

**RĪGAS TEHNISKĀ UNIVERSITĀTE**  
Mašīnzinību, transporta un aeronautikas fakultāte  
Aeronautikas institūts

**Kristīne CARJOVA**

Doktora studiju programmas „Transports” doktorante

**HELIKOPTERA PLANIERA NOGURUMA BOJĀJUMU  
AKUSTISKĀ DIAGNOSTIKA AR DEFEKTU LOKALIZĀCIJU**

**Promocijas darba kopsavilkums**

Zinātniskais vadītājs  
Profesors *Dr. habil. sc. ing.*  
**A. URBAHS**

**RTU Izdevniecība**  
**Rīga 2016**

Carjova K. Helikoptera planiera noguruma bojājumu akustiskā diagnostika ar defektu lokalizāciju. Promocijas darba kopsavilkums. – R.: RTU Izdevniecība, 2016. – 61 lpp.

Iespiests saskaņā ar RTU promocijas padomes „RTU P-22” 2016. gada 10. marta lēmumu, protokols Nr. 1/2016.



Šis darbs izstrādāts ar Eiropas Sociālā fonda atbalstu projektā «Atbalsts RTU doktora studiju īstenošanai».

**PROMOCIJAS DARBS IZVIRZĪTS INŽENIERZINĀTŅU  
DOKTORA GRĀDA IEGŪŠANAI RĪGAS TEHNISKAJĀ  
UNIVERSITĀTĒ**

Promocijas darbs inženierzinātņu doktora grāda iegūšanai tiek publiski aizstāvēts 2016. g. 9. jūnijā Rīgas Tehniskās universitātes Aeronautikas institūtā, Lomonosova ielā 1A, k-1, 218. auditorijā.

**OFICIĀLIE RECENZENTI**

Profesors *Dr. habil. sc. ing.* Vladimirs ŠESTAKOVŠ  
Rīgas Tehniskā universitāte

Profesors *Dr. habil. sc. ing.* Juris CIMANSKIS  
Latvijas Jūras akadēmija

Profesors *Dr. habil. sc. ing.* Jonas STANKŪNAS  
Vilnius Gediminas Tehniskā universitāte, Lietuva

**APSTIPRINĀJUMS**

Apstiprinu, ka esmu izstrādājusi doto promocijas darbu, kas iesniegts izskatīšanai Rīgas Tehniskajā universitātē inženierzinātņu doktora grāda iegūšanai. Promocijas darbs nav iesniegts nevienā citā universitātē zinātniskā grāda iegūšanai.

Kristīne Carjova .....(Paraksts)

Datums: .....

Promocijas darbs ir uzrakstīts latviešu valodā, satur ievadu, 5 nodaļas, secinājumus, literatūras sarakstu, 3 pielikumus, 193 attēlus un ilustrācijas, kopā 205 lappuses. Literatūras sarakstā ir 213 nosaukumi.

# SATURS

Darba aktualitāte .....	6
Darba mērķis un uzdevumi .....	6
Pētnieciskās metodes .....	6
Pētījumu objekti .....	7
Darba zinātniskā novitāte un galvenie pētījumu rezultāti .....	8
Darba praktiskā nozīme.....	8
Aizstāvamās tēzes Autore šajā darbā aizstāv: .....	8
Darba aprobācija .....	8
Promocijas darba struktūra un apjoms .....	12
1. Nodaļa GAISA KUĢU PLANIERA NOGURUMA BOJĀJUMU UN TO ATKLĀŠANAS METOŽU ANALĪZE .....	13
1.1 Helikoptera noslogojuma analīze ekspluatācijas laikā .....	13
1.2 Helikoptera konstruktīvo elementu ekspluatācijas bojājumu analīze.....	14
1.3 Konstruktiju noguruma bojājumu akustiskās emisijas kontroles metode.....	16
2. Nodaļa EKSPERIMENTĀLO PĒTĪJUMU METODOLOĢIJA UN AKUSTISKĀS EMISIJAS MĒRIJUMU APARATŪRAS NODROŠINĀJUMS .....	16
2.1 Akustiskās emisijas signālu reģistrācijas un apstrādes metodoloģija.....	17
2.2 Pētījuma objektu raksturojums .....	18
2.3 Eksperimentālo paraugu izmēģinājumu stendi un eksperimentu veikšanas metodika .....	19
2.4 Helikoptera konstruktīvo elementu izmēģinājumu stends un izmēģinājumu veikšanas metodika.....	20
3. Nodaļa MATERIĀLU UN KONSTRUKCIJU NOGURUMA BOJĀJUMU LOKALIZĀCIJAS MATEMĀTISKĀ MODELĒŠANA .....	24
3.1 Defektu lokalizācija plaknē pēc signāla pienākšanas laika .....	24
3.2 Aviācijas konstrukciju noguruma bojājumu lokalizācijas pēc akustiskās emisijas signāla amplitūdas matemātiskā modelēšana .....	25

4.	nodaļa AVIĀCIJAS KONSTRUKTĪVO MATERIĀLU PARAUGU BOJĀJAMĪBAS EKSPERIMENTĀLIE PĒTĪJUMI, IZMANTOJOT AKUSTISKĀS EMISIJAS METODI .....	29
4.1	Alumīnija sakausējuma paraugu bojājamības eksperimentālā izpēte pie statiska un cikliska sloģojuma .....	29
4.2	Kompozītamateriālu paraugu bojājamības eksperimentālā izpēte pie cikliska sloģojuma.....	30
5.	Nodaļa HELIKOPTERA PLANIERA NOGURUMU BOJĀJUMU DIAGNOSTIKA AR DEFEKTU LOKALIZĀCIJU .....	32
5.1	AE signālu izplatīšanās īpatnību izpēte helikoptera konstrukcijas elementos .....	32
5.2	Bultskrūvju savienojumu diagnostika ar akustiskās emisijas metodi helikoptera noguruma izmēģinājumos.....	38
5.3	Konstrukciju kniedētu savienojumu bojājumu novērtējums .....	46

# PROMOCIJAS DARBA VISPĀRĒJS RAKSTUROJUMS

## Darba aktualitāte

Aviācijas konstrukciju atteižu lielākā daļa ir saistīta ar noguruma bojājumu uzkrāšanos un noguruma plaisu attīstību. Tāpēc viens no svarīgiem jautājumiem noguruma izvērtēšanā ir zinātniski pamatotu metožu izstrāde noguruma bojājumu izvērtēšanai un konstruktīvo elementu ilgmūžības aprēķins mainīga sprieguma apstākļos. Izmantojot šādas metodes, ir iespējams izvēlēties optimālo formu un konstrukcijas izmērus projektēšanas stadijā un kontrolēt reālu bojājumu uzkrāšanās procesu konstrukcijās to ekspluatācijā.

No konstrukcijas nestspējas viedokļa, kad lielu sava resursa daļu konstrukcijas materiāls tiek ekspluatēts ar defektiem, bet ekspluatācijas laiku nosaka defekta attīstības laiks līdz tā kritiskiem izmēriem, aktuālas kļūst metodes, kas dod iespēju atklāt defektus to agrīnā stadijā un prognozēt atlikušo konstrukciju ar plaisām resursu.

Viens no perspektīvākajām diagnostikas metodēm, kas dod iespēju risināt šāda veida uzdevumus, ir akustiskās nesagraujošās kontroles metode, kas balstās uz akustiskās emisijas (AE) signālu parametru analīzes. Praktiskā šīs metodes izmantošana ir saistīta ar diagnostikas mērījumu datu interpretāciju.

Izvirzītās problēmas risināšanai ir jāveic teorētiskos un praktiskos pētījumus defekta rašanās un attīstības AE informācijas, kas tiek reģistrēta no diagnostikas objekta, nolasīšanai, interpretācijai un lokalizācijai.

## Darba mērķis un uzdevumi

Pamatojoties uz gaisa kuģu planiera noguruma bojājumu un to diagnosticēšanas metožu analīzi, izvirzīts darba mērķis studiju izmēģinājumos *izstrādāt helikoptera planiera konstrukciju akustiskās diagnostikas metodoloģiju ar defektu lokalizāciju*. Mērķa sasniegšanai ir nepieciešams atrisināt vairākus uzdevumus.

1. Veikt helikoptera ekspluatācijas bojājumu analīzi un novērtēt defektu atklāšanai izmantojamās nesagraujošās kontroles un diagnostikas metodes.
2. Izstrādāt AE daudzkanālu mērījumu un datu apstrādes metodiku materiālu un konstrukciju bojājamības analīzei pie statistiska un dinamiska slogojuma.
3. Izstrādāt materiālu un konstrukciju noguruma bojājumu lokalizācijas matemātisko modeli, pamatojoties uz AE mērījumu datiem un ņemot vērā reālo konstruktīvo elementu ietekmi.

4. Pamatojoties uz eksperimentāliem pētījumiem, novērtēt AE parametru informativitāti metālisku un kompozītu materiālu konstrukciju bojājamību kontrolei statistiska un dinamiska slogojuma apstākļos.
5. Pamatojoties uz eksperimentāliem pētījumiem, noteikt helikoptera konstrukciju defektu lokalizācijas AE radītājus, ņemot vērā reālo konstruktīvo elementu ietekmi.
6. Veikt helikoptera fizelāžas un astes sijas savienojuma bultskrūvju noguruma bojājumu diagnostiku ar defektu lokalizāciju, pamatojoties uz AE mērījumu datiem.
7. Izstrādāt konstrukciju kniežu un skrūvju savienojumu kontroles metodoloģiju, pamatojoties uz AE mērījumiem.
8. Pēc helikoptera stendu izmēģinājumu rezultātiem veikt konstrukcijas elementu noguruma lūzumu fraktografisko analīzi un identificēt AE parametru izmaiņas ar sagrašanās kinētiku.

### **Pētnieciskās metodes**

Veikto pētījuma daļu metodoloģija un izmantotās pētnieciskās metodes:

#### *Teorētiskās metodes*

- Matemātiskā modelēšana
- Cieta ķermeņa fizika
- Matemātiskā statistika un korelācijas analīze
- Varbūtības un drošuma teorija

#### *Eksperimentālās metodes*

- AE signālu mērīšana ar AE aparatūru saskaņā ar standartiem: LVS EN 13554:2011, LVS EN 1330-9:2009
- AE datu apstrāde, izmantojot specializētu programmatūru
- Materiālu noguruma lūzumu fraktografiskā analīze
- Materiālu mikrostruktūras eksperimentālā pētīšana
- Materiālu ķīmiskā sastāva eksperimentālā pētīšana
- Eksperimentālo rezultātu statistiskā apstrāde

### **Pētījumu objekti**

- Alumīnija sakausējuma un kompozītmateriālu paraugi
- Helikoptera konstrukcijas
- Pilna mēroga helikoptera noguruma izmēģinājuma stends

## **Darba zinātniskā novitāte un galvenie pētījumu rezultāti**

Promocijas darba rezultātā izstrādātie inovatīvie risinājumi:

- konstrukciju noguruma bojājumu lokalizācijas matemātiskais modelis, ņemot vērā reālo konstruktīvo elementu ietekmi;
- konstrukciju kniežu un skrūvju savienojumu kontroles metodoloģija ar AE metodi;
- helikoptera fizelāžas un astes sijas savienojuma bultskrūvju AE diagnostikas eksperimentālo pētījumu rezultāti;
- defektu fraktografiskās analīzes un to identifikācijas ar AE mērījumiem metodoloģija.

## **Darba praktiskā nozīme**

Promocijas darba rezultātiem ir plašs praktiskais nozīmīgums un lietojums, jo tā ietvaros tika izstrādāta jauna un augsti efektīva defektu lokalizācijas pēc AE signālu amplitūdas metode, kas dod iespēju noteikt defekta atrašanās klastera centra koordinātas. Šo metodi ir iespējams lietot reālu konstrukciju stendu izmēģinājumos defektu lokalizācijai. Iegūtie rezultāti ir pamats helikoptera konstrukcijas diagnostikas ekspluatācijā metodoloģijas izstrādē.

Promocijas darba rezultātus var izmantot tādās zinātniskās jomās kā tehniskā diagnostika, nesagraujošā kontrole, cieta deformējama ķermeņa mehānika, sagrūšanas mehānika u.c.

## **Aizstāvamās tēzes**

Autore šajā darbā aizstāv:

- 1) eksperimentālo metodiku konstrukcijas bojājumu novērtēšanai ar defektu lokalizāciju;
- 2) helikoptera fizelāžas un astes sijas savienojuma bultskrūvju diagnostikas rezultātus;
- 3) konstrukciju noguruma bojājumu lokalizācijas matemātisko modeli;
- 4) metālisko un kompozītmateriālu paraugu eksperimentālo pētījumu rezultātus;
- 5) fraktografisko pētījumu rezultātus.

## **Darba aprobācija**

Par darba rezultātiem ziņots 7 starptautiskajās zinātniskajās konferencēs.

1. Mechanika 2015: 20th International Scientific Conference, Lithuania, Kaunas, 23–24 April.
2. 17th International Conference Transport Means, 23–24 October 2014, Kaunas, Lithuania.



3. 11th International Seminar „Research and Education in Aircraft Design 2014”, 15–17 October 2014, Vilnius, Lithuania.
4. 16th International Conference Transport Means, 25–26 October 2013, Kaunas, Lithuania.
5. International Congress on Engineering and Technology, 25–27 June 2013, Dubrovnik, Croatia.
6. Riga Technical University 53rd International Scientific Conference, 11–12 October 2012, Riga.
7. Composite Mechanics Riga, 28 May–1 June 2012.

Darba rezultāti publicēti 9 zinātniskajos rakstos.

1. Urbahs, A., Banov, M., Carjova, K., Rēdmāne, A., Feshchuk, Y., Banov, L. Features of the Acoustic Emission Control for the Monitoring of Pipeline System of oil Heater Boilers. No: *Mechanika 2012: Proceedings of the 17th International Conference*, Lietuva, Kaunas, 12.–13. aprīlis, 2012. Kaunas: *Technologija*, 2012, 334.–337. lpp. ISSN 1822-2951.
2. Urbahs, A., Shanyavskiy, A., Banovs, M., Carjova, K. Evaluation of an Acoustic Emission Criterion of Under Surface Fatigue Cracks Development Mechanism in Metals. No: *Transport Means 2012: Proceedings of the 16th International Conference*, Lietuva, Kaunas, 25.–26. oktobris, 2012. Kaunas: *Technologija*, 2012, 131.–134. lpp. ISSN 1822-296X.
3. Urbahs, A., Banovs, M., Carjova, K., Turko, V. The Characteristic Features of Composite Materials Specimen's Static Fracture Investigated by the Acoustic Emission Method. *Applied Mechanics and Materials*, 2012, Vol. 232, 28.–32. lpp. ISSN 1660-9336. Pieejams: doi:10.4028/www.scientific.net/AMM.232.28.
4. Urbahs, A., Banovs, M., Nasibullins, A., Carjova, K. Analysis of the Mechanism of Destruction of Aircraft Components. *Journal of Engineering and Technology*, 2013, 1, 167.–172. lpp. ISSN 1338-2330.
5. Shaniavski, A., Urbahs, A., Banovs, M., Nasibullins, A., Carjova, K. Analysis of the Mechanism of Destruction of Aircraft Components. No: *International Congress on Engineering and Technology: Proceedings: International Congress on Engineering and Technology*, Horvātija, Dubrovnik, 25.–27. jūnijs, 2013. Dubrovnik: 2013, 167.–172. lpp. ISBN 9788087670088.

6. Carjova, K., Urbaha, J. The Experimental Research of Titanium Alloys with Fragile Inclusions Mechanism Destruction. No: Transport Means 2013: Proceedings of the 17th International Conference, Lietuva, Kaunas, 24.–25. oktobris, 2013. Kaunas: Technologija, 2013, 197.–200. lpp. ISSN 1822-296X.
7. Urbahs, A., Savkovs, K., Urbaha, M., Carjova, K. Heat and Erosion-Resistant Nanostructured Coatings for Gas Turbine Engines. *Aviation*, 2013, vol. 17, Issue 4, 137.–144. lpp. ISSN 1648-7788. e-ISSN 1822-4180. Pieejams: doi:10.3846/16487788.2013.861225.
8. Urbahs, A., Valberga, A., Banovs, M., Carjova, K., Stelpa, I. The Analysis of Efficiency of Acoustic Emission Diagnostic Method for the Determination of Defect Coordinates. *Transport and Aerospace Engineering*. Nr. 1, 2014, 32.–36. lpp. ISSN 2255-968X. Pieejams: doi:10.7250/tae.2014.006.
9. Urbahs, A., Carjova, K., Feščuks, J., Stelpa, I. Development of Theoretical Model for Aircraft Structural Health Monitoring by Acoustic Emission Method. No: *Mechanika 2015: Proceedings of the 20th International Conference*, Lietuva, Kaunas, 23.–24. aprīlis, 2015. Kaunas: Kaunas University of Technology, 2015, 262.–267. lpp. ISSN 1822-2951.

