame pavaizduota laiptuota strypelių struktūra

Konstrukcijos variantas su apvaliais anglies pluošto strypeliais. Konstrukcijos su kvadratiniais strypeliais struktūra analogiška.

LAK 17A 1:1000

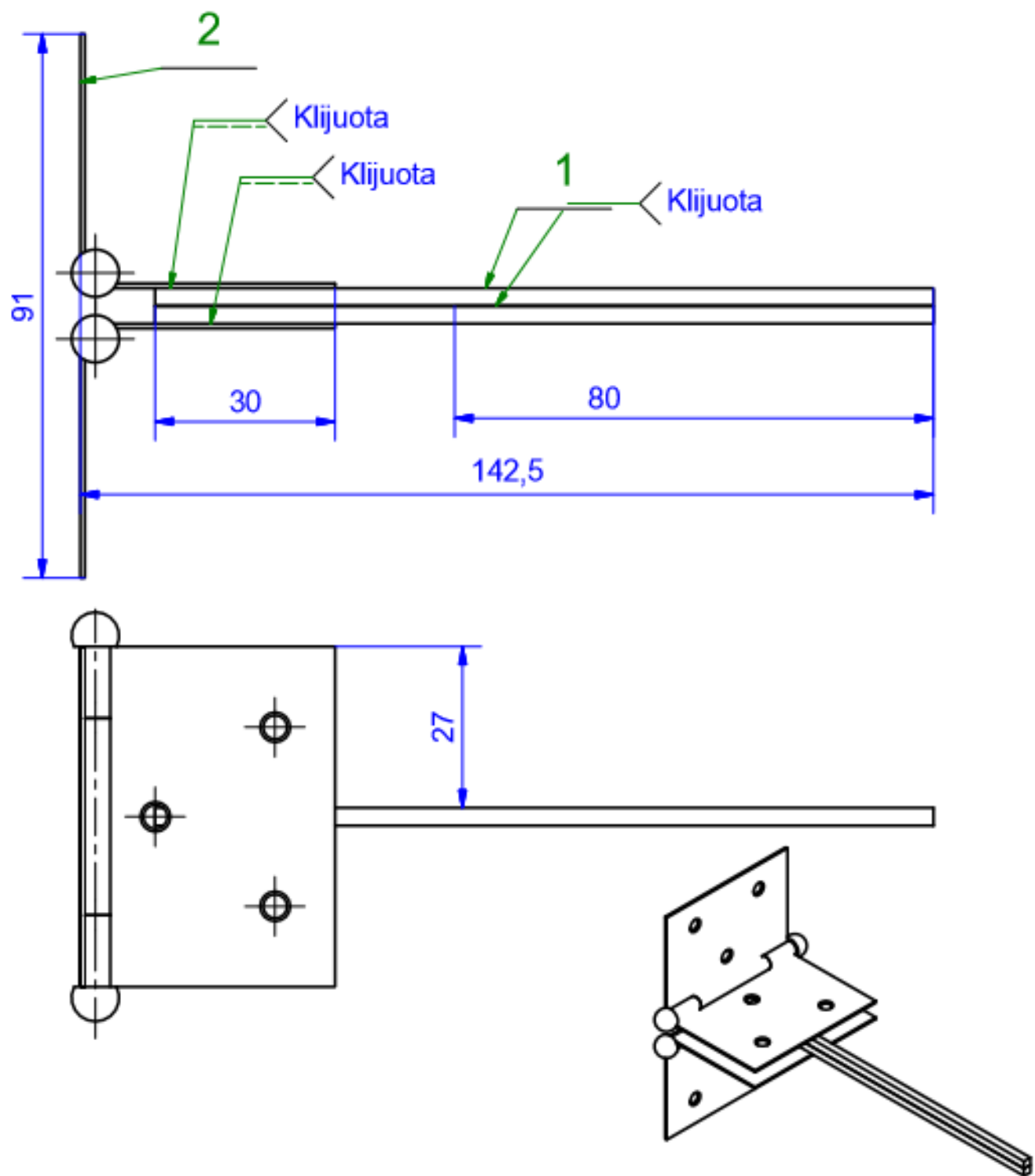
Parodsta dešiniojo lonžerono užpakalinio karkaso išklonimo schema. Dešiniojo lonžerono priekinio karkaso išklonimo schema - veidrodinis atspindys. Kairiojo lonžerono išklonimo schema - dešiniojo lonžerono išklonimo schemas veidrodinis atspindys.



2 priedas. Sklandytuvo „LAK 17A“ sparno bandymo programa pagal *KoSMOS* II (Kossira-Reinke)

| Class | Sign | Load factor | | Force, daN | Load factor 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 | \$ | | -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 | + | | - | | |

3 priedas. I modos atplėšimo bandinio brėžinys



1. Klijų sluoksnio storis 0,05-0,1 mm
2. Klijavimui naudoti derivą CR83 ir kietiklį CH83-2.
3. Klijavimo režimai pagal derivą ir kietiklį.

| | | | | |
|--------------------------------|------------------------------------|---|--|---------------------------|
| | Byla, laikmena | Papildoma informacija | Medžiaga | Mastelis |
| | | | - | M 1:1 |
| Atsakinga žinyba MIK | Vadovas | Dokumento tipas Junginio brėžinys | Dokumento statusas Mokomasis | |
| Savininkas KTU | Rengė T. Vaitkūnas | Antraštė Atplėšimo bandinys | AB 00.00.000 | |
| | Tvirtino P. Griškevičius | | Laida A | Data 2020 04 10 |
| | | | Kalba lt. | Lapas 1/1 |

4 priedas. Bandyimo mašinos *Instron E10000* charakteristikos

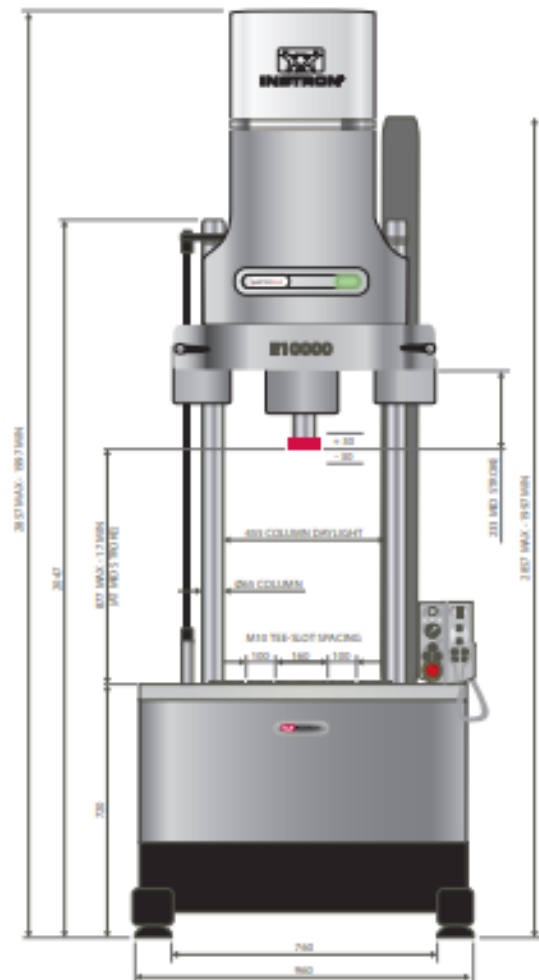
ElectroPuls™ | E10000 Linear-Torsion Dynamic Test Instrument

