



VILNIAUS GEDIMINO TECHNIKOS UNIVERSITETAS
ANTANO GUSTAIČIO AVIACIJOS INSTITUTAS
AVIACINĖS MECHANIKOS KATEDRA

Justas Sirtautas

**SKLANDYTUVO SPARNO TVIRTINIMO MAZGŲ ATSPARUMO
NUOVARGIUI ANALIZĖ IR MODELIAVIMAS BAIGTINIAIS
ELEMENTAIS**

**SAILPLANE WING HINGE POINTS' FATIGUE ANALYSIS AND
MODELING USING FINITE ELEMENTS**

Baigiamasis magistro darbas

Aviacinės mechanikos studijų programa, valstybinis kodas 62109T103

Mechanikos inžinerijos mokslo kryptis

Vilnius, 2007

VILNIAUS GEDIMINO TECHNIKOS UNIVERSITETAS
ANTANO GUSTAIČIO AVIACIJOS INSTITUTAS
AVIACINĖS MECHANIKOS KATEDRA

TVIRTINU
Katedros vedėjas

(Parašas)

dr. Eduardas Lasauskas

(Vardas, pavardė)

(Data)

Justas Sirtautas

**SKLANDYTUVO SPARNO TVIRTINIMO MAZGŲ ATSPARUMO
NUOVARGIUI ANALIZĖ IR MODELIAVIMAS BAIGTINIAIS
ELEMENTAIS**

**SAILPLANE WING HINGE POINTS' FATIGUE ANALYSIS AND
MODELING USING FINITE ELEMENTS**

Baigiamasis magistro darbas

Aviacinės mechanikos studijų programa, valstybinis kodas 62109T103

Mechanikos inžinerijos mokslo kryptis

Vadovas dr. Eduardas Lasauskas

(Moksl. laipsnis, vardas, pavardė)

(Parašas)

(Data)

Konsultantas prof. habil. dr. Rimantas Kačianauskas

(Moksl. laipsnis, vardas, pavardė)

(Parašas)

(Data)

Konsultantė lekt. Angelika Petrėtienė

(Moksl. laipsnis, vardas, pavardė)

(Parašas)

(Data)

Vilnius, 2007

VILNIAUS GEDIMINO TECHNIKOS UNIVERSITETAS
ANTANO GUSTAIČIO AVIACIJOS INSTITUTAS
AVIACINĖS MECHANIKOS KATEDRA

Technologijos mokslų sritis
Mechanikos inžinerijos mokslų kryptis
Mechanikos inžinerijos studijų kryptis
Aviacinės mechanikos studijų programa, valstybinis kodas 62109T103

TVIRTINU
Katedros vedėjas

(Parašas)
dr. Eduardas Lasauskas
(Vardas, pavardė)

(Data)

**BAIGIAMOJO MAGISTRO DARBO
UŽDUOTIS**

.....Nr.
Vilnius

Studentui (ei)

Justui Sirtautui
(Vardas, pavardė)

Baigiamojo darbo tema: Sklandytuvo sparno tvirtinimo mazgų atsparumo nuovargiui analizė ir modeliavimas baigtiniais elementais

.....
patvirtinta 200...m. d. dekanų potvarkiu Nr.

Baigiamojo darbo užbaigimo terminas 2007m. gegužės 15d.

BAIGIAMOJO DARBO UŽDUOTIS:

- 1) Išanalizuoti mokslinę literatūrą apie sklandytuvų sparnų atsparumą nuovargiui
- 2) Išanalizuoti sklandytuvo sparną veikiančias apkrovas
- 3) Ištirti atsparumo nuovargiui modeliavimo baigtiniais metodais galimybę

.....
.....
.....
.....
Baigiamojo darbo rengimo konsultantai: prof. habil. dr. Rimantas Kačianauskas

.....
(Moksl. laipsnis, vardas, pavardė)

Vadovas
(Parašas)

dr. Eduardas Lasauskas
(Moksl. laipsnis, vardas, pavardė)

Užduotį gavau

.....
(Parašas)

.....
(Vardas, pavardė)
2005-11-15
(Data)

Vilniaus Gedimino technikos universitetas
Antano Gustaičio aviacijos institutas
Aviacinės mechanikos katedra

ISBN ISSN
Egz. sk.
Data

Aviacinės mechanikos studijų programos baigiamasis magistro darbas

Pavadinimas: **Sklandytuvo sparno tvirtinimo mazgų atsparumo nuovargiui analizė ir modeliavimas baigtiniais elementais**

Autorius: **Justas Sirtautas**

Vadovas: **dr. Eduardas Lasauskas**

Kalba

☒ X lietuvių

☐ anglų

Anotacija

Šiame baigiamajame darbe nagrinėjamos kompozitinių medžiagų nuovargio modeliavimo baigtiniais elementais galimybės.

Penkiuose darbo skyriuose apžvelgtos kompozitinių medžiagų (stiklo ir anglies pluoštų) charakteristikos, gamybos procesai, ypatybės nuovargio atžvilgiu. Pateikti reikalavimai sklandytuvams iš kompozitinių medžiagų sertifikuoti. Apskaičiuotos sparno tvirtinimo mazgus veikiančios apkrovos, sudarytas plokščias lonžerono šakės modelis iš baigtinių elementų. Nustatytos konstrukcijos zonos, kuriose dėl veikiančių įtempių gali atsirasti nuovarginiai pažeidimai.

Darbo apimtis – 51 lapas be priedų, 42 iliustracijos, 17 bibliografinių šaltinių.

Darbo priedai pridedami.

Reikšminiai žodžiai: analizė baigtiniais elementais, anglies pluoštas, kompozitai, nuovargis, sparno apkrovos, stiklo pluoštas.

Vilnius Gediminas Technical University
Antanas Gustaitis Aviation Institute
The chair of **Aviation Mechanics**

ISBN ISSN
Examinations:
Date

The final work of **Aviation Mechanins** MSc. program

Title: **Sailplane wing hinge points' fatigue analysis and modeling using finite elements**

Author: **Justas Sirtautas**

Leader: **dr. Eduardas Lasauskas**

Language

☒ Lithuanian
☐ English

Annotation

The possibilities of composite materials' fatigue modeling using finite elements are considered in this final work.

Composite materials' (glass and carbon fiber) characteristics, manufacturing process and fatigue properties are reviewed in five chapters of the work. Also certification requirements for gliders of composite materials are presented; loads on glider wing hinge points are evaluated. 2D finite element model of the root section of the wing spar is designed to estimate the stress distribution over the structure and make predictions of the fatigue damage.

Work volume – 51 pages without appendixes, 42 illustrations, 17 bibliographical sources.

Appendixes are attached.

Keywords: carbon fiber, composites, fatigue, finite elements analysis, glass fiber, wing loads.

TURINYS

IVADAS.....	9
1. KOMPOZITINIŲ MEDŽIAGŲ SANDAROS IR GAMYBOS APŽVALGA.....	10
1.1. Stiklo pluoštas.....	10
1.2. Anglies pluoštas.....	11
2. NUOVARGINIAI PAŽEIDIMAI.....	17
2.1. Sklandytuvo konstrukcijos nuovargio prognozavimas.....	17
2.2. Kompozitinių konstrukcijų ypatumai atsparumo nuovargiui atžvilgiu.....	17
3. KOMPOZITINIŲ KONSTRUKCIJŲ TESTAVIMAS.....	19
3.1. Dokumentai, reglamentuojantys kompozitinių konstrukcijų testavimą.....	19
3.2. Kompozitų bandymo programos ir gaminių sertifikavimas.....	20
4. SKLANDYTUVO SPARNO TVIRTINIMO MAZGUS VEIKIANČIOS APKROVOS.....	24
4.1. Sparną veikiančios apkrovos.....	24
4.2. Sparno tvirtinimo mazgų apkrovos.....	28
5. MODELIAVIMAS BAIGTINIAIS ELEMENTAIS.....	30
5.1. Kompozitų nuovargio modeliavimo baigtiniais elementais apžvalga.....	30
5.2. Sparno tvirtinimo mazgo modeliavimas baigtiniais elementais.....	33
IŠVADOS.....	50
LITERATŪRA.....	51
1 PRIEDAS.....	52
2 PRIEDAS.....	55

ILIUSTRACIJOS

1 pav. Grafito kristalinė struktūra.....	12
2 pav. Grafito Jungo modulio priklausomybė nuo apkrovos krypties bazinių plokštumų atžvilgiu.....	13
3 pav. Grafito kristalai anglies pluošto gijoje	14
4 pav. Etileno $\rightarrow$ akrilnitrilo $\rightarrow$ poliakrilnitrilo seka	14
5 pav. Anglies pluošto gamybos iš PAN proceso schema	15
6 pav. Grafitizacijos temperatūros ir pluošto savybių ryšys	16
7 pav. Bandymų stendas (AB „Sportinė aviacija“) (a), (b) ir jo schema (c).....	21
8 pav. Statinio bandymo apkrovų pasiskirstymas.....	22
9 pav. Apskaičiuotų ir faktinių nuovargio bandymo apkrovų pasiskirstymo palyginimas	22
10 pav. Manevrinė gaubiamoji.....	24
11 pav. Keliamosios jėgos koeficientas $c_{L(y)}$ išilgai sparno.....	25
12 pav. Skersinė jėga Q_x išilgai sparno.....	26
13 pav. Lenkimo momentas M_x išilgai sparno.....	27
14 pav. Sparno keliamoji ir sunkio jėgos šakniniame pjūvyje.....	27
15 pav. Sparno stygos $c[y]$, slėgio centro ašies $x[SC]$, standumo centro ašies $x[SA]$ ir sunkio jėgos $x[W_{sp}]$ santykinės padėties išilgai sparno.....	27
16 pav. Sukimo momentas M_s išilgai sparno.....	28
17 pav. Sparno tvirtinimo elementai.....	28
18 pav. Sparno tvirtinimo šakės lūžis ties kaiščiu.....	29
19 pav. Stiklo audinio laminatų apkrovos-ciklų skaičiaus priklausomybė.....	31
20 pav. PLANE183 baigtinis elementas.....	33
21 pav. CONTA175 baigtinis elementas.....	33
22 pav. TARGE169 baigtinis elementas.....	34
23 pav. Kompozito, apkrauto išilgine ir skersine kryptimis, modelis.....	34
24 pav. Realus kompozitas (kairėje) ir plokštelinis modelis (dešinėje).....	35
25 pav. Koeficientas C , įvertinantis pluošto gijų tarpusavio padėtį.....	36
26 pav. Skersinio standumo modulio, apskaičiuoto trimis metodais, palyginimas.....	37
27 pav. Sparno tvirtinimo šakės skersinis pjūvis [5] ir tariamųjų homogeninių medžiagų charakteristikų skaičiavimo modelis.....	38
29 pav. Lonžerono šakės plokštelinis modelis.....	41

30 pav. Lonžerono medžiagos.....	41
31 pav. Baigtinių elementų tinklas.....	42
32 pav. Įtempiai lonžerono šakėje, kai veikia didžiausia leistina eksploatacinė apkrova (imituojamų pažeidimų nėra).....	43
33 pav. Įtempiai lonžerono šakėje, kai veikia didžiausia leistina eksploatacinė apkrova (imituojamų pažeidimų nėra).....	44
34 pav. Šlyties įtempiai lonžerono šakėje (imituojamų pažeidimų nėra).....	45
35 pav. Poslinkiai lonžerono šakėje (imituojamų pažeidimų nėra).....	45
36 pav. Įtempiai lonžerono šakėje, kai veikia didžiausia leistina eksploatacinė apkrova (pašalintas vienas kontaktinis elementas).....	46
37 pav. Šlyties įtempiai lonžerono šakėje, kai veikia didžiausia leistina eksploatacinė apkrova (pašalintas vienas kontaktinis elementas).....	46
38 pav. Įtempiai lonžerono šakėje, kai veikia didžiausia leistina eksploatacinė apkrova (pašalinti du kontaktiniai elementai).....	47
39 pav. Šlyties įtempiai lonžerono šakėje, kai veikia didžiausia leistina eksploatacinė apkrova (pašalinti du kontaktiniai elementai).....	47
40 pav. Įtempiai lonžerono šakėje, kai veikia didžiausia leistina eksploatacinė apkrova (pašalinti trys kontaktiniai elementai).....	48
41 pav. Šlyties įtempiai lonžerono šakėje, kai veikia didžiausia leistina eksploatacinė apkrova (pašalinti trys kontaktiniai elementai).....	48

LENTELĖS

1 lentelė. Grafito elastingumo konstantos.....	13
--	----

IVADAS

Kompozitinės medžiagos plačiai naudojamos daugelyje sričių (vėjo jėgainių mentės, lėktuvų, raketų komponentai bei kt.). Aviacijoje jų panaudojimas ypač efektyvus dėl nedidelės masės ir gerų mechaninių savybių. Tačiau iškyla tam tikrų specifinių (pvz., nuovargio) problemų, kurioms spręsti negali būti taikoma tradicinė, pvz., metalams skirta metodika. Dėl heterogeniškos ir anizotropiškos prigimties kompozitinių medžiagų nuovargio mechanizmas yra kompleksiškas, todėl gali išsiplėtoti keletas nuovarginio pažeidimo mechanizmų, reikalaujančių individualių analizės metodų.

Darbo tikslas – nustatyti tikėtinas sparno lonžerono konstrukcijos nuovargio pažeidimo zonas.

Pirmas žingsnis – apkrovų pagrindiniuose jėginuose elementuose ir tvirtinimo mazguose skaičiavimas. Antras – supaprastinto lonžerono modelio (2D) sudarymas iš baigtinių elementų ir preliminarus įtempių labiausiai apkrautose struktūros dalyse nustatymas. Trečias – pažeidimų dėl nuovargio imitavimas, jų reikšmės konstrukcijos stiprumui analizė.

1. KOMPOZITINIŲ MEDŽIAGŲ SANDAROS IR GAMYBOS APŽVALGA

1.1. Stiklo pluoštas

Dėl savo mažos kainos, didelio stiprumo bei santykinai mažo tankio stiklo pluošto kompozitai yra naudojami plačiausiai [8]. Skirtingai nei anglies ar kevlaro pluošto kompozitai, stiklo pluoštas gali būti izotropiškas ir išlaikyti savo savybes skersine kryptimi. Jis gaminamas pratraukiant skystą stiklą per kiaurymes tam tikroje temperatūroje, kurioje stiklo tankis yra tinkamo dydžio. Pluošto gijos suformuojamos preciziniais sparčiais besisukančiais ritiniais. Keičiant spartą, galima keisti pluošto gijos storį nuo 10 μm iki 40 μm. Šioje stadijoje pluoštas taip pat apdorojamas chemiškai, kad būtų išvengta gijų lūžinėjimo tolesnėse gamybos stadijose. Jei reikia, keletas gijų suvejamos į vieną.

Aviacinėms konstrukcijoms gaminti bei sustiprinti naudojami stiklo pluoštai pažymėti S ir S-2 (atitinkamai didelio stiprumo ir sertifikuoto didelio stiprumo pluoštai), kurių sandara identiška (65% SiO₂, 25% Al₂O₃, 10% MgO).

1.1.1. Mechaninis stiprumas

Teorinis stiklo pluošto stiprumas gali pasiekti stiklo stiprumą (sukietėjusios gijos beveik neturi defektų). Tai lemia didelė aušinimo sparta pratraukimo zonoje. Vis dėlto tolesnis pluošto vyniojimas ženkliai sumažina tempimo stiprumo ribą. Dėl pakavimo procedūros pluošto stiprumas sumažėja 25% [8]. Tačiau netgi tada S-pluoštas yra labai stiprus, keliskart pranokstantis aviacinės kokybės aliuminio lydinį.

1.1.2. Atsparumas aplinkos poveikiui ir korozijai

Stiklo pluoštas yra atsparus oksidacijai ir drėgmei. Jis neabsorbuoja vandens, todėl neišbrinksta, neištįsta ir neišsiskaido. Stiklo pluoštas nepūva ir nepraranda stiprumo drėgnoje aplinkoje. Jis inertiškas ir atsparus daugeliui organinių ir neorganinių reagentų įskaitant daugelį rūgščių (išskyrus H₃PO₄ ir HF) bei ploviklių, tepalų ir degalų [8].

1.1.3. Atsparumas karščiui ir ugniai

Kadangi stiklo pluoštas yra sudarytas iš oksidų, jis nedega ore ar deguonyje. Vis dėlto aukštoje temperatūroje (800-900°C) jis gali suminkštėti, ištirpti ar išsilydyti.

1.1.4. Kitos charakteristikos

Stiklo pluošto *šilumos laidumas*, palyginti su kitomis konstrukcinėmis medžiagomis, yra žemas, tačiau palyginti aukštas organinių dervų, sudarančių kompozitų matricą, atžvilgiu.

Šiluminio plėtimosi koeficientas yra labai mažas.

Stiklo pluoštas yra geras *elektros izoliatorius*.

Tankis, palyginti su kitomis konstrukcinėmis medžiagomis, mažas (S-pluošto tankis – 2.54 g/cm³, aliuminio lydinio – 2.70 g/cm³).

Stiklo pluošto *standumo modulis* artimas aliuminio standumo moduliui, kuris savo ruožtu sudaro 1/3 plieno standumo modulio. Dėl savaiminio gijų dilimo gali ženkliai sumažėti pluošto stiprumas. Palyginti su kitomis medžiagomis sustiprintais kompozitais, stiklo pluoštu sustiprintų medžiagų atsparumas nuovargiui žemas [8].

Stiklo pluoštas neabsorbuoja vandens į savo tūrį, bet vandens molekulės gali susitelkti ant paviršiaus ir suformuoti labai ploną suminkštėjusį sluoksnį. Tai gali lemti pluošto stiprumą, nes vanduo ir kitos aktyvios medžiagos ant paviršiaus sudaro sąlygas pluošto mikroįtrūkiams atsirasti. Jei drėgmės sluoksnis pakeičiamas nepoliškais hidrokarbonatais, pluošto stiprumas gali būti padidintas [8].

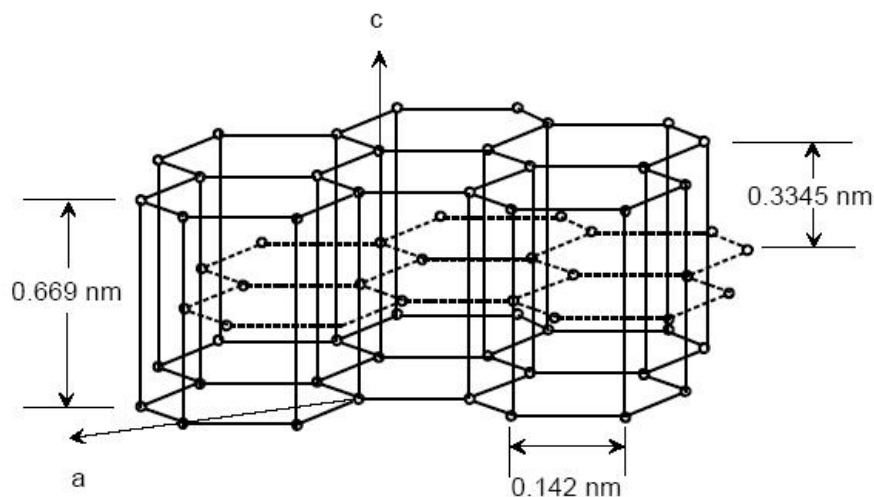
1.2. Anglies pluoštas

Anglies pluoštas pasižymi dideliu standumu ir mažu tankiu. Kai kurių anglies pluoštų standumas yra dešimt kartų didesnis, o tankis – dukart mažesnis nei stiklo pluošto. Tačiau apskritai anglies pluoštas yra ne toks stiprus kaip stiklo ar aramido (kevlaro) pluoštai. Atsparumu karščiui jis lenkia visas minėtas medžiagas. Jei 1000°C temperatūroje pluoštas yra apsaugotas nuo oksidacijos, jis išlaiko savo charakteristikas iki 2000°C. Aukštesnėje temperatūroje anglies pluoštas termiškai suyra. Šiluminio plėtimosi koeficientas labai mažas, kartais net neigiamas. Anglies pluoštas chemiškai inertiškas, taip pat atsparesnis (nei stiklo pluoštas) nuovargiui [8].

Vienas didžiausių anglies pluošto trūkumų – kaina (pigiausias anglies pluoštas yra dvigubai brangesnis už stiklo pluoštą; dėl šios priežasties anglies pluoštas naudojamas tose sferose, kuriose kaina nėra svarbiausias rodiklis (karinė aviacija, kosminė technika, sporto inventorius)). Anglies pluoštas yra anizotropiškas – stiprumas bei standumas išilgine ir skersine kryptimi gali skirtis šimtą kartų.

Pluošto struktūra ir savybės priklauso nuo gamybos technologijos. Yra trys pluošto tipai: perdirbtos celiuliozės (Rayon), poliakrilnitrilo (PAN) ir mezofazinės dervos. Iš celiuliozės pluoštas nebegaminamas dėl didelių anglies transformavimo į grafitą sąnaudų.

Anglies pluošto savybės priklauso nuo grafito kiekio ir struktūros. Grafito kristalinė gardelė yra heksagoninė (1 pav.). Išilgai bazinių plokštumų kristalo atomų ryšiai yra labai stiprūs, tuo tarpu normaline kryptimi – labai silpni.

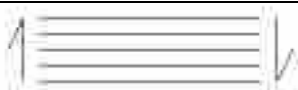


1 pav. Grafito kristalinė struktūra [8]

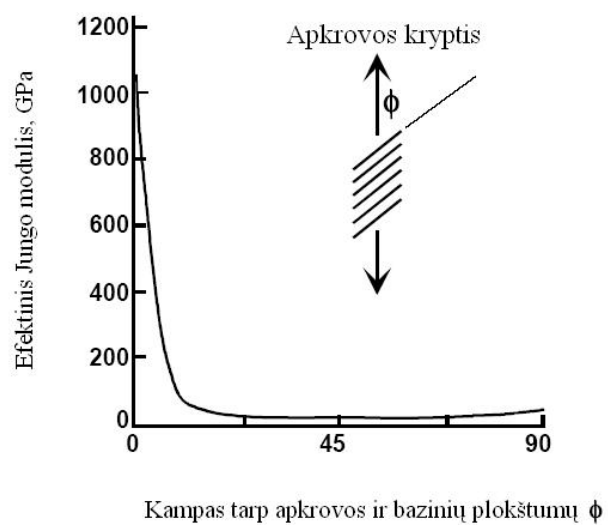
Kubinės kristalinės gardelės grafitas vadinamas deimantu. Dideli grafito ir deimanto savybių skirtumai yra sąlygojami skirtingų tarpatominių ryšių.