Iesniegtas 9 publikācijas.

1. Urbahs A., Banov M., Carjova K., Fescuks J. Structural health monitoring of helicopter bolted and riveted joints by acoustic emission method **Submitted in:** *Aerospace Science and Technology*, 2016.
2. Urbahs A., Banovs M., Carjova K., Turko V., Feshchuk J. Research of the micromechanics of composite materials with polymer matrix failure under static loading by the acoustic emission method **Submitted in:** *Aviation*, 2016.
3. Urbahs A., Carjova K. Research on bolting elements of helicopter fuselage and tail boom joints using acoustic emission amplitude and absolute energy criterion **Submitted in:** *Advances in Acoustics and Vibration*.
4. Urbahs A., Carjova K., Feščuks J., Lama M. Research on Aluminium alloys static testing using Acoustic Emission testing **Submitted in:** *Mechanika 2016*.

5. Urbahs A., Carjova K., Feščuks J., Stelpa I. Analysing the results of acoustic emission diagnostics of a structure during helicopter fatigue tests **Submitted in:** *Aviation 2016*.
6. Urbahs A., Carjova K., Nasibullins A., Feščuks J. Research on fatigue fracture kinetics of helicopter fuselage bolting elements **Submitted in:** *Transport Means 2016: Proceedings of the 20th International Conference*.
7. Urbahs A., Carjova K., Nasibullins A., Nedelko D., Millere E. Research on AE signal propagation in helicopter structural elements **Submitted in:** *Transport and Aerospace engineering 2016*.
8. Urbahs A., Carjova K., Urbaha M. Acoustic emission criterion during dynamic test of Aluminium alloys **Submitted in:** *2016 AES-ATEMA International Conference "Advances and Trends in Engineering Materials and their Applications"*.
9. Urbahs A., Carjova K., Urbaha M. Acoustic emission diagnostics of fuselage and tail boom jointing bolts during helicopter bench tests **Submitted in:** *ICAETM 2016: 18th International Conference on Aviation Engineering, Technology and Management*.

#### **Patenti**

1. RĪGAS TEHNISKA UNIVERSITĀTE. *A method for renovation of steel precision pair parts*. Urbahs A., Savkovs K., Urbaha M., Ņesterovskis V., Carjova K., Urbaha J., Kuļešovs N. (izgudrotāji). Int. Cl.: C23C14/02, B23P6/00, C23C14/06, C23C14/34, C23C14/58. Application date 2013-09-19. Patenti un Preču Zīmes. EP2851450. 2015-03-25.
2. RĪGAS TEHNISKĀ UNIVERSITĀTE. *Konstrukciju skrūvju un kniežu savienojumu kombinētā akustiskās emisijas un ultraskaņas kontroles metode*. Urbahs A., Banovs M., Urbaha M., Carjova K., Feščuks J. (izgudrotāji). Int. Cl.: G01N29/14. Iesniegšanas datējums 2013-10-31. Patenti un Preču Zīmes. LV14971B. 2015-08-20.
3. RĪGAS TEHNISKĀ UNIVERSITĀTE. *Akustiskās emisijas avotu koordinātu noteikšanas paņēmiens*. Urbahs A., Carjova K., Feščuks J., Urbaha M. (izgudrotāji). Int. Cl.P-16-35: Iesniegšanas datējums: 26-04-2016 Patenti un Preču Zīmes. P-16-35.

## **Promocijas darba rezultāti tika izmantoti 6 zinātniskajos projektos.**

1. Eiropas Kosmosa Aģentūras projekts “Autonoma kosmosa kuģa prototipa izstrāde vides monitoringam (DREAM) – priekšizpēte” Līdzdalība projekta īstenošanā, pētniece (2015.–2016. g.).
2. Titāna savienojumu nodilumizturīgi nanopārklājumi mašīnbūvē Nr. LZP 12.110 Līdzdalība projekta īstenošanā, pētniece (2014.–2016. g.).
3. Eiropas Reģionālā attīstības fonda finansētais projekts „Lielas lidojuma distances daudzfunkcionāla bezpilota Lidaparāta vides monitoringam eksperimentāla parauga izstrāde (LARIDAE)» 2014/0029/2DP/2.1.1.1/14/APIA/VIAA/088, līdzdalība projekta īstenošanā, pētniece.
4. „Transport (including Aeronautics)” programmas (Call FP7-AAT-2012-RTD-L0) līdzfinansētā projekta ACP2-GA-2012-308968-ESTOLAS „A novel concept of an extremely short take-off and landing all-surface (ESTOLAS) hybrid aircraft: from a light passenger aircraft to a very high payload cargo/pasenger version” Jauna koncepcija par „ESTOLAS” hibrīdlidaparātu ar īpaši īsu pacelšanos un nolaišanos uz jebkādas virsmas: no viegla pasažieru lidaparāta līdz kravas/pasažieru lidaparātam ar palielinātu kravnesību. Līdzdalība projekta īstenošanā, zin. asist. (2012.–2014. g.).
5. LZP 10.009 „Rūpniecisko izstrādājumu daudzkomponentu nanostrukturēto aizsargājošo pārklājumu izveides tehnoloģiju izstrāde” 2012. g Līdzdalība projekta īstenošanā, zin. asist. (2012.–2014. g.)
6. Eiropas Reģionālā attīstības fonda finansētais projekts Nr. 2010/0256/2DP/2.1.1.1.0/10/APIA/VIAA/070 „Bezpilota aviācijas kompleksa izstrāde un lidaparātu industriālo prototipu izveide Latvijas tautsaimniecības uzdevumu risināšanai”, zin. asist (2011.–2013. g.)

## **Promocijas darba struktūra un apjoms**

Promocijas darbs ir uzrakstīts latviešu valodā, satur ievadu, 5 nodaļas, secinājumus, literatūras sarakstu, 3 pielikumus, 193 attēlus, 6 tabulas un 38 formulas. Darba kopējais apjoms ir 205 lappuses. Literatūras sarakstā ir 213 nosaukumi.

## **Promocijas darba saturs**

### **Ievads**

Ņemot vērā gaisa kuģu slodzes lidojumu laikā, īpaši helikopteru slodzes to manevru laikā, ir svarīgi novērtēt gan statisko, gan dinamisko konstrukciju stiprību. Izvēlētai bojājumu

novērtēšanas metodei ir jābūt tādai, lai līdzās slodzēm, kas iedarbojas uz helikopteri, tiktu ņemti vērā faktori, kas var ietekmēt konstrukcijas stiprību un ilgmūžību. Dažādu helikopteru noslodzes īpatnības ir atšķirīgas un atšķirīgas ir slodzes uz katru tā konstrukciju. Slodžu aprēķināšanai lietotās aprēķinu metodes atšķiras no lidojuma izmēģinājumos iegūtām. Pat reālos izmēģinājumos iegūtās slodzes vērtības nevar attiecināt uz konkrētā vai jebkura cita helikoptera lidojumu.

Izvērtējot nesagraujošās kontroles un diagnostikas metodes, tiek secināts, ka AE metodei ir priekšrocības izvirzītā uzdevumi risināšanai. AE metodes būtība tiek analizēta saiknē ar reģistrējamo parametru informativitāti, kā rezultātā tiek izvirzīti tādi kritēriji bojājumu novērtēšanai kā AE signāla amplitūda, summārais skaits, absolūtā enerģija un intensitāte. Neskatoties uz to, ka eksistē teorētiskie modeļi AE parametru saiknei ar bojājuma rašanos un tā attīstības stadijām, sarežģītās datu apstrādes dēļ tie arvien ir nepilnīgi un to lietošana dažādiem materiāliem rada nepieciešamību izvērtēt piedāvātos kritērijus vai to lietošana lielgabarīta konstrukcijām ekspluatācijā nav iespējama.

## **1. Nodaļa GAISA KUĢU PLANIERA NOGURUMA BOJĀJUMU UN TO ATKLĀŠANAS METOŽU ANALĪZE**

### **1.1 Helikoptera noslogojuma analīze ekspluatācijas laikā**

Lai nodrošinātu lidojumu drošību, gaisa kuģa konstrukcijai jābūt pietiekami drošai un izturīgai pie slodzēm, kas iedarbojas uz to ekspluatācijas laikā. Ir nepieciešams, lai izturība un stingrība tiek nodrošināta visā gaisa kuģa ekspluatācijas laikā pie iespējami mazāka konstrukcijas svara [10, 12, 87–89].

Pamatslodzēm, kas iedarbojas uz gaisa kuģa daļām šajos apstākļos, var tikt pievienotas [15, 24, 27, 34–36, 45, 53, 64, 65, 85, 86, 89]:

- paaugstināta spiediena slodzes hermētiskajos nodaļumos;
- slodzes, kas ir saistītas ar konstrukciju daļu svārstībām un lielām deformācijām (svārstības, kuras izraisa dzinēja nelīdzsvarojums; akustiskās svārstības; nesošo virsmu deformācijas un svārstību palielināšanās, mijiedarbojoties aerodinamiskajiem un elastīgajiem spēkiem u.c.);
- spēku, kas rodas, konstrukcijai sakarstot, iedarbība (dzinēju uzstādīšanas zonā virsskaņas lidojuma laikā).

Novērtējot konstrukcijas stāvokli, līdzās slodzēm jāņem vērā faktori, kas var ietekmēt konstrukcijas stiprību, izturību un ilgmūžību: detaļu nolietojums, vides ietekme (dažādi korozijas veidi), materiāla īpašību izmainīšanās sakaršanos, radiācijas u.c. faktoru ietekmē.

Dažādu gaisa kuģu noslodzes īpatnības ir atšķirīgas. Helikopteru noslodzes īpatnības tiek analizētas, iedarbojoties uz helikopteri lidojuma laikā. Uz helikopteri līklīnijas lidojuma laikā iedarbojas virsmas un masas spēki (1.1. att.) [15, 24, 27, 34–36, 45, 53, 64, 65, 85, 86, 89].

## 1.2 Helikoptera konstruktīvo elementu ekspluatācijas bojājumu analīze

Gaisa kuģa konstrukciju izmaiņas rada tādi faktori kā vairākkārtēja slodžu iedarbības atkārtotāšanās, termiskā un vides fizikāli ķīmiskā iedarbība. Savukārt katrs no šiem faktoriem rada noteiktas sekas, kas gaisa kuģu konstrukcijām ir nelabvēlīgas. Tā vairākkārtēja slodžu iedarbības atkārtotāšanās rada [1–4, 5, 7, 8, 10, 28, 89, 90]:

- noguruma plaisu rašanos un attīstību, kustīgo savienojumu nodilumu;
- brīvkustību rašanos, kniedēto šuvju un uzspīles savienojumu atslābšanu.

Gaisa kuģu planiera konstruktīvo elementu izplatītākie ekspluatācijas bojājumi ir noguruma plaisas un korozijas bojājumi [73].

**Helikoptera konstruktīvo elementu defekti ekspluatācijā** tiek apkopoti un analizēti jau konstruēšanas laikā, tādējādi dodot topošajam ekspluatantam ieskatu paredzamo defektu laicīgai likvidēšanai un remontam.

Neatkarīgi no MI grupas helikoptera ražotāja brīdinājumiem MI-2, MI-24, MI-6 un MI-8 [3, 76–81, 84, 94] tipa helikopteru astes sijas savienojuma elementi ir ļoti stipri pakļauti noguruma plaisu veidošanās procesam.

Minētie piemēri rada nepieciešamību noteikt helikopteru ekspluatācijas ar noguruma bojājumiem iespējamību esošos starpremonta periodos. Tika noteikta noguruma plaisu augšanas ilguma un kinētika, izejot no esošo paraugu helikopteru datiem [94].

Šāda noguruma plaisas prognozēšanas pieeja ir ļoti relatīva, var tikt lietota tikai konkrētam helikoptera tipam, konkrētiem slojuma apstākļiem un konkrētai konstrukcijai. Noguruma plaisas kontrole ekspluatācijā, reālā laika režīmā nodrošina efektīvāku plaisas parādīšanās un tās attīstības kontroli un tādējādi nodrošinot helikoptera remontu pēc esošā stāvokļa nevis pēc noteiktiem starpremonta periodiem, kad noguruma plaisas attīstītais lielums jau ir kritisks un var tikt nenoteikts remonta laikā, izmantojot tradicionālās metodes.

**Gaisa kuģu planiera konstruktīvo elementu esošo diagnostikas un nesagraujošo kontroles metožu analīze.** Diagnostikas un nesagraujošās kontroles metodes mūsdienās dod iespēju novērtēt un analizēt izpētes objektu, neizraisot bojājumus tajā.

Diagnostikas un nesagraujošās kontroles metodes tiek plaši izmantotas zinātnē un ražošanā, t.sk. aviācijas nozarē [1, 2–4, 6, 7, 13, 18, 22, 30]. Aviācijas nozarē diagnostikas un nesagraujošo kontroles metožu izmantošanai ir vitāla nozīme. Zemāk tiek apskatītas plašāk izmantojamās nesagraujošās kontroles metodes aviācijas nozarē – vizuālā un optiskā, kapilārā, magnētiskā, virpuļstrāvas, radiogrāfijas un akustiskā. No diagnostikas metodēm plaši tiek izmantotas vibrodiagnostikas metodes [39]. Mūsdienās īpaši attīstās akustisko diagnostikas metožu izmantošana aviācijas tehnikas nesagraujošā kontrolē [1–4, 6–7, 17, 30–32, 39–66].

**Akustiskās emisijas metodi** aviācijas nozarē eksperimentālā līmenī izmanto dažādu aviācijas konstrukciju diagnosticēšanā. AE jau gadu desmitus tiek lietota dzinēja sadegšanas kameru un apvalku kontrolē [37], lidmašīnu šasiju [4, 40, 41] un planiera [1, 6, 7, 41, 69, 72, 96] elementu kontrolē. Tāpat akustiskās emisijas metode ir viena no attīstītākajām metodēm kosmosa tehnikas nesagraujošā kontrolē – raķešu korpusa un čaulu kontrolē [26, 37, 69, 72, 74], daudzkārt izmantojamu kosmisko aparātu siltuma aizsardzības kontrolē [21] zibens spēriena ietekmes novērtēšanā [6, 93] utt.

Jau no pagājušā gadsimta 70. gadiem līdz mūsdienām speciālas borta AE kontroles sistēmas tiek izstrādātas nogurumplaisu noteikšanai, kā arī to augšanas kontrolei planieru un lidmašīnu konstrukcijās lidojuma laikā [25, 29]. Sistēmām piemīt augsta jutība un tās ļauj uzticami noteikt nogurumplaisas pašās nepieejamākajās vietās, taču tās vēl joprojām nav integrālas [6, 93]. Ņemot vērā augsto potenciālu, akustiskās emisijas metodi var saistīt ar nākotnes metodi gaisa kuģu diagnostiku ekspluatācijā. Ir ievērojamas izstrādnes konstrukciju pēc stāvokļa metožu izstrādne un izpētē, bet sarežģītās datu lasīšanas dēļ tās vēl arvien attīstās civilo gaisa kuģu flotē visaptveroši tikai aprobācijas līmenī [36, 50, 58].

AE metode nodrošina tikai bīstamo, t.i., attīstības procesā esošu defektu noteikšanu un reģistrāciju. AE metodei piemīt augsta jutība uz attīstības procesā esošiem defektiem. Tās jutība ievērojami pārsniedz citu metožu jutību [6, 9, 11, 14]. AE metode ir integrāla, t.i., izmantojot vienu vai vairākus AE sensorus, kas nekustīgi uzstādīti uz objekta virsmas, var veikt visa objekta kontroli bez skenēšanas, tā kontrolējot liela izmēra planiera konstrukcijas, nodrošinot vairāku sensoru klātieni, ir iespējams kontrolēt visu planiera konstrukciju vienlaicīgi [7, 58, 63, 66].

Tā kā AE metodei, salīdzinot ar citām metodēm, ir mazāk ierobežojumu, kas saistīti ar materiāla struktūru un īpašībām, tad šī metode tiek veiksmīgi izmantota materiālu stāvokļa diagnostikā, kuriem citas metodes izmantošana ir neiespējama vai apgrūtināta. AE metodei ir

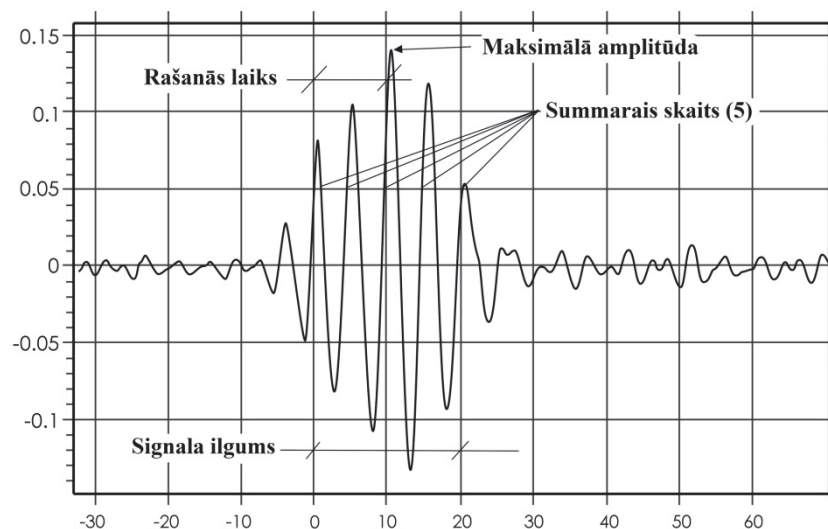
iespējams izstrādāt kontroles metodiku, kuru lietojot ir iespējams ātri un vienkārši nolasīt rezultātus. Metode nav laikietilpīga, objektu iespējams kontrolēt bez cilvēka klātbūtnes.