Specifications

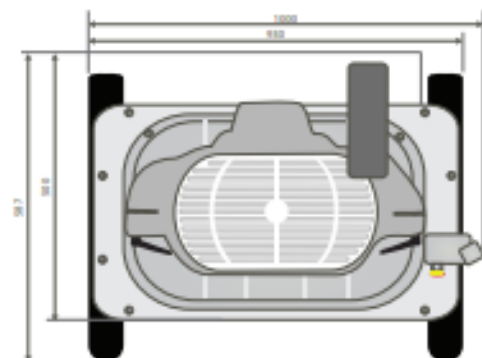
| | |
|-----------------------------------|---|
| Linear Dynamic Capacity | ±10 kN (±2250 lbf) |
| Linear Static Capacity | ±7 kN (±1570 lbf) |
| Torsional Capacity | ±100 Nm (±800 in-lb) |
| Stroke | 60 mm (2.36 in) |
| Rotation | ±135° as standard, ±16 revolutions |
| Load and Torque Weighing Accuracy | ±0.5 % of indicated load or torque, or ±0.005 % of load cell capacity, whichever is greater |
| Daylight Opening | 877 mm (34.5 in) maximum with actuator at mid stroke |
| Configuration | Twin-column with actuator in upper crosshead |
| Mounting | Floor: Vertical |
| Lift and Locks | Electrically powered lifts with manual lever clamps |
| Load Cell | ±10 kN ±100 Nm Dynacell™ mounted to base |
| Weight | 994 kg (2190 lb) [frame] 40 kg (88 lb) [controller] |
| Electrical Supply | 208 VAC to 240 VAC 32A single phase 50/60 Hz |
| Cooling | Temperature-controlled air cooling |
| Operating Temperature | +10 to +30°C (+50 to +86°F) |

INTERFACES

| | |
|--------------|--|
| Actuator | M20 × 1.5 central thread 6 × M8 on 75 mm PCD 6 × M8 clearance holes on 75 mm PCD |
| T-Slot Table | M12 × 1 right hand central thread 3 × M6 holes on 57 mm PCD 6 × M10 holes on 100 mm PCD 3 × M10 holes on 125 mm PCD 4 × M10 holes on a 280 mm × 90 mm accessory rectangle 4 × M6 T-slots spaced 80 mm from center |



E10000 Linear-Torsion dimensions: front view



E10000 Linear-Torsion dimensions: plan view

Accessories

| | |
|-----------------------|--|
| 1300-303 | Safety screen for E10000 Test Instrument |
| 2718-012 ¹ | High-Pressure Pneumatic grip air kit for E10000 |
| 2718-014 ² | High-Pressure Pneumatic grip air kit for E10000 |
| 2742-206 | ±3 kN ±25 Nm Linear-Torsion Mechanical Wedge-Action Grips |
| 2742-305 | ±10 kN ±100 Nm Linear-Torsion Pneumatic Wedge-Action Grips |
| 3117-060 | Electropuls Pullrod kit |
| 3119-605 ¹ | Environmental Chamber |
| 2810-500 | 3-Point Bend Fixture |
| 2810-505 | 4-Point Bend Conversion Kit |
| 2840-030 | 10 kN Compression Platens |

Notes: 1. Only compatible with 8800 Tower Controller
2. Only compatible with 8800MT Controller
3. Requires Pull-rods & Mounting Brackets

www.instron.com



Worldwide Headquarters
825 University Ave, Norwood, MA 02062-2643, USA
Tel: +1 800 564 8378 or +1 781 575 5000

European Headquarters
Coronation Road, High Wycombe, Bucks HP12 3GJ, UK
Tel: +44 1494 464646

Instron Industrial Products
900 Liberty Street, Grove City, PA 16127, USA
Tel: +1 724 458 9610

Instron is a registered trademark of Illinois Tool Works Inc. (ITW). Other names, logos, icons and marks identifying Instron products and services referenced herein are trademarks of ITW and may not be used without the prior written permission of ITW. Other product and company names listed are trademarks or trade names of their respective companies. Copyright © 2015 Illinois Tool Works Inc. All rights reserved. All of the specifications shown in this document are subject to change without notice.

ElectroPulsE10000Linear-Torsion_PodV0

5 priedas. Pateiktas žurnalui „Mechanika“ straipsnis „Interlaminar Strength Analysis of Bonded Carbon Fiber Rods“, T. Vaitkūnas, K. Špakauskas, doc. dr. P. Griškevičius.

Interlaminar Strength Analysis of Bonded Carbon Fiber Rods

Tomas VAITKŪNAS*, Paulius GRIŠKEVIČIUS**, Kęstutis ŠPAKAUSKAS***

* Kaunas University of Technology, Studentų g. 56, 51424 Kaunas, Lithuania, E-mail: tomas.vaitkunas@ktu.edu

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

*** Kaunas University of Technology, Studentų g. 56, 51424 Kaunas, Lithuania, E-mail: kestutis.spakauskas@ktu.lt

crossref <http://dx.doi.org/10.XXXX/j01.xxxxxxx>

1. Introduction

Carbon and glass fiber reinforced polymer composites (CFRP and GFRP) are one of the best choices for lightweight high strength constructions suitable to aerospace, aviation, marine, automotive, sports applications [1]. In order to make CFRP and CFRP constructions strong enough for multidirectional loading: tension-compression, shear forces, bending and twisting moments, their elements are combined of different composite materials and layers, oriented at different angles. Composite construction designed to be loaded by bending moments and transverse forces is usually made as an I-beam (Fig. 1) which has outer CFRP or GFRP layers, bonded with low density foam core or GFRP wall. There are a lot of constructions where CFRP or GFRP layers are made of bonded carbon or glass fiber rods. Several examples of these constructions are given in Fig. 1 [2, 3].

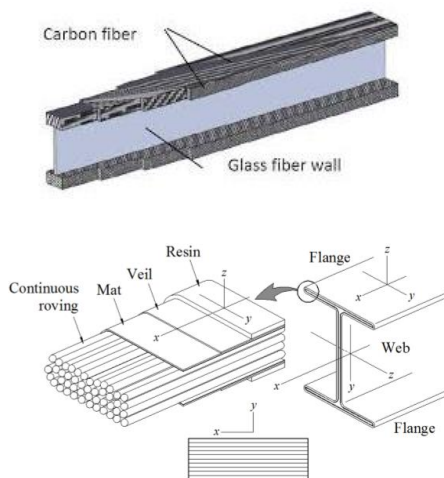


Fig. 1 Examples of composite constructions with CFRP and GFRP rods [2, 3]

In Fig. 1 top glider LAK 17A construction with CFRP rods is shown [2]. Below the scheme of composite beam with GFRP rods [3] is explained. CFRP layers of these constructions resist deformations caused by bending moments while core and GFRP layers, oriented at $\pm 45^\circ$, – shear forces loading.

Interlaminar failure is very common in bonded polymer composite structures. Bending moments cause different axial strains and stresses of the CFRP or GFRP rods. The highest strain and stress is seen in the outer rods of the beam in respect to the neutral layer while the lowest strain and stress occurs in inner rods. Thus delamination between bonded rods can be expected. In order to ensure the safety of reliable composite constructions, their

strength evaluation is crucial. Today finite element models (FEM) are very promising composite construction evaluation alternative to experimental testing. Reliable validated by experiments FEM can help to reduce or completely refuse expensive experimental testing procedures to estimate composite construction. This can slightly reduce time spent to design a composite construction too.

The necessity of good knowledge about interlaminar failure mechanisms is important to create reliable FEM of the composite structure. The aim of this study is to analyze the interlaminar strength of bonded carbon fiber rods used in composite I-beams. There are several tasks included to perform the analysis: (1) to review analytic equations describing overall delamination process; (2) to perform interlaminar strength experiments of bonded carbon fiber rods; (3) to create FEM of bonded carbon fiber rods, validated by these experiments; (4) to model experiment specimen by performing a new method of FEM – peridynamics. All of these tasks could help to better understand the interlaminar behaviour of polymer composite constructions and create more accurate their FEM.

2. Analytic delamination process analysis

There are three different interlaminar failure modes (Fig. 2) [4]. I mode related to the tension of bonded parts, mode II – with shear when parts are sliding to each other's surface and III – with scissoring of the parts.

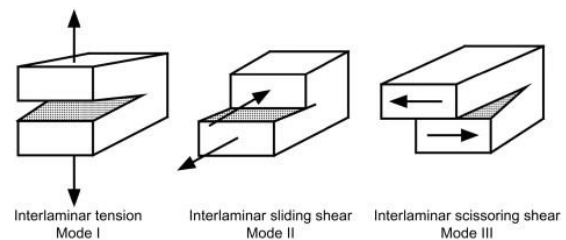


Fig. 2 Interlaminar failure modes [4]

Most of these composite constructions are beams loaded by shear forces and bending moments while twisting moments are slightly lower. Thus failure modes I and II are expected mostly and mode III is uncommon.