Grafito anizotropiškumas pasireiškia skirtingomis išilgine ir skersine deformacijomis apkraunant įvairiomis kryptimis. 1 lentelėje pateikti grafito standumo koeficientai. Pažymėtina, kad išilgai bazinių plokštumų standumo koeficientas C_{11} yra beveik 30 kartų didesnis nei skersai (C_{33}) bazinių plokštumų. Šlyties koeficientas skersai bazinių plokštumų atžvilgiu C_{12} yra 45 kartus didesnis nei koeficientas C_{44} , apibūdinantis šlytį tarp bazinių plokštumų. Šiuos skirtumus lemia kovalentinių ir Van der Valso ryšių skirtumai.

1 lentelė. Grafito elastingumo konstantos [8]

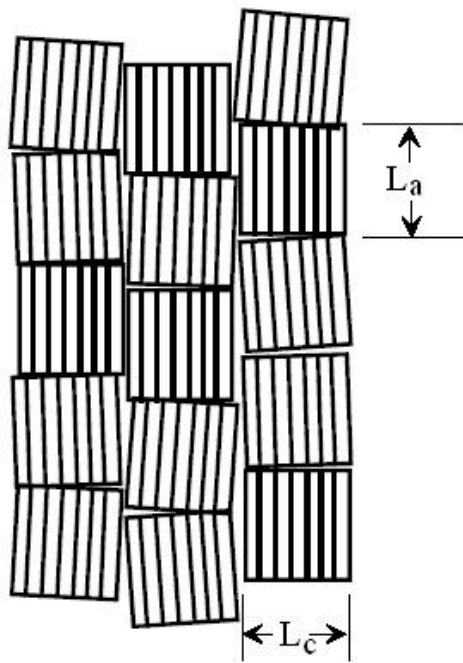
Standumas		Kristalo apkrovos kryptis
Koeficientas	GPa	
C_{11}	1060	
C_{33}	36.5	
C_{44}	4	
C_{12}	180	
C_{13}	15	

2 paveiksle pavaizduotas Jungo modulio sumažėjimas keičiant apkrovos kryptį bazinių plokštumų atžvilgiu.



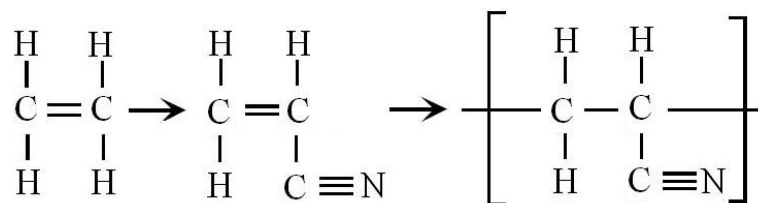
2 pav. Grafito Jungo modulio priklausomybė nuo apkrovos krypties bazinių plokštumų atžvilgiu [8]

Anglies pluoštas yra sudarytas iš grafito ir negrafitinių karbonatinių priemaišų. Grafito fazė yra kristalinė, kristalai gali būti skirtingo dydžio ir orientacijos. Didelio standumo anglies pluošte yra didelė dalis grafito orientuoto pluošto kryptimi (3 pav.)



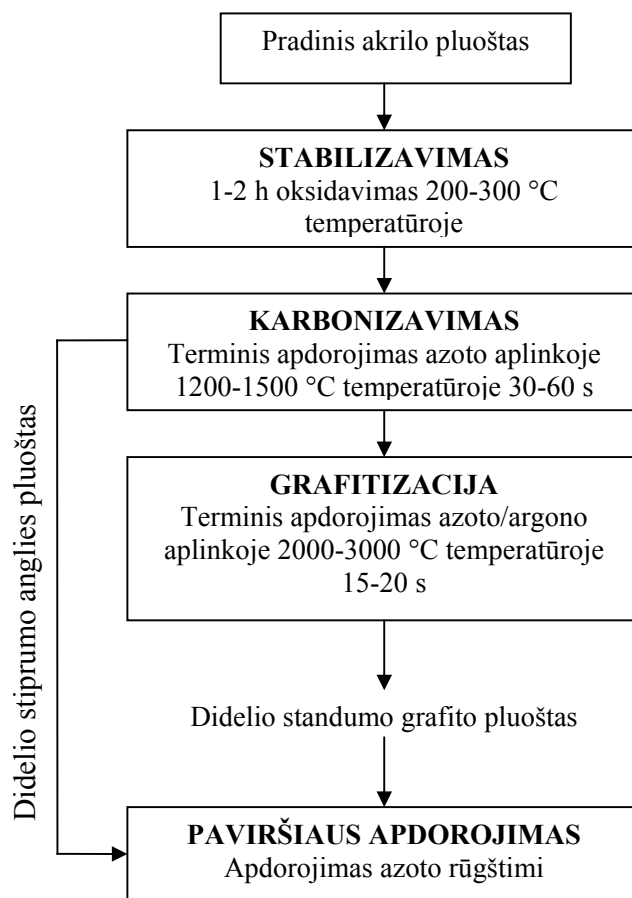
3 pav. Grafito kristalai anglies pluošto gijoje [8]

Anglies pluošto gamyba. Gaminant anglies pluoštą kontroliuojamas kristalų dydis, grafito kiekis ir jo orientacija pluošte. Plačiausiai naudojamas būdas yra poliakrilnitrilo (PAN) transformacija į anglį, o vėliau – į grafitą. Poliakrilnitrilas gaunamas polimerizuojant akrilnitrilo monomerą (4 pav.).



4 pav. Etileno → akrilnitrilo → poliakrilnitrilo seka [8]

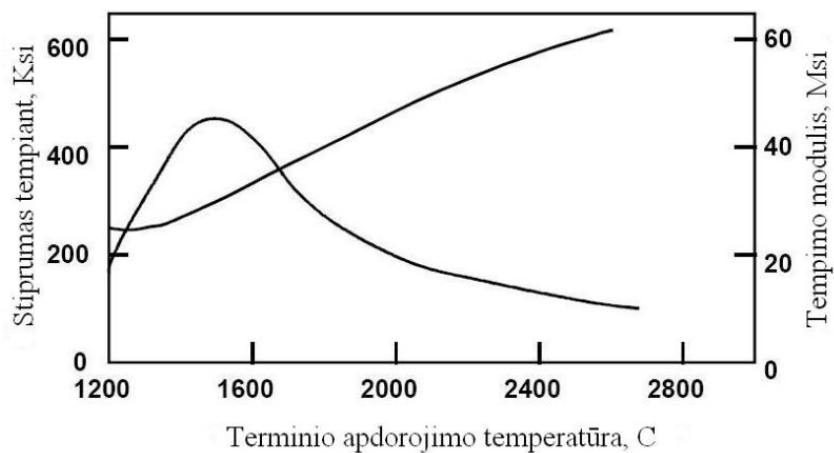
PAN transformacija pavaizduota 5 paveiksle.



5 pav. Anglies pluošto gamybos iš PAN proceso schema [8]

Pirmojoje stadijoje PAN siūlai 1-2 valandas tempiami 200-300°C temperatūroje. Taip yra suardomos molekulių grandinės. Oksiduojanti aplinka lemia deguonies molekulių prisijungimą prie anglies atomų vandenilio atomų vietose. Perteklinis deguonis pašalina vandenilį vandens pavidalu. Gautas produktas yra atsparus karščiui ir dažnai naudojamas kaip pigi konstrukcinė medžiaga. Vėliau azoto aplinkoje pluoštas kaitinamas 1200-1500°C temperatūroje 30-60 sekundžių. Tai vadinama karbonizacija – kryžmiška struktūra pakeičiama anglies žiedo struktūra; išsiskiria ir yra pašalinamas vanduo bei vandenilio cianidas. Susidarę kristalai yra labai maži ir stiprūs. Gautas pluoštas sudaro 50% pradinės PAN masės. Jis yra pigus ir gana stiprus – standumo modulis 200 GPa. Norint pasiekti didesnę stiprumą, reikalingas tolesnis temperatūrinis apdorojimas.

Trečioji stadija vadinama grafitizacija. Anglies pluošto gijos 15-20 sekundžių kaitinamos azoto/argonu aplinkoje 2000-3000°C temperatūroje. Taip likusi anglis paverčiama grafitu. Grafitas turi savybę išdėstyti bazinės plokštumas išilgai pluošto. Tačiau per šį procesą gali padidėti kristalai. Padidėjęs grafito kiekis lemia didesnę standumą, o didesni kristalai – mažesnę stiprumą (6 pav.).



6 pav. Grafitizacijos temperatūros ir pluošto savybių ryšys [8]

Pluoštas, kuris vėliau bus naudojamas dervos matricoje, oksiduojamas koncentruotoje HNO_3 arba deguonyje, kad pagerėtų sukibimas.

Anglies pluoštas taip pat gali būti gaminamas tiesiogiai iš benzino ar gudrono. Čia praleidžiama polimerinio pluošto gamybos fazė. Pradinė medžiaga 40 valandų kaitinama iki 400-500°C, kad susidarytų mezofazinis būvis. Mezofazė yra tirštas karbonatinis skystis iš kurio tiesiogiai galima susukti pradinę pluošto giją. Šis žaliavinis pluoštas stabilizuojamas oksidavimu lemiančiu sukietėjimą. Tuomet aukštoje temperatūroje atliekama grafitizacija.

Matricos medžiaga. Matricos paskirtis yra išlaikyti vietoje kompozito pluoštą, apsaugoti jį nuo aplinkos poveikio, perduoti apkrovas tarp pluošto gijų. Yra šių rūšių matricos:

- Polimero matrica (nežymiai lemia stiprumo ir standumo charakteristikas; naudojama tik išlaikyti pluoštą tam tikros formos; lengvas ir pigus apdorojimas).
- Metalo matrica (Al, Ti, super-lydiniai; turi žymią, tačiau ne dominuojančią reikšmę standumui ir stiprumui; užtikrina šilumos ir elektros laidumą; aukšta apdorojimo temperatūra lemia didelę kainą; dėl metalo matricos ir pluošto tarpusavio reakcijos reikia apsaugoti pluoštą apsaugine danga).
- Keramika (sudaro žymią dalį kompozito stiprumo ir standumo; pluošto paskirtis – sukietinti kompozitą; gamyba sudėtingesnė už metalo matricos kompozitų, nes keramikos tirpimo temperatūra aukštesnė).
- Anglies matrica (naudojama stiprumui aukštoje temperatūroje pasiekti (raketinių variklių tūtos, terminiai skydai kosminiams laivams; plačiausiai naudojami lėktuvų stabdžių diskams gaminti).

2. NUOVARGINIAI PAŽEIDIMAI

2.1. Sklandytuvo konstrukcijos nuovargio prognozavimas

Nuovarginiai pažeidimai atsiranda ilgainiui eksploatuojant konstrukcijas. Pažeidimų kaupimasis priklauso nuo medžiagos savybių, įtempių kitimo, pobūdžio, deformavimo ir aplinkos sąlygų. Mikrotūriniuose kristaluose ir tarp kristalų atsiradę pažeidimai virsta dideliais plyšiais, galutinai suardančiais konstrukcijos elementą [1].

Ciklinės apkrovos charakterizuojamos šiais parametrais: įtempių ciklu (periodu), įtempių amplitude S_a , vidutiniu įtėmiu S_m , maksimaliu įtėmiu S_{max} , minimaliu įtėmiu S_{min} , ciklų asimetrijos koeficientu ($R = S_{min}/S_{max}$).

Nuovargio bandymai atliekami tempimo, gniuždymo, lenkimo, sukimo bei šių apkrovų kombinacijų atvejais. Brėžiamos S-N (įtėmis – ciklų skaičius) kreivės.

Esant mažacikliam nuovargiui brėžiamos plastinių deformacijų histerezės kilpos, o esant daugiacykliam nuovargiui – įtempių arba deformacijų ciklų skaičiaus kreivės.

Nuovarginis stiprumas ir ribinis nuovargis labai priklauso nuo bandinio ir konstrukcijos matmenų, įtempių koncentracijos, temperatūros ir aplinkos (korozijos, erozijos, radioaktyviųjų medžiagų poveikio ir pan.) [1]. Nuovargis dažniausiai atsiranda didelių vietinių įtempių vietose (varžtų, kniedžių kiauřymėse, aštriose geometrijos pasikeitimo vietose ir pan.).

Pastebėtina, kad nedaug sumažinus įtempius galima ženkliai padidinti atsparumą nuovargiui. Jeigu apkrovos kitimo dažnis labai aukštas, turi būti sumažintas įtempių lygis. Nuovargio atžvilgiu anglies pluošto kompozitai gali būti veikiami didesnių apkrovų nei metalai. Stiklo pluošto nuovargis pasireiškia esant panašioms įtėmėms kaip ir metalų [2].

Stiklo ir anglies pluoštais sustiprintų plastikų naudojimas leido padidinti sklandytuvų sparnų mostą, naudoti plonesnius profilius, padidinti standumą sukimui, padidinti vandens balasto masę, lengviau realizuoti kintamą sparno geometriją bei sumažinti flaterio tikimybę [3].

2.2. Kompozitinių konstrukcijų ypatumai atsparumo nuovargiui atžvilgiu

Projektuojant konstrukcijas iš kompozitinių medžiagų (šiuo atveju lonžeroną iš stiklo audinio ir anglies strypelių), būtina atsižvelgti į faktą, kad nuovargio požiūriu stiklo audinys savo charakteristikomis smarkiai nusileidžia anglies pagrindo kompozitams [7]. Analizuojant lonžerono

konstrukciją nuovargio požiūriu reikia ypatingą dėmesį skirti sienelės bei užpildo tarp lonžerono lentynų bei šių elementų tarpusavio sujungimo charakteristikoms. Didžiausi lonžerono lentynos įtempiai turi būti gerokai mažesni už galimus projektinius įtempius.

Lonžerono sienelę veikia skersinė (kirpimo) jėga, taip pat jėga atsiradusi pailgėjus vienai ar kitai lonžerono lentynai dėl lenkimo momento bei gniuždymo jėga, susidaranti dėl lentynų deformavimosi. Laikoma, kad dervos matrica apkrovos nepriima.

Veikiami statinių apkrovų kompozitai pasižymi tiesine tamprumo priklausomybe iki lūžio ir yra ypač jautrūs įtempių koncentratoriams.

Metalinėse konstrukcijose pažeidimo didėjimas dėl nuovargio dažnai yra pagrindinis projektavimo kriterijus. Tuo tarpu kompozitai paprastai yra daug atsparesni ciklinėms apkrovoms. Įtempių lygis dėl, pvz., smūgio (gniuždymo apkrovos) palyginti su projektavimo kritine apkrova yra pakankamai žemas, kad pažeidimas dėl nuovargio nedidėtų. Taigi projektuojant kompozitines konstrukcijas paprastai atsižvelgiama į statines apkrovas.

Vienas didžiausių skirtumų tarp metalų ir kompozitų yra pastarųjų jautrumas aplinkos sąlygoms. Būtina nustatyti medžiagos savybes po temperatūros ir drėgmės (kuriose konstrukcija bus eksploatuojama) poveikio, o taip pat ir kitų skysčių (hidraulinio skysčio, antilediklinio skysčio) galimo poveikio.

Drėgmei ypač jautrūs termoaktyvios matricos kompozitai (drėgmės kiekis termoaktyvioje dervoje proporcingas atmosferos drėgmei). Daugelis inžinerinių kompozitų (paprastai dervų pagrindo) gali absorbuoti iki 1 % (pagal masę) drėgmės normaliomis orlaivio eksploatacijos sąlygomis. Drėgmė suminkština matricos dervą, sumažina šlyties ir gniuždymo standumą bei stiprumą. Šie efektai ypač pastebimi aukštesnėse temperatūrose, kai matrica dar labiau suminkštėjusi.

Natūralių eksploatavimo sąlygų sukūrimas atliekant natūralaus dydžio modelių bandymus gana brangiai kainuoja. Todėl bandymai atliekami kambario aplinkos sąlygomis, o apkrovos padidinamos (jei bandomos hibridinės – kompozito ir metalo – struktūros, atsiranda kitų specifinių problemų).

Taigi pagrindiniai veiksniai, lemiantys kompozitinių konstrukcijų tinkamumą aviacijai, yra statinis ir nuovarginis stiprumas, aplinkos poveikis, tolerancija pažeidimams, degamumas.

3. KOMPOZITINIŲ KONSTRUKCIJŲ TESTAVIMAS

3.1. Dokumentai, reglamentuojantys kompozitinių konstrukcijų testavimą

Pagrindiniai kompozitinės konstrukcijos elementai, kurių suirimas būtų katastrofiškas, turi būti įvertinti atsparumo nuovargiui atžvilgiu pagal EASA parengtus CS 22.572 reikalavimus [14]. Atitiktis šiems reikalavimams gali būti įrodyta vienu iš toliau nurodytų būdų ar jų kombinacija:

- a) Analogiškos (atsparumo nuovargiui atžvilgiu) konstrukcijos, turinčios patenkinamas nuovargio charakteristikas, naudojimas.
- b) Saugaus eksploatavimo nuovargio atžvilgiu analizė ar bandymai; saugaus eksploatavimo laikas neturi viršyti nustatyto nuovargio periodo, padalinto iš eksploatacijos laiko koeficiento. Naudojamas apkrovos spektras turi būti adekvatus numatomai sklandytuvo eksploatacijai. Apkrovos spektras ir eksploatacijos laiko koeficientas turi būti suderinti su EASA. Skaičiavimais pagrįsta analizė yra pakankama tik jei ji yra konservatyvi ir patvirtinta EASA.
 - vertinant konstrukciją, kurioje gali atsirasti pakitimų dėl medžiagos nevienalytiškumo ir aplinkos sąlygų, į minėtuosius veiksnius turi būti atsižvelgta;
 - jei atliekami nuovargio bandymai, turi būti atliktas liekamojo stiprumo testas arba analizė ir testas, įrodysiantys, kad konstrukcija geba išlaikyti didžiausias leistinas eksploatacines apkrovas.
- c) Saugaus suirimo tyrimas. Jis motyvuojamas taip:
 - 1) dubliavimas:

skaičiavimais ir/arba bandymais turi būti įrodyta, kad katastrofiškas konstrukcijos suirimas dėl nuovarginio pagrindinio elemento pažeidimo yra neįmanomas – likusios konstrukcijos dalys gali išlaikyti didžiausias leistinas eksploatacines apkrovas. Turi būti numatytos ir techninės priežiūros vadove pateiktos patikros procedūros. Taip pat turi būti atsižvelgta į vietinius pažeidimus, galinčius sukelti flaterį.
 - 2) pažeidimų tolerancija:
 - bandymais arba skaičiavimais ir bandymais turi būti įrodyta, kad konstrukcija yra pajėgi išlaikyti didžiausias eksploatacines apkrovas be tokių pažeidimų, kuriuos galima būtų nustatyti inspektuojant;

- turi būti įvertinti nuovarginių pažeidimų, pažeidimų nuo korozijos ar gamybinių defektų didėjimo sparta veikiant eksploatacinėms apkrovoms;
- turi būti atliktas konstrukcijos liekamojo stiprumo bandymas, įrodantis, kad didžiausios eksploatacinės apkrovos nesukelia netoleruotinų pažeidimų;
- turi būti numatytos ir techninės priežiūros vadove pateiktos inspektavimo bei kitos procedūros, užkertančios kelia katastrofiškam konstrukcijos suirimui;
- turi būti įvertintas standumo pakitimas, esantis pažeidimų tolerancijos ribose, tačiau galintis lemti flaterio atsiradimo galimybę.

(a) dalyje nurodytas konstrukcijos panašumas turi būti išlaikytas šiais aspektais:

- veikiantys įtempiai, galintys atsirasti esant bet kokiam eksploatacijos scenarijui bet kuriuo eksploatacijos metu;
- apkrovos spektras;
- konstrukcija (taip pat įtempių koncentratoriai);
- medžiagos (taip pat jų nepastovumas, aplinkos poveikis, gamybos metodai).

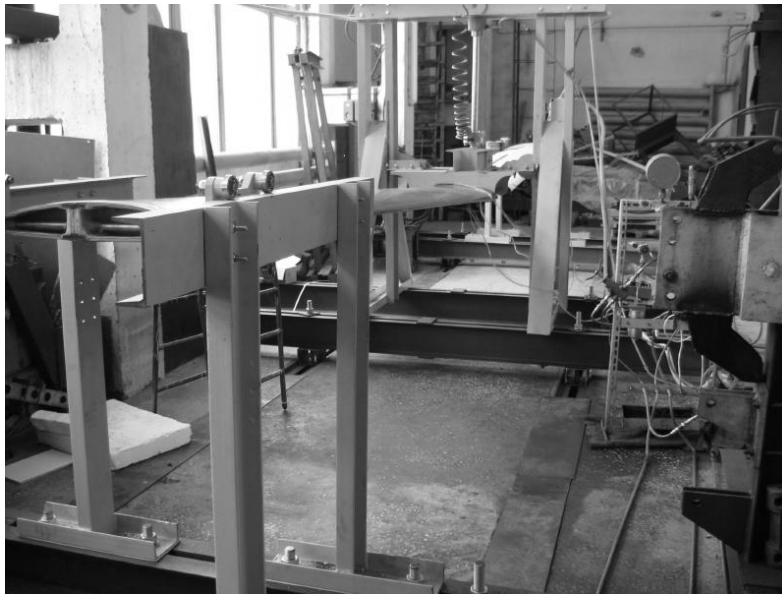
Gamintojai gali susidaryti savo apkrovos spektrą vadovaudamiesi viena iš šių metodikų:

- KoSMOS apkrovos spektras [15];
- Thielemann ir Franzmeyer apkrovos spektras [17].