Turpmākā pētījuma realizācijai tieši akustiskās emisijas nesagraujošās kontroles metode tiek pielietota kā piemērotākā gaisa kuģa planiera nogurumu bojājumu diagnostikas ar defektu lokalizāciju metodoloģijas izstrādei, kas tiek pamatots ar akustiskās metodes fizikālo būtību un diagnostikas īpatnībām un priekšrocībām 1.5. nodaļā.

### 1.3 Konstrukciju noguruma bojājumu akustiskās emisijas kontroles metode

AE signālus raksturo daži parametri, no kuriem katrs ir saistīts ar fizikālo procesu, ko pavada AE, un to mērījumi var sniegt informāciju par izpētes vai kontroles objekta stāvokli. Izanalizēsim AE signālu galveno parametru informatīvuma pakāpi.

AE signālus raksturo amplitūda, ilgums, forma, rašanās laiks (1.1. att.). Tāpat signālu plūsmu var raksturot ar notikumu statistiski vidējo biežumu, spektrālo blīvumu, amplitūdas un laika sadalījumu, vidējo vērtību, dispersiju. Katra no uzskaitītajām īpašībām ir saistīta ar fizikālo procesu, kas rada AE, un to noteikšana var dot informāciju par objekta stāvokli.



1.1. att. AE parametri [108].

Tāpat AE signālus raksturo AE impulsu kopējais skaits un AE aktivitāte [6, 82, 83, 92, 93]. Šie parametri dod iespēju iegūt papildu informāciju par deformācijas un sagrašanās procesu kinētiku izpētes objektā, kas pakļauts ārējā spēka iedarbībai.

Neskatoties uz to, ka pētījumi par kvantitatīvo un kvalitatīvo saišu noteikšanu starp AE parametriem un bojājumu koncentrācijas raksturu materiālu paraugos un konstrukciju elementos tika uzsākti gadu desmitus atpakaļ [82, 93], joprojām ir daudzi neatrisināti jautājumi

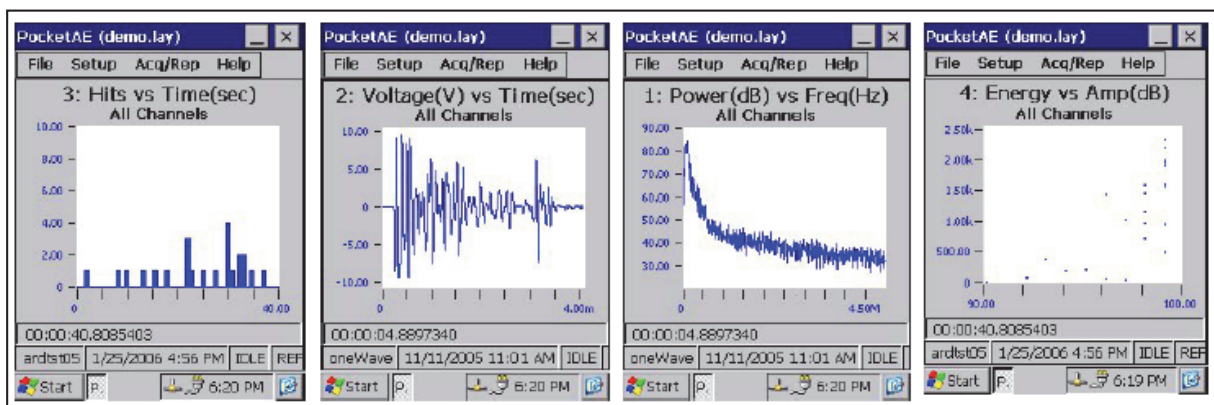


sarežģītās datu apstrādes un interpretācijas dēļ [45, 48]. Tas ir saistīts ar AE izmantošanas perspektīvu plaisas atklāšanai agrīnā stadijā un plaisas izmēru un augšanas kinētikas novērtēšanas reālos konstrukciju elementos to pārbaudes vai ekspluatācijas laikā, kad tradicionālās kontroles metodes nav piemērojamas [6, 93].

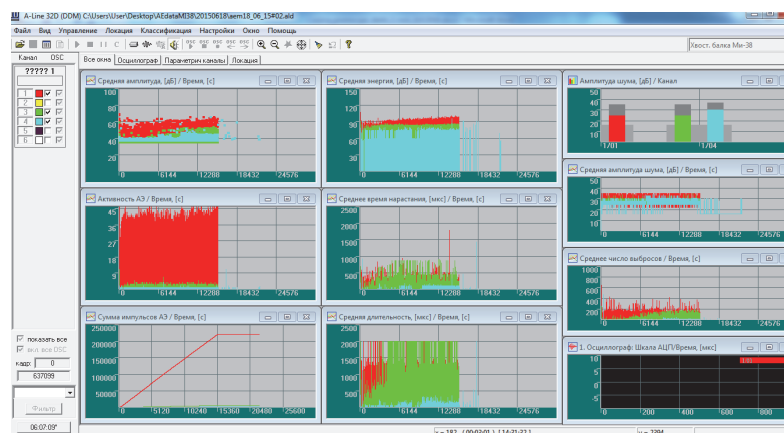
## 2. Nodaļa EKSPERIMENTĀLO PĒTĪJUMU METODOLOĢIJA UN AKUSTISKĀS EMISIJAS MĒRIJUMU APARATŪRAS NODROŠINĀJUMS

### 2.1 Akustiskās emisijas signālu reģistrācijas un apstrādes metodoloģija

Pētījumā tika izmantotas AE kontroles daudzkanālu iekārtas – *PAC Pocket AE-2* [71] un *A-Line 32D (DDM)* [97]. AE kontroles iekārta *PAC Pocket AE-2*, *Physical Acoustics Corporation*, „uz sitiena balstītas” arhitektūras, datorizēta, portatīva, rokās turama, 2 kanālu AE iekārta. *A-Line 32D (DDM)* – ir digitālā akustiskās emisijas daudzkanālu mērījumu sistēma akustiskās emisijas datu reģistrēšanai un apstrādei.



2.1. att. *PAC Pocket AE-2* grafiku iespējas.



2.2. att. *A-Line 32D (DDM)* vizualizācija.

## 2.2 Pētījuma objektu raksturojums

### Alumīnija paraugi

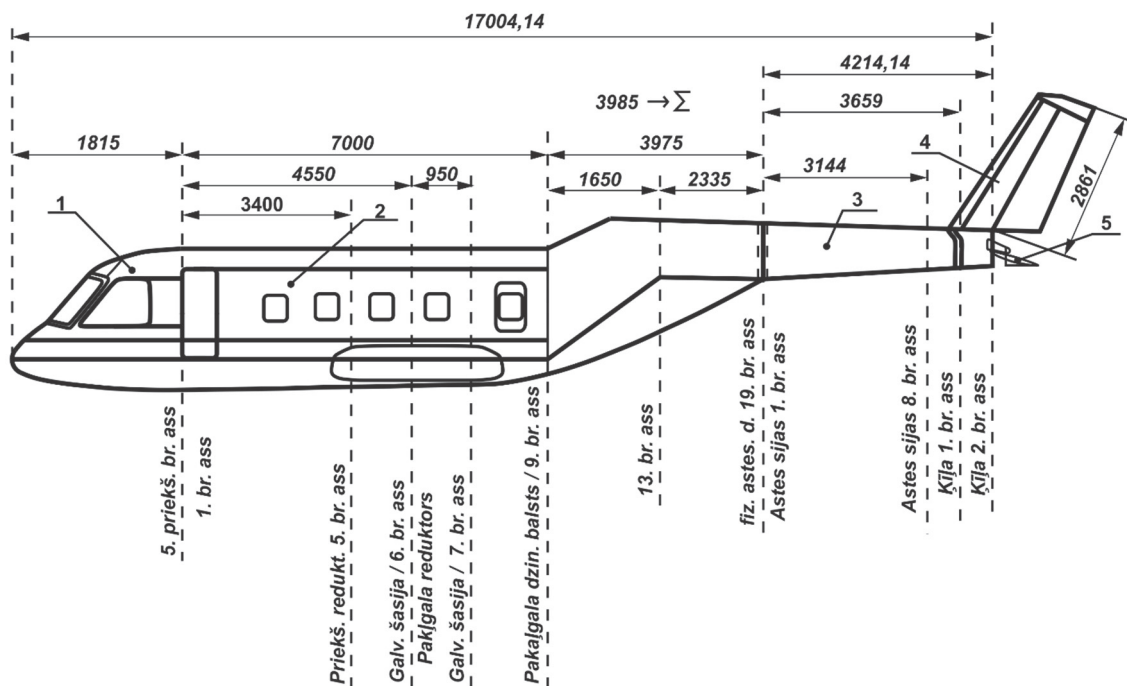
Pētījumos [56, 61] tika izmantoti alumīnija paraugi, izgatavoti no V95 sakausējuma.

### Kompozītmateriālu paraugi

Divas paraugu grupas, izgatavotas no stikla šķiedras, tika pakļautas stiepes pētījumiem. Pirmajā grupā ietilpst paraugi, kuros pamatnes šķiedras orientētas šķērsvirzienā attiecībā pret pielikto spēku, otrajā grupā ietilpst tādi paši paraugi, kuros šķiedras orientētas garenvirzienā attiecībā pret pielikto spēku. Papildus otrajā stikla šķiedru paraugu grupā tika iekļauta paraugu grupa no oglekļa šķiedras. Paraugi ir taisnstūra formas plāksnes ar augšējā un apakšējā galā piestiprinātām uzlikām zem traversa testēšanas mašīnas spailēm/presēm. Uz paraugiem iepriekš tika līmēts tenzodevējs un AE sensors [56, 61].

### Helikopteru fizelāžas un astes sijas raksturojums

Vispārējā gadījumā fizelāžas (2.3. att.) stiprības saistu shēma ietver sevī apšuvumu, kas sastāv no garenaistu un šķērssaistu elementiem.



2.3. att. Helikoptera fizelāžas konstrukcija.

Korpusa apšuvums veido plūdlīniju formu un aizsargā iekšējos fizelāžas elementus no apkārtējās vides ietekmes. Uzņemot vietējās aerodinamiskās slodzes, apšuvums tās novirza uz stiprības stringeriem un brangām normālo slodžu veidā.

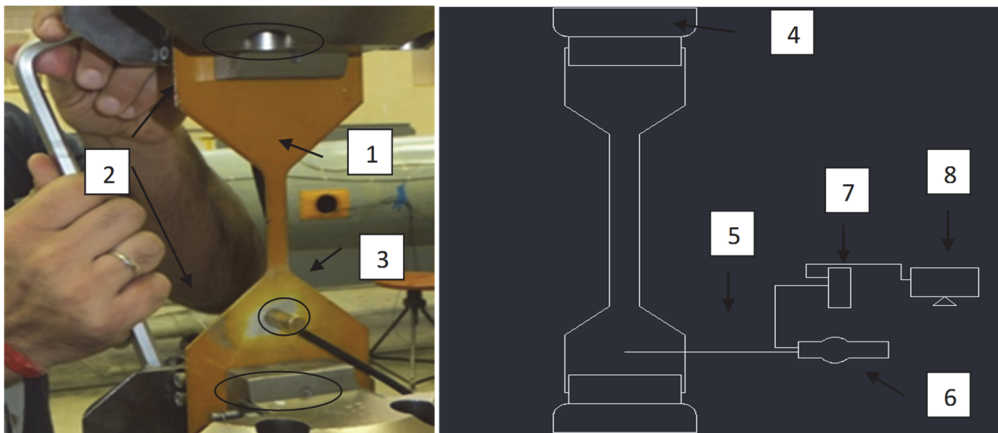
## 2.3 Eksperimentālo paraugu izmēģinājumu stendi un eksperimentu veikšanas metodika

### 2.3.1 Alumīnija sakausējuma paraugu izmēģinājuma stendi un eksperimentu veikšanas metodika

Izmēģinājumi tika veikti, izmantojot *INSTRON 5500 Series*.

Paraugu izmēģinājuma gaita (2.4. att.) un ierobežojošie faktori bija šādi:

- paraugi tika slogoti līdz sabrukšanai;
- katrs paraugs tika pakļauts 5 kN slodzei.



2.4. att. AE sensoru izvietojums uz parauga un parauga izmēģinājuma shēma [56, 61].

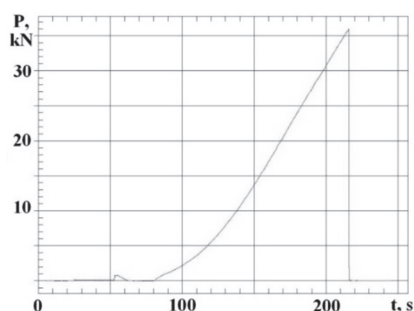
1 – paraugs; 2 – spaiļi; 3 – AE sensors jeb uztvērējs; 4 – hidrauliskais cilindrs, 5 – sensora kabelis, 6 – pārnēsājamā AE iekārta *PAC Pocket AE2*, 7 – datora vadības bloks, 8 – datora ekrāns.

### 2.3.2 Kompozītmateriālu paraugu izmēģinājuma stendi un eksperimentu veikšanas metodika

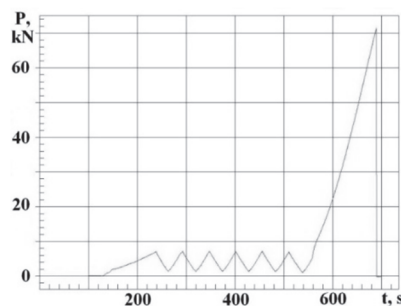
Paraugu slogošanas metodika ietver [49, 50]:

- a) slogošana līdz sagrūšanai bez treniņa paraugiem ar šķiedru garenvirziena (2.5. att.) un šķērsvirziena orientāciju;
- b) priekšlaicīgs trīskārtējs treniņš līdz 10 kN vai 22 kN paraugiem ar garenvirziena šķiedru orientāciju un līdz 5 kN paraugiem ar šķērsvirziena šķiedru orientāciju ar tam sekojošu slodzes palielinājumu līdz sagrūšanai;
- c) priekšlaicīgs seškārtējs treniņš līdz 6 kN (2.5. att. b) ar tam sekojošu slodzes palielinājumu līdz sagrūšanai paraugiem ar garenvirziena šķiedru orientāciju.

Izmēģinājumi noritēja termostatiskā stendā.



a)



b)

2.5. att. Parauga ar garenvirziena šķiedru orientāciju slogošanas grafiks [49]:

a) bez treniņa; b) ar seškārtīgu treniņu.

### 2.3.3 Fraktografiskai analīzei izmantotais aprīkojums un izmēģinājumu metodika

Lai veiktu fraktografiskos pētījumus nanolīmenī, darbā tika izmantots skenējošais elektronu mikroskops *SEM HITACHI-S3000N*. Skenējošais elektronu mikroskops ir paredzēts cietu ķermeņu virsmas pētīšanai ar elektronu zondes palīdzību. Fraktografiskā analīze tika balstīta uz metodiku, kas tika izstrādāta [65, 74]

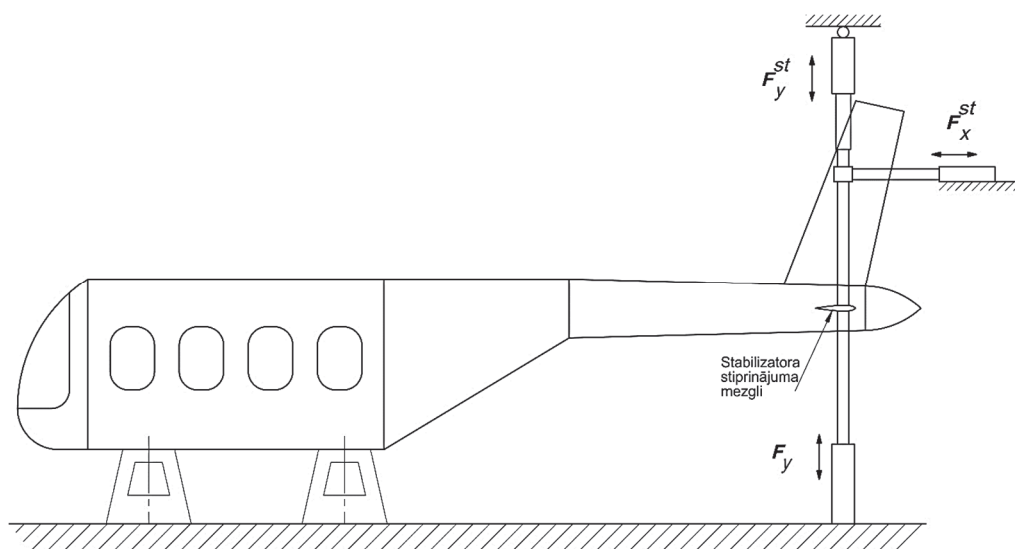
Mikroskops ļauj ar augstu precizitāti noteikt noguruma mezolīniju klātbūtni un novērtēt to skaitu, kā arī fiksēt citas plaisu attīstības zonas.