Energy release rate G is related to the change of deformation energy dU and the increase of delamination length da by equation [5]:

$$G = -\frac{1}{b} \cdot \frac{dU}{da}, \quad (1)$$

where b is the width of the specimen.

A very important parameter in interlaminar processes is fracture toughness G_c . Energy release rate G in mode I delamination can be expressed by using external load P acting as shown in Fig. 2

$$G_I = \frac{3P\delta}{2ba}, \quad (2)$$

where δ is displacement. Maximum energy release rate in mode II delamination is related to external load by [6]:

$$G_{II} = \frac{9P_{\max}a_0^2\delta}{2b\left(\frac{L^2}{4} + 3a_0^2\right)}, \quad (3)$$

where a_0 is the initial crack length of the specimen, L – length between support and loading point of the specimen.

A lot of different laws are used to analytically describe the interlaminar processes [7]: linear, bilinear, multilinear, linear–exponential (Fig. 3).

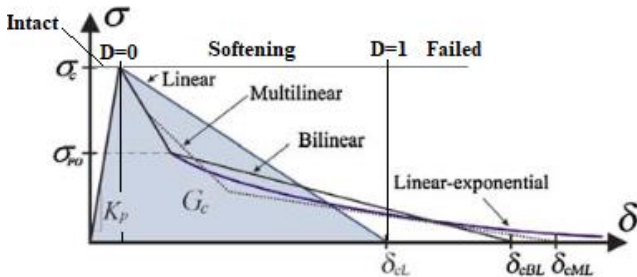


Fig. 3 Interlaminar process approximation methods [7]

Mostly used in FEM or analytic calculations and the simplest is a linear approximation. When maximum stress σ_c is achieved, softening occurs. Damage grows from 0 to 1 when displacement is δ_{cL} . Fracture toughness is known as work necessary to achieve interlaminar failure and expressed as the area between abscises axis and curve.

As it was mentioned before, mode I and II are expected mostly in composite beams. In order to evaluate failure and damage, caused by mixed I and II mode delamination process, several criteria are used. The following simple linear interaction criterion has been suggested, when $\alpha=\beta=1$:

$$\left(\frac{G_I}{G_{Ic}}\right)^\alpha + \left(\frac{G_{II}}{G_{IIc}}\right)^\beta = 1. \quad (4)$$

Today in FEM calculations more often Benzeggagh and Kenane criterion is used:

$$G_c = G_{Ic} + (G_{IIc} - G_{Ic}) \left(\frac{G_{II}}{G_T}\right)^\eta, \quad (5)$$

where η is exponent power. The parameters G_{Ic} , G_{IIc} , and η are required input to perform a FEM analysis in current commercial implementations, such as *Ansys*, *Nastran*, *Abaqus*.

Interlaminar bond failure of sandwich structure

composite beam, loaded with transverse force, can be found by evaluating the fracture toughness G_c [8]:

$$P \geq \frac{B_3 b t c}{l} \sqrt{\frac{G_c E}{t}}, \quad (6)$$

where E – modulus of elasticity of CFRP rods in the fiber direction, B_3 – coefficient which depends on boundary conditions [8]. The most critical is composite cantilever beam loaded with concentrated force ($B_3 = 1$) and at least critical 3–point bending of the beam with acting distributed load ($B_3 = 12$). Other parameters of equation (6) are given in Fig 4. [8]

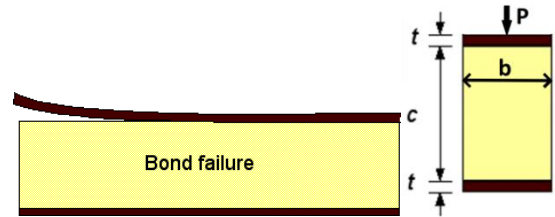


Fig. 4 Bond failure of the composite beam [8]

Equation (6) shows possible composite beam interlaminar failure. Mode I and II fracture toughness are very important in interlaminar failure evaluation analytically (Eq. 6) and by using FEM. According to this fact, delamination experiments of carbon fiber rods of composite structures were performed and fracture toughness found.

3. Experimental testing

In order to find interlaminar failure mode I fracture toughness, several specimens were made according to the standard ASTM D5528 [5]. Also, other standards, such as ASTM D 907, ASTM D 2093 for surface bonding [9–10] and ISO 291 for experiment environment conditions [11], were applied.

Specimens were made by using hinges 40x57x0.75 mm and square carbon fiber rods *Graphlite SM315* 3x3 mm bonding them with resin CR83 with hardener CH83-2. The length of carbon fiber rods is 130 mm and the bond length 80 mm (initial delamination length $a_0 = 50$ mm). Specimen photo during the experiment is shown in Fig. 5.

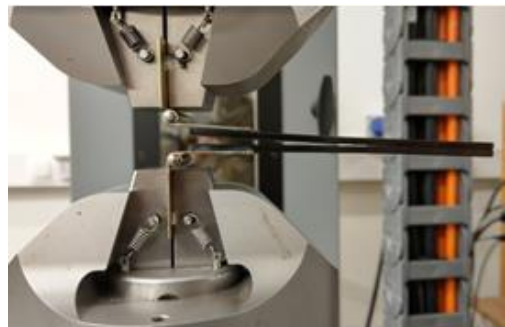


Fig. 5 Mode I interlaminar failure specimen of carbon fiber rods

The strength tests of bonded carbon fiber rods were performed on an *Instron E10000* electromechanical test machine with software *BlueHill*. The speed of defor-

mation was selected 3 mm/min. To capture delamination growth high speed video camera *Phantom V2511* was used and delamination length measured with software *DIC*. An experimental setup is shown in Fig. 6

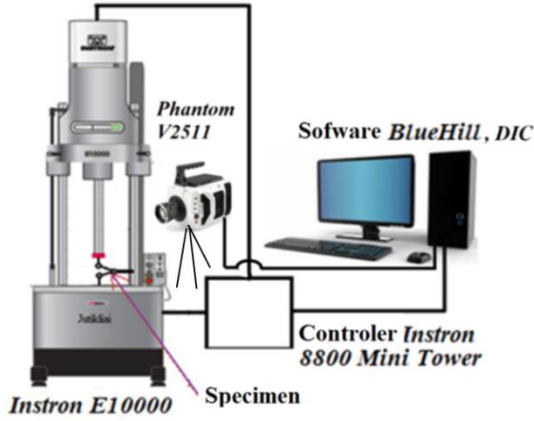


Fig. 6 Experimental setup

4. Testing results

Force-displacement curves of static strength tests are given in Fig. 7. Several curves of different specimens are given to demonstrate the dispersion of experiment results.

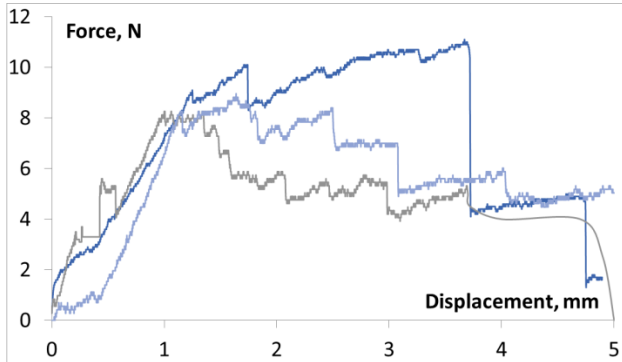


Fig. 7 Force-displacement curves of specimens

Maximum interlaminar failure force is not higher than 11 N. Sudden jumps of the force of some specimens can be explained by high stiffness of the rods which make delamination crack growth process unstable.

Interlaminar toughness of specimens is shown in Fig. 8. Here G_{IC} dependency on delamination length also known as R-curve, given.

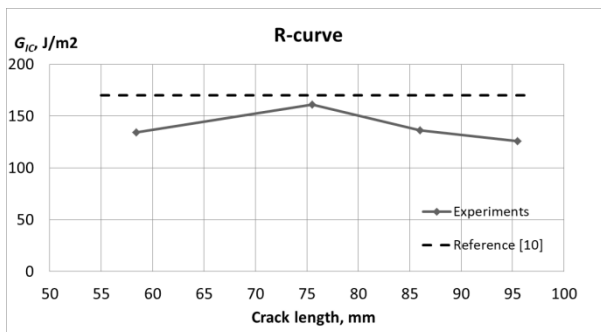


Fig. 8 R-curve of bonded carbon fiber rods

In Fig. 8 upper curve shows a fracture toughness value of CFRP composite bonded with epoxy resin $G_{IC} = 160\text{--}180$

J/m^2 given in reference [4]. During the interlaminar strength tests of carbon fiber rods fracture toughness value $G_{IC} = 135 \text{ J/m}^2$ was found.