3.2. Kompozitų bandymo programos ir gaminių sertifikavimas

Norint pigiau ir greičiau atlikti sklandytuvo nuovargio bandymus, turi būti įrodyta (bandymais ar/ir skaičiavimais), kad (pagal JAR 22.627 ir JAR 22.619) nėra tokių įtempių koncentracijų zonų, kuriose įtempių lygis, naudotas eksploatacijos laiko bandymams, yra viršijamas. Šio reikalavimo tenkinimas gali būti įrodytas statiniu bandymu, jei naudojamas $j=1.5 \times 1.15=1.725$ atsargos koeficientas [3].

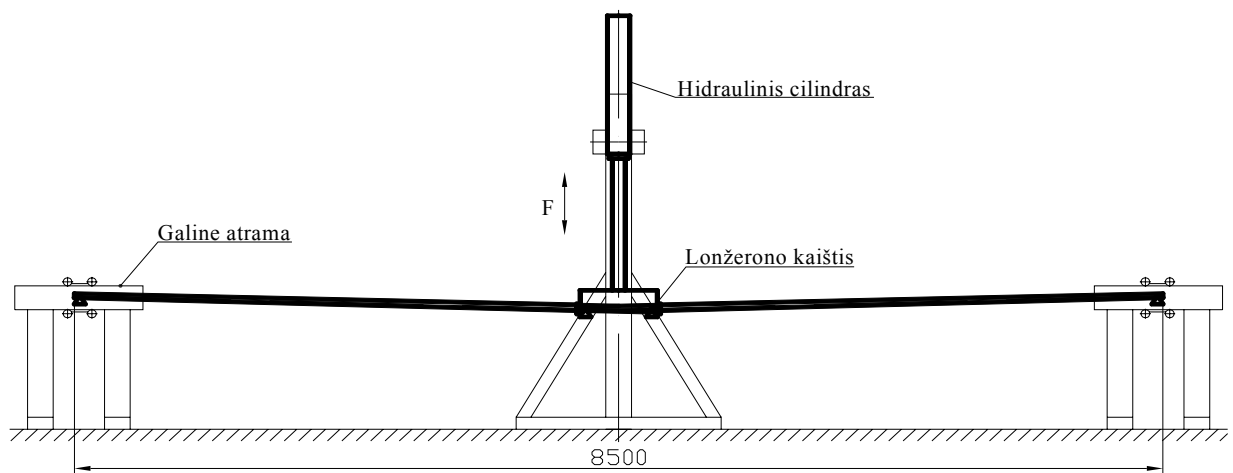
Didžiausios apkrovos testas ($j=1.5$) turi būti atliekamas 54°C temperatūroje. Ši temperatūros reikšmė gaunama susumavus „karščiausios vasaros dienos“ temperatūrą (38°C pagal FAR 23.1043) ir temperatūros padidėjimą dėl saulės radiacijos, kuris esant baltam poliruotam paviršiui yra lygus mažiausiai 16° C [4]. Bandymų standas ir jo schema pavaizduoti 7 a, b, ir c paveiksluose. Apkrovų ribos $n=+5.9$ ir $n=-3.9$ (laikoma, kad dideliu greičiu (300 km/h) skrendantis sklandytuvas patenka į ± 10 m/s vėjo gūsi) [3].



a)



b)

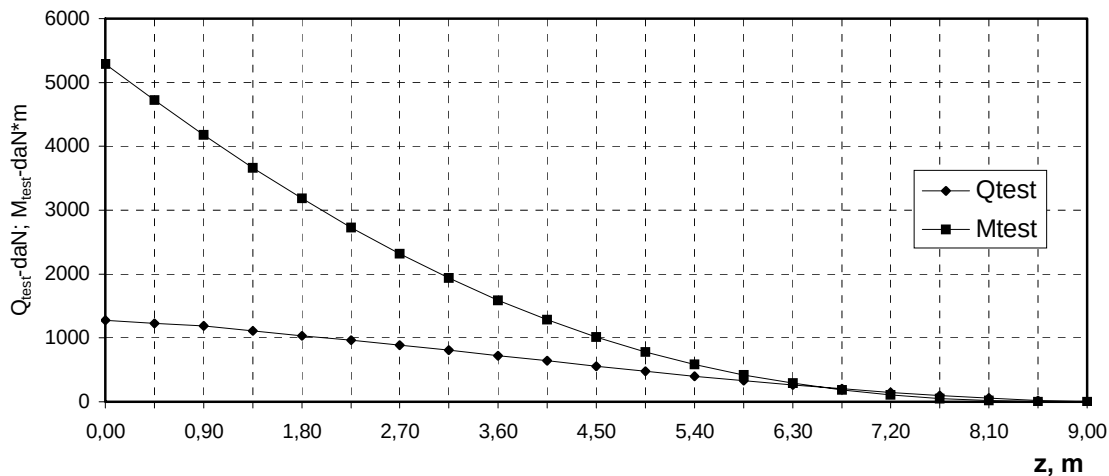


c)

7 pav. Bandymų stendas (AB „Sportinė aviacija“) (a), (b) ir jo schema (c)

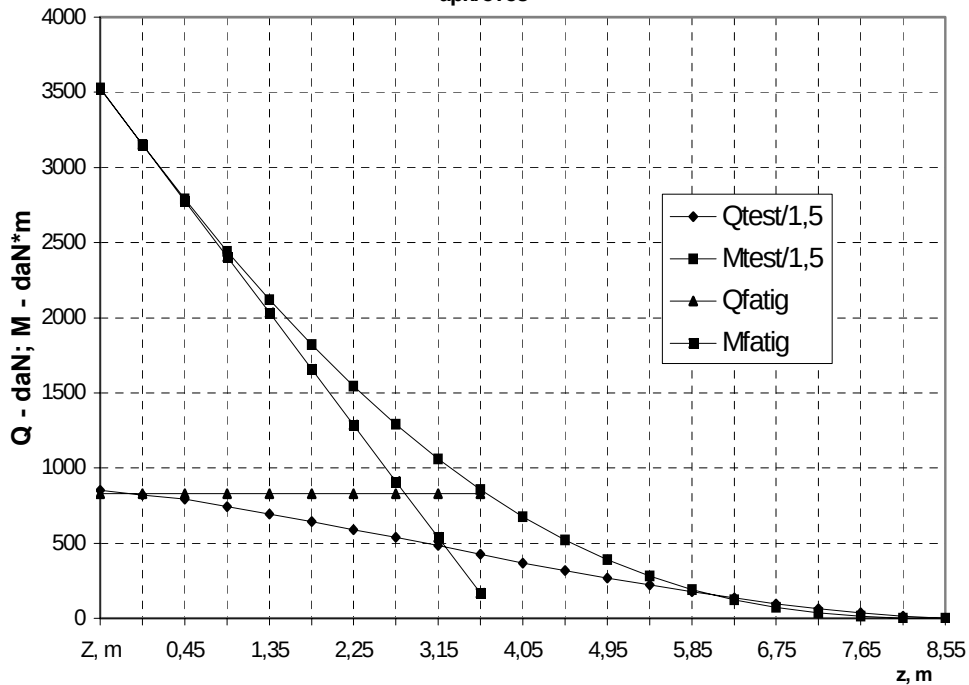
Prieš pradedant nuovargio bandymus, būtina atlikti statinį testą naudojant projektinę apkrovą ($j=1.0$) kambario temperatūroje. Išmatuoti įtempiai palyginami su apskaičiuotaisiais. Jei duomenys nesutampa, apkrova turi būti pakeista ekstrapoliuojant, o nauja apkrova naudojama kaip pagrindas tolesniems bandymams. Iš statinio bandymo duomenų taip pat galima nubraižyti lenkimo momento kreivę bei nustatyti įtempių pasiskirstymą. Statinio bandymo apkrovų pasiskirstymas pavaizduotas 8 pav. Sparną veikiančių apkrovų diagramos nuovargio bandymui pavaizduotos 9 pav. [5].

LAK-17A sparno statinio bandymo apkrovos



8 pav. Statinio bandymo apkrovų pasiskirstymas [5]

Lak-17A didžiausios eksploatacinės apkrovos ir didžiausios nuovargio bandymo apkrovos



9 pav. Apskaičiuotų ir faktinių nuovargio bandymo apkrovų pasiskirstymo palyginimas [5]

Atliekant nuovargio bandymus kas 5 dienas atliekami statiniai testai ($j=0.5$); matuojami įtempiai, deformacijos ir jėga. Tai atliekama tam, kad būtų galima įvertinti sparno standumo kitimą eksploatacijos laikotarpiu.

Po nuovargio bandymų programos atliekamas statinis bandymas kambario temperatūroje (iki $j=1.0$). Norint įvykdyti LBA reikalavimus, būtinas statinis testas 54°C temperatūroje iki didžiausios apkrovos. Apkrova turi būti išlaikyta mažiausiai 3 s ir nesukelti jokių pažeidimų ar liekamųjų deformacijų.

Eksploatacijos laiko įvertinimas pagal Palmgren-Miner taisyklę [3]. Pirmiausia turi būti gautos S-N diagramos smarkai apkrautiems konstrukcijos elementams. Jei naudojami bandiniai, jų struktūra turi atitikti originalo struktūrą.

Teoriškai pagrįsta, kad egzistuoja linijinis pažeidimų kaupimasis, kai yra skirtingos apkrovos amplitudės [6]. Besikaupiančiojo pažeidimo koeficientas apskaičiuojamas pagal formulę:

$$D = \sum_{i=1}^k \frac{n_i}{N_i} = 1, \quad (1)$$

čia: k – apkrovų žingsnių suma;

n_i – apkrovos spektro ciklų skaičius esant σ_i įtempiui;

N_i – ciklų iki lūžio skaičius esant σ_i įtempiui.

Koeficientas D priklauso nuo apkrovos spektro, apkrovos sekos, įtempių lygio, bandinio struktūros, kompozitų sluoksnių tarpusavio padėties.

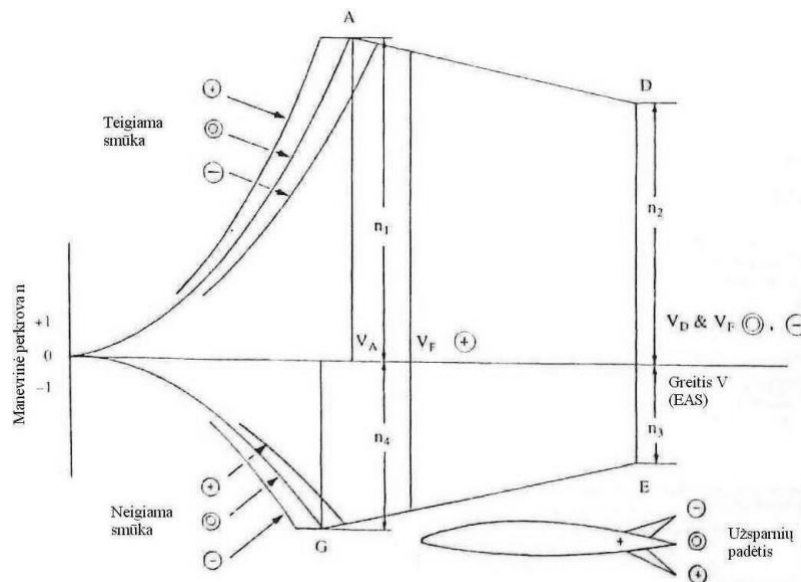
Norint sumažinti atliekamų bandymų kainą (sumažinti ciklų skaičių), galima padidinti apkrovą taip, kad besikaupiančiojo pažeidimo koeficientas išliktų nepakitęs.

4. SKLANDYTUVO SPARNO TVIRTINIMO MAZGUS VEIKIANČIOS APKROVOS

4.1. Sparną veikiančios apkrovos

Sparną veikia jo sunkio jėga, keliamoji jėga, sukimo momentas sparno išilginės ašies atžvilgiu bei apkrovos, veikiančios horizontalioje plokštumoje. Pastarosios šiame darbe neįvertintos. Skaičiavimai atliekami pagal [10] šaltinyje pateiktą metodiką, naudojamas Maple 9 matematinis paketas.

Apkrovoms skaičiuoti skrydžio režimas pasirenkamas toks, kad susidarytų didžiausia perkrova. 10 pav. pateikta skrydžio gaubiamoji [11], iš kurios matyti, kad didžiausia perkrova galima, kai greitis ne didesnis už manevrinį greitį V_A .



10 pav. Manevrinė gaubiamoji [11]

Sparno sunkio jėga veikia priešinga kryptimi nei sparno keliamoji jėga, todėl sparnas labiausiai apkraunamas, kai sparno balasto bakai tušti (mažesnis išskirstytasis krūvis nuo sunkio jėgos), o sklandytuvo masė didžiausia.

Skaičiuojamoji apkrova q_{sp}^{skc} nuo sparno sunkio jėgos apskaičiuojama pagal formulę (visas skaičiavimo algoritmas pateiktas 1 priede)

$$q_{sp}^{skc} = \frac{W_{sp} \cdot n_e \cdot f}{S_{sp}} \cdot c_{(y)}, \quad (2)$$

čia: W_{sp} – sparno sunkio jėga, N;

$n_e=5.3$ – eksploatacinė perkrova [2];

$f=1.5$ – atsargos koeficientas [2];

S_{sp} – sparno plotas, m^2 ;

$c_{(y)}$ – sparno styga sparno pjūvyje, m.

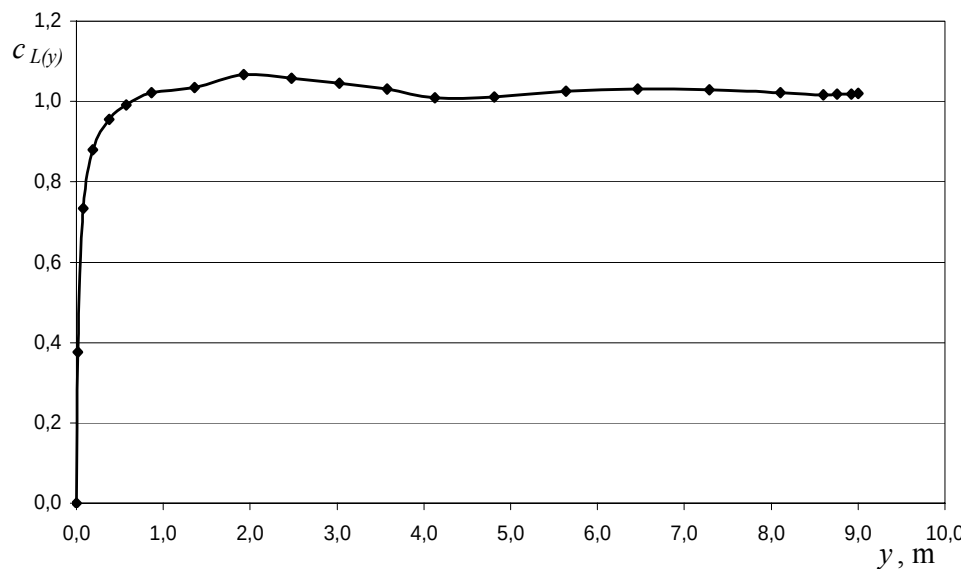
Skaičiuojamoji apkrova $q_{aero}^{skē}$ nuo sparno keliamosios jėgos apskaičiuojama pagal formulę

$$q_{aero}^{skē} = \frac{W_s \cdot n_e \cdot f}{S_{sp}} \cdot \frac{c_{L(y)} \cdot c_{(y)}}{c_L}, \quad (3)$$

čia: W_s – sklandytuvo sunkio jėga, N;

$c_{L(z)}$ – sparno keliamosios jėgos koeficientas sparno pjūvyje;

c_L – sparno keliamosios jėgos koeficientas (11 pav.).



11 pav. Keliamosios jėgos koeficientas $c_{L(y)}$ išilgai sparno

Sparno keliamosios jėgos koeficientas apskaičiuojamas pagal formulę

$$c_L = \frac{2 \cdot W_s \cdot n_e}{\rho \cdot V_A^2 \cdot S_{sp}}, \quad (4)$$

čia: ρ – oro tankis, kg/m^3 ;

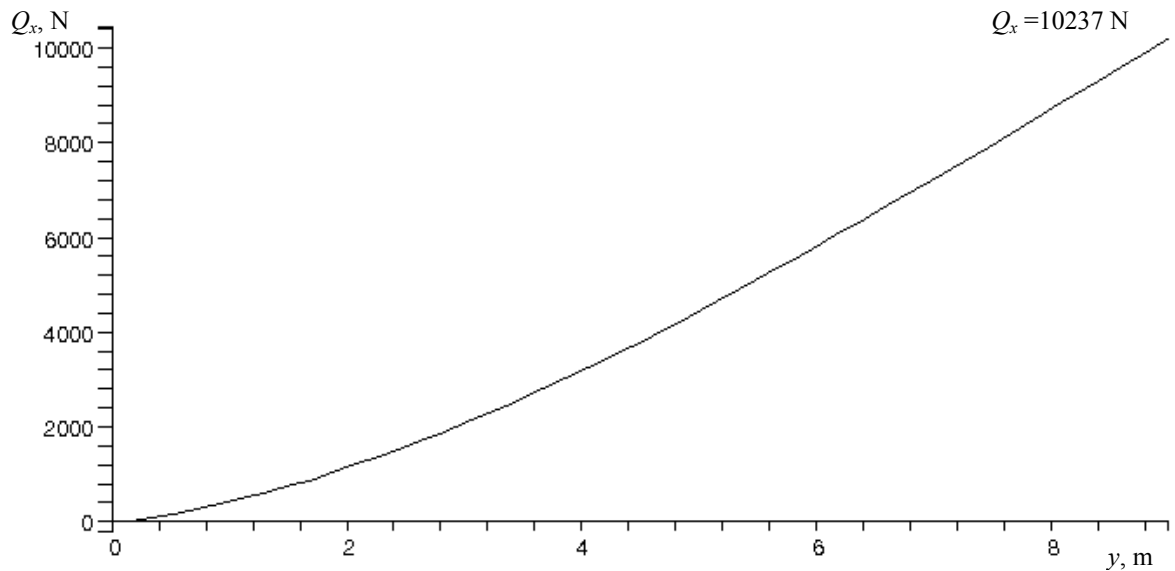
V_A – manevrinis greitis, m/s [3].

Skersinė jėga Q_x ir lenkimo momentas M_x sparno skerspjuviuose apskaičiuojami taip (skaičiavimo rezultatus iliustruoja 12 ir 13 paveiklai):

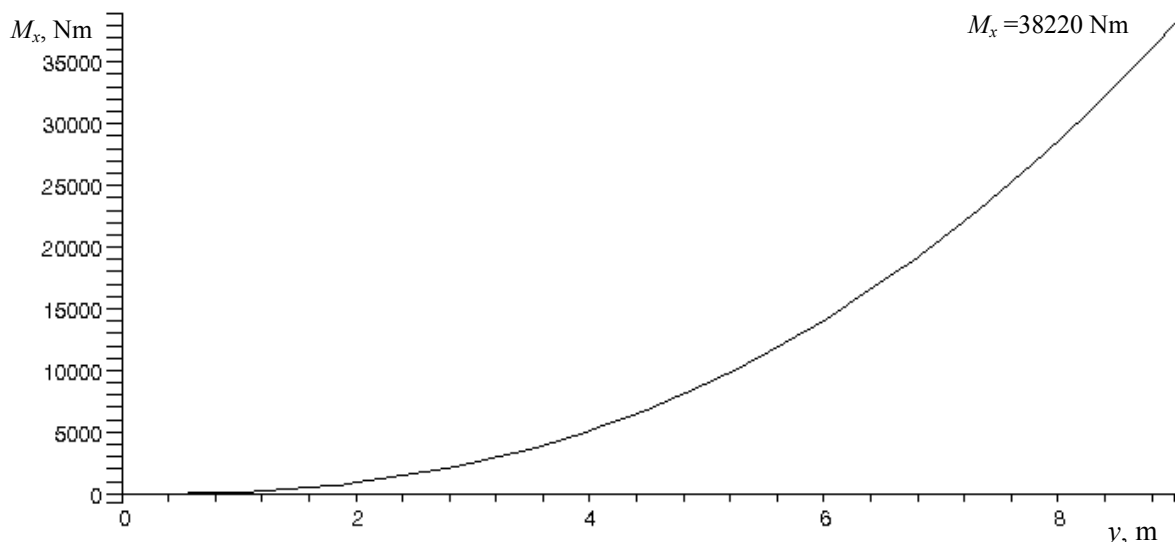
$$Q_x = \int_0^y q_{sum}^{skc} dy, \quad M_x = \int_0^y Q_x dy, \quad (5),(6)$$

čia: $q_{sum}^{skc} = q_{aero}^{skc} - q_{sp}^{skc}$ – suminė apkrova, N;

y – pjūvio atstumas nuo sparno galo, m.



12 pav. Skersinė jėga Q_x išilgai sparno



13 pav. Lenkimo momentas M_x išilgai sparno

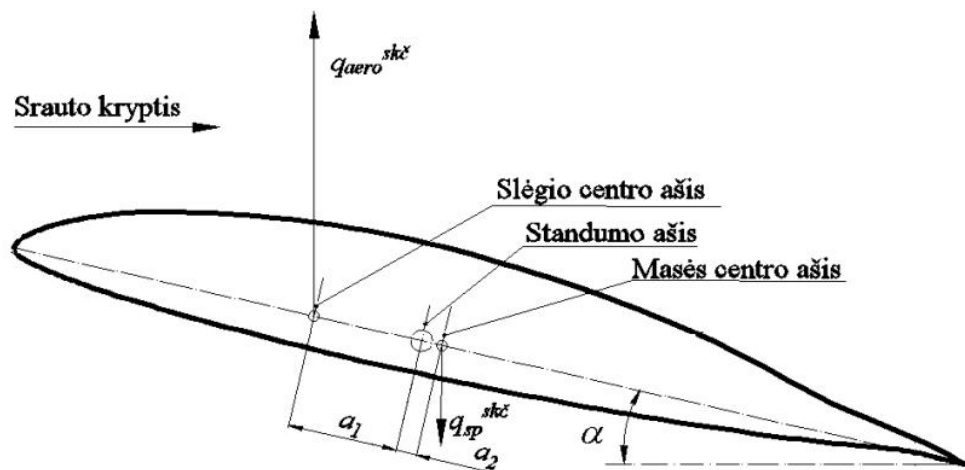
Sparno sukimo momentas atsiranda dėl skirtingos standumo ašies ir apkrovų tarpusavio padėties (14 ir 15 pav.).