## 2.4 Helikoptera konstruktīvo elementu izmēģinājumu stends un izmēģinājumu veikšanas metodika

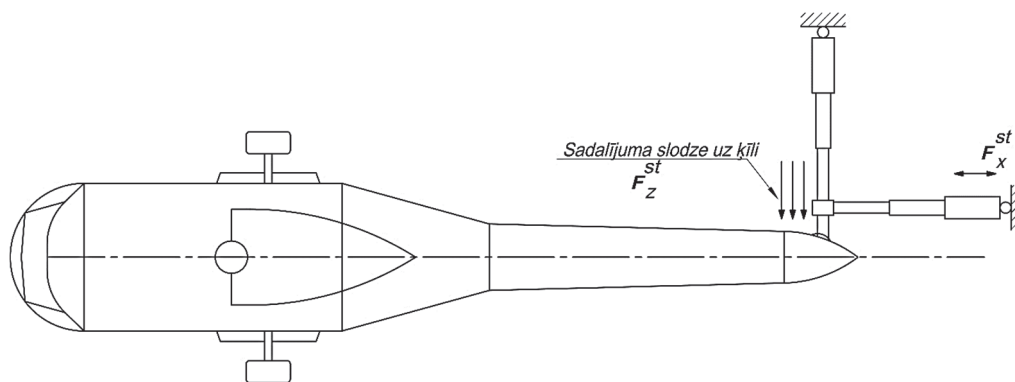
Helikoptera planieru noguruma bojājumu tehniskās diagnostikas ar defektu lokalizāciju metodoloģijas izstrādē tika izmantots helikoptera izmēģinājuma stends laboratorijā SIA *Aviatest LNK*. Izmēģinājuma objekta kontrolējamās konstrukcijas un to daļas:

- 1) helikoptera astes sija kā helikoptera planiera konstrukcijas daļa;
- 2) helikoptera ķīlis kā helikoptera planiera konstrukcijas daļa;

Izmēģinājumu stends [91] tiek stiprināts uz stiprinātas grīdas, izmantojot šasijas spēka konstrukciju (sk. 2.6. att.).



a)

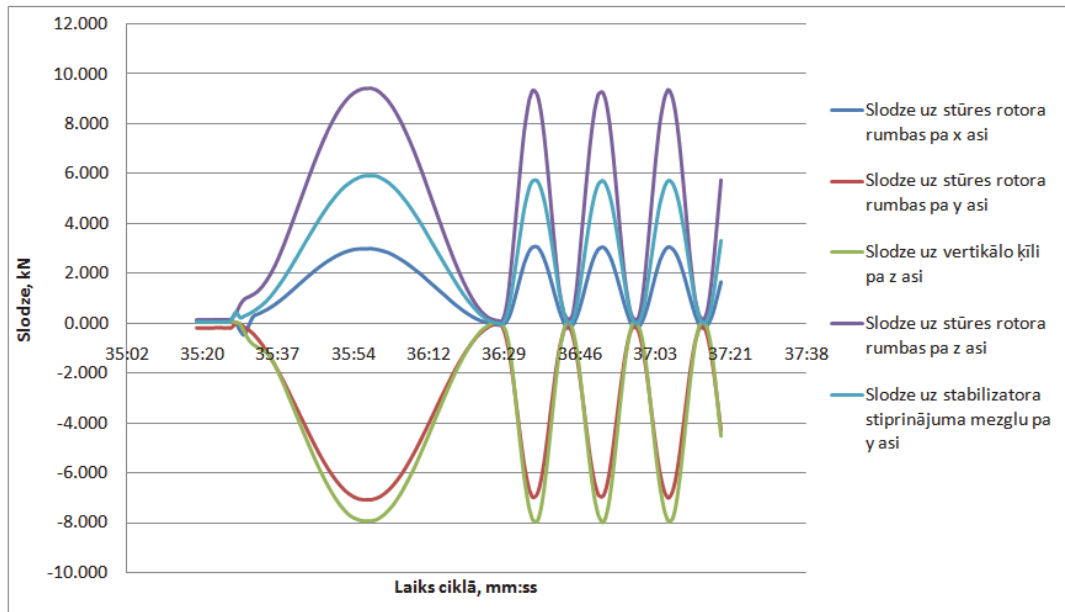


b)

2.6. att. Helikoptera konstrukcijas noguruma izmēģinājumu stends:

a) skats no kreisā borta; b) skats no augšas.

Izmēģinājuma stends ir aprīkots ar speciālu sistēmu, kas nodrošina iespēju pielikt statisku slodzi (2.7. att.).



2.7. att. Helikoptera konstrukcijai pieliktā slodze laikā (starta cikls 60 sekundes un parastais cikls 15 sekundes).

Izmēģinājumi tiek veikti secīgi, pielāgojot atkārtotu statisko slodzi, kas objekta sprieguma-deformācijas stāvoklis atbilst reģistrētam lidojumu izmēģinājumu laikā (*air-ground-air*): maksimālās lidojuma slodzes tika reģistrētas pie maksimālās pacelšanās masas. Slodzes tiek pieliktas stūres rotora rumbā –  $F_x, F_y, F_z$ , ķīlim –  $F$ , stabilizatora piekares mezgliem –  $F_y$ .



a)



b)

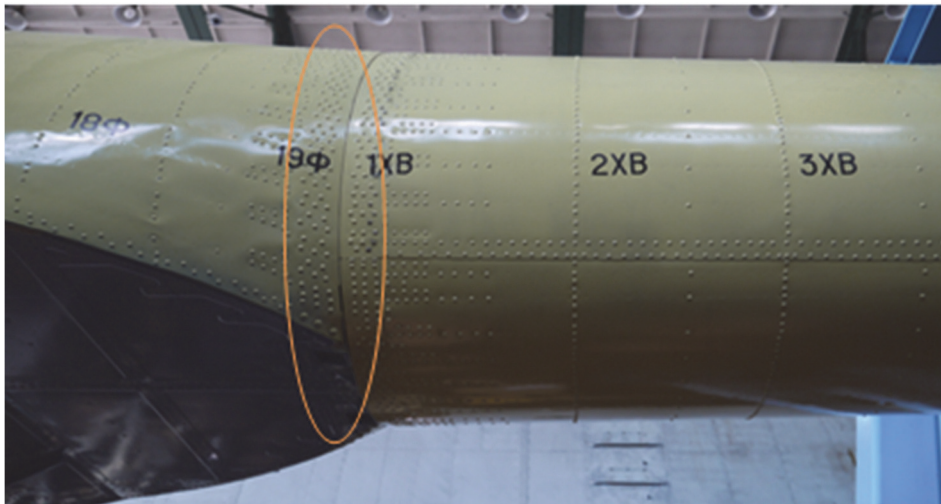
2.8. att. Reālai konstrukcijai pielikta sadalījuma slodze uz ķīla [91]:

a) skats pret lidojuma virzienu no kreisā borta; b) skats lidojuma virzienā no kreisā borta.

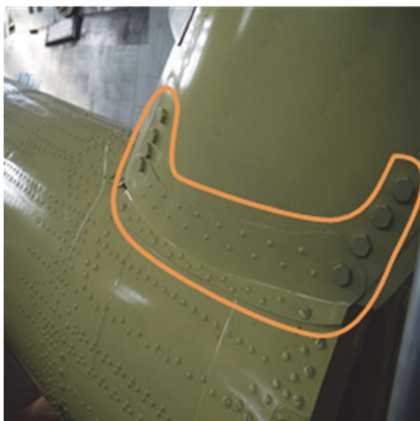
Stendu izmēģinājumos plaisu, sagrūšanas un citu defektu atklāšanas gadījumā tika fiksēts slogojuma ciklu skaits, slodzes lielums, izmēri un precīzas defekta atrašanās vietas uz

izmēģinājuma objekta, veikta defekta fotografēšana, tika veikta analīze, izmantojot fraktogrāfiskos pētījumus. Astes sijas un ķīļa kritiskie punkti no noguruma stiprības viedokļa tiek uzskatītas tādas zonas kā, piemēram, zonas:

- a) slīpās sijas savienojuma zona pa 13. brangu (2.9. att. c)
- b) astes sijas un centrālās fizelāžas daļas savienojums (2.9. att. a);
- c) ķīļa un astes sijas savienojums (2.9. att. b).



a)



b)



c)

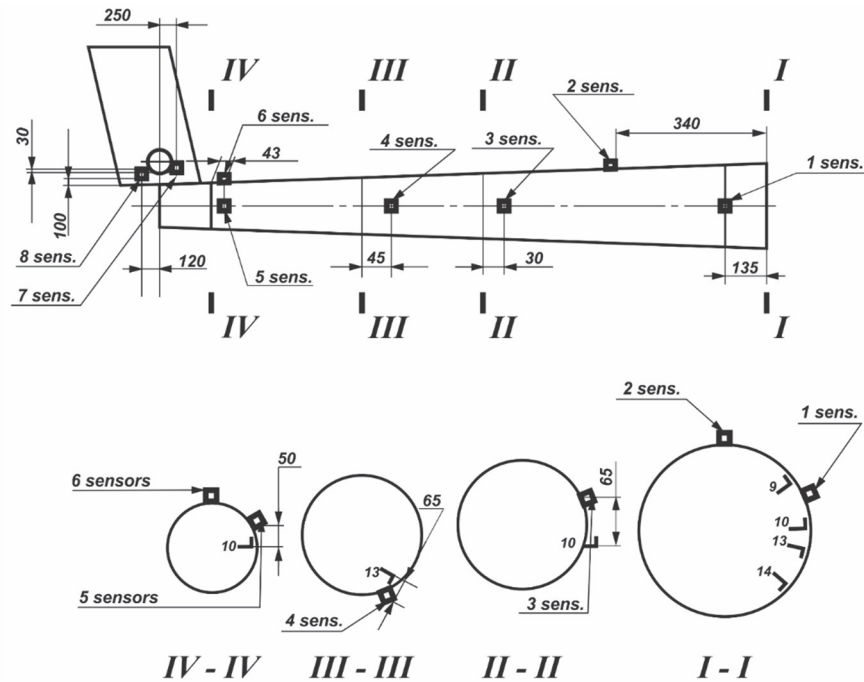
2.9. att. Astes un ķīļa kritiskie punkti no noguruma stiprības viedokļa:

- a) astes sijas un centrālās fizelāžas daļas savienojums;
- b) ķīļa un astes sijas savienojums;
- c) slīpās sijas savienojuma zona pa 13. brangu.

Akustiskās emisijas sensori uz helikoptera konstrukcijas tika izvietoti šādi:

- *R15a* sensori tika uzstādīti uz astes sijas un ķīļa apšuvuma no ārpuses (2.10. att.);
- *VS-150 RIC* sensori ar iekšējo pastiprinātāju tika uzstādīti uz 1. astes sijas brangas no iekšpuses (2.10. att.).

Detalizēta AE sensoru uzstādīšanas shēma ir atspoguļota darbā.



2.10. att. AE sensoru izvietojuma shēma uz helikoptera astes sijas un ķīļa [55, 57, 59, 62].

### 3. Nodaļa MATERIĀLU UN KONSTRUKCIJU NOGURUMA BOJĀJUMU LOKALIZĀCIJAS MATEMĀTISKĀ MODELĒŠANA

#### 3.1 Defektu lokalizācija plaknē pēc signāla pienākšanas laika

Visbiežāk AE avotu lokalizācija tiek veikta ar signālu pienākšanas laika starpības metodi, kur signāla pienākšanas brīdi nosaka pēc maksimālās amplitūdas vērtības vai robežvērtības sasniegšanas.

Gadījumos, kad materiāls ir anizotrops, defektu lokalizācija kļūst sarežģītāka [19, 20, 66, 68], jo akustisko svārstību izplatīšanās ātrums kļūst atkarīgs no virziena, kuru nosaka ar leņķi  $\theta$ . Līdz ar to formula šim gadījumam izskatīsies šādi:

$$\Delta t_{1,2} = t_2 - t_1 = \frac{d_2}{v_2} - \frac{d_1}{v_1} = \frac{\sqrt{(x-x_2)^2 + (y-y_2)^2}}{v_2} - \frac{\sqrt{(x-x_1)^2 + (y-y_1)^2}}{v_1}, \quad (3.1)$$

kur  $d_i$  – attālums līdz sensoram  $i$ ,

$v_i$  – ultraskaņas ātrums noteiktā virziena ar virziena koeficientu

$$\tan(\theta_i) = \frac{(y-y_i)}{(x-x_i)} \quad (3.2)$$



Tātad, lai noteiktu AE avota koordinātes uz plaknes, ir nepieciešami trīs AE sensori, bet praksē, lai samazinātu koordināšu noteikšanas metodoloģisku kļūdu, bieži lieto četrus un vairāk AE sensorus [66, 67]. AE sensoru izvietojumam diezgan bieži tiek izmantota vienādmalu centrētā trīsstūra shēma [66, 70].

Zonālās lokācijas metode [66, 70] balstās uz principu, ka AE sensors, kurā reģistrētā vislielākā signāla enerģijas vai amplitūdas vērtība, atrodas vistuvāk AE avotam.

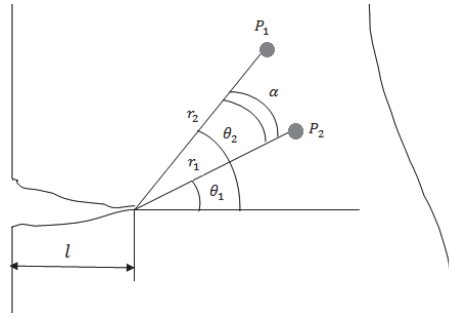
Koordināšu aprēķināšanas kļūdas nosaka pēc signāla pienākšanas laika starpības mērīšanas kļūdas. Var būt vairāki kļūdu avoti, starp tiem [66]:

- nepareizi noteikts ultraskaņas izplatīšanās ātrums objektā;
- nepareizi noteiktas AE sensoru koordinātes, kas ir darbietilpīgs process. Viens no iespējamajiem šīs kļūdas novēršanas ceļiem ir AE sensoru koordināšu noteikšanas automatizācija, kas ir piedāvāta;
- laika intervālu noteikšanas kļūda, kas ir atkarīga no signāla struktūras, tā priekšējās frontes pieauguma rakstura, trokšņu līmeņa utt.;
- reālās viļņa izplatīšanās trajektorijas neatbilstība pieņemtajai [16, 66];
- signālu izplatīšanās ātruma anizotropijas esamība;
- signāla formas izmaiņas, izplatoties konstrukcijā;
- signālu pārklāšanās laikā, kā arī vairāku avotu vienlaicīgā darbība;
- dažāda veida viļņu, kuri izplatās ar atšķirīgu ātrumu, reģistrācija ar sensoriem.

### **3.2 Aviācijas konstrukciju noguruma bojājumu lokalizācijas pēc akustiskās emisijas signāla amplitūdas matemātiskā modelēšana**

Kā iepriekš tika minēts, bojājumu koordinātu noteikšana, izmantojot AE metodes, tiek plaši izmantota, rēķinot ierašanās laika starpību no AE avota uz vairākiem AE sensoriem.

Lai atrisinātu defektu koordināšu noteikšanu, piemēram, noguruma plaisas koordināšu noteikšanu šajās struktūrās, tiek piedāvāts izmantot AE signālu amplitūdas izplatīšanas analīzes metodi dažādām AE sensoru grupām.



3.1. att. Akustiskās emisijas signāla izplatīšanās virziens plaisas augšanas laikā [58].