Modelling interlaminar behavior of composite structures requires to know fracture toughness value G_{IIC} of interlaminar failure mode II too. G_{IIC} can be found the same way by performing an experiment with specimens prepared according to the standard ASTM D 7905. Although experimental testing is reliable, it is expensive and time consuming. Time for testing in the commercial environment of the companies is almost always limited. Thus faster and easier methods are preferred to find G_{IIC} . Relation laws between failure modes I, II and damage, caused by this failure, can be used.

In this study G_{IIC} for bonded carbon fiber rods calculated according to Benzeggagh and Kenane criterion and experiments results of CFRP composites bonded with epoxy resin [4]. These results are given in Fig. 9.

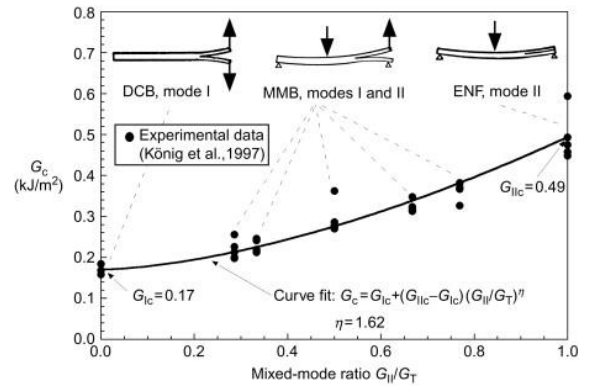


Fig. 9 Relation between modes I and II according to the Benzeggagh and Kenane criterion [4]

When $G_{IC} = 170 \text{ J/m}^2$, G_{IIC} is equal to 490 J/m^2 . Exponent power for carbon fiber is $\eta = 1.62$. Having data from our I mode interlaminar failure experiment and Fig. 9 [4], also using Benzeggagh and Kenane criterion equation (5) we can calculate G_{IIC} for bonded carbon fiber rods, $G_{IIC} = 400 \text{ J/m}^2$. The values of carbon fiber bonded rods $G_{IC} = 135 \text{ J/m}^2$, $G_{IIC} = 400 \text{ J/m}^2$ and $\eta = 1.62$ are very useful for creating FEM of composite beam type constructions with bonded carbon fiber rods.

5. Finite element modelling

Software *LS-Dyna* was selected to create FEM of interlaminar failure mode I specimen. Geometry was modelled by using *LS-Prepost* 4.6. This created model can be easily solved by other software, such as *Ansys*, and that makes the model more useful. 4 nodes SHELL type finite elements were used for modelling carbon fiber rods. According to the recommendations of *LS-Dyna* manual for modelling composites [12], material type *MAT_054: ENHANCED_COMPOSITE_DAMAGE was used. Material properties of CFRP rods were used according to the [13] and given in table 1.

Table 1

| CFRP rods mechanical properties [13] | |
|--|-------|
| Young modulus in the fiber direction, GPa | 81 |
| Young modulus transversely to the fiber, GPa | 20 |
| Poisson's ratio | 0.067 |

| | |
|---|--------|
| Shear modulus in the fiber direction, GPa | 15 |
| Shear modulus transversely to the fiber, GPa | 15 |
| Shear modulus transversely to the fiber plane, GPa | 15 |
| Compressive strength limit in the fiber direction, MPa | 841 |
| Tensile strength limit in the fiber direction, MPa | 1080 |
| Compressive strength limit transversely to the fiber, MPa | 841 |
| Tensile strength limit transversely to the fiber, MPa | 100 |
| Shear strength limit, MPa | 280 |
| Maximum fiber tensile deformation | 0.02 |
| Maximum fiber compressive deformation | -0.018 |
| Maximum matrix deformation | 0.02 |

Chang-Chang criterion selected to consider material failure. Boundary conditions of the specimen in FEM were chosen to be close to real experimental conditions. The end of the specimen was fixed only by allowing rotation around and movement to the longitudinal axis of the hinge. This imitates constraint of the hinges. Also, at points where rods are contacting with the hinge, rotation about hinge axis and movement to the longitudinal axis of the hinge were constrained. The constraint, created by the bonds between rods and hinges, was imitated here.

A bonded joint between rods in software *LS-Dyna* can be modelled two ways: by using cohesive elements with material `*MAT_138: COHESIVE_MIXED_MODE` or contact `AUTOMATIC_ONE_WAY_SURFACE_TO_SURFACE_TIEBREAK`. Parameters, used in contact modelling, were fracture toughness $G_{IC} = 135 \text{ J/m}^2$, $G_{IIC} = 400 \text{ J/m}^2$, exponent power $\eta = 1.62$ and resin CR83 failure stress 80 MPa. Additionally, modelling contact with `*CONTACT_TIEBREAK` option normal stiffness CN of this contact must be specified. By the method of trials and errors, CN was set to $3 \cdot 10^{13} \text{ N/m}$ as giving the best coincidence between numerical and experimental results.

Despite that both methods are similar, the method with contact is simpler while cohesive elements can give smoother results. In order to compare results, simulations with both type bonds modelling options were done. Simulations' results are presented in Fig. 10 – Fig. 11.

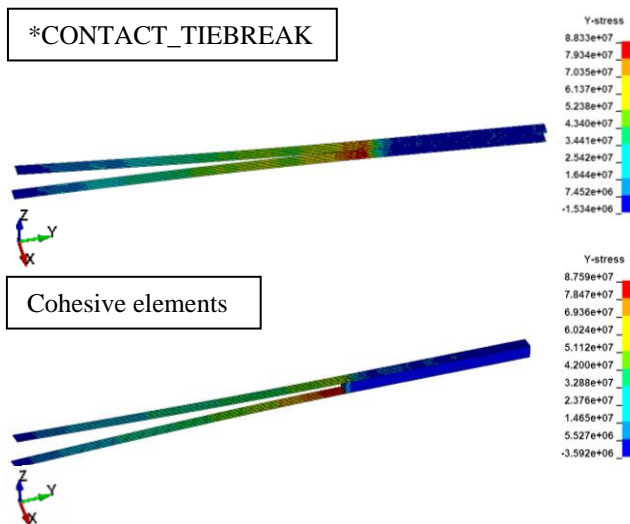


Fig. 10 Normal Y axis stress distribution in the top of interlaminar failure mode I specimen

Fig. 10 shows the normal Y axis stress distribution in the top of specimen and Fig. 11 – simulated interlaminar force compared to the experimental average. The simulated force-displacement curve with `*CONTACT_TIEBREAK` shows almost the same strength and approximately 1.28 times bigger stiffness of the bond in comparison to cohesive elements. Maximum stress value with `*CONTACT_TIEBREAK` is 91 MPa and with cohesive elements 88 MPa. It is difficult to predict which model is more reliable, but simulated force-displacement curve with `*CONTACT_TIEBREAK` option is closer to the experimental average curve while delamination growth with cohesive elements is less stable. Differences between curves in Fig. 11 are not high and both models can be validated for estimating the interlaminar behavior of responsible composite constructions.

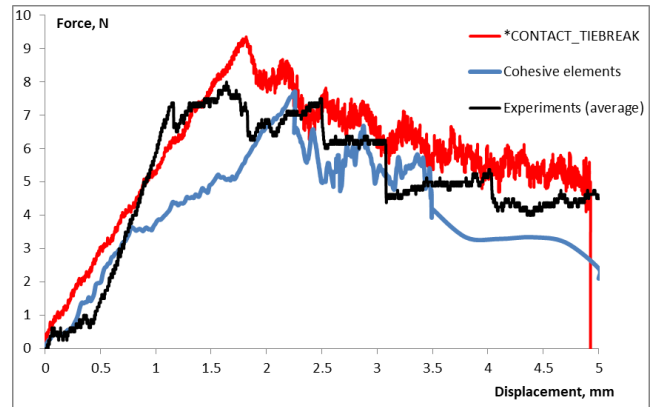


Fig. 11 Force-displacement curves of specimen

It is much simpler to use contact `AUTOMATIC_ONE_WAY_SURFACE_TO_SURFACE_TIEBREAK` for models of complex composite structures than cohesive elements option. Also, attention should be paid at selecting CN values of the contact.