Sukimo momentas tam tikrame sparno pjūvyje apskaičiuojamas pagal formulę

$$m_y = q_{aero}^{skč} \cdot a_1 + q_{sp}^{skč} \cdot a_2, \quad (7)$$

čia: a_1 – atstumas tarp slėgio centrų ir standumo centrų išilgai sparno, m;

a_2 – atstumas tarp sunkio centrų ir standumo centrų išilgai sparno, m.

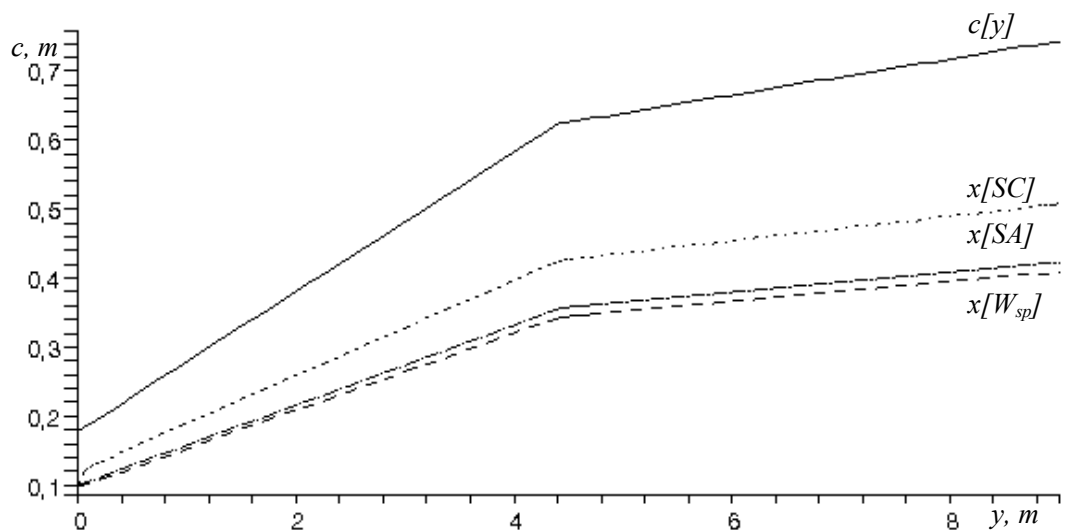


14 pav. Sparno keliamoji ir sunkio jėgos šakniniame pjūvyje

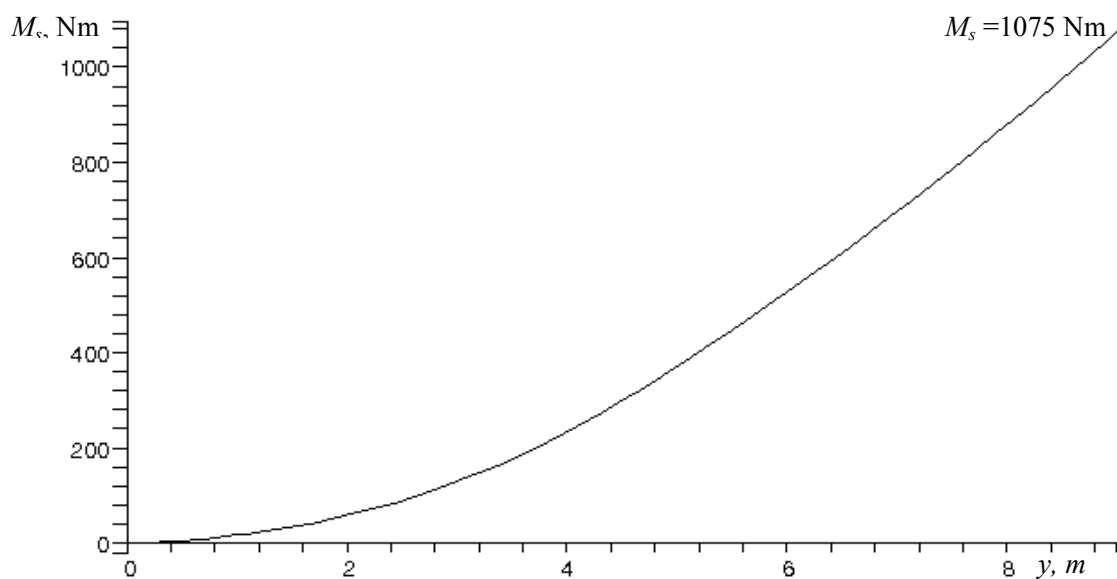
Visas sukimo momentas M_s (16 pav.) apskaičiuojamas integruojant:

$$M_s = \int_0^y m_y dy. \quad (8)$$

Laikoma, kad keliamosios ir sunkio jėgos pridėties taškai yra ant profilio stygos.



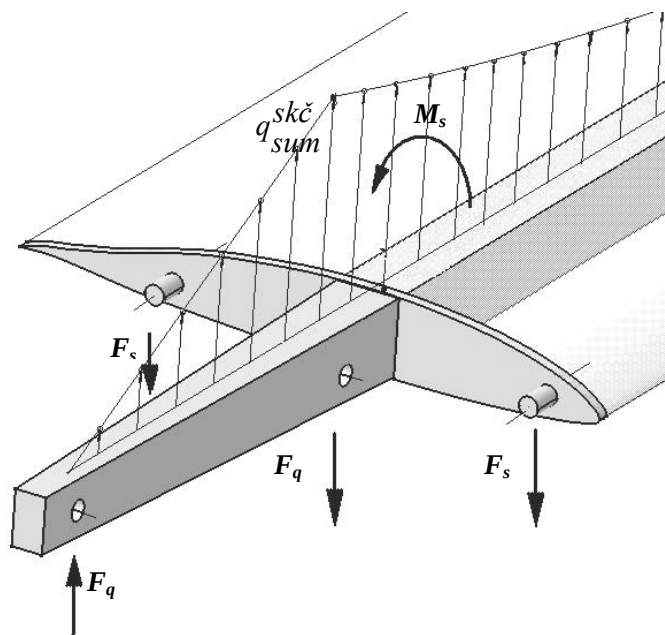
15 pav. Sparno stygos $c[y]$, slėgio centro ašies $x[SC]$, standumo centro ašies $x[SA]$ ir sunkio jėgos $x[W_{sp}]$ santykinės padėties išilgai sparno



16 pav. Sukimo momentas M_s išilgai sparno

4.2. Sparno tvirtinimo mazgų apkrovos

Lenkimo momentas nuo išskirstytosios apkrovos $q_{sum}^{skč}$ perduodamas lonžeronų šakėmis į sparnų sujungimo kaiščius (reakcijos F_q). Skersinė jėga $q_{sum}^{skč}$ ir sukimo momentas M_s perduodamas sparno šakninėje nerviūroje fiksuojamiems pirštams, įtvirtintiems fiuzeliaže (reakcijos F_s) (17 pav.).



17 pav. Sparno tvirtinimo elementai

Lūžis, pavaizduotas 18 paveiksle (a,b), atsirado po sparno statinio bandymo [5]. Taigi nustatyti nuovargio reikšmę konstrukcijai šioje zonoje ypač svarbu.



a)



b)

18 pav. Sparno tvirtinimo šakės lūžis ties kaiščiu

Didžiausios lenkimo momento reikšmės susidaro ties sparno tvirtinimo šakėmis. Lūžis nuo statinės apkrovos ties sparno sujungimo kaiščiu (potencialiu įtempių koncentratoriumi) rodo, kad šioje zonoje susidaro dideli įtempiai. Tikslesnėms išvadoms padaryti bei konstrukcijos nuovargiui prognozuoti reikalinga įtempių analizė baigtinių elementų metodu.

5. MODELIAVIMAS BAIGTINIAIS ELEMENTAIS

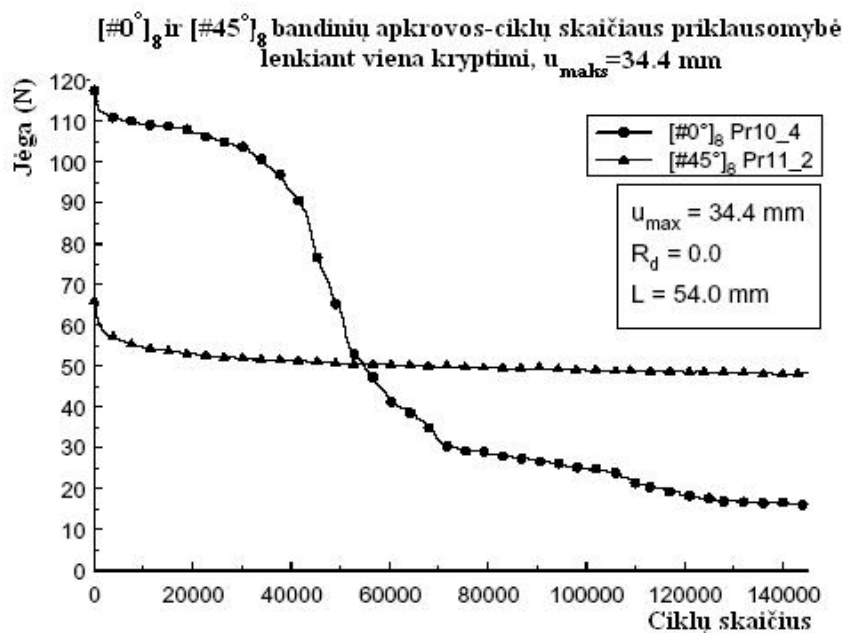
5.1. Kompozitų nuovargio modeliavimo baigtiniais elementais apžvalga

Egzistuojantys pluoštu sustiprintų kompozitų nuovargio modeliai gali būti suskirstyti į šias grupes [9]: (i) nuovargio modeliai (S-N kreivės), (ii) pažeidimų kaupimosi modeliai („mechanistiniai modeliai“) ir (iii) fenomenologiniai liekamojo standumo/stiprumo modeliai. Daugelis modelių apima tik vienakryptę nuovargio apkrovą, nors kai kurie buvo taikomi nuovarginės apkrovos keleto ašių atžvilgiu poveikiui nustatyti.

(i)-osios kategorijos modeliuose apkrova keleto ašių kryptimi dažnai įgyvendinama taikant statinio suirimo kriterijų (pvz., Tsai-Wu, Tsai-Hill) ir pakeičiant statinį stiprumą nuovarginiu stiprumu. Šio modelio trūkumas yra tas, kad nuovarginis stiprumas turi būti nustatytas eksperimentiškai esant įvairioms įtempių amplitudėms, apkrovos koeficientams ir dviašės apkrovos dedamųjų santykiams. Tai reikalauja daug eksperimentinių duomenų (S-N kreivių), kurios tiesiogiai nusako nuovargį, tačiau nesuteikia žinių apie nuovarginių pažeidimų mechanizmą, įtrūkių atsiradimą ir elgseną bei apie medžiagos charakteristikų pakitimą.

Gera žinoma „mechanistiniai“ modeliai daugiašės ciklinės apkrovos atvejais yra kontinuumo pažeidimų modeliai [9]. Pastaruoju metu Shokrier ir Lessard [9] pasiūlė vadinamąjį „bendrąjį liekamųjų medžiagos charakteristikų degradavimo modelį“ viena kryptimi sustiprintiems laminatams, kuriame naudojamas Hashin tipo nuovarginio suirimo kriterijus pažeidimo būviui nustatyti ir atitinkamai sumažinamos elastiškumo charakteristikos.

Iš W. van Paepegem atliktų bandymų (19 pav.) [9] matyti, kad $[\#0^\circ]_8$ serijos bandinių standumas iš pradžių mažėjo palaipsniui, o po 40000 ciklų – labai sparčiai.



19 pav. Stiklo audinio laminatų apkrovos-ciklų skaičiaus priklausomybė

[$\#45^\circ$]₈ serijos bandiniai buvo veikiami mažesne jėga, nes mažesnis jų standumas. Tačiau po 50000 ciklų šios serijos bandinių liekamasis standumas buvo didesnis nei [$\#0^\circ$]₈ serijos.

Abiejų serijų bandinių ašių poslinkis nuo pradinės plokštumos taip pat gali būti gana skirtingas. [$\#0^\circ$]₈ serijos bandinio profilis gali pakisti nuo sklandžios kreivės testo pradžioje iki tiesios linijos lūžtant.

Pažymėtina, kad liekamosios deformacijos kaupimasis [$\#45^\circ$]₈ serijos bandiniuose esant didelėms deformacijoms u_{max} buvo didelis – atsirasdavo liekamoji deformacija pašalinus apkrovą. [$\#0^\circ$]₈ serijoje to nepastebėta iki galutinio suirimo.

Kad būtų galima sumodeliuoti eksperimentiškai nustatytą fenomeną, reikia atsižvelgti į šiuos parametrus: (i) standumo sumažėjimą (mažėjančią lenkimo jėgą), (ii) įtempių persiskirstymą (kintantį bandinio profilį) ir (iii) liekamosios deformacijos kaupimąsi.

Pirmiausia būtina išskirti du pažeidimų tipus – vidinį sluoksnio pažeidimą (matricos įtrūkiai, pluošto ir matricos atsiskyrimas, pluošto lūžis ir kt.) ir išorinį sluoksnio pažeidimą (atsisluoksniavimą). Minėtųjų pažeidimų tipų priežastys yra skirtingos – vidinius pluošto pažeidimus sukelia įtempiai plokštumoje (σ_{11} , σ_{22} , σ_{12}), o erdviniai įtempiai (σ_{13} , σ_{23} , σ_{33}) lemia išorinio sluoksnio pažeidimus. Anksčiau minėtajame bandyme nebuvo atsižvelgta į atsisluoksniavimą, nes išklojimo schema buvo pasirinkta tokia, kad minėtas reiškinys (esant nustatytai apkrovai) neatsirastų.

Pažeidimo didėjimo lygtys turi priklausyti nuo daugiaašio σ_{ij} įtempių būvio plokštumoje ir nuo konkrečios pažeidimo kintamojo D_{ij} vertės. Kadangi σ_{ij} komponentai nesuteikia informacijos apie rezervą iki lūžio, buvo išplėtoti nauji įtempių įvertinimo kriterijai [21]. Nuovarginio lūžio indeksai $\sum_{ij}^{2D} (i, j = 1, 2)$ esant ciklinei apkrovai plokštumoje gali būti apskaičiuoti iš Tsai-Wu statinio suirimo kriterijaus pakeičiant nominaliuosius įtempius σ_{ij} į efektinius įtempius $\sigma_{ij} / (1 - D_{ij})$.

Nuovarginio lūžio indeksai kiekybiškai įvertina kryptinius rezervus iki lūžio veikiant apkrovai plokštumoje atsižvelgiant į esamą pažeidimo būvį (D_{11}, D_{22}, D_{12}).

Praktiškai beveik nenagrinėtas liekamosios deformacijos fenomenas gali būti įvertintas darant šias prielaidas:

- liekamoji deformacija yra susijusi su pažeidimais dėl šlyties D_{12} , nes $[\#0^\circ]_8$ serijoje minėtasis fenomenas nepastebėtas. Be to, labai tikėtinas paaiškinimas, kad matricos šiukšlės, atsiradusios nuo šlyties įtempių, kaupiasi atsiradusiuose matricos plyšiuose. Taigi gali būti daroma prielaida, kad liekamosios deformacijos didėjimo sparta proporcinga šlyties pažeidimų didėjimo spartai,
- kuo daugiau plyšių atsiveria matricoje, tuo daugiau šiukšlių gali juose susikaupti. Todėl liekamoji deformacija $\bar{\epsilon}_{11}$ ir $\bar{\epsilon}_{22}$ kryptimis gali būti proporcinga deformacijos amplitudei atitinkamomis kryptimis,
- jei plyšių neatsiranda gniuždomoje bandinio dalyje, toliau laikoma, kad, esant gniuždymo apkrovai, liekamoji deformacija nedidėja.

Pažymėtina, kad liekamoji deformacija tempiamoje bandinio dalyje lemia svarbiausiųjų įtempių mažėjimą labiau nei gniuždomoje bandinio dalyje.

Iš eksperimentų [9] matyti, kad dėl nuovargio pluoštu sustiprintuose plastikuose gali atsirasti šie reiškiniai: (laipsniškas) standumo sumažėjimas, kintančios poslinkio reikšmės lenkiant, liekamosios deformacijos kaupimasis.

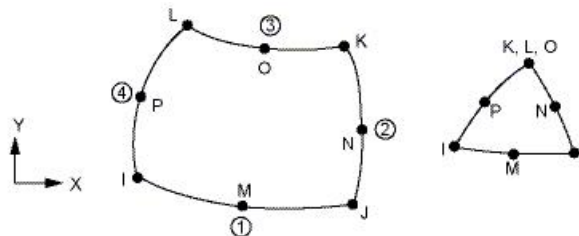
Jai domina minėtieji reiškiniai, o ne tik suirimo momentas, turi būti sudarytas pažeidimų modelis. Pažeidimų dėl nuovargio modelis gali būti pagrįstas mechaniniu požiūriu - pasirinkti pažeidimus charakterizuojantys parametrai gali nusakyti standumo mažėjimą ir lemti plastiškumo savybes.

5.2 Sparno tvirtinimo mazgo modeliavimas baigtiniais elementais

5.2.1. Baigtinių elementų aprašas

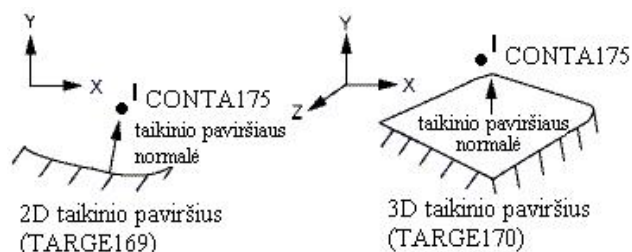
Modeliuoti naudojama analizės baigtiniais elementais programa ANSYS 10.

PLANE183 – antros eilės 2D baigtinis elementas (20 pav.), užtikrinantis tikslius rezultatus esant didelėms deformacijoms. Galima nurodyti elemento storį. Yra du šio elemento tipai – trikampiai ir keturkampiai. Aštuoni mazgai užtikrina gerą kreivų ribų diskretizavimą. Kiekvienas mazgas turi du laisvės laipsnius, elementas turi plastiškumo, hiperplastiškumo, valkšnumo, didėjančio standumo, didelių poslinkių ir didelių deformacijų savybes.



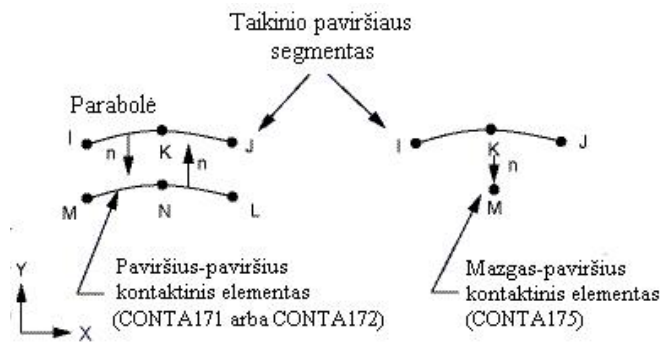
20 pav. PLANE183 baigtinis elementas [13]

CONTA175 – baigtinis elementas (21 pav.) gali būti naudojamas kontaktui ar slydimui tarp dviejų paviršių (arba tarp mazgo ir paviršiaus, arba linijos ir paviršiaus) modeliuoti dvimačiuose ir trimačiuose uždaviniuose. Kontaktas atsiranda kai CONTA175 paviršius susiliečia su taikinio elementais (pvz., TARGE169). Elementas apibrėžiamas vienu mazgu, taikinio elementai gali būti dvimačiai, trimačiai, kevalai ar strypiniai elementai. Kontakto elementų realiosios konstantos turi būti vienodos.



21 pav. CONTA175 baigtinis elementas [13]

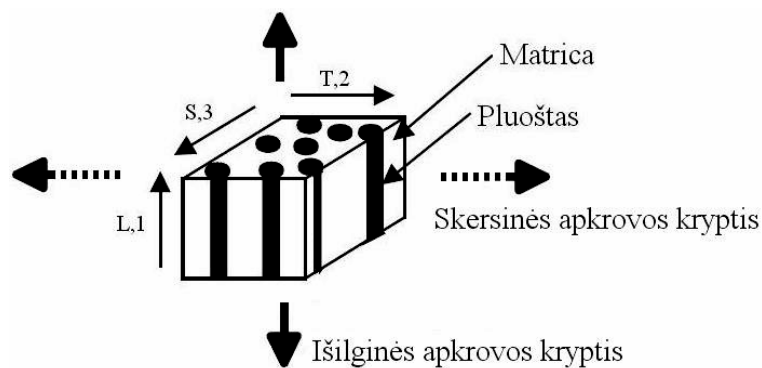
TARGE169 – baigtinis elementas (22 pav.), naudojamas sudaryti kontaktiniam paviršiui ant kūno. Paviršius yra diskretizuojamas šiais elementais ir susiejamas su kontakto elementais per realiąsias konstantas. Kūnas gali būti absoliučiai standus arba deformuojamas.



22 pav. TARGE169 baigtinis elementas [13]

5.2.2. Tariamųjų medžiagų charakteristikos

Medžiagos charakteristikoms nusakyti sudaromos standumo matricos. Kadangi ir lonžerono lentynos, ir sienelės yra sudarytos iš daugelio elementų bei stiklo audinio sluoksnių, plokščiam uždaviniui suformuluoti apskaičiuojamos tariamosios medžiagos charakteristikos. 23 pav. pavaizduotas išilgine ir skersine kryptimi apkrautas kompozito modelis. Skaičiuojama pagal klasikinę metodiką, pateiktą [8] šaltinyje.