Plaisu augšanas tipisks process ir tā palielināšanās tā garums  $l$  ar nelielu vērtību  $d/l$  (3.1. att.). Šo procesu pavada AE signāla emisija ar pietiekami augstu amplitūdu. Impulsa amplitūdas izvērtēšana tiek veikta, izmantojot koeficientu, kas ļauj noteikt materiāla daļiņu kustību plaisa tuvumā, vispārinātas formā ((3.3), (3.4)) [58]:

$$\delta_{ijn} = \frac{k_j}{J} \sqrt{\frac{r}{2\pi}} \varphi_{ijn}(\theta, \mu, r) \quad (3.3)$$

kur  $K_j$  – Sprieguma intensitātes koeficients

$r, \theta$  – polārās koordinātas iedomātajam punktam, kas ir relatīvs plaisas maksimumam;

$$K_j = p_j \sqrt{\pi} Y_j(\lambda) \quad (3.4)$$

kur  $\varphi_{ijn}(\theta, \mu, \bar{r})$  – leņķa  $\theta$  bezdimensiju funkcija;

$\mu$  – Puasona koeficients;

$\bar{r} = \frac{r}{h}$  – relatīvās koordinātas;

$h$  – struktūras čaulas, kurā ir plaisa, biezums;

$J$  – Junga modulis;

$p_j$  – ārējā specifiskā slodzes komponente, kas atbilst plaisas tipam;

$Y_j(\lambda)$  – relatīvās plaisas garuma bezdimensiju korekcijas funkcija;

$\lambda = \frac{l}{L}$  – plaisa absolūtā garuma  $l$  attiecība pret struktūru  $L$  (garums vai platums ir atkarīgs no plaisas virziena).

Funkcija  $Y_j(\lambda)$  ir atkarīga no šādiem faktoriem [58]:

- plaisas tips;
- plaisas forma un virziens attiecībā pret koordinātu asīm;

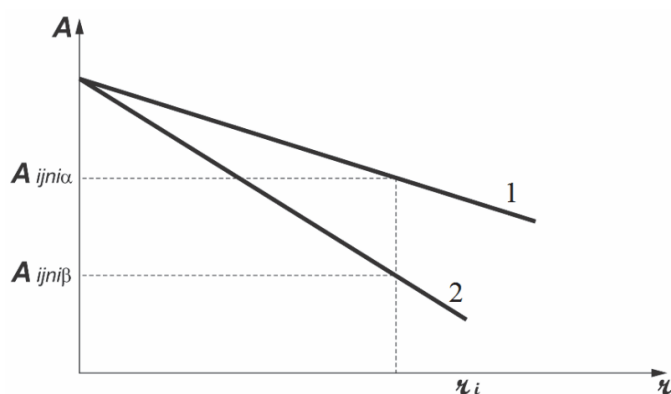
- objekta ģeometriskie parametri;
- slogojuma īpašības u.c.

Tiek uzskatīts, ka AE signālu amplitūda ir proporcionāla atbilstošajam pārbīdes pieaugumam plaisas virsotnes tuvumā  $A_{ijn} \cong \delta_{ijn}$ .

Zinot AE vērsuma raksturu no plaisu pārsprieguma dažādās situācijās, tiek secināts, ka AE signālu amplitūda  $A_{ijn}$  ir atkarīga no leņķiskās koordinātas  $\theta$ . Ja akustiskās īpašības kontrolētajā objektā neietekmē lielumu, to var definēt kā plaisas koordinātas un tās virzienu. Ja pieņem, ka plaisas virsotnes koordinātas tiek atrastas, izmantojot stacionāri izvietotu sensoru sistēmu, tad divi no tiem  $P1$  un  $P2$ , kas atrodas zināmā attālumā  $r_1$  un  $r_2$  uz plaisas virsotnes, un leņķī  $\alpha$ , kas raksturo AE virziena diagrammu no plaisas (3.1. att.). Ņemot vērā AE signāla rimšanas eksponenciālo raksturu, plaisas virzienu, piemēram, attiecībā pret līniju  $OP_1$ , ko raksturo leņķis  $\theta_1$ , var noteikt no amplitūdu  $A_{ijn1}$  un  $A_{ijn2}$  reģistrācijas rezultātiem, kurus ir reģistrējuši sensori  $P1$  un  $P2$  (3.5) attiecīgi [58]:

$$\frac{A_{ijn1}}{A_{ijn2}} = \frac{\varphi_{ijn}(\theta_1, \mu)}{\varphi_{ijn}(\theta_1 + \alpha, \mu)} e^{-k(r_1 - r_2)} \quad (3.5)$$

Ņemot vērā reālo konstrukciju diagnosticēšanā uzstādāmo AE signālu amplitūdas sliekšni, ierobežotus signāla izplatīšanās rādījumus un ierobežotu AE izmaiņas soli, izejot no šī soļa informativitātes soļa, var pieņemt, ka mērījuma apgabalos AE signāla amplitūdas rimšanai ir lineārs raksturs (3.2. att.), kur aproksimētās AE signāla rimšanas līknes slīpumu raksturo leņķis  $\alpha$ .



3.2. att. AE signāla rimšanas lineāri aproksimētā līkne.

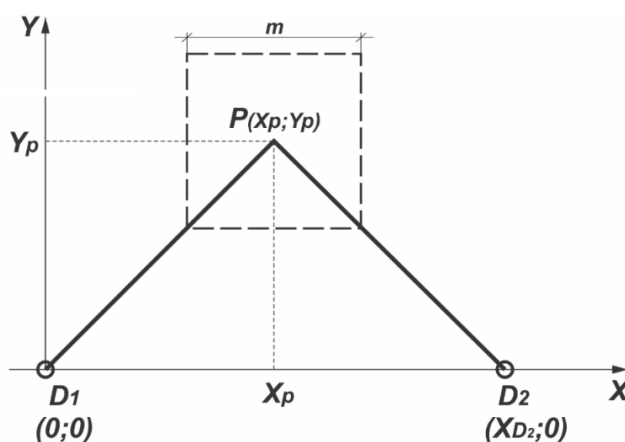
Pirmajā gadījumā signālam izplatoties vidē, ja to reģistrē divi AE sensori, tad AE avota atrašanās vietu raksturo rādījumi  $r_1$  un  $r_2$  [57, 60, 98]:

$$r_1 = (A_{\max} - A_{ijn1}) \tan \alpha \quad (3.6)$$

$$r_2 = (A_{\max} - A_{ijn2}) \tan \alpha \quad (3.7)$$

kur  $A_{\max}$  – AE signāla maksimālā amplitūda tiešā tuvumā AE sensoram;  
 $A_{ijn1,2}$  – AE signāla amplitūdu vērtības, kas tiek reģistrētas no AE avota uz 1.  
 un 2. AE sensora.

Tiek pieņemts (3.3. att.), ka AE avots atrodas klasterī, kas tiek apzīmēts ar kvadrātu, kura centrs ir  $P (X_p, Y_p)$  un kura viena mala ir  $m$ . Šī klastera centrs atrodas attālumā  $PD_1 = r_1$  no 1. AE sensora un attālumā  $PD_2 = r_2$  no 2. AE sensora. Kvadrāts klastera apzīmēšanai ir izvēlēts, ņemot vērā gaisa kuģa konstruktīvo elementu īpašības.



3.3. att. AE avota atrašanās klastera ar centru  $P$  koordinātās.

Zinot AE signāla amplitūdas rimšanas līkni konstrukciju materiālā, kurā nav savienojuma elementi, to kopējā gadījumā raksturo  $\tan \alpha$ .

$$\tan \beta = \frac{r_i}{A_{\max} - A_{ijn1\beta}} \quad (3.8)$$

tad

$$\tan \beta = K_{\text{konstr}} \tan \alpha \quad (3.9)$$

Izmantojot šo koeficientu, ir iespējams atrast klastera centra  $P$  koordinātas  $X_p$  un  $Y_p$ , izmantojot divus AE sensorus, kas izvietoti simetriski attiecībā pret konstrukcijas elementiem [57, 60, 98]:

$$X_p = \frac{(A_{ijn2} - A_{ijn1})(2A_{\max} - A_{ijn1} - A_{ijn2}) + K_{\text{konstr}}^2 \tan^2 \alpha + X_{D2}^2}{2X_{D2}} \quad (3.10)$$

$$Y_p = \sqrt{(A_{\max} - A_{ijn1})^2 K_{\text{konstr}}^2 \tan^2 \alpha - \left( \frac{(A_{ijn2} - A_{ijn1})(2A_{\max} - A_{ijn1} - A_{ijn2}) + X_{Dz}^2}{2X_{Dz}} \right)^2} \quad (3.11)$$

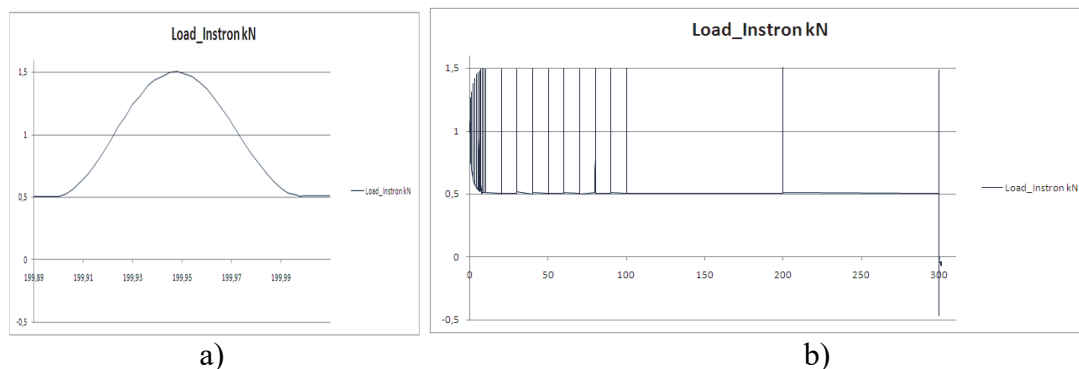
#### 4. nodaļa AVIĀCIJAS KONSTRUKTĪVO MATERIĀLU PARAUGU BOJĀJAMĪBAS EKSPERIMENTĀLIE PĒTĪJUMI, IZMANTOJOT AKUSTISKĀS EMISIJAS METODI

##### 4.1 Alumīnija sakausējuma paraugu bojājamības eksperimentālā izpēte pie statistiska un cikliska slogojuma

Alumīnija sakausējuma paraugu bojājamības izpēte [56, 61] pie statistiska un cikliska slogojuma tika veikta, lai izvirzītu AE parametru kā kritēriju sagrūšanas procesa reģistrācijai. AE parametri tika fiksēti, izmantojot AE aparatūru *PAC Pocket AE-2* un sensorus *KD32*. Statiskās slogošanas gadījumā 5 paraugi tika slogoti uz stiepi ar maksimālo slodzi, izmantojot *INSTRON* iekārtu, līdz paraugu materiāla sagrūšanas brīdim.

Analizējot AE signāla dabu sagrūšanas brīdī, var secināt, ka seko strauja amplitūdas palielināšanās, piemēram, 3. paraugam sagrūstot, amplitūda palielinās no 35...47 dB līdz 100 dB, pēc sagrūšanas secīgi samazinās, raksturojot statistiskā lūzuma brīdi.

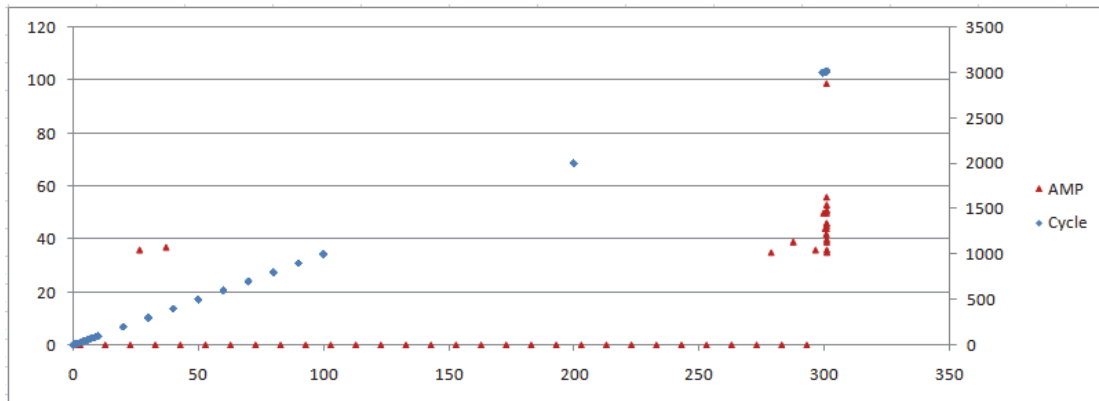
Dinamiskās slogošanas gadījumā izmēģinājumā tika izmantoti 5 paraugi, parauga Nr. 2 viens slogošanas cikls ilga 0,10 sekundes (4.1. att. a), kas kopumā sastādīja 299 sekundes (4.1. att. b) ar mainīgu slodzi no 0,5 kN līdz 1,5 kN.



4.1. att. Paraugam Nr. 2 pieliktās slodzes, kN (pa y asi), atkarībā no laika, s (pa x asi):  
a) vienā slogošanas ciklā; b) visa izmēģinājuma laikā.

Tādi AE signālu parametri kā summārais skaits, amplitūda (4.2. att.) un enerģija atspoguļo visu slogošanas pilno ciklu. Pēc AE amplitūdas skaidri redzams materiāla sagrūšanas brīdis, kad AE signāla amplitūda sasniedz maksimālo vērtību no 90 dB līdz 100 dB, kas

raksturīgs sagrūšanai tiešā sensora tuvumā un izriet no eksperimenta, kurā tika paraugi tika slogoti ar statisko slodzi.

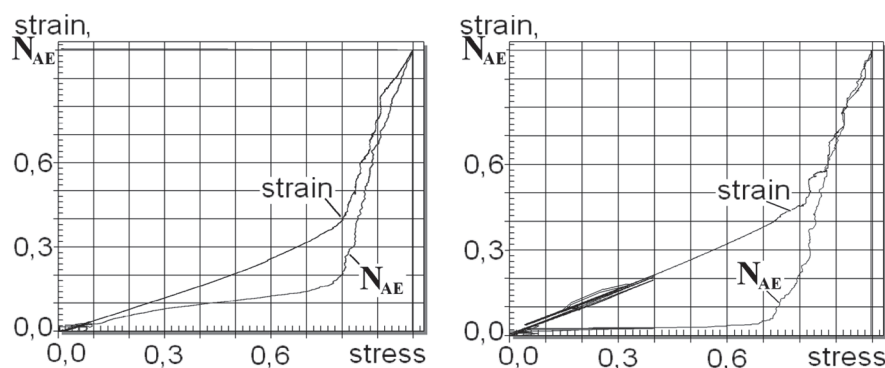


4.2. att. AE signālu amplitūdu lielumi, dB (pa  $y$  asi), atkarībā no laika,  $s$  (pa  $x$  asi), 2. paraugs.

#### 4.2 Kompozītamateriālu paraugu bojājamības eksperimentālā izpēte pie cikliska slogojuma

Tika veikti kompozītamateriālu sagrūšanas mikromehānikas pētījumi, izmantojot akustiskās emisijas metodi. Tika veikti pētījumi kompozītamateriāliem ar garenvirziena šķiedrām un šķērsvirziena šķiedrām.

Rezultātā iegūti dati tika apstrādāti un attēloti grafiskā veidā, kur redzama deformācijas un summārās AE atkarība no sprieguma parauga šķērsgrīzumā pie statistas noslodzes bez priekšlaicīgas parauga trenēšanas (4.3. att. a) [49, 50].



4.3. att. AE signāla summārais skaits skaits un deformācija (pa  $y$  asi) atkarībā no sprieguma (pa  $x$  asi) paraugam ar šķērsvirziena šķiedru orientāciju [49, 50]:

- a) bez priekšlaicīgas trenēšanas, parauga platums – 20 mm; b) ar priekšlaicīgu trenēšanu līdz pat 40 % no sagrūšanas slodzes, parauga platums – 20 mm.

Viss process – kā deformācijas parametros, tā arī summārās AE parametros – ir sadalāms divos raksturīgos apgabalos:

1. Apgabals, kur minētie parametri mainās proporcionāli spriegumam;
2. Intensīvā pieauguma apgabals.

Otrais apgabals raksturo kompozītmateriāla neatgriezeniskās sagrūšanas procesu, sākot no 0,8 sagrūšanas sprieguma pēc deformācijas parametra un no 0,75 sagrūšanas sprieguma pēc summārās AE parametra.

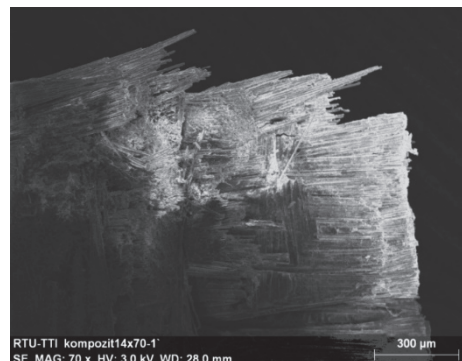
Tika veikti izmēģinājumi, lai novērtētu trenēšanas ietekmi uz izmēģinājuma paraugu kopas mehāniskām īpašībām, tos trenējot trīskārtīgi. Rezultāti pierāda, ka process ir analogisks minētam 4.3. att. a, pastāv apgabals, kur deformācijas un summārās AE parametri izmainās proporcionāli spriegumam, un apgabals, kur minētie parametri aug intensīvi. Taču neatgriezeniskas sagrūšanas process aizsākas agrāk – no 0,7 sagrūšanas sprieguma pēc deformācijas parametra un no 0,65 sagrūšanas sprieguma pēc summārās AE parametra.