6. Alternative FEM method: peridynamics

Peridynamics is a mathematical theory of mechanics which extends the classical continuum mechanics by including cracks and discontinuities of material. Equation of peridynamics at each material point is expressed as:

$$\rho \ddot{\mathbf{u}}(\mathbf{x}, t) = \int_{H_x} \mathbf{f}(\mathbf{u}, \mathbf{u}', \mathbf{x}, \mathbf{x}', t) dV_{x'} + \mathbf{b}(\mathbf{x}, t), \quad (7)$$

where ρ is the density of the material, \mathbf{u} and \mathbf{u}' are displacements of material points \mathbf{x} and \mathbf{x}' , respectively. The volume of material point \mathbf{x}' is $V_{x'}$; H_x – interaction range, called the horizon of the material point \mathbf{x} and defined by radius δ , \mathbf{b} is the external force density. Vector \mathbf{f} represents the peridynamic force between the bonds [14]. Peridynamics equations do not include partial derivatives of coordinates and that makes peridynamics well suitable for structures with cracks and discontinuities analysis.

The composite peridynamics consists of two types of bonds, as shown in Fig. 12 [15]. The matrix bonds are oriented to all directions and show the mechanical properties of the resin. Fiber bonds are related to the mechanical properties of the fiber and are oriented only to the fiber direction.

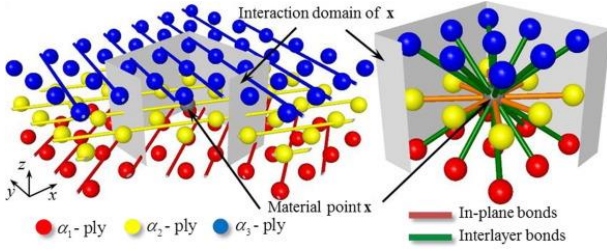


Fig. 12 Illustration of composite peridynamics: points, bonds and horizon [15]

The length of the bonds is usually selected not larger than three increments of coordinates of the point to make the peridynamical model (PDM) stable and achieve accuracy of the results.

Software *LS-Dyna* is capable to calculate material with peridynamic properties. `MAT_ELASTIC_PERI_LAMINATE` is the only one peridynamical material model of the composite, available in *LS-Dyna*. This material type includes an elastic material, a single layer composite. Due to poor selection of material with properties of peridynamics, PDM of the bond of the interlaminar failure mode I specimen was created manually by using `MASS` elements for points and `BEAM` – for peridynamic bonds. Material `MAT_PLASTIC_KINEMATIC` was selected and the parameter β was set to 1 to eliminate the kinematic hardening effect. Cross section area of the beam is calculated according to the number of elements and bond area. Failure is characterized by the failure strain of the beam equal to 0.02. Interlayer damage in terms of peridynamics is expressed as [15]:

$$\phi_{Int_upper} = 1 - \frac{\sum_{j=1}^{N_i^{Int_upper}} \mu_{ij}(\mathbf{x}, \mathbf{x}', t)}{N_i^{Int_upper}}, \quad (8)$$

$$\phi_{Int_lower} = 1 - \frac{\sum_{j=1}^{N_i^{Int_lower}} \mu_{ij}(\mathbf{x}, \mathbf{x}', t)}{N_i^{Int_lower}}, \quad (9)$$

where μ is the status variable [15]. The damage is defined by a value between 0 and 1, where 0 indicates that a material point has no damage and 1 indicates complete damage at this point.

The scheme of created PDM of interlaminar failure mode I specimen according to the [15] is shown in Fig 13. As results of created PDM of CFRP rods, interlaminar failure mode I specimen stresses in bonds are shown in Fig. 14.

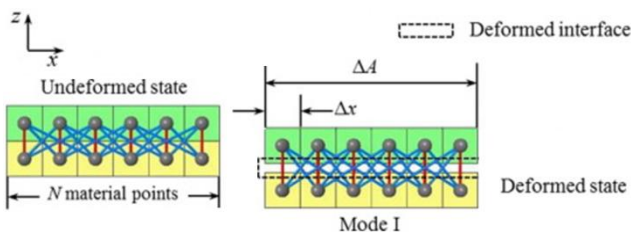


Fig. 13 Scheme of peridynamics of mode I loading [15]

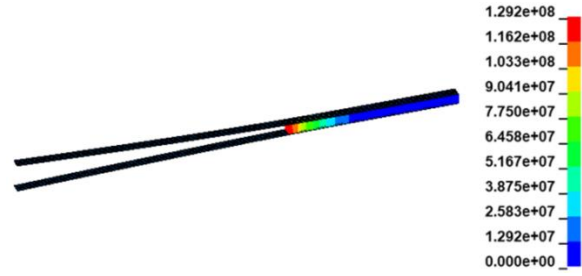


Fig. 14 Results of peridynamics: stresses in bonds

The maximum value of stress 129 MPa in bonds, seen on Fig 14, is comparable to the bond strength 80 MPa. The calculated maximum force is 13 N while given by the previous simulations of traditional FEM is approximately less than 10 N.

Maximum interlaminar force of PDM is quite close to traditional FEM and experiments. Stress differences are possible at the boundaries of cohesion zone due to not full horizon of peridynamics. Also, our PDM can be improved by setting up the best size of the element. This could make the maximum value of stresses in bonds closer to 80 MPa in the PDM. Despite peridynamics advantages analyzing structures with discontinuities, PDM is difficult to create, requires more than 10 times higher number of finite elements and time to solve. In our opinion, it is a valid alternative FEM for small areas to analyse stress concentration, crack growth, interlaminar failure processes to check results of conventional FEM models.

7. Conclusions

Analytical, experimental and numerical interlaminar failure analysis of bonded carbon fiber rods was done in this study. The results showed several facts.

1. Mostly used in analytical calculations and FEM is linear delamination process approximation with Benzeggagh and Kenane failure criterion. It has a good agreement to experimental data [4].

2. After interlaminar mode I experiments were performed, fracture toughness of bonded CFRP rods is found $G_{IC}=135 \text{ J/m}^2$. Fracture toughness of mode II delamination found by using Benzeggagh and Kenane criterion and G_{IC} value. According to the results given in [4] $G_{IIc}=400 \text{ J/m}^2$ ($\eta=1.62$).

3. Good agreement between experimental and simulated force-displacement curves confirms that model with material type `ENHANCED_COMPOSITE_DAMAGE` and cohesive elements or `*CONTACT_TIEBREAK` can be validated for modelling interlaminar behaviour of reliable GFRP and CFRP constructions.

4. Peridynamical methods are the best candidates for small areas of stress concentration, interlaminar failure or crack growth.

References

1. **Darshil U. Shah**, Natural fiber composites: Comprehensive Ashby-type materials selection charts, *Materials & Design* (1980-2015), Volume 62, 2014, Pages 21-31, ISSN 0261-3069, [accessed 9 Febr. 2020]. Available from Internet: <https://doi.org/10.1016/j.matdes.2014.05.002>.