23 pav. Kompozito, apkrauto išilgine ir skersine kryptimis, modelis [8]

Išilginių kompozito charakteristikų skaičiavimas.

Kompozito standumo koeficientams apskaičiuoti įvertinamos sudedamųjų dalių charakteristikos bei daromos šios prielaidos:

- pluošto gijos yra vientisos per visą kompozito ilgį;

- pluošto gijos išklotos tik viena kryptimi;
- apkrova pridedama lygiagrečiai gijoms;
- tarp pluošto gijų ir matricos egzistuoja idealus ryšys.

Kompozito įtempiai gali būti apskaičiuoti pagal paprastą komponentų taisyklę (įrodymą žr. [8]). Standumo modulis išilgine pluoštui kryptimi apskaičiuojamas pagal formulę

$$E_c = E_m V_m + E_f V_f, \quad (9)$$

čia: E_c – kompozito standumo modulis išilgine kryptimi, Pa ;

E_m – matricos standumo modulis, Pa;

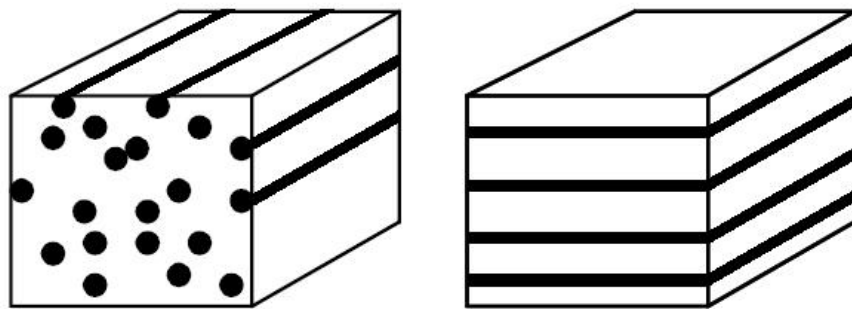
E_f – pluošto gijų standumo modulis, Pa;

V_m – matricos tūrio dalis kompozite;

V_f – pluošto tūrio dalis kompozite.

Skersinių kompozito charakteristikų skaičiavimas.

Kompozito charakteristikų skersine kryptimi nustatymas yra sudėtingesnis. Išilgai jėgos veikimo krypties kompozito sudedamųjų dalių santykis nėra pastovus dydis, todėl sudaromas hipotetinis kompozito modelis, kuriame pluošto ir matricos medžiagos sluoksniai periodiškai pasikartoja. Šiuo atveju pluoštas yra modeliuojamas plokštelių pavidalu (24 pav). Pažymėtina, kad kompozito standumas didėja didėjant pluošto tūrio daliai, bet daugeliu atveju didžiausia praktiškai įmanoma pluošto dalis kompozite yra 0.75.



24 pav. Realus kompozitas (kairėje) ir plokštelinis modelis (dešinėje)

Taikant elastinį modelį, standumo modulis skersine kryptimi apskaičiuojamas pagal formulę [8]:

$$E_T = 2(1 - \nu_f + (\nu_f - \nu_m)V_m) \left((1 - C) \frac{K_f(2K_m + G_m) - G_m(K_f - K_m)V_m}{(2K_m + G_m) + 2(K_f - K_m)V_m} + C \frac{K_f(2K_m + G_m) + G_m(K_m - K_f)V_m}{(2K_m + G_m) - 2(K_m - K_f)V_m} \right) \quad (10)$$

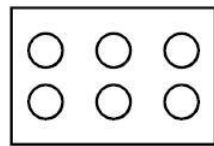
čia: $K_f = \frac{E_f}{2(1 - \nu_f)}$, $K_m = \frac{E_m}{2(1 - \nu_m)}$, $G_f = \frac{E_f}{2(1 + \nu_f)}$, $G_m = \frac{E_m}{2(1 + \nu_m)}$;

E_T – kompozito standumo modulis skersine kryptimi, Pa;

ν_f – pluošto Puasono koeficientas;

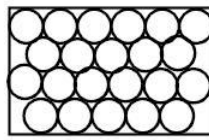
ν_m – matricos Puasono koeficientas;

C – koeficientas, įvertinantis pluošto gijų tarpusavio padėtį (25 pav.).



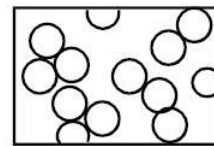
$C=0$

Izoliuotas pluoštas
Ištisinė matrica



$C=1$

Izoliuota matrica
Susiliečiantis pluoštas

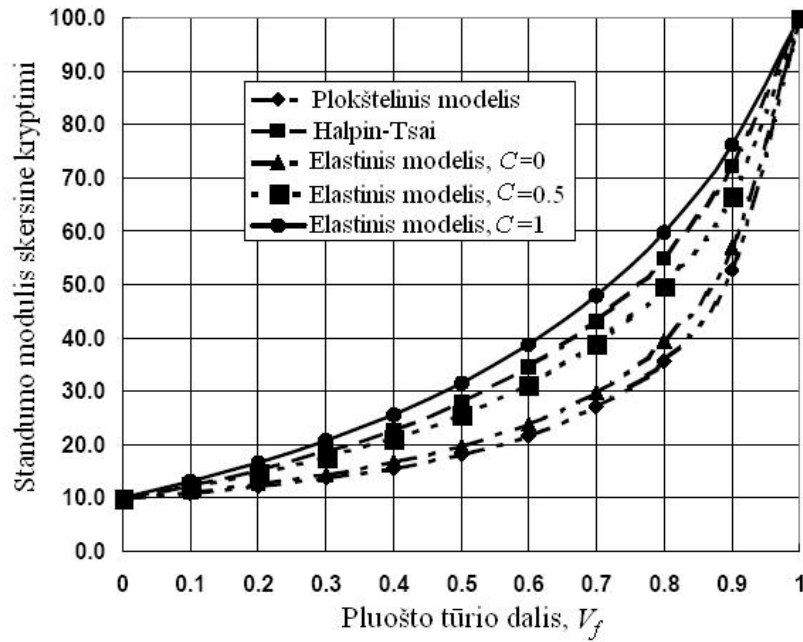


$0 < C < 1$

Dalinis pluošto susilietimas
Dalinis matricos izoliavimas

25 pav. Koeficientas C , įvertinantis pluošto gijų tarpusavio padėtį [8]

Skaičiavimų įvairiais metodais rezultatų palyginimas pateiktas 26 pav.



26 pav. Skersinio standumo modulio, apskaičiuoto trimis metodais, palyginimas [8]

Iš šio paveikslo matyti, kad, taikant elastinį modelį, konservatyviausios standumo modulio vertės gaunamos, kai koeficiento C reikšmė yra lygi nuliui.

Šlyties modulis apskaičiuojamas pagal formulę:

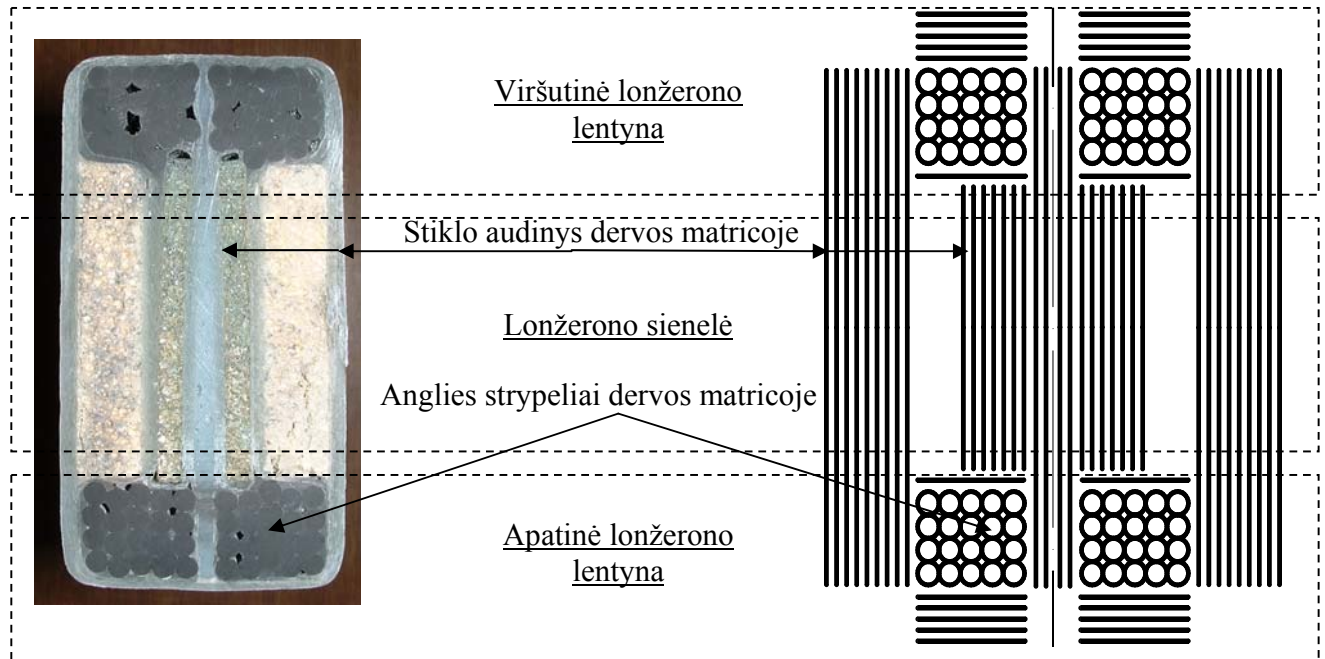
$$G_L = (1 - C) G_m \left(\frac{2G_f - (G_f - G_m)V_m}{2G_m + (G_f - G_m)V_m} \right) + C G_f \left(\frac{(G_f + G_m) - (G_f - G_m)V_m}{(G_f + G_m) + (G_f - G_m)V_m} \right). \quad (11)$$

Puasono koeficientas apskaičiuojamas pagal formulę:

$$\begin{aligned} \nu_{LT} = & (1 - C) \frac{K_f \nu_f (2K_m + G_m)V_m + K_m \nu_m (2K_f + G_m)V_m}{K_f (2K_m + G_m) - G_m (K_f - K_m)V_m} + \\ & + C \frac{K_m \nu_m (2K_f + G_f)V_m + K_f \nu_f (2K_m + G_f)V_f}{K_f (2K_m + G_m) + G_f (K_m - K_f)V_m}. \end{aligned} \quad (12)$$

Skaičiuojamasis lonžerono elemento (sparno tvirtinimo mazgas) modelis sudarytas iš lonžerono lentynų (anglies pluošto strypeliai derivos matricoje) ir sienelės užpildo (putoplastas ir stiklo pluoštas derivos matricoje). 27 pav. pavaizduotas sparno tvirtinimo šakės skersinis pjūvis ir

supaprastinta skaičiuojamojo modelio skersinio pjūvio schema, naudojama nustatyti tariamos homogeninės medžiagos charakteristikas.



27 pav. Sparno tvirtinimo šakės skersinis pjūvis [5] ir tariamųjų homogeninių medžiagų charakteristikų skaičiavimo modelis

Į lonžerono sienelės užpildą neatsižvelgiama.

Skaičiavimo algoritmas (MatLab 7) pateiktas 2 priede.

Baigtinių elementų programoje ANSYS modeliuojant anizotropines medžiagas, reikia nurodyti medžiagų standumo matricų koeficientus. Lonžerono lentynos (anglies strypelių zonos)

medžiagos standumo matrica (dvimatis modelis)
$$\begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{21} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix}.$$
 Matricos koeficientai

apskaičiuojami pagal šias formules:

$$Q_{11} = \frac{E_1^2}{E_1 - \nu_{12}^2 E_2}, \quad (13)$$

$$Q_{22} = \frac{E_1 E_2}{E_1 - \nu_{12}^2 E_2}, \quad (14)$$

$$Q_{12} = \frac{\nu_{12} E_1 E_2}{E_1 - \nu_{12}^2 E_2}, \quad (15)$$

$$Q_{66} = G_{12}, \quad (16)$$

$$\text{čia: } E_1 = E_c;$$

$$E_2 = E_T;$$

$$\nu_{12} = \nu_{LT}.$$

Lonžerono lentynos stiklo audinio zoną sudaro 6-22 sluoksniai stiklo audinio $\left(\left[\pm 45^\circ\right]_s, \left[\pm 45^\circ\right]_s\right)$. Tokios išklojimo schemos laminatai yra vadinami kvazi-izotropiniais simetriniais laminatais. Jų standumo matrica apskaičiuojama pagal [8] pateiktą metodiką.

Laminato sluoksnio, kurio pluošto kryptis sudaro $\pm 45^\circ$ kampą su pagrindine kryptimi (lonžerono išilginė ašis), standumo matricos koeficientai apskaičiuojami pagal šias formules:

$$\bar{Q}_{11}^{45} = \frac{Q_{11} + Q_{22}}{4} + \frac{Q_{12}}{2} + Q_{66}, \quad (17)$$

$$\bar{Q}_{22}^{45} = \bar{Q}_{11}^{45}, \quad (18)$$

$$\bar{Q}_{12}^{45} = \frac{Q_{11} + Q_{22}}{4} + \frac{Q_{12}}{2} - Q_{66}, \quad (19)$$

$$\bar{Q}_{66}^{45} = \frac{Q_{11} + Q_{22}}{4} - \frac{Q_{12}}{2}. \quad (20)$$

Koeficientai Q_{11} , Q_{22} , Q_{12} , Q_{66} apskaičiuojami pagal (12)-(15) formules.

$\left[\pm 45^\circ\right]_s$ laminato standumo matricos koeficientai apskaičiuojami taip:

$$A_{11} = 6\bar{Q}_{11}^{45}t, \quad (21)$$

čia: t – laminato sluoksnio storis, m;

$$A_{22} = A_{11}, \quad (22)$$

$$A_{12} = 6\bar{Q}_{12}^{45}t, \quad (24)$$

$$A_{66} = 6\bar{Q}_{66}^{45}t, \quad (25)$$

Standumo modulis apskaičiuojamas taip:

$$\bar{E} = \frac{A_{11}^2 - A_{12}^2}{6tA_{11}}, \quad (26)$$

Puasono koeficientas apskaičiuojamas taip:

$$\bar{\nu} = \frac{A_{12}}{A_{11}}, \quad (27)$$

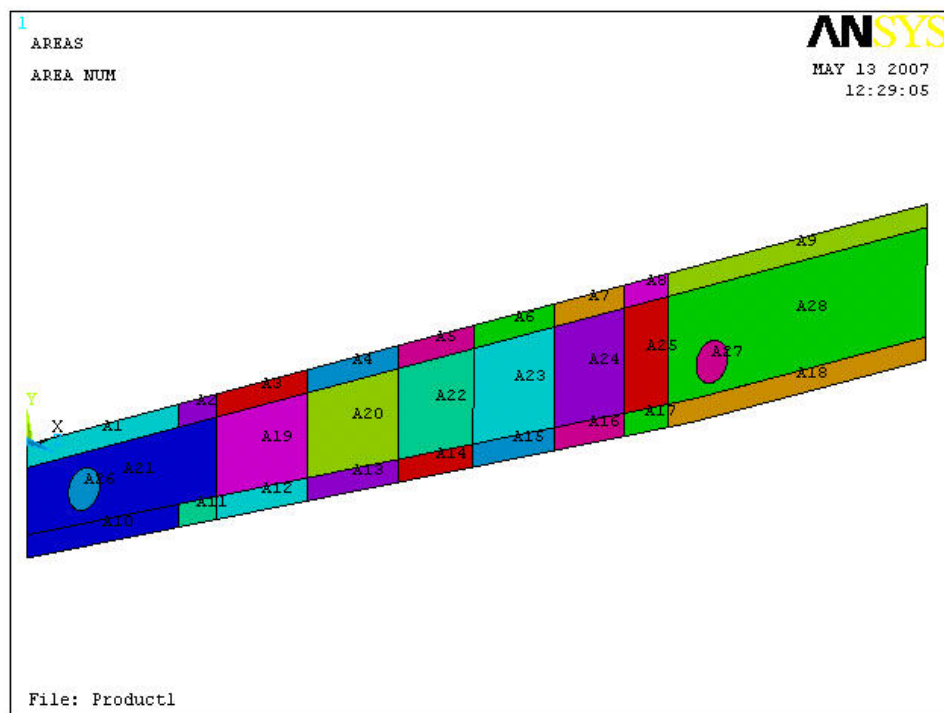
Šlyties modulis apskaičiuojamas taip:

$$\bar{G} = \frac{\bar{E}}{2(1 + \bar{\nu})}. \quad (28)$$

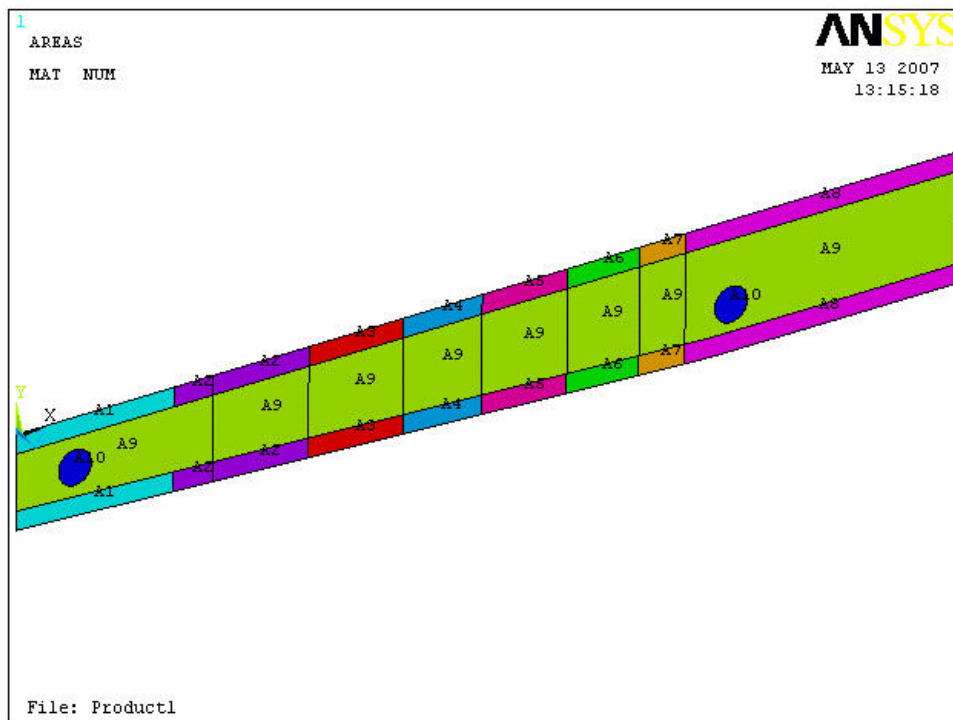
5.2.3. Modeliavimas baigtinių elementų programa ANSYS

Lonžerono šakės geometrija buvo sudaryta programa CATIA v5 ir perkelta į ANSYS terpę (29 pav.). Čia buvo pašalinti visi skaičiavimams nereikalingi elementai (linijos, taškai), nurodyti medžiagas apibūdinantys parametrai (izotropinių medžiagų standumo modulis ir Puasono koeficientas, anizotropinių medžiagų standumo matricų koeficientai) bei realiosios konstantos (30 pav.). Sudarytas baigtinių elementų tinklas (31a, 31b pav.), aprašyti kontaktai tarp atskirų konstrukcijos elementų (lonžerono lentynos ir sienelės (nepaslankus kontaktas, $\mu=1$), sienelės ir tvirtinimo kaiščių paslankus kontaktas, $\mu=0$).

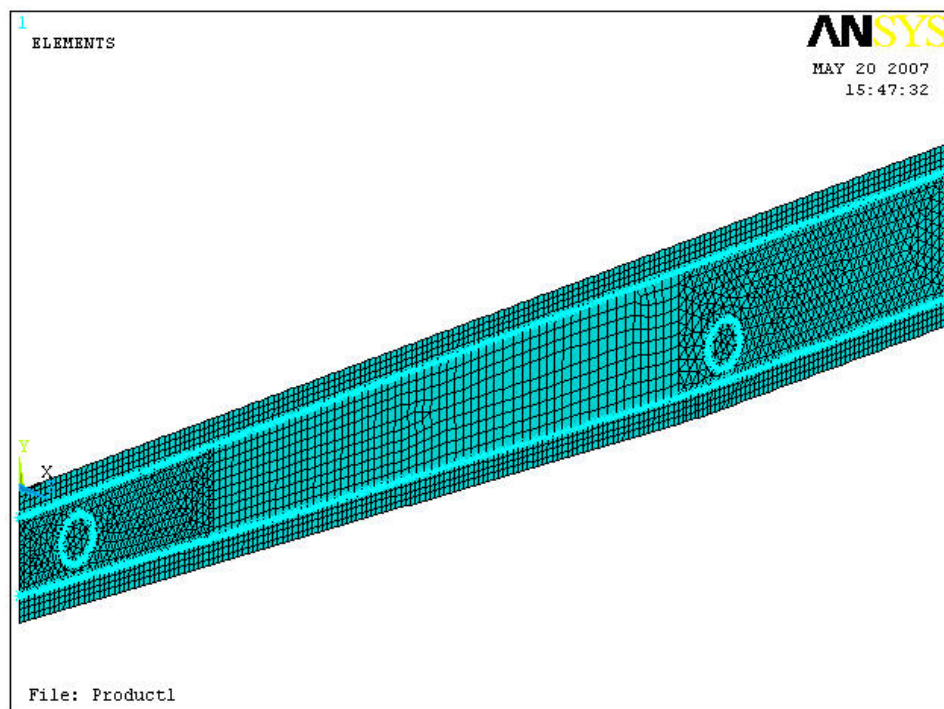
Lonžeronų sujungimo kaiščių poslinkiai buvo užfiksuoti X ir Y ašių kryptimis. Lenkimo momentas M_x imituojamas jėgų pora, veikiančia lonžeronų lentynas išilgine (X ašies) kryptimi.