Visos apskatītos gadījumos kompozītmateriālu sagrūšanas procesa novērtējuma gadījumos summārās AE parametrs izrādījās jūtīgāks salīdzinājumā ar deformācijas parametru, kas iegūts, izmantojot tenzometrēšanu [49, 50].

Testējot kompozītmateriāla paraugus ar garenvirziena šķiedru orientāciju, tika veikti pētījumi ar un bez trenēšanas. Grafiskā analīze liecina, ka viss paraugu sagrūšanas process, kas attēlots summārās AE parametros, var tikt sadalīts trīs apgabalos [49, 50]:

1. Sākuma intensīvā pieauguma apgabals;
2. Stabilizācijas apgabals;
3. Otrreizēja intensīva pieauguma apgabals līdz pat sagūšanai.

Kompozītmateriāla parauga ar garenvirziena šķiedru orientāciju sagrūšanas raksturs ir attēlots 4.4. attēlā.



4.4. att. Kompozītmateriāla parauga ar šķiedru garenvirziena orientāciju sagrūšanas fragments [49, 50].

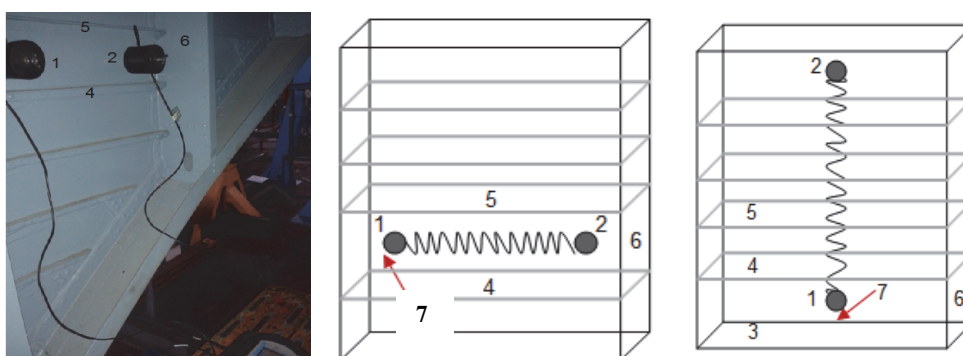
Pētījuma rezultāti [49, 50] liecina, ka paraugu materiāla priekšlaicīga trenēšana līdz pat 20 % no sagrūšanas slodzes īpaši neietekmē S-veida summārās AE raksturu, taču samazinās 2. un 3. deformēšanās stadija. Turpmākie paraugu izmēģinājumi ar priekšlaicīgu trenēšanu līdz pat 20 % no sagrūšanas slodzes pierādīja, ka summārās AE līknes S-veida forma nav atkarīga no treniņu skaita un paraugu platuma. Tajā pašā laikā tenozemetrēšanas rezultāti visos apskatītos gadījumos norāda uz nemainīgu lineāru atkarību no sprieguma (4.3. att. b). Tāpat tika noteikts, ka priekšlaicīga trīskārtīgā un seškārtīgā trenēšana atspoguļojās summārās AE S-veida līknē Kaizera efekta veidā [33, 50]. Savukārt kopējā summārās AE izmaiņas likumsakarība palika nemainīga. Tajā pašā laikā pie slodzēm, kas pārsniedza 35 % no sagrūšanas slodzes, priekšlaicīgā trenēšana ietekmēja summārās AE izmaiņas raksturu. Pie tam Kaizera efekta klātbūtne turpina tikt novērota, bet summārās AE izmaiņas likumsakarība krasi mainās. Rezultātā var secināt, ka kompozītu sagrūšanas process sastāv no divām stadijām, un svarīgi, ka lielākā daļa mikrosagrūšanas procesu notiek tieši pirmajā stadijā.

## 5. Nodaļa HELIKOPTERA PLANIERA NOGURUMA BOJĀJUMU DIAGNOSTIKA AR DEFEKTU LOKALIZĀCIJU

### 5.1 AE signālu izplatīšanās īpatnību izpēte helikoptera konstrukcijas elementos

#### 5.1.1 AE signālu izplatīšanās amplitūdas analīze apšuvuma elementos ar karkasējumu

AE signālu amplitūdas sadalījuma novērtējums un izplatīšanās ātruma mērījumi un tika veikti uz helikoptera fizelāžas, ņemot vērā tādos karkasējuma elementus kā stringeri, brangas, kā arī ņemot vērā kniedēto un līmētu savienojumu ietekmi. (5.1. att. a, b) [58, 60]



5.1. att. AE sensoru izvietojuma shēma ultraskaņas un amplitūdas rīšanas mērījumiem helikoptera konstrukcijā un pa apšuvumu.

1, 2 – AE sensori; 3 – AE signāla imitācijas vieta; 4, 5 – stringeri Nr.4 un Nr. 5; 6 – branga Nr. 10;  
7 – signāla imitācijas vieta.



Kopā ultraskaņas ātruma un signāla amplitūdas rimšanas mērījumos tika izmantoti 4 AE sensori. Ultraskaņas ātruma un signāla amplitūdas mērījumiem tika imitēts signāls, laužot zīmuļa grafitu pēc Hsu-Nīlsena (*Hsu-Nielsen*) metodes 8 reizes vienā AE signāla imitācijas vietā.

### 1. mērījumu piemērs

Sākumā AE sensori tika izvietoti uz apšuvuma (5.1. att. c) starp fizelāžas brangām Nr. 9 un Nr. 10 un stringeriem Nr. 4 un Nr. 5 248 mm attālumā viens no otra, lai iegūtu rezultātus ultraskaņas ātruma un signāla amplitūdas rimšanai pa apšuvumu bez karkasējuma ietekmes, taču, ņemot vērā helikoptera apšuvuma materiāla īpašības un krāsojumu.

### 2. mērījumu piemērs

Otrajā gadījumā AE sensori tika izvietoti uz apšuvuma (5.1.att. c) starp fizelāžas brangām Nr. 9 un Nr. 10 un stringeriem Nr. 3 un Nr. 4, un stringeriem Nr. 7 un Nr. 8 400 mm attālumā viens no otra, lai iegūtu rezultātus ultraskaņas ātruma un signāla amplitūdas rimšanai pa apšuvumu, ņemot vērā stringeru ietekmi.

### 3. mērījumu piemērs

Trešajā mērījumu gadījumā AE sensori tika izvietoti tādā pašā veidā kā otrajā gadījumā, taču mainījās signāla imitācijas vietas, lai iegūtu rezultātus ultraskaņas ātruma un amplitūdas rimšanai pa apšuvumu, ņemot vērā stringeru un brangas ietekmi.

Veikto mērījumu relatīvā kļūda bija diapazonā no 0,63 % līdz 0,84 %.

AE sensoru reģistrēto viļņu raksturīpašības ir attēlotas 5.1. tabulā [58].

5.1. tabula

AE signāla vidējā pienākšanas amplitūda uz 1. sensoru un AE signāla amplitūdas rimšanas vērtība apšuvumā dažādos mērījumu gadījumos

Mērījuma gadījums	AE signāla vidējā pienākšanas amplitūda uz 1. sensoru, dB	AE signāla vidējā pienākšanas amplitūda uz 2. sensoru, dB	AE signāla amplitūdas rimšana apšuvumā, dB/mm
1	82,88	70,50	0,050
2	82,78	48,38	0,087
3	3-7	65,58	0,040
	3-8	69,33	0,030
	3-9	68,89	0,017
	3-10	57,27	0,055
	3-11	60,00	0,042
	3-12	58,29	0,040
	3-13	55,73	0,039

Kopumā var secināt, ka signāla amplitūdas rimšanas vērtība ir atkarīga no AE avota leņķa attiecībā pret AE sensoru un tās samazinājums ir [58]:

- 0,0019 dB/mm AE signāla imitācijas punktos 7, 8, 9 pirms brangas Nr. 10 uz katriem 3° slīpuma;
- 0,0019 dB/mm AE signāla imitācijas punktos 10, 11, 12, 13 pēc brangas Nr. 10 uz katriem 3° slīpuma.

Atbilstoši signāla amplitūdas rimšanas vērtība helikoptera apšuvumā, ņemot vērā savienojuma vietas ar brangām un stringriem, ir atkarīga ne tikai no AE avota attāluma līdz sensoram un karkasējuma savienojuma vietu skaita, bet arī tā atrašanās leņķa attiecības pret sensoru – signāla amplitūda ir lielāka no signāla, kas atrodas slīpākā leņķī attiecībā pret AE sensoru.

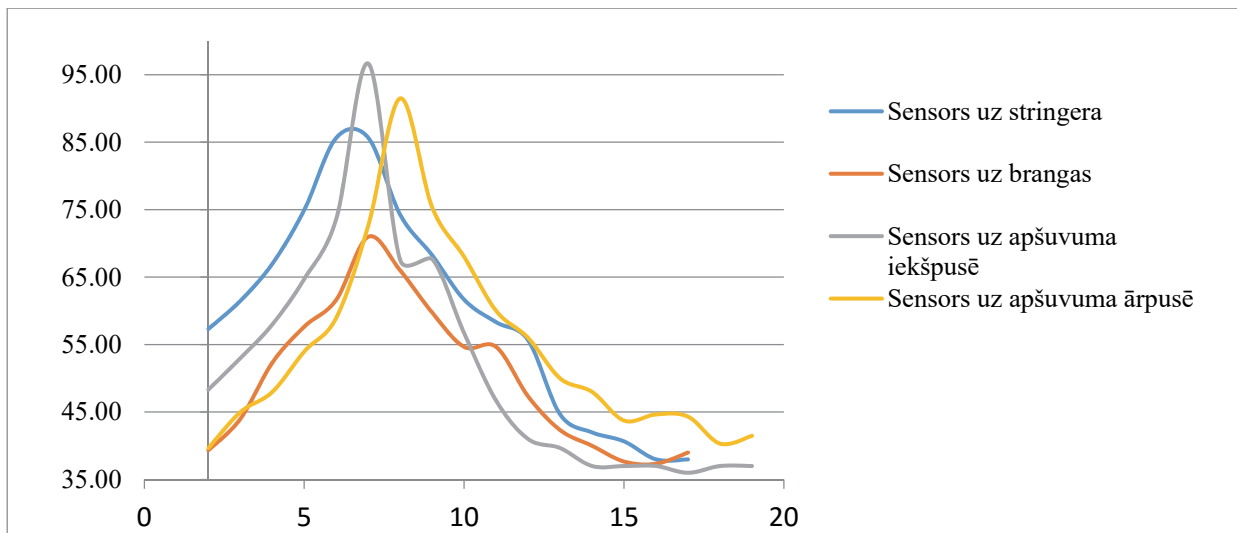
#### 5.1.2 AE signāla amplitūdas rimšanas kartes sastādīšana helikoptera fizelāžā

Izmēģinājumi [60] tika veikti AE signāla rimšanas kartes sastādīšanai helikoptera fizelāžā, ņemot vērā karkasējumu – brangas un stringerus. Izmēģinājumi tika veikti uz helikoptera fizelāžas no iekšpuses. Izmēģinājumā tika izmantoti 4 AE sensori, izvietoti uz dažādiem konstruktīviem elementiem. AE signāls tika imitēts uz apšuvuma, brangas, stringriem.



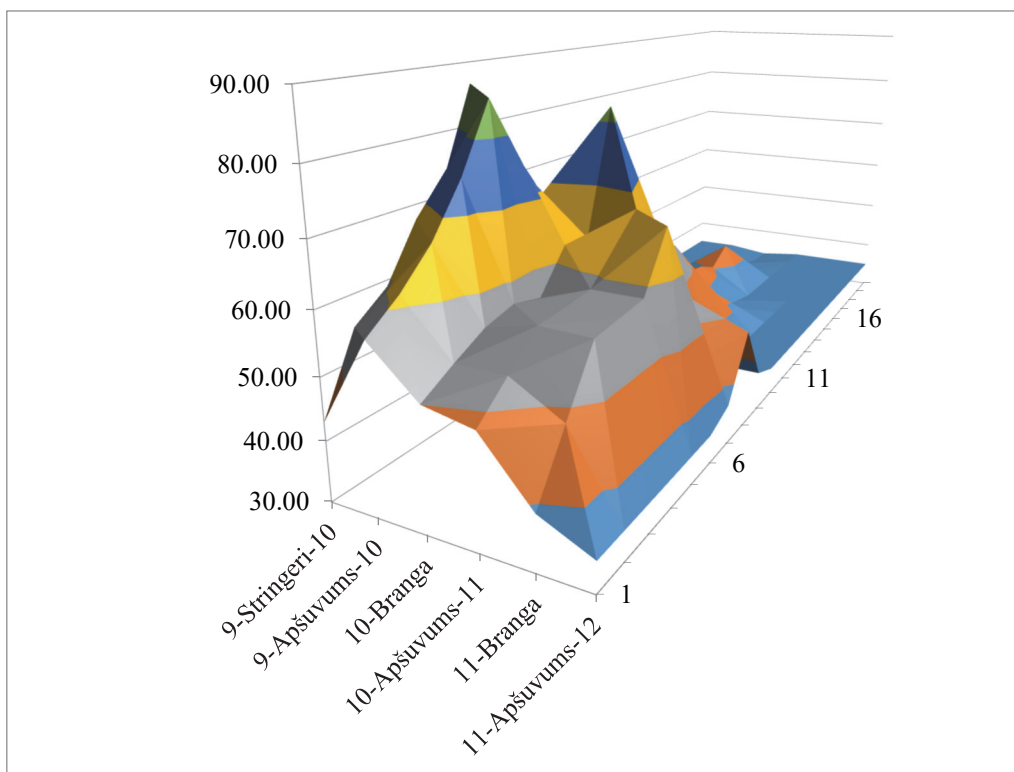
5.2. att. AE sensoru izvietojuma shēma helikoptera fizelāžā.

Imitējot AE signālu uz apšuvuma starp 9. un 10. brangu, signāla pienākšana tiek reģistrēta uz visiem četriem AE sensoriem (5.2. att., 5.3. att.). Visaugstākās amplitūdas tiek reģistrētas atbilstošo sensoru tuvumā. Kopumā zemākās amplitūdas ir novērojamas, pienākot uz sensoru, kas atrodas uz brangas. Visi sensori reģistrē signālus, kas tiek imitēti 16. un 17. stringera tuvumā, to amplitūdas lielums ir virs uzstādītā sliekšņa 35 dB [60].



5.3. att. Imitēto AE signālu amplitūdas, dB (pa  $y$  asi), uz stringeriem starp 9. un 10. brangu no 1. līdz 22. stringeram (pa  $x$  asi).

Apkopojot signālu pienākšanas amplitūdas uz sensoriem, tika izveidotas AE signāla amplitūdas rimšanas kartes (5.4. att.), kas atspoguļo AE signāla reģistrēto amplitūdu no avota, kas atrodas noteiktā attālumā, turklāt tiek ņemtas vērā tikai amplitūdas, kuras pārsniedz uzstādīto diskriminācijas līmeni 35 dB [60].



5.4. att. AE signālu amplitūdas reģistrētas no avotiem, kas pienāk uz stringera izvietotu sensoru.

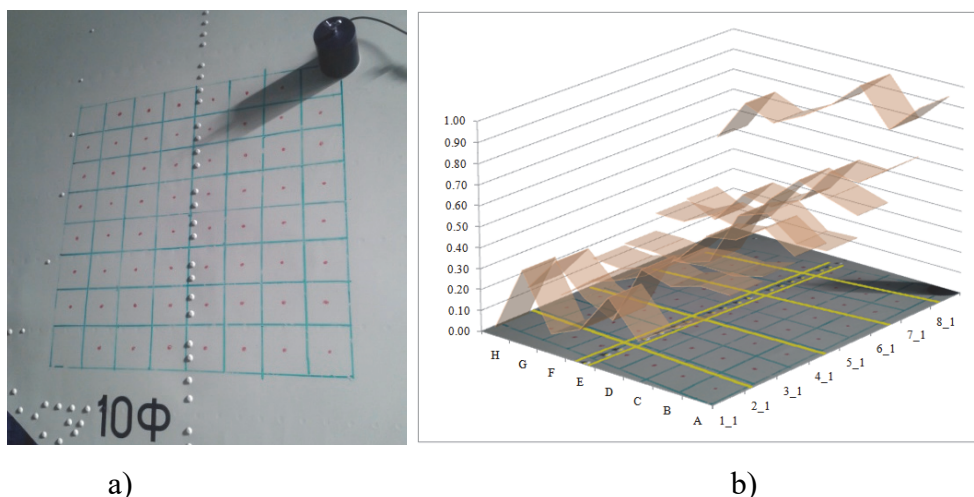
Kontrolējot konkrētu helikoptera konstrukcijas karkasējuma elementu, ieteicamākais ir sensoru uzstādīšanas veids ir uz šī karkasa elementa, piemēram, kontrolējot defektus uz brangas, ir ieteicams sensorus izvietot uz brangas, pie tam sensoru skaits ir atkarīgs no karkasējuma elementa ģeometriskiem izmēriem, to nepieciešamo skaitu ir iespējams noteikt, izmantojot iegūtās amplitūdas rimšanas kartes dažādām sensoru izvietošanas vietām.