2. **R. Gudeliauskas; M. Lendraitis; N. Manikanta**, Strength and Durability of Carbon Fiber Bars Adhesive Bonding, *Mechanika* (2018), 24(3), Pages 36-40. ISSN 2029-6983 [accessed 22 Febr. 2020]. Available from Internet: <https://www.researchgate.net/project/Strength-and-durability-of-carbon-fiber-bars-adhesive-bonding>
3. **Alexandre Landesmann, Carlos Alexandre Serutia Eduardo de Miranda Batistaa**, Mechanical Properties of Glass Fiber Reinforced Polymers Members for Structural Applications. *Materials Research* (2015), Volume 18 no.6, Pages 1372-1383, ISSN 1980-5373, [accessed 9 Febr. 2020]. Available from Internet: http://www.scielo.br/scielo.php?script=sci_arttext&pid=S1516-14392015000601372
4. **R. Krueger**, 1 - The virtual crack closure technique for modeling interlaminar failure and delamination in advanced composite materials. In *Woodhead Publishing Series in Composites Science and Engineering, Numerical Modelling of Failure in Advanced Composite Materials*, Woodhead Publishing, 2015, Pages 3-53, ISBN 9780081003329. [accessed 29 Febr. 2020]. Available from Internet: <https://doi.org/10.1016/B978-0-08-100332-9.00001-3>.
5. Standard ASTM D 5528 [accessed 20 Febr. 2020]. Available from Internet: <http://www.sophiahightech.com/astm-d-5528-testing-fixture/>
6. Standard ASTM D 7905 [accessed 29 Febr. 2020]. Available from Internet:
7. **Dávila, Carlos & Rose, Cheryl & Camanho, Pedro**. (2009). A procedure for superposing linear cohesive laws to represent multiple damage mechanisms in the fracture of composites. *International Journal of Fracture*. 158. 211-223. [accessed 15 Febr. 2020]. Available from Internet: <https://link.springer.com/article/10.1007%2Fs10704-009-9366-z>
8. Composite beam failure modes [accessed 12 Febr. 2020]. Available from Internet: <http://www.mse.mtu.edu/~drjohn/my4150/sandwich/sp1.html#Table%201>
9. Standard ASTM D 907 [accessed 21 Febr. 2020]. Available from Internet: <https://www.scribd.com/document/385781777/E-907-96-2004>
10. Standard ASTM D 2093 [accessed 22 Febr. 2020]. Available from Internet: <https://webstore.ansi.org/standards/astm/astmd2093032017>
11. Standard ISO 291 [accessed 25 Febr. 2020]. Available from Internet: <https://idoc.pub/documents/iso-291-wl12pkzpg54j>
12. Introduction to Composites Modelling in LS-DYNA [accessed 28 Febr. 2020]. Available from Internet: https://www.oasys-software.com/dyna/wp-content/uploads/2019/03/6_Composites_Modelling_LS-DYNA_Galal-Mohamed-IN.pdf
13. **Jane Maria Faulstich de Paiva, Sérgio Mayer; Mirabel Cerqueira Rezende**, Comparison of tensile strength of different carbon fabric reinforced epoxy composites, *Materials Research* (2006), Volume.9 no.1, Pages 83-90, ISSN 1980-5373 [accessed 22 Febr. 2020]. Available from Internet: http://www.scielo.br/scielo.php?script=sci_arttext&pid=S1516-14392006000100016
14. **Xiao-Wei Jiang, Shijun Guo, Hao Li and Hai Wang**, Peridynamic Modeling of Mode-I Delamination Growth in Double Cantilever Composite Beam Test: A Two-Dimensional Modeling Using Revised Energy-Based Failure Criteria, *Applied Sciences*, Volume 9, (2019), Pages 139-175, ISSN 2076-3417 [accessed 19 Mar. 2020]. Available from Internet: <https://doi.org/10.3390/app9040656>
15. **JIANG, Xiao-Wei, et al.** Peridynamic Modeling of Mode-I Delamination Growth in Double Cantilever Composite Beam Test: A Two-Dimensional Modeling Using Revised Energy-Based Failure Criteria. *Applied Sciences*, 2019, 9.4: 656 [accessed 29 Febr. 2020]. Available from Internet: <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2016.05.063>

T. Vaitkūnas, P. Griškevičius

INTERLAMINAR FAILURE ANALYSIS OF BONDED CARBON FIBER RODS

S u m m a r y

Interlaminar failure of bonded composite structures is quite often. Nowadays there is a lot of lightweight high reliability carbon or glass fiber (CFRP or GFRP) reinforced polymer composite constructions with bonded carbon or glass fiber rods. In order to better understand the delamination processes of the rods, analytical equations were analyzed. Later, mode I interlaminar failure experiments with CFRP rods 3x3 mm were performed and fracture toughness $G_{IC} = 135 \text{ J/m}^2$ was found. According to the analytic equations, experiment and values, given literature, finite element model (FEM) of the bonded carbon fiber rods was created in software *LS-Dyna*. Most of the differences between experimental and simulated force-displacement curves are not higher than 6 % what validates the FEM of the bonded CFRP rods. Also, additional methods, such as peridynamics of the bond area of the rods were analyzed. Offered finite element approach of the bonded CFRP rods is very useful for FEM creation to design and evaluate high reliability CFRP or GFRP constructions.

Keywords: polymer matrix composites, interlaminar failure, fracture toughness, finite element model, peridynamics.

6 priedas. Publikacija konferencijos „Industrial Engineering 2020“ medžiagoje „Numerical Modelling of High Reliability Fiber Reinforced Polymer Composite Constructions“, T. Vaitkūnas, doc. dr. P. Griškevičius.

Numerical Modelling of High Reliability Fiber Reinforced Polymer Composite Constructions

Tomas VAITKŪNAS*, **Paulius GRIŠKEVIČIUS****

* *Kaunas University of Technology, Studentų g. 56, 51424 Kaunas, Lithuania,*
E-mail: tomas.vaitkunas@ktu.edu

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

1. Introduction

Due to high strength to mass (density) ratio σ_f/ρ [1] carbon or glass fiber reinforced polymer composites (CFRP and GFRP) have been becoming widely used for aerospace, aviation, marine, automotive and other reliable applications. Multilayer composite structure with different orientation angles of the layers, also anisotropic material make finite element model (FEM) creation and strength, deformation, durability evaluation of composite constructions not simple. The directional properties' differences lead to the creation of new failure criteria and requirement of advanced software which would be able to calculate these criteria. Also, the ply-nature of the composites has to be described in FEM. Thus, out of the Midlins Plate theory, the classical laminate theory has been developed [2].

Nowadays the lack of experimental testing possibilities and reliable FEM of composites forces the designers to add more layers to stay on the safe side. Reliable validated by experiments FEM can help to reduce or completely refuse experimental testing procedures of composite constructions. Created in simple software, but accurate enough FEM of composite would be very helpful for designers. This would save a lot of time, reduce the cost and increase the light-weight advantage of composite construction [2–3].

The aim of this study is to offer reliable FEM for complex CFRP–GRFP composite structure strength-stiffness estimation. There are several tasks identified: (1) to perform analysis of CFRP–GRFP construction by identifying the main structural elements; (2) to make modelling assumptions for selected CFRP–GFRP composite construction; (3) to create FEM of this construction by using two different software: simple and advanced; (4) review, compare results of FEM calculations and consider their reliability. Created

FEM of selected CFRP–GFRP construction could serve as guidelines for design, estimation and damage identification for the same type composite constructions.

2. CFRP-GFRP composite constructions analysis

Several combined CFRP–GFRP composite constructions and their cross sections are shown on Fig. 1: a – glider LAK 17A wing spar cross section with CFRP rods [4], b – beam, made of GFRP rods [5].

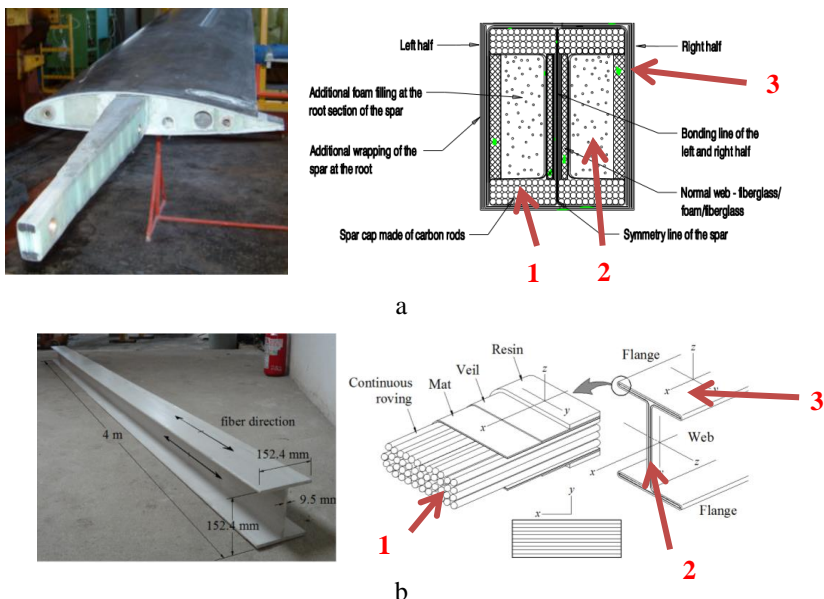


Fig. 1 CFRP–GFRP composite constructions: a – glider LAK 17A wing spar cross section [4], b – beam, made of GFRP rods [5]

According to the schemes of various high reliability composite constructions given in Fig. 1, their elements can be grouped into several groups (Fig. 1):

- 1. Loading elements** – CFRP or GFRP rods, bonded together. Today CFRP rods are preferred due to higher ultimate strength than GFRP rods. They ensure appropriate strength and stiffness of construction. The failure of these elements always causes failure of all composite construction. Loading elements are placed in mostly loaded construction layers, for example in external layers of the composite beam where normal bending stresses are highest. Fiber orientation angle of the rods is usually $\beta = 0^\circ$.