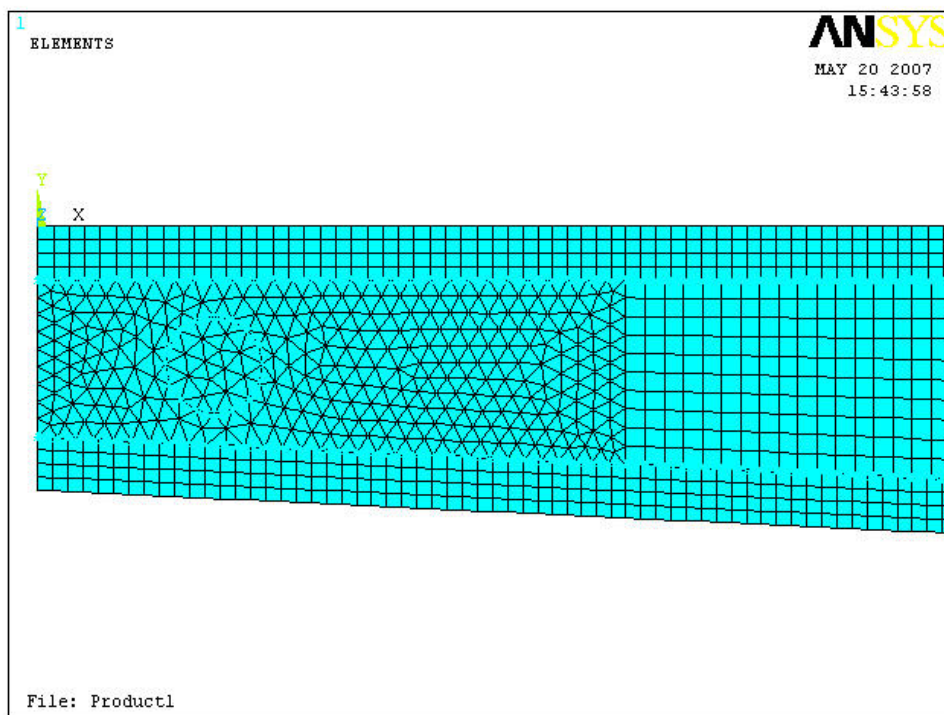
29 pav. Lonžerono šakės plokštelinis modelis



30 pav. Lonžerono medžiagos

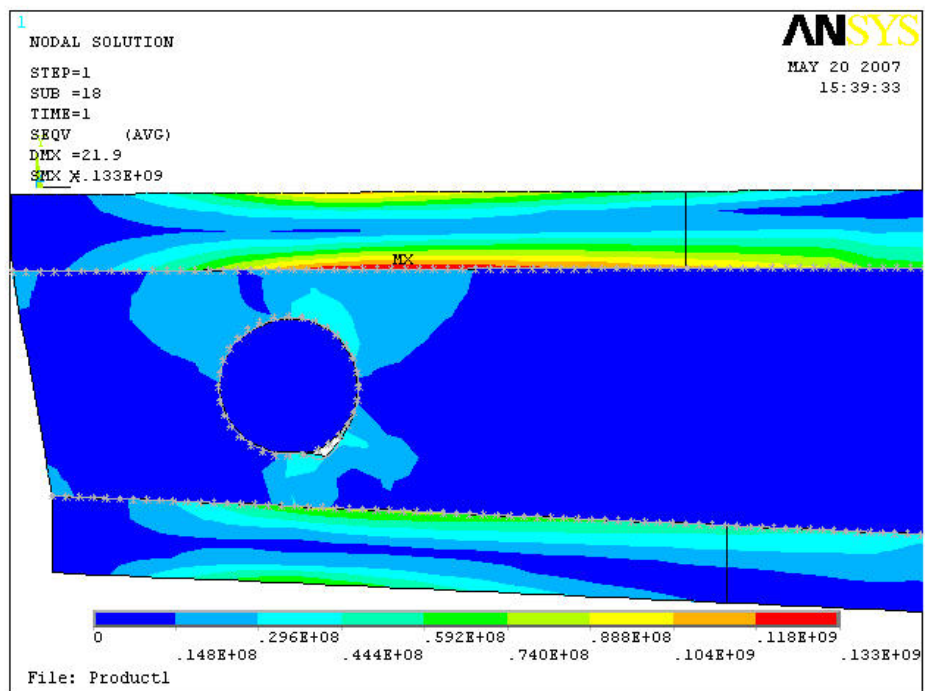


a)

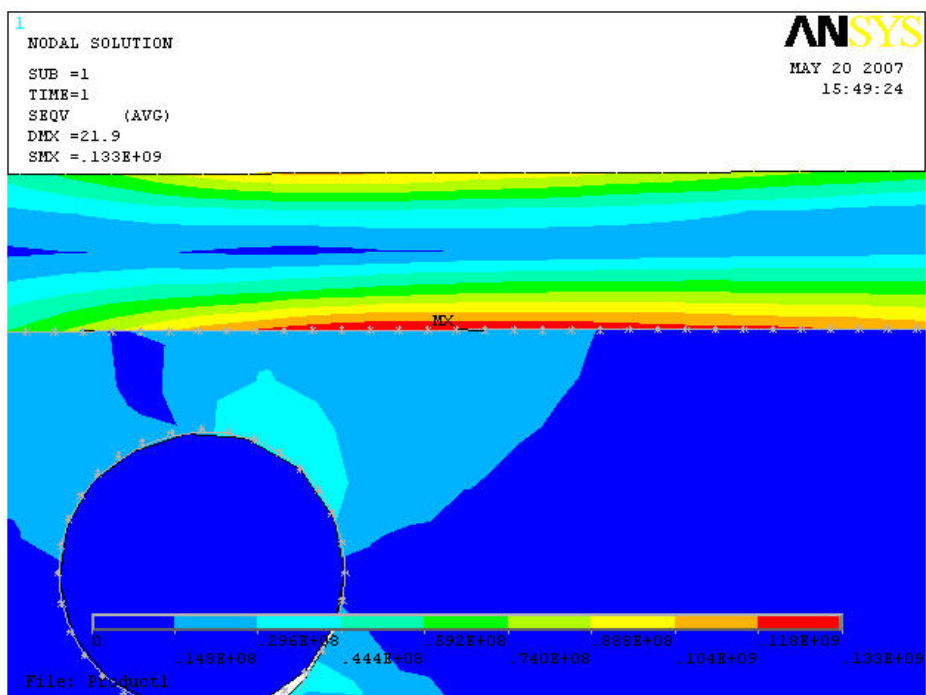


b)

31 pav. Baigtinių elementų tinklas

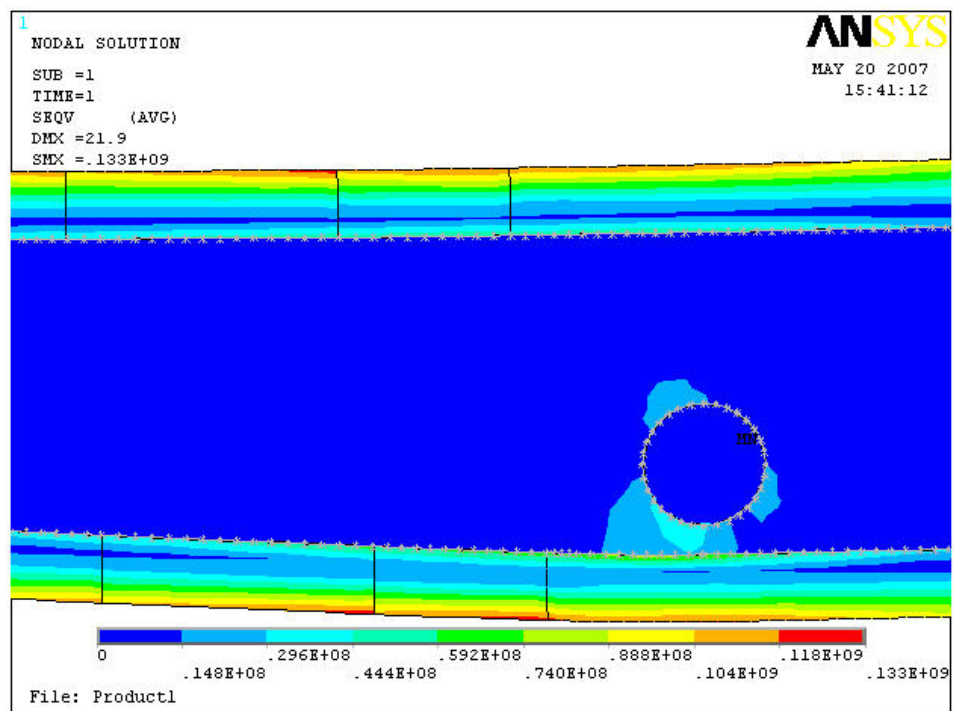


a)

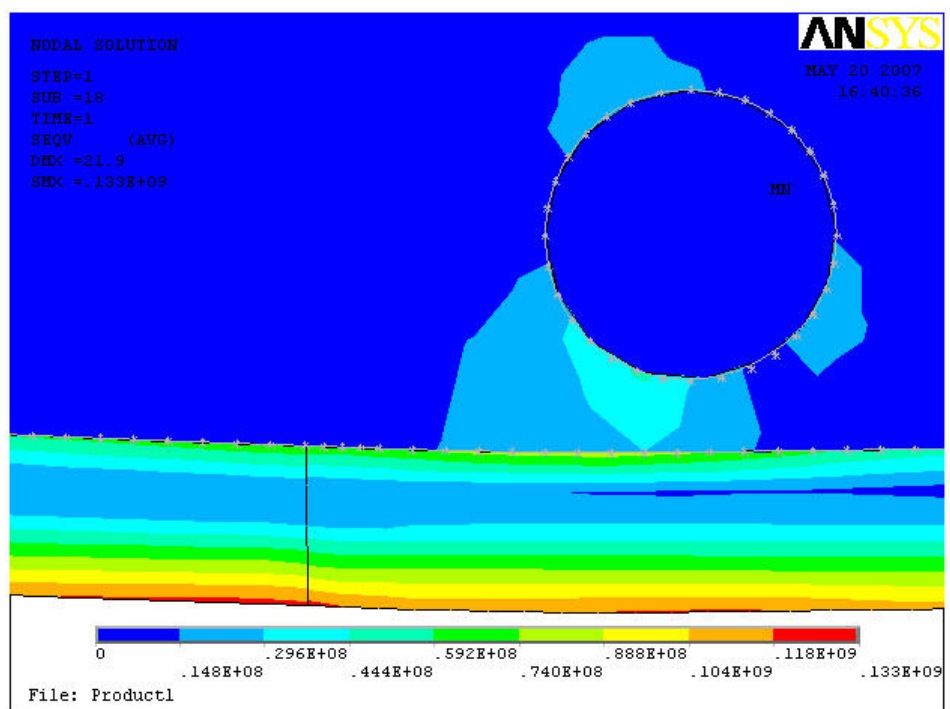


b)

32 pav. Įtempiai lonžerono šakėje, kai veikia didžiausia leistina eksploatacinė apkrova (imituojamų pažeidimų nėra)

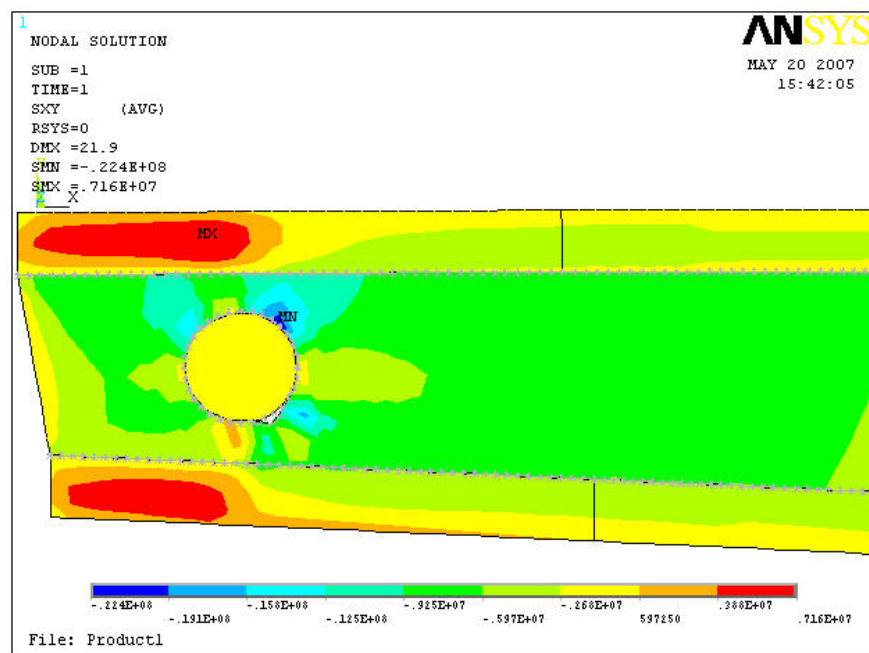


a)

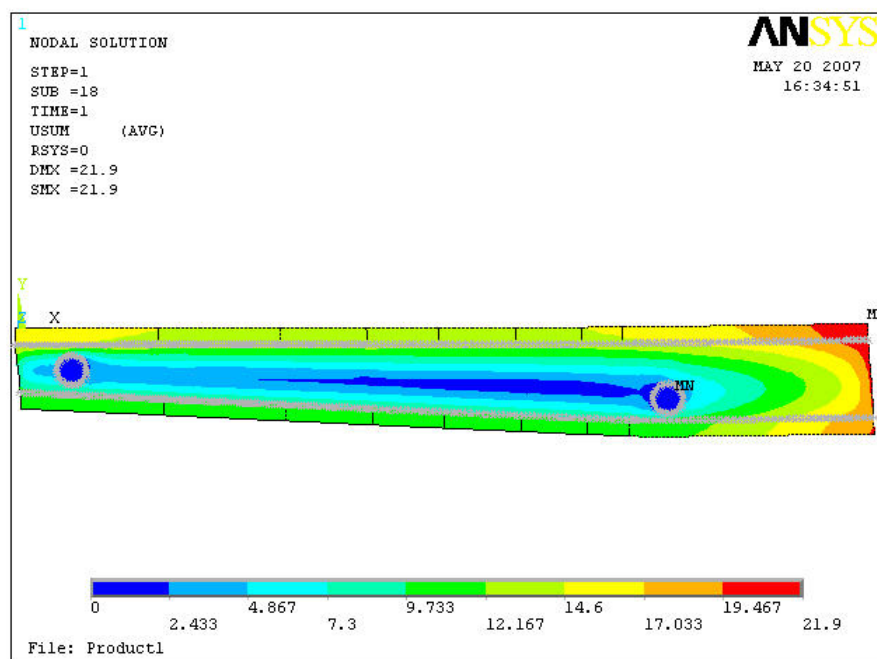


b)

33 pav. Įtempiai lonžerono šakėje, kai veikia didžiausia leistina eksploatacinė apkrova (imituojamų pažeidimų nėra)



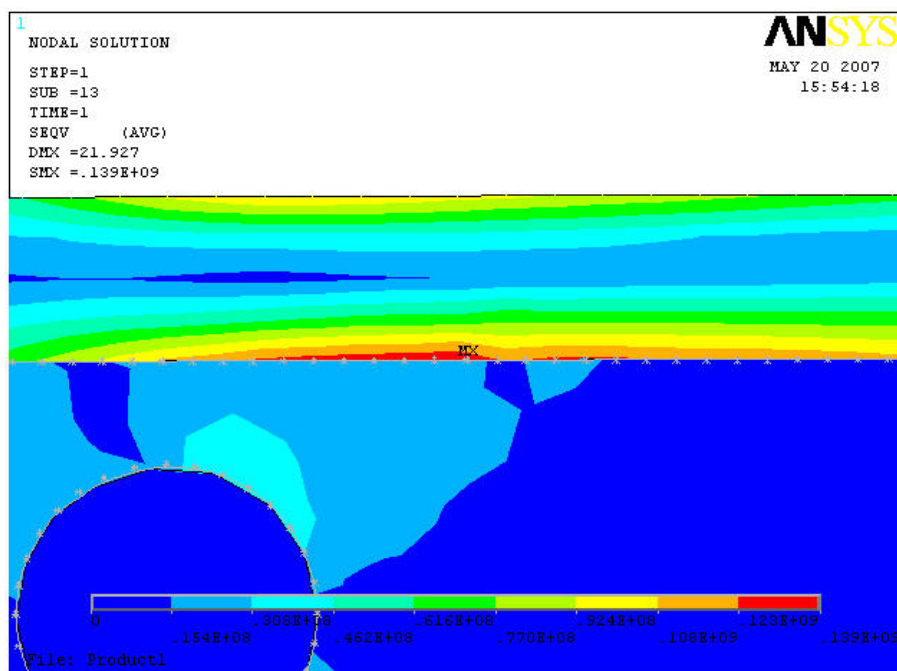
34 pav. Šlyties įtempiai XY plokštumoje (imituojamų pažeidimų nėra)



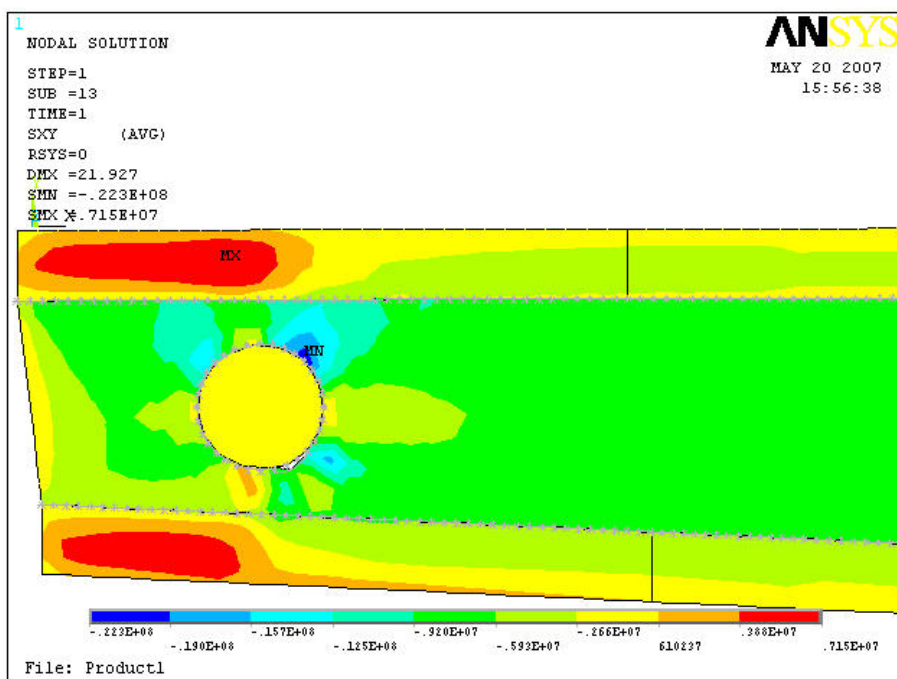
35 pav. Lonžerono šakės poslinkiai

Nuovargiui imituoti daroma prielaida, kad pirmiausia pažeidimai atsiranda didžiausių įtempių zonoje tarp lonžerono sienelės ir lentynos. Ši zona pavaizduota 32 paveiksle (b). Atsiradęs

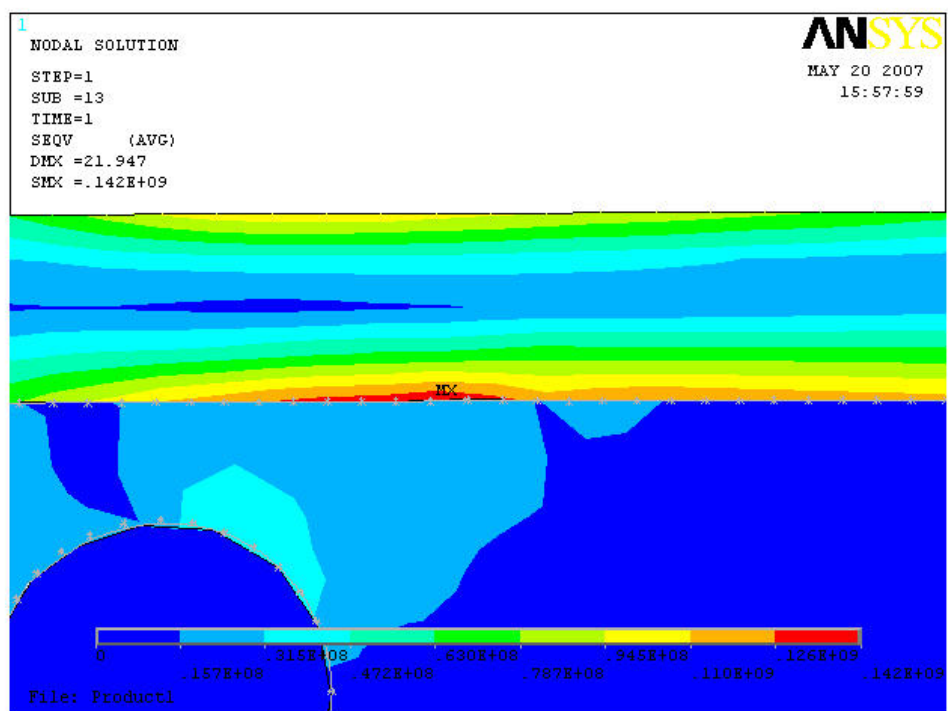
nuovarginis plyšys imituojamas pašalinus kontaktinius elementus. Įtempių vaizdai pateikti 36-41 pav.