Ņemot vērā, ka augstākminēto uzdevumu helikoptera konstrukcijas diagnosticēšanā ir paredzēts risināt atgriezeniski, t.i., izvērtējot AE signāla amplitūdas vērtību, kas tiek reģistrēta uz sensoriem, ir jānosaka defekta atrašanās vieta, turpmāk aprakstītās eksperimentālās izpētes uzdevums ir noteikti AE signāla amplitūdas izmaiņas koeficientu intervālus helikoptera konstrukcijām, ņemot vērā karkasējumu.

### 5.1.3 AE signāla amplitūdas izmaiņas koeficienta noteikšana helikoptera konstrukcijā defektu lokalizācijai

Izpētes veikšanai uz helikoptera apšuvuma (no ārpusē) tika veidots imitācijas laukums ar shematisku tīklu  $40\text{ cm} \times 40\text{ cm}$ , sadalīts četrstūros, kuru izmērs bija  $5\text{ cm} \times 5\text{ cm}$ , kopā bija 64 imitācijas punkti. Četrstūris tika veidots tā, lai ietvertu gan konstrukcijā esošās brangas, gan stringerus (1. branga (Nr. 10F) un 4 stringeri) [ 98].

Katrā no četrstūra stūriem tika izvietots AE sensors (5.5. att. a) Signāls tika imitēts katra mazā četrstūra vidū 8 līdz 10 reizes, rezultāti tika apkopoti grafiskā veidā (5.5. att. b). Relatīvā kļūda, apkopojot iegūtos datus, līdz vidējai vērtībai ir 0,86 % līdz 0,90 %.



5.5. att. AE signālu imitācijas laukums:

a) AE 3. sensora izvietojums lokalizācijā H1; b) AE signālu amplitūdas (relatīvās vienībās) reģistrētas uz 2. sensoru lokalizācijā A8.

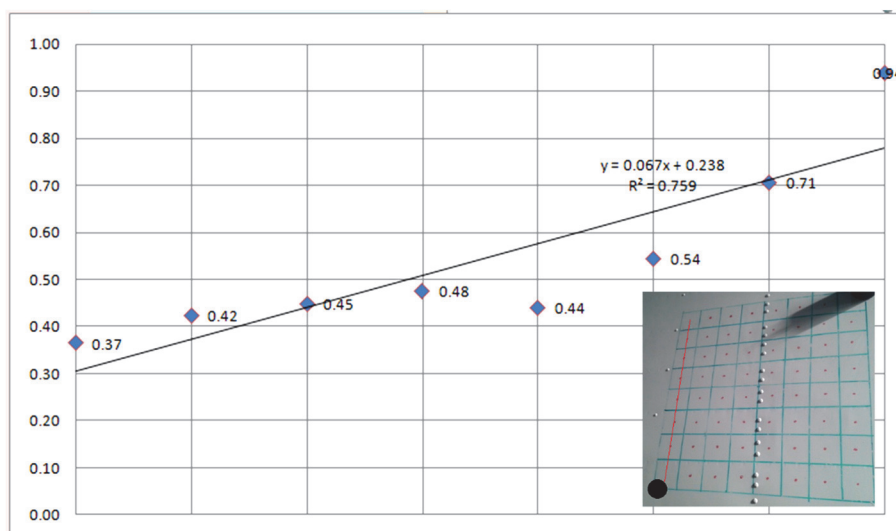
AE signāla amplitūdu vērtību atkarības no AE avota atrašanās vietas grafiks tika aproksimēts, izmantojot lineāro aproksimāciju.

Analizējot AE reģistrācijas amplitūdas uz sensoriem, jāatzīmē, ka augstāka amplitūdas signāli tiek reģistrēti no avotiem, kas atrodas uz apšuvuma pirms karkasējuma. Eksperimentāli tiek pierādīts, ka AE signāla amplitūda, kas reģistrēta uz sensoriem, ir mazāka, ja avots atrodas vienādā attālumā no sensora, taču signāla izplatīšanas zonā ir karkasējums. Tāpat tiek pierādīts, ka AE signāla izplatīšanas amplitūdas līknes slīpums (saskaņā ar AE avota lokalizācijas noteikšanas pēc amplitūdas teorētisko modeli aprakstītu 3. nodaļā) ir atkarīgs no karkasējuma elementu veida un to skaita AE signāla izplatīšanās zonā. Piemēram, AE avotam atrodoties zonā H8 līdz A8, signāla izplatīšanās sadalījumam veicot lineāro aproksimāciju, šīs aproksimācijas kļūda nepārsniedz 0,039. Tādējādi (5.1) [98]:

$$\tan \alpha_{H8} = 0,875 \quad (5.1)$$

Salīdzinot AE signālu amplitūdas vienādā attālumā  $r_1$  no sensora A8 – kvadrātā A1 un H8 (5.6. att.), tās atbilstoši ir 0,38 un 0,54 relatīvās vienības, signāla izplatīšanās zonā pirmajā gadījumā ir 4 stringeru un otrajā gadījumā vienas brangas savienojuma vietas. Tādējādi

$$\tan \alpha_{A1} = 0,614 \quad (5.2)$$



5.6. att. AE signālu amplitūdas vērtības (pa y asi) kvadrātos A1 līdz A8 (pa x asi).

Ņemot vērā, ka eksperimentāli noteiktā  $\tan \alpha_{apš}$  vērtība gadījumam, kad AE signāls izplatās pa helikoptera apšuvumu bez karkasējuma attālumā  $r_1$ , ir  $\tan \alpha_{apš} = 1,5$ . Tad defektu

lokālizācijai punktos A1 un H8 tiek piemēroti koeficienti AE signāla amplitūdas rimšanas koeficienti  $K_{str} = 0,41$  un  $K_{br} = 0,58$ .

Atbilstoši  $r_{H8}$ :

$$r_{H8} = 0,35 \text{ m}$$

Piemēram, var aprēķināt AE avota atrašanās vietas  $r_i$ , ja reģistrētā AE signāla amplitūda  $A_{ijni} = 0,84$  un ir zināms, ka signāls izplatās zonā ar stringeru karkasējumu:

$$r_i = (A_{max} - A_{ijni})K_{str} \tan \alpha_{apš} \quad (5.3)$$

Tad  $r_i = 0,28$  m, kas atbilst kvadrātam A3.

Kopumā var secināt, ka AE signāla amplitūdas rimšanas koeficients šī izmēģinājuma robežās svārstās no 0,37 līdz 0,58.

Apkopojot iegūtos AE signālu amplitūdu lielumus, tiek secināts, ka, izmantojot piedāvātos koeficientus, ir iespējams veikt defekta lokālizāciju pēc signāla amplitūdas, ņemot vērā tādu karkasējuma elementu kā brangu un stringeru ietekmi uz signāla izplatīšanos, izejot pēc reģistrētām AE signāla amplitūdām.

## **5.2 Bultskrūvju savienojumu diagnostika ar akustiskās emisijas metodi helikoptera noguruma izmēģinājumos**

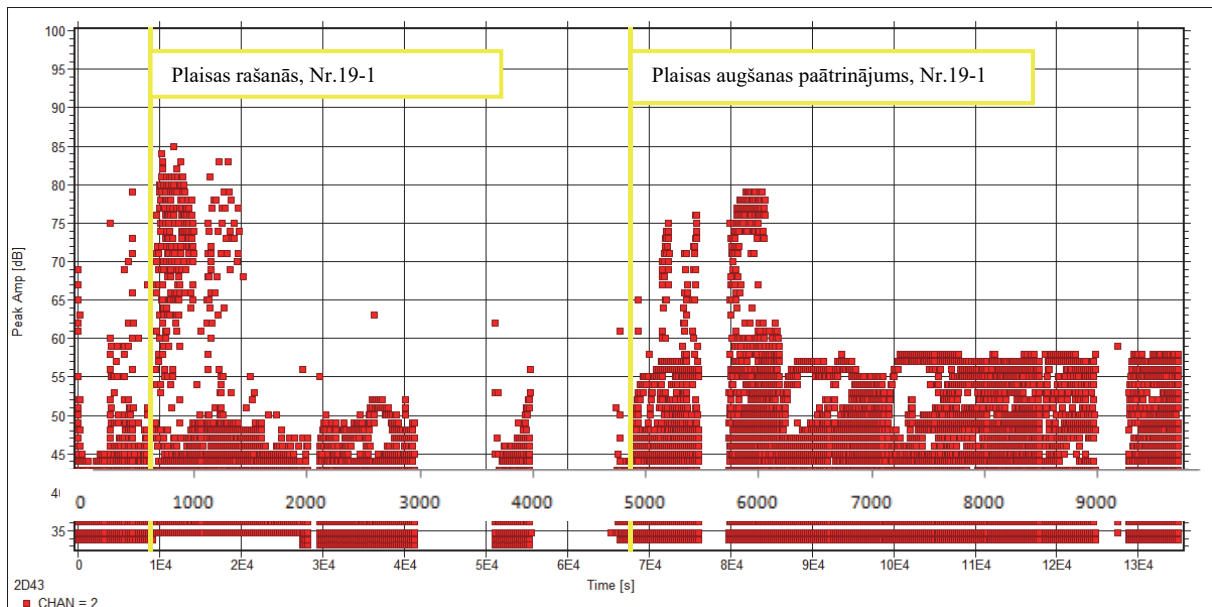
AE signālu parametru mērījumi tika veikti helikoptera astes sijas un ķīļa, kā arī ķīļa, astes sijas un fīzelāžas savienojumu zonu (fīzelāžas 19. brangas un astes sijas pirmās brangas savienojuma zonu) konstrukcijās stendu izmēģinājumos [55, 57, 59, 62].

Mērījumu metodoloģija ir dota promocijas darba 2. nodaļā. Izmēģinājuma gaitā tika atklāti defekti, kuru attīstība tika kontrolēta, izmantojot AE metodi līdz pat to kritiskam augšanas ātrumam un/vai sagrūšanai.

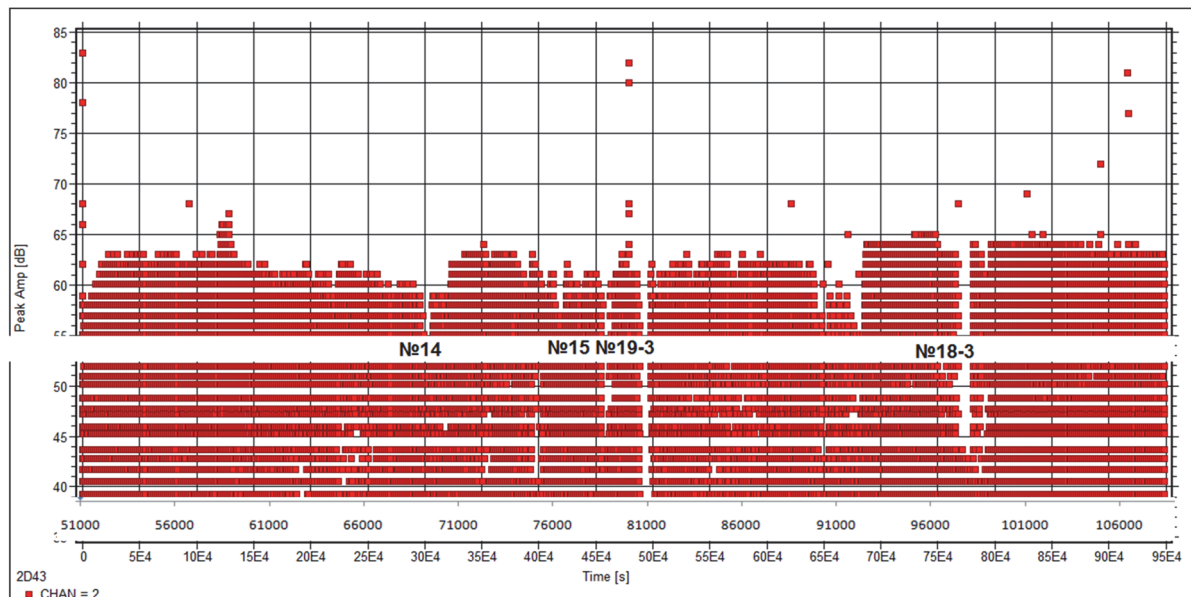
### **5.2.1 AE signālu diagnostisko parametru informativitātes kopējais novērtējums**

Balstoties uz izmēģinājumu [55, 57, 59, 62] gaitā reģistrēto AE parametru analīzi, tika noteikts: AE signālu amplitūda (5.7. att.), kas tiek reģistrēta uz visiem kanāliem, kvantitatīvi atspoguļo sagrūšanas procesu. Amplitūdas lielums ir atkarīgs no AE sensora uzstādīšanas vietas, t. sk. no tā orientācijas attiecībā pret AE signāla avotu un attālumu līdz tam. AE signāla enerģija arī ir informatīvs parametrs (5.8. att.) lielgabarītu konstrukciju diagnostikai, tā kvantitatīvi atspoguļo plaisas paātrināto augšanas procesa stadialitāti helikoptera konstruktīvo

elementu materiālā. AE signālu summārais skaits šo izmēģinājumu gaitā ir informatīvs tikai papildu filtrācijas gadījumā mehānisko trokšņu ievērojamas ietekmes dēļ. Šis process ir darbietilpīgs un rada nepieciešamību reģistrējamo signālu apstrādes specializētas programmas izstrādei un izmantošanai.



5.7. att. AE signālu amplitūda, dB (pa y asi), noslogojuma ciklos 1–9812 (pa x asi).



5.8. att. AE signālu amplitūda, dB (pa y asi), noslogojuma ciklos 51000–108958 (pa x asi).

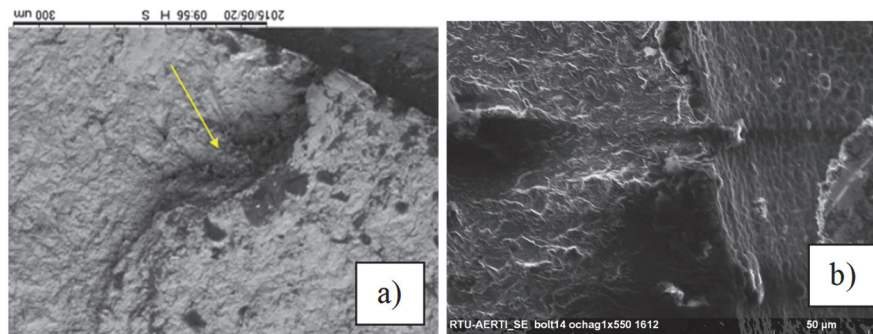
### 5.2.2 Bultskrūvju materiāla lūzumu fraktogrāfiskās analīzes rezultātu kopējais raksturojums

Pamatojoties uz pētījumu gaitā veikto fraktogrāfisko analīzi, tiek noteikts, ka plaisu attīstību bultskrūvju materiālos raksturo mezolīniju (5.10. att. a) veidošanās, kas raksturīgas

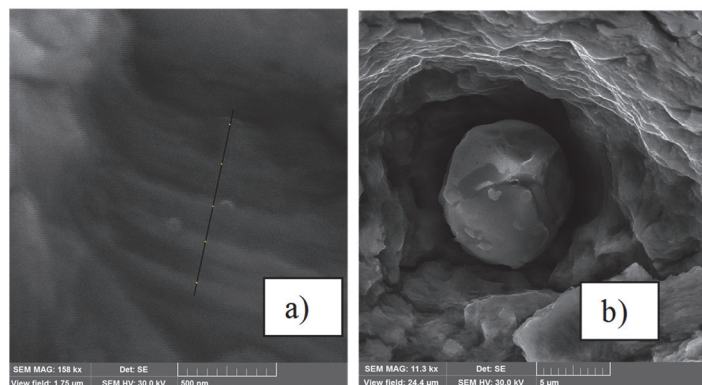
noguruma bojājumiem. Attālums starp šīm mezolīnijām kopējā gadījumā palielinās, kas raksturo plaisas augšanas ātruma palielinājumu līdz ar tās pagarinājumu (noguruma bojājuma laukuma palielinājumu). Visos gadījumos sagrūšana ir daudzavotu rakstura (5.9. att.). Visu izpētīto bultskrūvju materiālos ir fiksēti ieslēgumi (5.10. att. b) [55, 57, 59, 62].

Tajā pašā laikā bultskrūves sagrūšanai ir sarežģīts raksturs papildu faktoru iedarbības dēļ.