- 2. Low density core.** The main function of the core is to damp vibrations and impacts, peaks of dynamic loads. The core has low effect on overall construction strength.
- 3. Wrapping elements.** Wrapping layers increase continuity, strength and stiffness of the composite structure. Another function is to make the construction more resistive to shear forces. Utilizing a $\beta = \pm 45^\circ$ orientation in the webbing allows the composite to have exceptional shear strength, as well as properly transmitting loads [5].

Different failure modes of composite beam showed in Fig. 2 are possible. This includes loading elements or wrapping layer yield or wrinkling, core cracks due to high loading elements deformations and bonds failure.

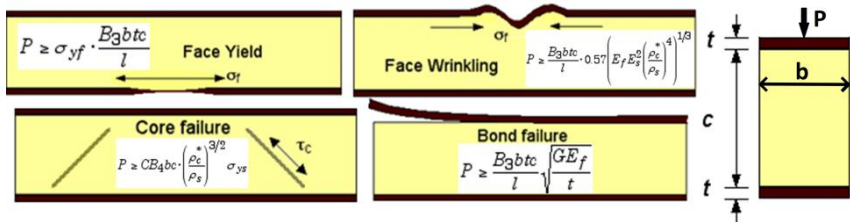


Fig. 2 Failure modes of the bonded composite beam [6]

Failure type depends on dimensions, yield or strength limit σ_{yf} of the face, Young modulus E_f , E_s of the face and core, densities ρ_f , ρ_s , fracture toughness of the bond G , boundary conditions (parameters B_3 – B_4 [6]), external load P .

3. The FEM of LAK 17A glider wing spar composite construction

The complexity of selected glider wing structure requires detailed FEM with anisotropic material strength criterion, cohesive zone evaluation and contact between 2D and 3D elements. This can be done in CAE software, such as *Ansys*, *Abaqus*, *LS-Dyna*. For such modelling software *LS-Dyna* was selected and model created by using *LS-Prepost 4.7*. To find how accurate model can be done by using CAD programs with simple simulations involved, alternatively program *SolidWorks* was selected. This is also useful to demonstrate the FEM of the composite structure accuracy without using advanced CAE software. FEM of LAK 17A spar with boundary conditions is shown in Fig. 3. Detailed FEM in software *LS-Dyna* was created by using mostly SHELL elements (wrapping layers of GFRP composites and CFRP rods). Only a core was modelled as a 3D solid body by using SOLID elements.

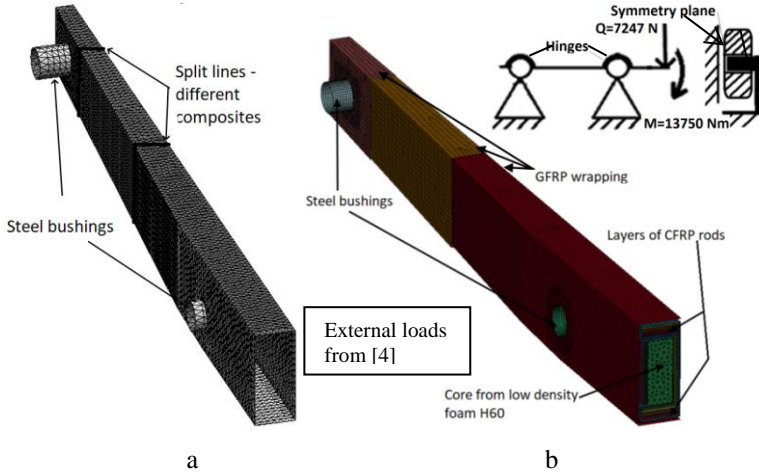


Fig. 3 LAK 17A glider wing spar and boundary conditions: – simplified FEM in *SolidWorks*, b – detailed FEM in *LS-Dyna*

For composite materials material type *MAT_054: ENHANCED_COMPOSITE_DAMAGE with Chang–Chang failure criterion was selected. Several failure modes are included in the Chang–Chang criterion [8]:

$$e_f^2 = \left(\frac{\sigma_{11}}{X_T} \right)^2 + \beta \left(\frac{\sigma_{12}}{S_C} \right)^2 \geq 1, \text{ fiber tensile failure;} \quad (1)$$

$$e_c^2 = \left(\frac{\sigma_{11}}{X_C} \right)^2 \geq 1, \text{ fiber compressive failure;} \quad (2)$$

$$e_m^2 = \left(\frac{\sigma_{22}}{Y_T} \right)^2 + \beta \left(\frac{\sigma_{12}}{S_C} \right)^2 \geq 1, \text{ matrix tensile failure;} \quad (3)$$

$$e_d^2 = \left(\frac{\sigma_{22}}{2S_C} \right)^2 + \left[\left(\frac{Y_C}{2S_C} \right)^2 - 1 \right] \frac{\sigma_{22}}{Y_T} + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_C} \right)^2 \geq 1, \text{ matrix compressive failure;} \quad (4)$$

where σ_{11} – longitudinal, σ_{22} – transverse, σ_{12} – tangential stresses; X_T , X_C – longitudinal Y_T , Y_C – transverse, S_C – shear strength of the fiber for tension (T) and compression (C). The material of the core was chosen MAT_057: LOW_DENSITY_FOAM and bushings – MAT_001: ELASTIC, because plastic deformations of bushings are not expected.

To evaluate interlaminar damage contact type AUTO-MATIC_ONE_WAY_SURFACE_TO_SURFACE_TIEBREAK with cohesion and erosion properties between different composite parts of the spar was used. Parameters, used in contact modelling, were fracture toughness of I and II delamination modes G_{Ic} , G_{IIc} . $G_{Ic} = 135 \text{ J/m}^2$ was found after experimentally testing bonded CFRP rods 3x3 mm Graphlite SM315 while $G_{IIc} = 400 \text{ J/m}^2$ was calculated by Benzeggagh and Kenane law and CFRP composites interlaminar failure mixed mode test results from [7]:

$$G_c = G_{Ic} + (G_{IIc} - G_{Ic}) \left(\frac{G_{II}}{G_T} \right)^\eta, \quad (5)$$

where $\eta = 1.62$ is exponent power for CFRP from [7]. Also, other types of contacts were used: AUTOMATIC_NODES_TO_SURFACE – between bushings and composite components of the construction, SURFACE_TO_SURFACE – between surfaces and TIED_SHELL_EDGE_TO_SURFACE – between shell edge and shell surface. Rectangular normal to fine size of 2–5 mm finite element mesh was used.

FEM in *SolidWorks* of the composite spar was made with several simplifications. *SolidWorks Simulation* option *Composite* was used and orthotropic material selected to describe CFRP and GFRP mechanical properties. All parts of the model were made as shells dividing the entire CAD model by split lines to the different thickness or number of layers composites. According to the fact that contact between shells and solids are not allowed in *SolidWorks*, also a core of composite construction mainly serves as a damping element, the core was not modelled at all. *SolidWorks Simulation* has no possibilities to model interlaminar behaviour. This is the reason why global contact type *bonded* was left. Contact type *No Penetration* between composites and steel bushing was chosen only. Finally, only one available triangular mesh type with the size of element 1–6 mm was used.