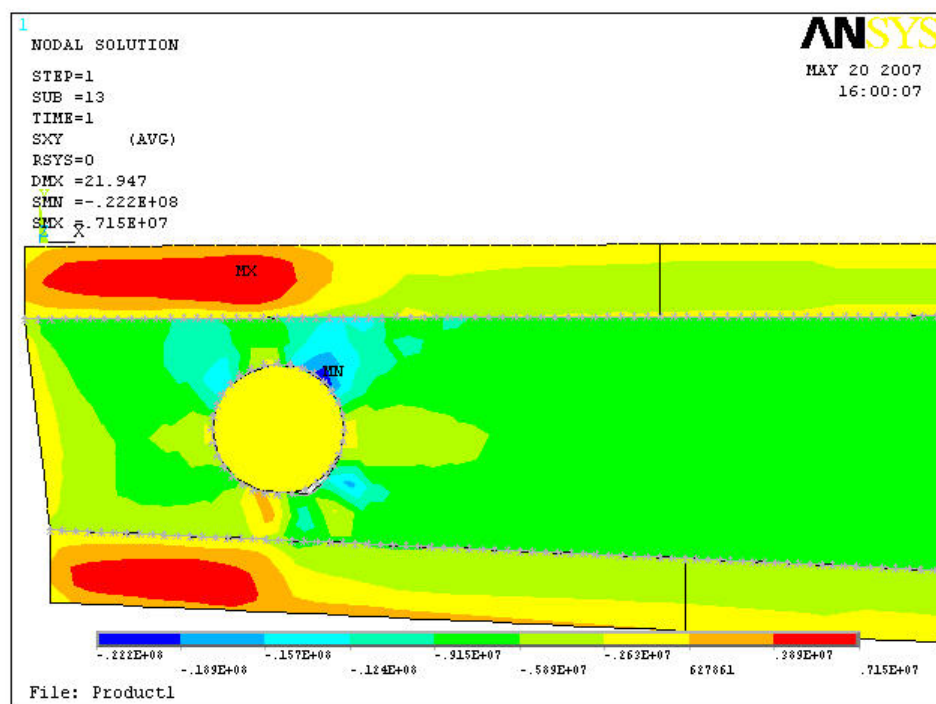
36 pav. Įtempiai lonžerono šakėje, kai veikia didžiausia leistina eksploatacinė apkrova (pašalintas vienas kontaktinis elementas)



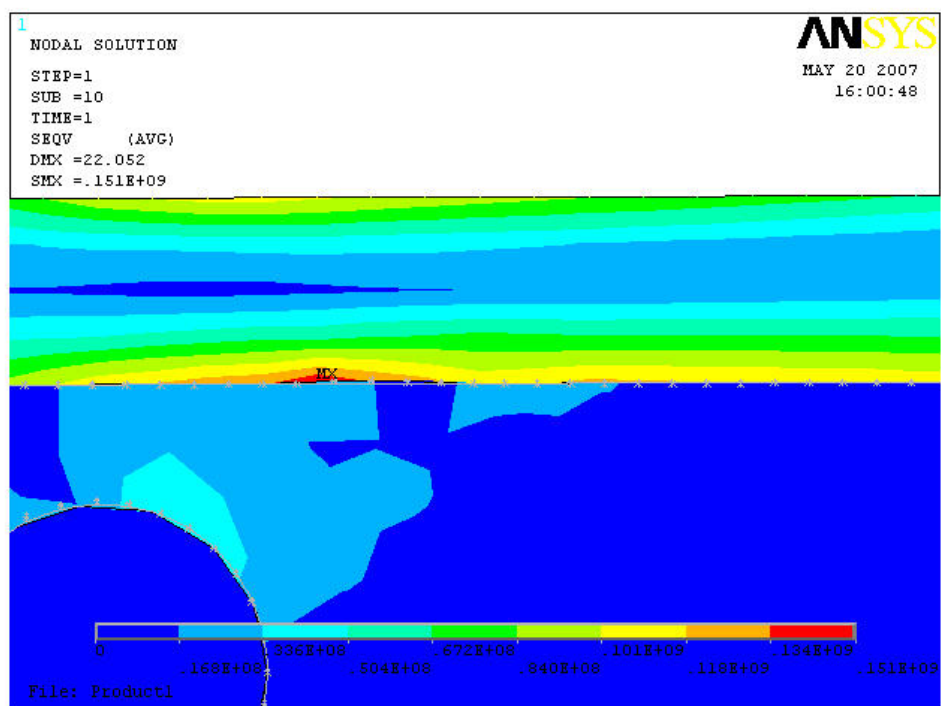
37 pav. Šlyties įtempiai lonžerono šakėje, kai veikia didžiausia leistina eksploatacinė apkrova (pašalintas vienas kontaktinis elementas)



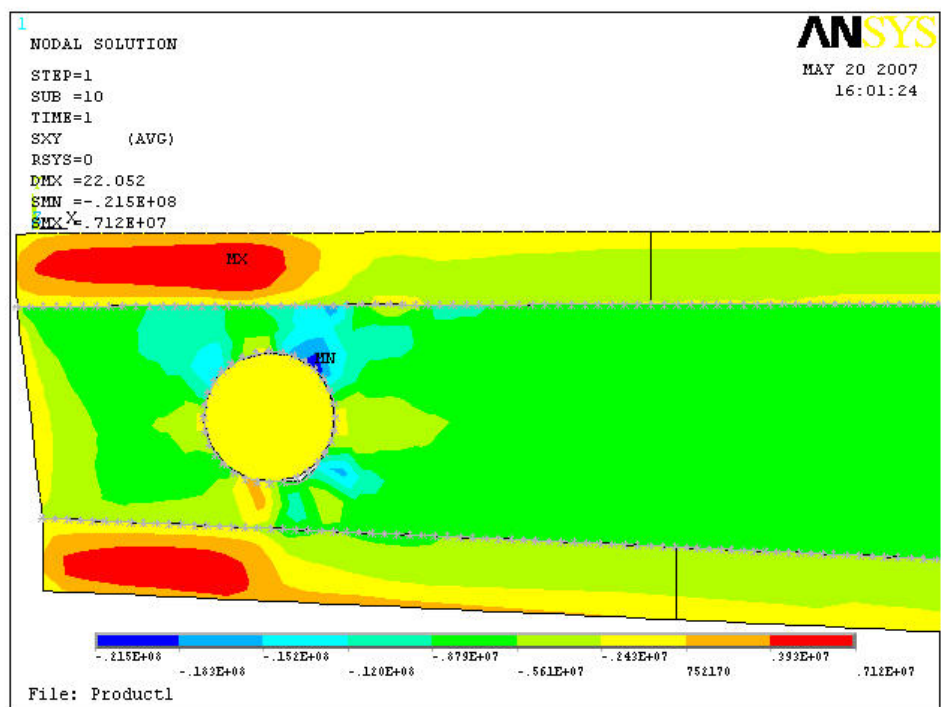
38 pav. Įtempiai lonžerono šakėje, kai veikia didžiausia leistina eksploatacinė apkrova (pašalinti du kontaktiniai elementai)



39 pav. Šlyties įtempiai lonžerono šakėje, kai veikia didžiausia leistina eksploatacinė apkrova (pašalinti du kontaktiniai elementai)



40 pav. Įtempiai lonžerono šakėje, kai veikia didžiausia leistina eksploatacinė apkrova (pašalinti trys kontaktiniai elementai)



41 pav. Šlyties įtempiai lonžerono šakėje, kai veikia didžiausia leistina eksploatacinė apkrova (pašalinti trys kontaktiniai elementai)

Iš 35-41 paveikslų matyti, kad atsiradusio pažeidimo (įtempių koncentratoriaus) zonoje įtempiai padidėja (nuo $133 \cdot 10^6$ Pa kai nėra pažeidimų (32 pav.) iki $151 \cdot 10^6$ Pa kai pašalinti trys kontaktiniai elementai (40 pav.)). Taip pat padidėja apkrova tenkanti lonžerono sieniei (išryškėja šlyties įtempių diferenciacija tarp lonžerono lentynos ir sienelės – stiklo audinio konstrukcijos – ypač jautrios ciklinėms apkrovoms. Imituojamų pažeidimų zonoje šlyties įtempių skirtumas tarp sienelės ir lentynos padidėja nuo $9.74 \cdot 10^6$ Pa (34 pav.) iki $1.269 \cdot 10^7$ Pa (41 pav.).

IŠVADOS

Sudarytas baigtinių elementų modelis leidžia preliminariai nustatyti tikėtinas lonžerono konstrukcijos nuovarginio pažeidimo zonas. Ženklus uždavinio supaprastinimas (dvimatė konstrukcija, homogeninės medžiagos) verčia atsargiai vertinti absoliučias rezultatų reikšmes. Didžiausia leistina eksploatacinė apkrova nepažeistoje lentynos konstrukcijoje sukelia $133 \cdot 10^6$ Pa įtempius (žr. 32 pav.). Įtempiai pažeistoje konstrukcijos dalyje sparčiai didėja ($151 \cdot 10^6$ Pa, žr. 40 pav.), absoliučios jų reikšmės vertintinos atsargiai dėl baigtinių elementų diskretizacijos, t.y. absoliutaus pašalintų kontaktinių elementų dydžio (šiuo atveju kontaktinio elemento TARGE169 ilgis yra apie 3 mm).

Atliktas darbas atspindi bendrąsias tendencijas (didesnius įtempius ties galiniu lonžerono tvirtinimo kaiščiu, viršutinės lentynos šioje vietoje lokalųjį lenkimą, šlyties įtempių diferenciaciją lonžerono lentynoje ir sienelėje bei kt.), į kurias turi būti atsižvelgta sudarant trimatį modelį tikslesnei analizei atlikti.

LITERATŪRA

1. Žiliukas A. Medžiagų mechanika. – Kaunas: Technologija, 2004. – P. 435-439;
2. Armstrong K.B., Barvet R.T. Care and repair of advanced composites. – Warrendale: SAE Inc., 1998. – P. 175-177;
3. Kensch Ch. W. Testing and certification of sailplane structures, Institute of Structural Research and Design, German Aerospace Research Research Establishment, Stuttgart, West Germany, IMechE 1986;
4. Luftfahrt-Bundesamt; Abteilung Technik, Standarts for Structural Substantiation of Sailplane Components Consisting of Glass and Carbon Fiber Reinforced Plastics, I 4-FVK/91, July 1991;
5. LAK-17A Wing Fatigue Testing Program, JSC „Sportinė aviacija“, 2005;
6. Buch A., Lowack H., Schütz D. Vergleich der Ergebnisse von Betriebsfestigkeitsversuchen mit Hilfe der Relativ-Miner-Regel. Z. Werkstofftechnik, 1983, 14, 107-219;
7. Kensch Ch. Proposal for a certification procedure of extended sailplane lifetime, Texnical soaring, Volume XXVI – October 2002;
8. Amateau M. F. Emgineering composite materials, The Pennsylvania state university, 2003;
9. W van Paepegem, Degrieck J. Simulating damage and permanant strain in composites under in plane fatigue loading, Computers and Structures 83, 2005;
10. Стригунов В.М. Расчёт самолёта на прочность. Москва: Машиностроение. 1984, 374 с.;
11. Certification Specifications for Sailplanes and Povered Sailplanes. CS-22. EASA, 2004;
12. LAK-17AT Flight Manual, JSC Sportinė Aviacija, 2000;
13. Басов К. А. ANSYS Справочник пользователя. Москва: ДМК Пресс, 2005. 640 с.;
14. EASA Drafting Group, NPA CS-22/001 Fatigue Substantiation, Issue September 7th 2004;
15. Kossira H., Determination of load spectra and their application for keeping the operational life proof of sporting airplanes, ICAS-Proc. 8/1982; ICAS-82-2.8.2; page 1330-1338;
16. Thielemann W., Franzmeyer F.K., Statische und dynamische Festigkeitsuntersuchungen an einem Tragflügel des Segelflugzeuges „Cirrus“, Institut für Flugzeugbau und Leichtbau, TU Braunschweig, 1969, IFL-Bericht-Nr.:69-02.

2 PRIEDAS

Algoritmas (Maple 7) sparno šakninio pjūvio apkrovoms apskaičiuoti.

Skaičiuojamas didžiausios eksploatacinės perkrovos atvejis, įvertinama sparno keliamoji jėga, sunkio jėga, sukimo momentas, neįvertinamos sparną veikiančios jėgos horizontalioje plokštumoje.

Išorinių apkrovų pasiskirstymas išilgai sparno.

Aerodinaminės apkrovos išilgai sparno (neatsižvelgiant į sparno susukimą) skaičiavimas.

Keliamoji jėga:

```
> G*n[e]=c[Lsp]*q*S[sp];
```

čia: c_{Lsp} - sparno keliamosios jėgos koeficientas;

S_{sp} - sparno plotas;

Laisvojo kritimo pagreitis, m/s^2 ; atsargos koeficientas:

```
> g:=9.81;f:=1.5;
```

Sparno geometriniai parametrai.

Vidutinė geometrinė sparno styga, m; sparno plotas, m^2 ; šakninė, vidurinė ir galinė sparno stygos, m; sparną sudarančių trapecijų ilgiai, m; sparno ilgis, m;

```
> b[vgs]:=0.598;S[sp]:=9.82;c[r]:=0.74496;c[v]:=0.625;c[t]:=0.18;  
l[1]:=4.6;l[2]:=4.4;L[sp]:=18;
```

Styga sparno pjūvyje, nutolusiame nuo sparno galo atstumu z , m:

```
> c[z]:= piecewise(z<0, 0, z<4.4, c[t]+z*(c[v]-c[t])/l[2], z>4.4,  
c[v]+(z-l[2])*(c[r]-c[v])/l[1], z>9, 0);  
> plot(c[z],z=0..9);
```

Sklandytuvo masės parametrai.

Didžiausia sklandytuvo masė be vandens balasto, kg; s sparno masė, kg:

```
> m[s]:=390;m[sp]:=126.8;
```

Skrydžio parametrai

Eksploatacinės perkrovos koeficientas; s krydžio greitis [12], m/s; skrydžio aukštis, m;

```
> n[e]:=5.3;V[A]:=190*1000/3600.0;h:=1000;
```

Oro tankis, kg/m^3 :

```
> rho:=1.225*(1-h/44300)^4.256;
```

Sparno keliamosios jėgos koeficientas, kai skrydžio greitis lygus 190 km/h (~ 52.78 m/s);

```
> c[Lsp]:=2*m[s]*g*n[e]/(rho*V[A]^2*S[sp]);
```

Sparno keliamosios jėgos koeficiento kitimas išilgai sparno:

```
> c[L][z]:=piecewise(z<0, 0, z<0.0167, 0.48812, z<0.07920, 0.95188,
z<0.18750, 1.1417, z<0.37500, 1.2390, z<0.57700, 1.2853, z<0.86450,
1.3255, z<1.36250, 1.3423, z<1.92500, 1.3841, z<2.47500, 1.3715,
z<3.02500, 1.3567, z<3.57500, 1.3376, z<4.12500, 1.3094, z<4.81200,
1.3117, z<5.63600, 1.3306, z<6.46000, 1.3358, z<7.28400, 1.3343,
z<8.10800, 1.3263, z<8.60000, 1.3192, z<8.76000, 1.3209, z<8.92000,
1.3217, z<9.00000, 1.3218);
> plot(c[L][z], z=0..9);
```

Sparną veikiančios apkrovos

Visa aerodinaminė skaičiuojamoji apkrova sparno ilgio vienetui:

```
>q[aero][skc]:=g*m[s]*n[e]*f*b[vgs]/S[sp]*c[L][z]*c[z]/(c[Lsp]*b[vgs]);eval(q[aero][skc],
z=8.99);plot(q[aero][skc],z=0..9);plot(int(q[aero][skc],z),z=0..9);
```

čia: qaero - visa aerodinaminė apkrova;

cl(x) - keliamosios jėgos koeficientas sparno pjūvyje;

q - greičio slėgis;

bx - styga sparno pjūvyje.

Apkrova nuo sparno masės:

```
>q[sp][skc]:=g*m[sp]*n[e]*f/S[sp]*c[z];q[msp]=eval(q[sp][skc]/n[e],
z=9);plot(-q[sp][skc],z=0..9);plot(-int(q[sp][skc],z),z=0..9);
```

Suminė apkrova išilgai sparno:

```
> q[sum][skc]:=q[aero][skc]-q[sp][skc];plot(q[sum][skc],z=0..9);
```

Skersinė jėga, N:

```
> Q[x]:=int(q[sum][skc],z);
```

Lenkimo momentas, Nm:

```
> M[x]:=int(Q[x],z);
```

Sukimo momentas:

(a1 - atstumas tarp slėgio centrų ir standumo centrų išilgai sparno; a2 - atstumas tarp svorio centrų ir standumo centrų išilgai sparno).

Momento koeficientas:

```
> C[M]:=-0.09;
```

Slėgio centras:

```
> x[SC]:=(1/4-C[M]/c[L][z])*c[z];
```

```
> plot(x[SC],z=0..9);
```

Standumo ašies x[SA] padėtis 0.429 sparno stygos;

```
> x[SA]:=0.429*c[z];
```

```
> eval(x[SA],z=9);
```

```
> plot(x[SA],z=0..9);
```

a1 - atstumas tarp standumo ašies centrų ir slėgio centrų išilgai sparno;

```
> a[1]:=x[SA]-x[SC];
```

```
> plot(a[1],z=0..9);
```

```
> eval(a[1], z=8.99);
```

a2 - atstumas tarp svorio centrų ir standumo ašies centrų išilgai sparno;

```
> a[2]:=0.45*c[z]-x[SA];
```

```
> plot(a[2],z=0..9);
```

```
> eval(a[2],z=9);
```

```
> askirtumas:=a[1]-a[2];
```

```
> plot(askirtumas, z=0..9);
```

```
> m[z]:=q[aero][skc]*a[1]+q[sp][skc]*a[2];
```

```
> plot(m[z], z=0..9);
```

```
> M[s]:=int(m[z],z);
```

```
> plot(Q[x], z=0..9, thickness=[3]);
```

```
> eval(Q[x],z=9);
```

```
> plot(M[x], z=0..9, thickness=[3]);
```

```
> eval(M[x],z=9);
```

```
> plot(M[s],z=0..9, thickness=[3]);eval(M[s],z=8.999);
```

```
> plot([c[z], c[z]-x[SC], c[z]-x[SA], 0.55*c[z]],z=0..9,  
y=0..0.8,linestyle=[1,2,4,3],color=[black]);
```

```
> plot({Q[x],(-int(q[sp][skc],z)),int(q[aero][skc],z)},z=0..9,  
thickness=[3], labels=[y,Qx]);
```

```
>
```

2 PRIEDAS

Algoritmas (MatLab 7) lonžerono sudedamųjų dalių (lonžerono lentynos, sienelės) tariamųjų homogeninių medžiagų charakteristikoms (standumo matricų koeficientams) apskaičiuoti. Taikoma [8] šaltinyje pateikta metodika.

```
>> % appl Ecl,Ect,Gct(Transverse shear modulus),niuc
clear
D=0.003175; %anglies strypelio diametras
d=0.00095; %papildomų anglies strypelių (galinėje šakės dalyje) diametras
Ef=185.8e9; %fiber
Esl=21e9; %glass longitudinal
Est=21e9; %glass transverse
Em=3.15e9; %matrix
niuf=0.3;
niusl=0.22; %stiklo audinio Puasono koeficientas išilgine kryptimi
niust=0.22; % --"--- skersine kryptimi
nium=0.3; % matricos Puasono koeficientas
C=0; % žr. pav.
%n=16; %strypelių skaičius pjūvyje
koef=0.7; %koeficientas, įvertinantis stiklo pluošto ploto dalį laminate
t=0.25*1e-3; %stiklo audinio 92125 storis

% Lonžerono lentynos charakteristikų skaičiavimas
% Lonžerono lentynoje esančio stiklo audinio charakteristikų skaičiavimas

Qs11=Esl^2/(Esl-niusl^2*Est);% stiklo audinio standumo matricos koeficientai
Qs22=Esl*Est/(Esl-niusl^2*Est);
Qs12=niusl*Esl*Est/(Esl-niusl^2*Est);
Gsl=Esl/(2*(1+niusl)); % stiklo audinio šlyties koeficientas
Qs66=Gsl;
Qs=[Qs11,Qs12,0;Qs12,Qs22,0;0,0,Qs66] %stiklo audinio standumo matrica
```

% Laminato sluoksnio, kurio pluošto kryptis sudaro $\pm 45^\circ$ kampą su pagrindine
% kryptimi, standumo matricos koeficientai:

$$Q_{s1145} = (Q_{s11} + Q_{s22})/4 + Q_{s12}/2 + Q_{s66};$$

$$Q_{s2245} = Q_{s1145};$$

$$Q_{s1245} = (Q_{s11} + Q_{s22})/4 + Q_{s12}/2 - Q_{s66};$$

$$Q_{s6645} = (Q_{s11} + Q_{s22})/4 - Q_{s12}/2;$$

% laminato standumo matricos koeficientai:

tlent=6; %stiklo audinio sluoksnių skaičius

$$A_{11} = \text{tlent} * Q_{s1145} * t;$$

$$A_{22} = A_{11};$$

$$A_{12} = \text{tlent} * Q_{s1245} * t;$$

$$A_{66} = \text{tlent} * Q_{s6645} * t;$$

$$Q_{s45} = [A_{11}, A_{12}, 0; A_{12}, A_{22}, 0; 0, 0, A_{66}]$$

% kvazi-izotropiško laminato standumo modulis:

$$E_{lam} = (A_{11}^2 - A_{12}^2) / (\text{tlent} * t * A_{11})$$

% --"-- Puasono koeficientas:

$$\nu_{iulam} = A_{12} / A_{11}$$

% --"-- šlyties modulis:

$$G_{lam} = E_{lam} / (2 * (1 + \nu_{iulam}))$$

for n=32:8:88

if n>56

sh=6; %stiklo audinio sluoksnių skaičius lonžerono lentynoje horizontalia kryptimi (1/2)

sv=11; %stiklo audinio sluoksnių skaičius lonžerono lentynoje vertikalia kryptimi (1/2)

else

sh=7;

sv=15;

end

$V_{slntP} = ((4 * D + t * sh) * s_v * t^2 + (n/4 + 2 * t) * D * sh * t);$ % stiklo audinio srities skersinis plotas lentynoje