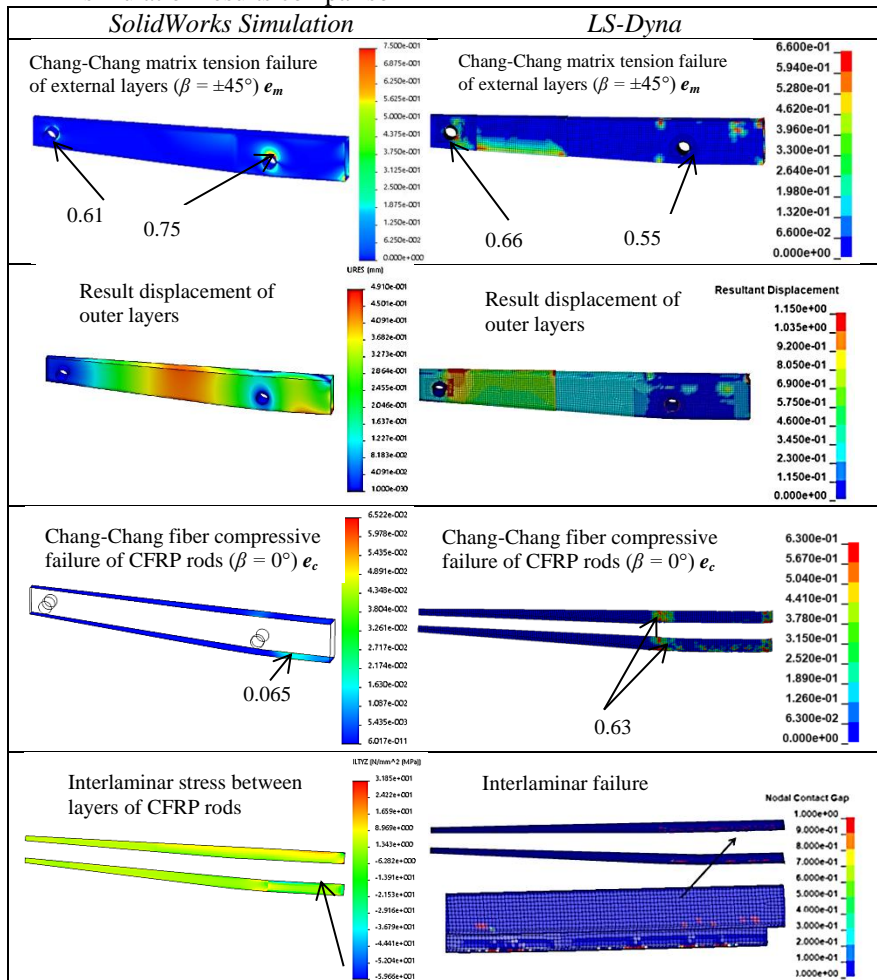
4. FEM calculation results

FEM calculation results are shown in Table 1. Here is a comparison between Chang–Chang failure and deformations of outer layers and CFRP rods of the spar by using software *SolidWorks Simulation* and *LS-Dyna*. Addi-

tionally, interlaminar damage of the composite construction in *LS-Dyna* and interlaminar shear stress in *SolidWorks Simulation* were calculated. In *SolidWorks* Chang-Chang criterion fields were plotted by using *Results Equations* option and typing (1)–(4) equations. During simulation matrix tensile failure mode of outer layers and fiber compressive mode of CFRP rods were noticed.

Table 1

FEM simulation results comparison



Calculated displacement and Chang-Chang failure criterion values e_m of outer layers fields with both programs have similarities. Some local damages $e_m < 1$

are seen in both programs. In *LS-Dyna* results are more detailed and damage $e_m \approx 0.4$ also captured at the edge of additional layers of GFRP wrapping. Cohesion stiffness between different composite parts evaluation in *LS-Dyna* shows 2.3 times higher maximum result displacement values (1.15 mm to 0.49 mm) than *SolidWorks Simulation*. Values of $e_c = 0.065$ in CFRP rods in *SolidWorks Simulation* also are too low. CFRP rods are loaded mostly by bending moments and value $e_c = 0.63$ in *LS-Dyna* is realistic. The error of *SolidWorks Simulation* can be explained by simplifications of the composite due to the lack of contact between different parts modelling options. Finally, in *LS-Dyna* contact gap was calculated to evaluate interlaminar failure. Some small local delaminations can be seen (value 1). Because *SolidWorks Simulation* is unable to check a contact gap parameter, the interlaminar shear stresses were plotted. An average value of interlaminar stress is about 8 MPa in comparison to bond strength 80 MPa. Interlaminar stress field shows realistic in comparison to contact gap view calculated in *LS-Dyna* where most of the values are about 0.15. According to the Chang-Chang parameters values in *LS-Dyna* (Table 1), the safety factor of all structure can be found $SF = \min(1/e_c; 1/e_m) \approx 1.59$.

5. Conclusions

1. Typical composite construction consists of main three elements: the strongest, stiffest and most important loading element made of CFRP or GFRP rods, low density foam, designed to damp impacts and vibrations, and oriented at angles $\pm 45^\circ$ wrapping layers to ensure shear strength.
2. Composite parts in FEM can be well defined as SHELL elements with contact type TIEBREAK having cohesion properties.
3. While detailed FEM of composite construction can be created by advanced CAE software, simple FEM of composite also can be done by using a CAD program, such as *SolidWorks*.
4. Overall CFRP–GFRP construction linear strength and stiffness analysis with mediocre reliability results (stresses of different layers, displacements, Chang-Chang criterion) can be done without advanced programs, just using *SolidWorks Simulation*, but interlaminar failure estimation is more difficult here.

References

1. Material property charts [accessed 7 Mar. 2020]. Available from Internet: <https://grantadesign.com/education/students/charts/>
2. **Jakub CEJPEK, Jaroslav JURAČKA**. 2016. Modifications of a simple I-beam and its effects on the stress state [online] Aviation [accessed 9 Mar. 2020]. Available from Internet: <https://journals.vgtu.lt/index.php/Aviation/article/view/854>
3. Strength – Cost [accessed 7 Mar. 2020]. Available from Internet:

- http://www-materials.eng.cam.ac.uk/mpsite/interactive_charts/strength-cost/NS6Chart.html
4. **Juočas, K.** Compliance statement report No.17A/22.627 (2008). Fatigue strength (wing). JSC “Sportinè Aviacija ir Ko”, 20 p.
 5. **Alexandre Landesmanna, Carlos Alexandre Serutia, Eduardo de Miranda Batistaa.** 2015. Mechanical Properties of Glass Fiber Reinforced Desig [online] Scielo [accessed 9 Febr. 2020]. Available from Internet: http://www.scielo.br/scielo.php?script=sci_arttext&pid=S1516-14392015000601372
 6. Design and Properties of Sandwich Core Structures [accessed 13 Mar. 2020]. Available from Internet: <http://www.mse.mtu.edu/~drjohn/my4150/sandwich/sp1.html#Table%201>
 7. **R. Krueger.** 2015. 1 - The virtual crack closure technique for modeling interlaminar failure and delamination in advanced composite materials [online] ScienceDirect [accessed 29 Febr. 2020]. Available from Internet: <https://doi.org/10.1016/B978-0-08-100332-9.00001-3>.
 8. Introduction to Composites Modelling in LS-DYNA [accessed 1 Mar. 2020]. Available from Internet: https://www.oasys-software.com/dyna/wp-content/uploads/2019/03/6_Composites_Modelling_LS-DYNA_Galal-Mohamed-IN.pdf

Tomas VAITKŪNAS, Paulius GRIŠKEVIČIUS

Numerical modelling of high reliability fiber reinforced polymer composite constructions

S u m m a r y

Carbon or glass fiber reinforced polymer (CFRP or GFRP) composite constructions are promising for lightweight high strength applications in aviation, sport, automotive, marine industry. Due to directional material properties and complexity of these structures their evaluation is quite difficult. While experimental testing is expensive and time consuming, finite element models (FEM) of CFRP–GFRP constructions in this study are analyzed. FEM of complex CFRP–GFRP glider wing construction is created by using *LS-Dyna* and *SolidWorks Simulation*. The results are compared and composite calculation possibilities of both programs evaluated. It is useful to demonstrate how simple CAD program, such as *SolidWorks*, can be suitable to create and perform calculations of composite FEM.

Keywords: CFRP composite, GFRP composite, construction analysis, finite element modelling, *LS-Dyna*, *SolidWorks*