$V_{st} = koef * V_{slntP};$ %stiklo audinio NETO skersinis plotas lentynoje

$V_c = D^2 * n - (D^2 - \pi * D^2/4) + V_{slntP};$ %kompozito skersinis plotas (lonžerono lentyna - anglies strypeliai, stiklo audinys, matrica)

if $n < 40$

$V_f = ((\pi * D^2/4 * n) + 18 * \pi * d^2/4) / V_c$ % 18 papildomų strypelių lentynoje

else

$V_f = (\pi * D^2/4 * n) / V_c$ %strypelių tūrio dalis lentynoje

end

$V_s = V_{st} / V_c;$ %stiklo audinio tūrio dalis lentynoje

$V_{sm} = (1 - koef) * V_{slntP};$ %stiklo audinio matricos tūris lentynoje

$V_m = ((D^2 - \pi * D^2/4) * (n - 1) + V_{sm}) / V_c;$ %matricos tūrio dalis lentynoje

$E_{cl} = E_f * V_f + E_m * V_m + V_s * E_{lam};$ %kompozito standumo modulis išilgine kryptimi

% Charakteristikos skersine kryptimi:

$K_f = E_f / (2 * (1 - \nu_{iuf}));$

$K_m = E_m / (2 * (1 - \nu_{ium}));$

$G_f = E_f / (2 * (1 + \nu_{iuf}));$

$G_m = E_m / (2 * (1 + \nu_{ium}));$

$E_{fct} = 2 * (1 - \nu_{iuf} + (\nu_{iuf} - \nu_{ium}) * V_m) * ((1 - C) * (K_f * (2 * K_m + G_m) - G_m * (K_f - K_m) * V_m) / ((2 * K_m + G_m) + 2 * (K_f - K_m) * V_m) + C * (K_f * (2 * K_m + G_f) + G_f * (K_m - K_f) * V_m) / ((2 * K_m + G_f) - 2 * (K_m - K_f) * V_m));$

$E_{ct} = E_{fct} * (D^2 * n - (D^2 - \pi * D^2/4)) / V_c + E_{lam} * V_{slntP} / V_c;$ %rule of mixtures

$G_{ft} = (1 - C) * G_m * ((2 * G_f - (G_f - G_m) * V_m) / (2 * G_f + (G_f - G_m) * V_m)) + C * G_f * ((G_f + G_m) - (G_f - G_m) * V_m) / ((G_f + G_m) + (G_f - G_m) * V_m);$

$G_{ct} = G_{ft} * (D^2 * n - (D^2 - \pi * D^2/4)) / V_c + G_{lam} * V_{slntP} / V_c;$

$\nu_{iuff} = (1 - C) * (K_f * \nu_{iuf} * (2 * K_m + G_m) * V_m + K_m * \nu_{ium} * (2 * K_f + G_m) * V_m) / (K_f * (2 * K_m + G_m) - G_m * (K_f -$

```
Km)*Vm)+C*(Km*niuc*(2*Kf+Gf)*Vm+Kf*niuf*(2*Km+Gf)*Vf)/(Kf*(2*Km+Gm)+Gf*(Km-
Kf)*Vm);
```

```
niuc=niuff*(D^2*n-(D^2-pi*D^2/4))/Vc+niulam*VslntP/Vc;
```

```
info=[n,Vf,Vs,Vm,Vc,niuc,Ect/1e10,Gct/1e10]
```

```
Q11=Ecl^2/(Ecl-niuc^2*Ect);%standumo matricos koeficientai
```

```
Q22=Ecl*Ect/(Ecl-niuc^2*Ect);
```

```
Q12=niuc*Ecl*Ect/(Ecl-niuc^2*Ect);
```

```
Q66=Gct;
```

```
Ql=[Q11,Q12,0;Q12,Q22,0;0,0,Q66]%lonžerono lentynos standumo matrica
```

```
end
```

```
Qs = 1.0e+010 *
```

```
2.2068 0.4855 0
```

```
0.4855 2.2068 0
```

```
0 0 0.8607
```

```
Qs45 = 1.0e+007 *
```

```
3.3102 0.7282 0
```

```
0.7282 3.3102 0
```

```
0 0 1.2910
```

```
Elam =
```

```
2.1000e+010
```

```
niulam =
```

```
0.2200
```

```
Glam =
```

```
8.6066e+009
```

```
Vf = 0.5623
```

```
info =
```

```
32.0000 0.5623 0.2261 0.2386 0.0005 0.1624 1.6827 0.3427
```

```
Ql = 1.0e+011 *
```

```
1.1042 0.0274 0
```

```
0.0274 0.1690 0
```

```
0 0 0.0343
```

Vf = 0.5605

info =

40.0000 0.5605 0.2031 0.2364 0.0006 0.1587 1.6721 0.3178

Ql = 1.0e+011 *

1.0958 0.0266 0

0.0266 0.1679 0

0 0 0.0318

Vf = 0.5786

info =

48.0000 0.5786 0.1866 0.2348 0.0007 0.1560 1.6650 0.2999

Ql = 1.0e+011 *

1.1258 0.0261 0

0.0261 0.1671 0

0 0 0.0300

Vf = 0.5923

info =

56.0000 0.5923 0.1741 0.2336 0.0007 0.1539 1.6601 0.2863

Ql = 1.0e+011 *

1.1484 0.0256 0

0.0256 0.1666 0

0 0 0.0286

Vf = 0.6355

info =

64.0000 0.6355 0.1355 0.2290 0.0008 0.1468 1.6513 0.2445

Ql = 1.0e+011 *

1.2200 0.0243 0

0.0243 0.1656 0

0 0 0.0245

Vf = 0.6423

info =

72.0000 0.6423 0.1292 0.2285 0.0009 0.1457 1.6492 0.2377

Ql = 1.0e+011 *

1.2313 0.0241 0

```

0.0241  0.1654    0
      0    0  0.0238
Vf= 0.6479
info =
80.0000  0.6479  0.1241  0.2280  0.0010  0.1449  1.6476  0.2322
Ql = 1.0e+011 *
1.2405  0.0239    0
0.0239  0.1652    0
      0    0  0.0232
Vf= 0.6525
info =
88.0000  0.6525  0.1199  0.2276  0.0011  0.1441  1.6463  0.2276
Ql = 1.0e+011 *
1.2481  0.0238    0
0.0238  0.1651    0
      0    0  0.0228

```

Sklandytuvo sparno tvirtinimo mazgus veikiančios apkrovos

J.Sirtautas

E.Lasauskas,

VG TU AGAI Aviacinės mechanikos katedra

Anotacija

Straipsnyje trumpai pateikta sparną veikiančių apkrovų skaičiavimo metodika bei nagrinėjamas šių apkrovų perdavimas sklandytuvo sparno tvirtinimo elementams.

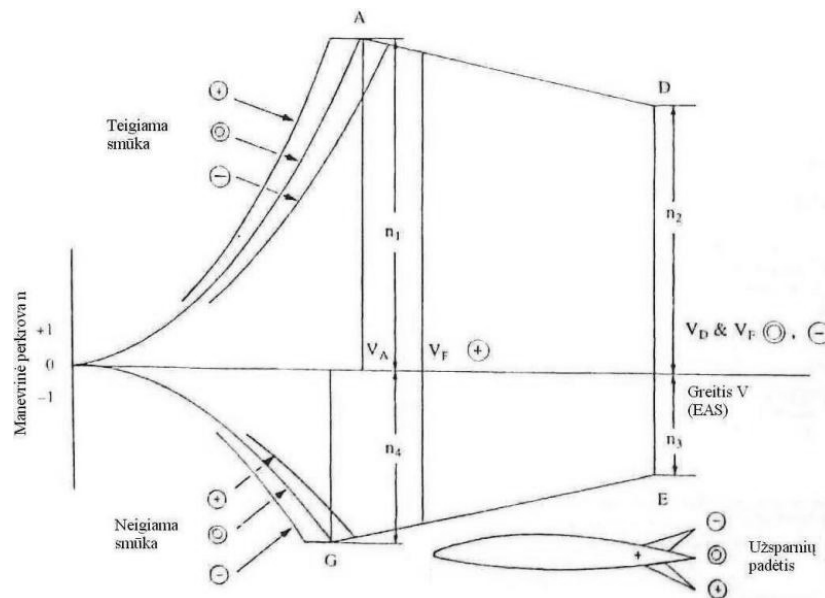
Įvadas

Kompozitinės medžiagos plačiai naudojamos daugelyje sričių. Aviacijoje jų panaudojimas ypač efektyvus dėl nedidelės masės ir gerų mechaninių savybių. Visgi iškyla tam tikrų specifinių (pvz. nuovargio) problemų, kurioms spręsti negali būti taikoma tradicinė, pvz., metalams skirta metodika. Galutinis darbo tikslas – parengti sparno lonžerono nuovargio prognozavimo metodiką. Pirmas žingsnis – apkrovų pagrindiniuose jėginuose elementuose ir tvirtinimo mazguose skaičiavimas.

1. Sparną veikiančios apkrovos

Sparną veikia jo sunkio jėga, keliamoji jėga, sukimo momentas sparno išilginės ašies atžvilgiu bei apkrovos, veikiančios horizontalioje plokštumoje. Pastarosios šiame darbe neįvertintos. Skaičiavimai atliekami pagal [1] šaltinyje pateiktą metodiką, naudojamas Maple 9 matematinis paketas.

Apkrovoms skaičiuoti skrydžio režimas pasirenkamas toks, kad susidarytų didžiausia perkrova. 1 pav. pateikta skrydžio gaubiamoji [2], iš kurios matyti, kad didžiausia perkrova galima, kai greitis ne didesnis už manevrinį greitį V_A .



1 pav. Manevrinė gaubiamoji

Sparno sunkio jėga veikia priešinga kryptimi nei sparno keliamoji jėga, todėl sparnas labiausiai apkraunamas, kai sparno balasto bakai tušti (mažesnis išskirstytasis krūvis nuo sunkio jėgos), o sklandytuvo masė didžiausia.

Skaičiuojamoji apkrova $q_{sp}^{skč}$ nuo sparno sunkio jėgos apskaičiuojama pagal formulę

$$q_{sp}^{skč} = \frac{W_{sp} \cdot n_e \cdot f}{S_{sp}} \cdot c_{(y)}, \quad (1)$$

čia W_{sp} – sparno sunkio jėga, N;
 $n_e=5.3$ – eksploatacinė perkrova [2];
 $f=1.5$ – atsargos koeficientas [2];
 S_{sp} – sparno plotas, m²;
 $c_{(y)}$ – sparno styga sparno pjūvyje, m.

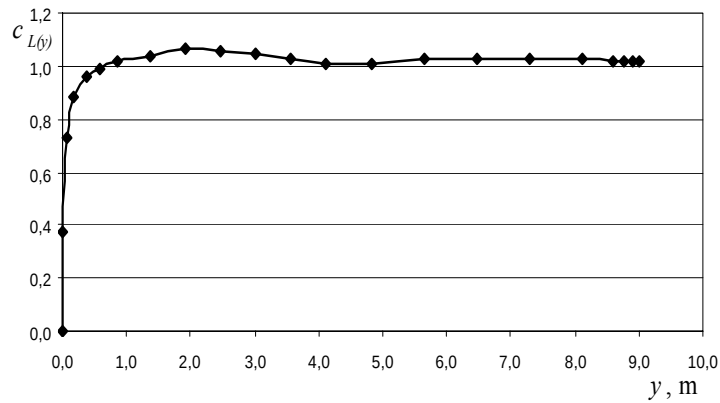
Skaičiuojamoji apkrova $q_{aero}^{skč}$ nuo sparno keliamosios jėgos apskaičiuojama pagal formulę

$$q_{aero}^{skč} = \frac{W_s \cdot n_e \cdot f}{S_{sp}} \cdot \frac{c_{L(y)} \cdot c_{(y)}}{c_L}, \quad (2)$$

čia W_s – sklandytuvo sunkio jėga, N;

$c_{L(z)}$ – sparno keliamosios jėgos koeficientas sparno pjūvyje;

c_L – sparno keliamosios jėgos koeficientas.



2 pav. Keliamosios jėgos koeficientas $c_{L(y)}$ išilgai sparno

Sparno keliamosios jėgos koeficientas apskaičiuojamas pagal formulę

$$c_L = \frac{2 \cdot W_s \cdot n_e}{\rho \cdot V_A^2 \cdot S_{sp}}, \quad (3)$$

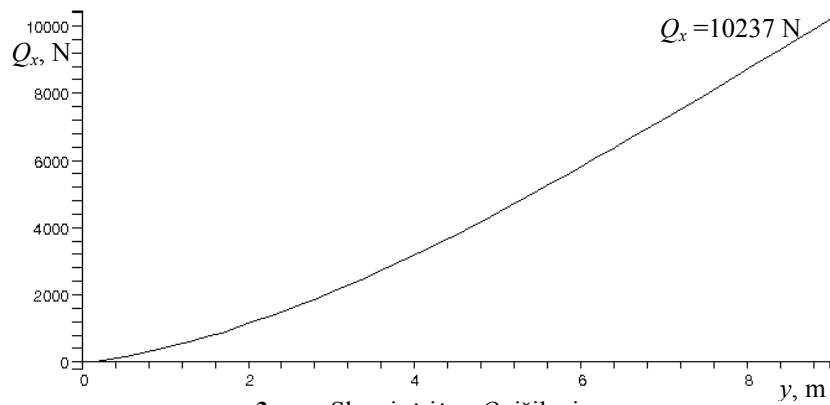
čia ρ – oro tankis, kg/m^3 ;

V_A – manevrinis greitis, m/s [3].

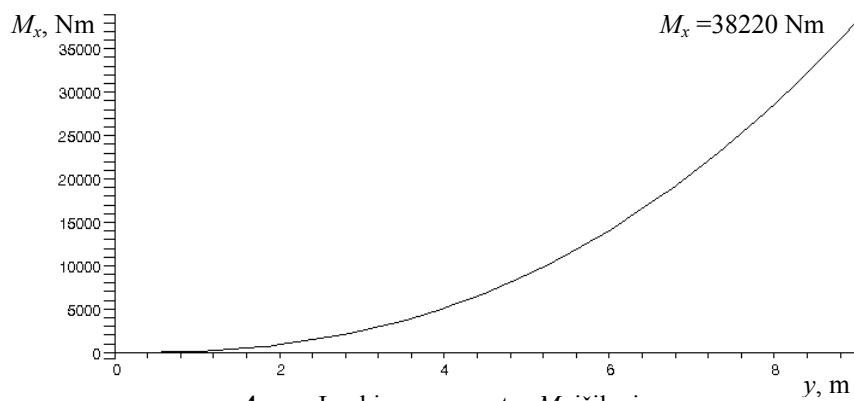
Skersinė jėga Q_x ir lenkimo momentas M_x sparno skerspjūviuose apskaičiuojami taip:

$$Q_x = \int_0^y q_{sum}^{skč} dy, \quad M_x = \int_0^y Q_x dy, \quad (4),(5)$$

čia $q_{sum}^{sk\check{c}} = q_{aero}^{sk\check{c}} - q_{sp}^{sk\check{c}}$ – suminė apkrova, N;
 y – pjūvio atstumas nuo sparno galo, m.



3 pav. Skersinė jėga Q_x išilgai sparno



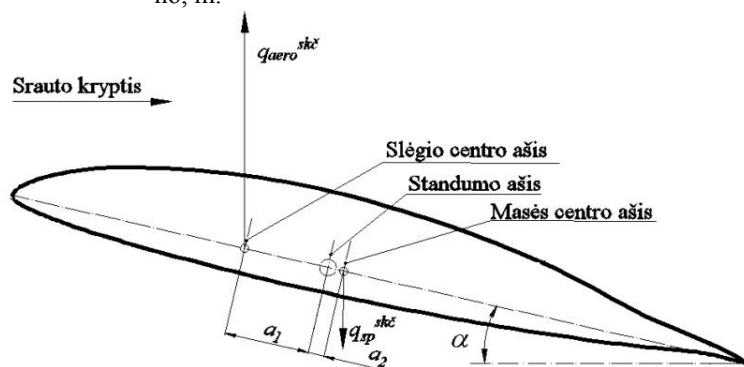
4 pav. Lenkimo momentas M_x išilgai sparno

Sukimo momentas tam tikrame sparno pjūvyje apskaičiuojamas pagal formulę

$$m_y = q_{aero}^{sk\check{c}} \cdot a_1 + q_{sp}^{sk\check{c}} \cdot a_2, \quad (6)$$

čia a_1 – atstumas tarp slėgio centrų ir standumo centrų išilgai sparno, m;

a_2 – atstumas tarp sunkio centrų ir standumo centrų išilgai sparno, m.

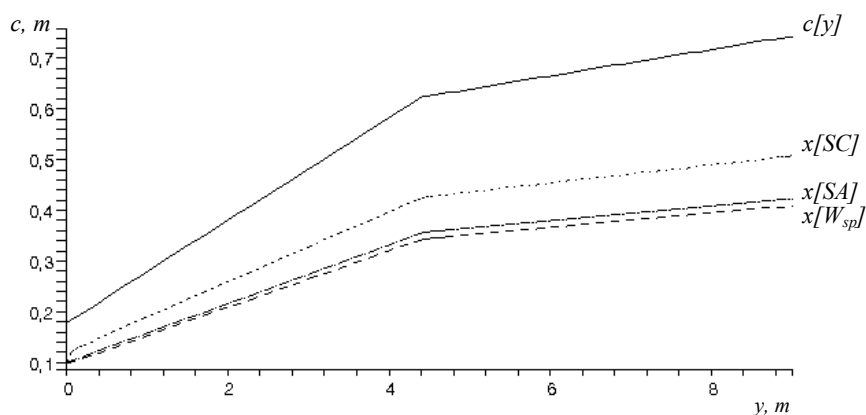


5 pav. Sparno keliamoji ir sunkio jėgos šakniniame pjūvyje

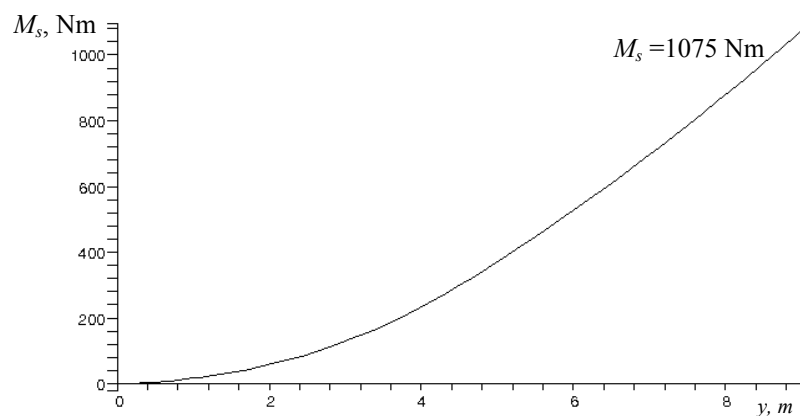
Visas sukimo momentas M_s randamas integruojant:

$$M_s = \int_0^y m_y dy. \quad (7)$$

Laikoma, kad keliamosios ir sunkio jėgos pridėties taškai yra ant profilio stygos.



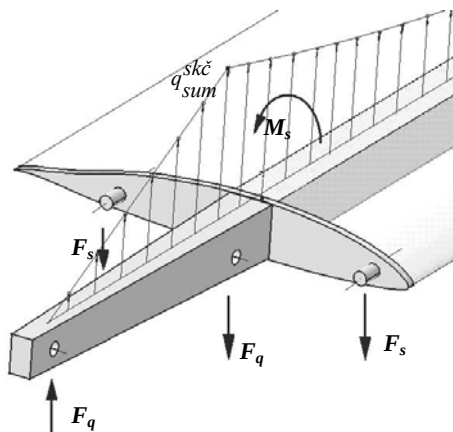
6 pav. Sparno stygos $c[y]$, slėgio centro ašies $x[SC]$, standumo centro ašies $x[SA]$ ir sunkio jėgos $x[W_{sp}]$ santykinės padėties išilgai sparno



7 pav. Sukimo momentas M_s išilgai sparno

2. Sparno tvirtinimo mazgų apkrovos

Lenkimo momentas nuo išskirstytosios apkrovos $q_{sum}^{skč}$ perduodamas lonžeronų šakėmis į sparnų sujungimo kaiščius (reakcijos F_q). Skersinė jėga $q_{sum}^{skč}$ ir sukimo momentas M_s perduodamas sparno šakninėje nerviūroje fiksuojamiems pirštams, įtvirtintiems fiuzeliaže (reakcijos F_s).



8 pav. Sparno tvirtinimo elementai

Lūžis, pavaizduotas 9 pav., atsirado po sparno statinio bandymo [4]. Taigi nustatyti nuovargio reikšmę konstrukcijai šioje zonoje ypač svarbu.



9 pav. Sparno tvirtinimo šakės lūžis ties kaiščiu

Išvada

Didžiausios lenkimo momento reikšmės susidaro ties sparno tvirtinimo šakėmis. Lūžis nuo statinės apkrovos ties sparno sujungimo kaiščiu (potencialiu įtempių koncentatoriumi) rodo, kad šioje zonoje susidaro dideli įtempiai. Tikslesnėms išvadoms padaryti bei konstrukcijos nuovargiui prognozuoti reikalinga tolesnė įtempių analizė baigtiųjų elementų metodu.

Literatūra

1. **Стригунов В.М.** Расчёт самолёта на прочность. Москва: Машиностроение. 1984, 374 с.
2. Certification Specifications for Sailplanes and Povered Sailplanes. CS-22. EASA, 2004.
3. LAK-17AT Flight Manual, JSC Sportinė Aviacija, 2000.
4. LAK-17A WING FATIGUE TESTING PROGRAM, JSC Sportinė Aviacija, 2005.

SUMMARY

LOADS ON A GLIDER WING'S HINGE POINTS

J.Sirtautas,
E.Lasauskas

A short description of wing loads calculation is presented. Largest load from the bending moment is transferred to the root end of the wing spar. This zone should be of a particular interest if talking about fatigue prediction without actual testing. This is the final goal of this and subsequent research works.