- Plaisas rodas un attīstās vienlaicīgi vairākās bultskrūvēs, kā rezultātā izmēģinājumu gaitā notiek slodzes pārdalīšanās to starpā, kas atspoguļojas plaisas attīstības mehānismā.
- Pēc izmēģinājumu gaitā veiktās periodiskās bultskrūvju nospiļojuma momenta maiņas (dažas bultskrūves pat līdz 3 reizēm), spriegumu pārdalīšanās rezultātā tika mainīts noguruma mezolīniju attīstības raksturs – nav novērojama to tieša pāreja no mazāka uz lielāku, izmēru bojājumam attīstoties.



5.9. att. Bultskrūves bojājumu avota zona: a) Nr. 19 b) Nr.14.



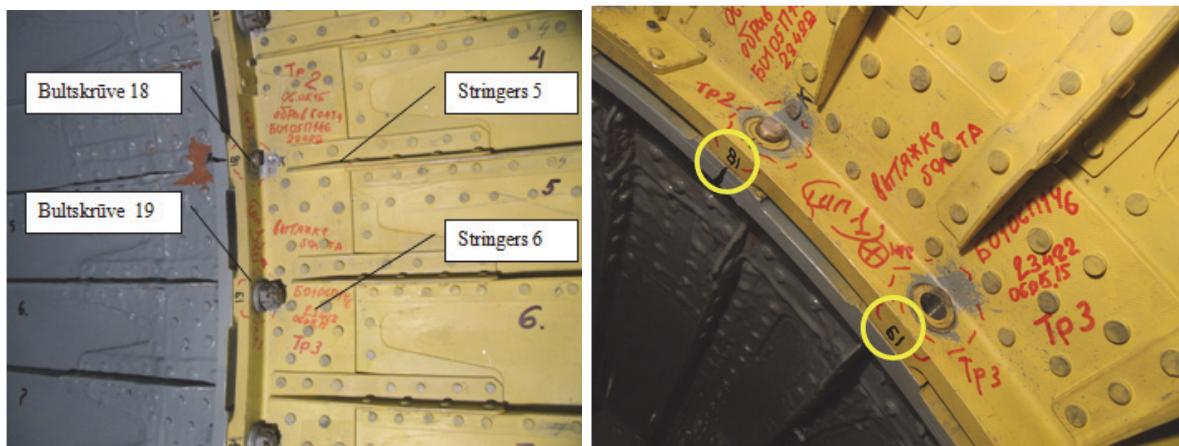
5.10. att. Bultskrūves Nr. 19-1 noguruma mezolīnija,  $h = 0,15 \dots 0,17 \mu\text{m}$ , un ieslēgums.



5.2.3 Fizelāžas un astes sijas savienojuma bulskrūvju akustiskās emisijas diagnostikas rezultātu individuālais novērtējums helikoptera konstrukcijas resursu izmēģinājumu gaitā

**Izmēģinājumu rezultātu analīze līdz bulskrūvju Nr. 19-1 un Nr. 18-1 sagrūšanai**

Apskates laikā tika konstatēta savienojuma bulskrūvju Nr. 19-1 un Nr. 18-1 stringeru 5 un 6 zonā labajā bortā sagrūšana. Sagrūšana tika fiksēta pēc AE kontroles datiem pie uzstrādes 23022 slogojuma cikla.



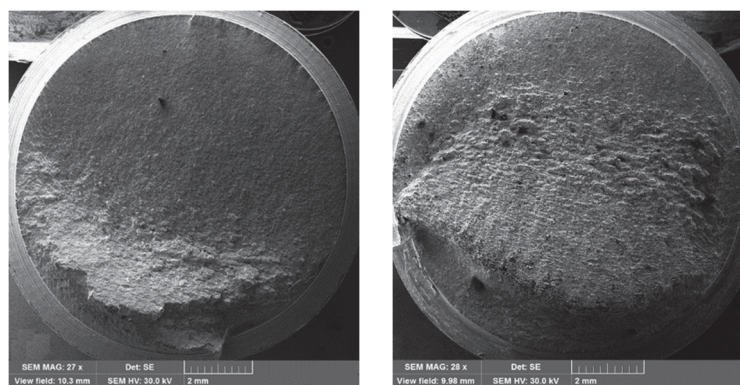
a)

b)

5.11. att. Bulskrūvju Nr. 19-1 un Nr. 18-1 sagrūšanas kopskats:

a) fizelāžas un astes sijas savienojuma zonas kopskats; b) bulskrūvju Nr. 19-1 un Nr. 18-1 atveru skats

Abu bulskrūvju lūzumiem tiek novērots noguruma raksturs (5.12. att.).



a)

b)

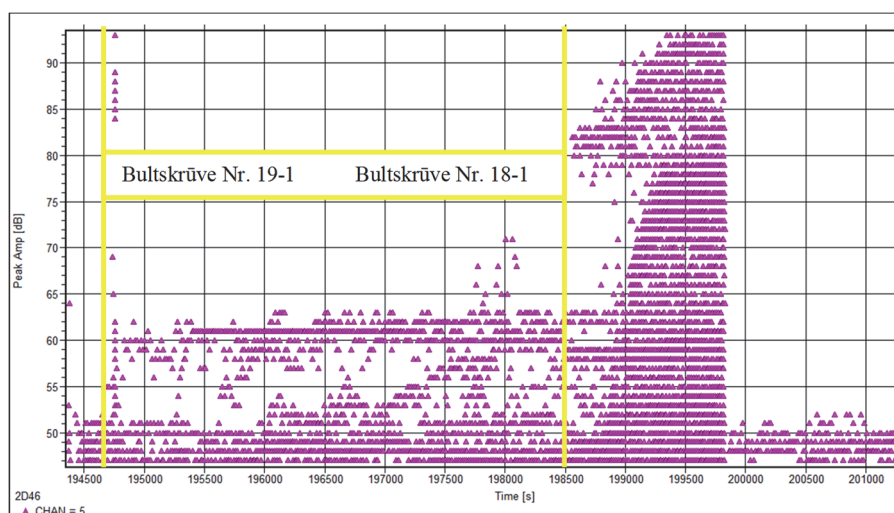
5.12. att. Bulskrūvju noguruma lūzumi:

a) bulskrūves Nr. 19-1 lūzums; b) bulskrūves Nr. 18-1 lūzums.

Bultskrūves Nr. 19-1 reljefs atšķiras ar lielāku sīkgraudainību. Tas norāda uz relatīvi zemu plaisas attīstības ātrumu un atbilstoši ilgstošu sagrūšanas procesu. Plaisas avota zona ir pirmā vītnes vījuma profila pamatne (5.12. att. a). Lūzuma noguruma zonas relatīvais laukums sastāda aptuveni 80 %.

Bultskrūves Nr. 18-1 pa stringeru 5 lūzuma reljefs atšķiras ar lielāku graudainību (5.12. att. b), kas liecina par plaisas lielāku augšanas ātrumu. Bultskrūves lūzuma noguruma zonas relatīvais laukums ir ievērojami mazāks, kas arī norāda uz plaisas augšanas palielinātu ātrumu un atbilstoši lielākiem pieliktiem spriegumiem tās attīstības procesā. Plaisas avota zona šajā gadījumā arī ir vītnes pamatnē.

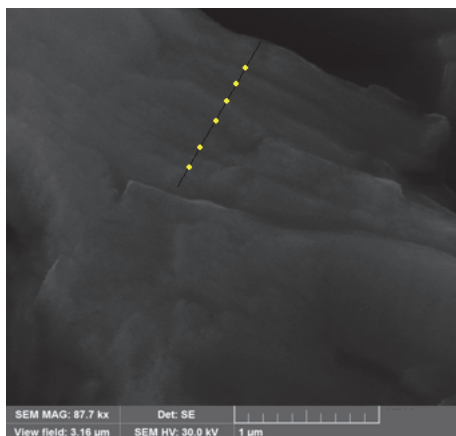
Lūzuma reljefu un noguruma zonu relatīvo laukumu attiecība abās bultskrūvēs liek secināt, ka pirmā plaisa parādījās bultskrūvē Nr. 19-1. Pēc AE signālu datiem bultskrūves Nr. 19-1 sagrūšana notika pie 22680...22690 slogojuma cikliem, kad AE signālu amplitūdas sasniedza maksimālās vērtības 100 dB, savukārt to turpmākais palielinājums liecināja par kritisku plaisas augšanas ātrumu bultskrūves Nr. 18-1 materiālā (5.13. att.).



5.13. att. AE signālu amplitūdas izmaiņas, dB (pa y asi), no plaisas augšanas paātrinājuma līdz bultskrūvju Nr. 18-1 un Nr. 19-1 sagrūšanai (pa x asi).

Veikto fraktografisko pētījumu rezultāti uzrādīja, ka bultskrūves Nr. 19-1 materiālā plaisas augšanas ātrums sagrūšanas posma sākuma stadijā sastādīja vidēji 0,08  $\mu\text{m}/\text{ciklā}$  līdz 0,09  $\mu\text{m}/\text{ciklā}$ . Šī likumsakarība saglabājās līdz plaisa sasniedza 260  $\mu\text{m}$  garumu, kas atbilst 3000...4000 slogojuma cikliem. Turpmāk plaisas augšanas ātruma izmaiņas ir fiksētas 0,15  $\mu\text{m}/\text{ciklā}$  līdz 0,25...0,35  $\mu\text{m}/\text{ciklā}$  līmenī (5.14. att.). Norādītais ātrums saglabājās līdz pat sagrūšanai, kas kopumā sastādīja 18000...19000 slogojuma ciklus. Plaisas attīstības ātrums bultskrūves Nr. 18 materiālā arī sastādīja 0,25  $\mu\text{m}/\text{ciklā}$  līdz 35  $\mu\text{m}/\text{ciklā}$ , kas atbilst aptuveni

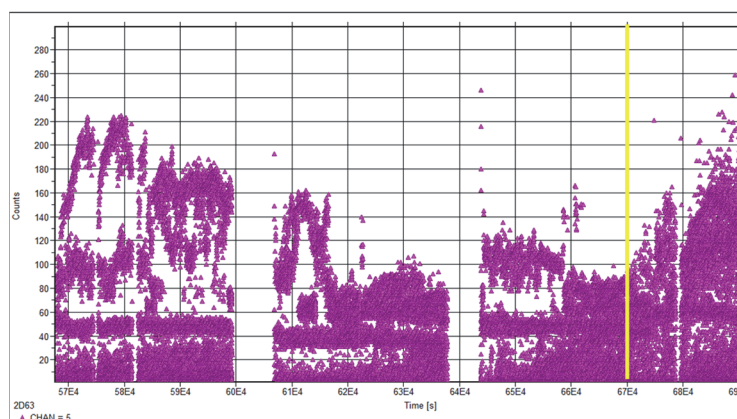
6000...7000 slogojuma cikliem. Plaisas paātrinātas augšanas zonā tiek novēroti raksturīgi slīdēšanas apgabali.



5.14. att. Bultskrūves Nr. 19 noguruma mezolīnijas,  $h = 0,11...0,16 \mu\text{m}$ .

### Izmēģinājumu rezultātu analīze līdz bultskrūvju Nr. 19-2 un Nr. 18-2 sagrūšanai

Pēc sagruvušo bultskrūvju Nr. 18-1 un Nr. 19-1 5. un 6. stringera zonā labajā bortā pie uzstrādes 23022 cikli tās tika nomainītas uz jaunām bultskrūvēm, attiecīgi Nr.18-2 un Nr. 19-2, un izmēģinājumi turpinājās. Izmēģinājumos reģistrēja AE signālus visos izvēlētajos kanālos līdz pat 51000 slogojuma cikliem. Apskates laikā tika konstatēta bultskrūvju Nr. 18-2 un Nr. 19-2 sagrūšana. Kopējā šo bultskrūvju uzstrāde no to uzstādīšanas momenta līdz pilnīgai sagrūšanai sastādīja 27978 ciklus. Pēc abām bultskrūvēm kopīgiem AE mērījumu rezultātiem, noguruma plaisu paātrinātā augšana tika fiksēta pie 46600...47000 slogojuma cikliem (5.15. att.).

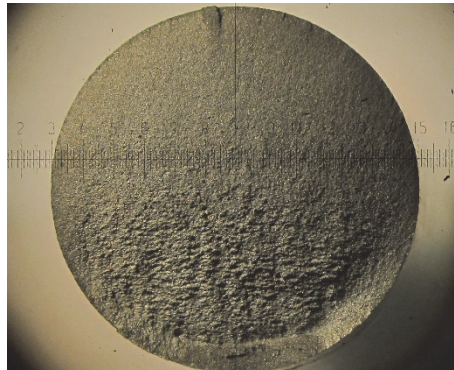


5.15. att. AE signālu intensitātes izmaiņas (pa y asi) laikā (pa x asi).

Bultskrūvju noguruma lūzuma zonu raksturs un izmēri ir līdzīgi iepriekš sagruvušajām bultskrūvēm šajās atverēs. Pamatojoties uz lūzumu reljefa un nogoruma zonu relatīvo laukumu salīdzinājumu, tiek secināts, ka pirmā plaisa radās bultskrūvē Nr. 19-2. Plaisas avota zona, tā pat kā iepriekšējā gadījumā, ir vītnes vijuma pamatnē.

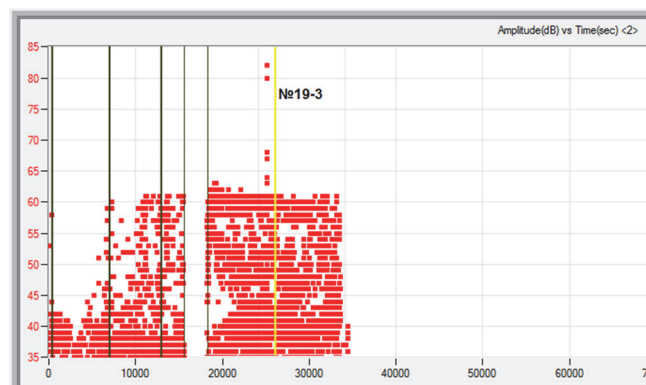
### Izmēģinājumu rezultātu analīze līdz bultskrūves Nr. 19-3 sagrūšanai

Noslēdzot kārtējo izmēģinājumu posmu pie uzstrādes 80615 sloģojuma cikliem, apskates laikā tika fiksēta 3. izmēģinājumu gaitā savienojuma bultskrūves Nr. 19 sagrūšana stringera 6 zonā labajā bortā. Bultskrūves lūzumam (5.16. att.) ir noguruma raksturs – tipisks visām iepriekš sagruvušajām bultskrūvēm. Noguruma zona sastāda ~95 % no šķērsriezuma laukuma un sastāv no sīkgraudu (vairāk kā 60 % no lūzuma laukuma) un lielgraudu apgabaliem.



5.16. att. bultskrūves Nr. 19-3 lūzums uz vītnes daļas.

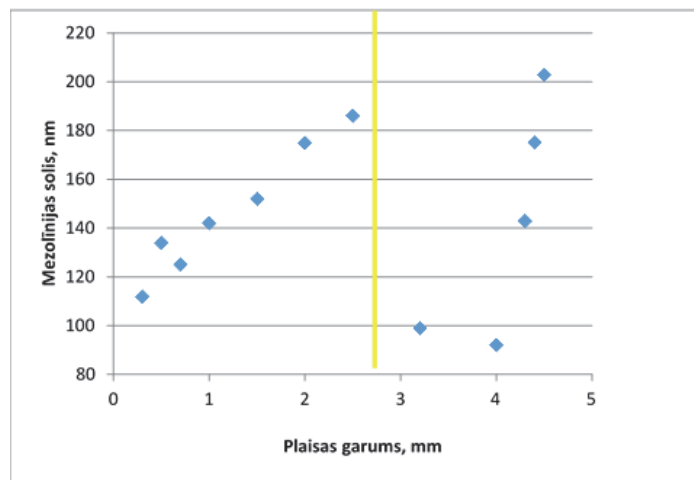
Visi AE sensori, kas tika uzstādīti fizelāžas un astes sijas savienojuma zonā, reģistrēja bultskrūves Nr. 19-3 sagrūšanu. Šīs bultskrūves sagrūšanu raksturo AE sensoru signāli ar amplitūdu, kas paaugstinās līdz 80...85 dB (5.17. att.) pie 80050...80100 sloģojuma cikliem. Pie tam plaisas augšanas palielinātais ātrums bultskrūves materiālā tika reģistrēts, sākot no 78800...78900 cikliem, kad AE signālu amplitūdas paaugstinājās līdz 60...62 dB. Plaisas augšanas palielinātais ātrums tika novērots 1250 ciklus, t.i., lietojot AE metodi ekspluatācijā, bultskrūves sagrūšanu varēja prognozēt aptuveni 26 lidojuma stundas iepriekš.



5.17. att. AE signālu amplitūdas izmaiņas, dB (pa y asi), no plaisas augšanas paātrinājuma posma līdz bultskrūves Nr. 19-3 sagrūšanai (pa x asi).

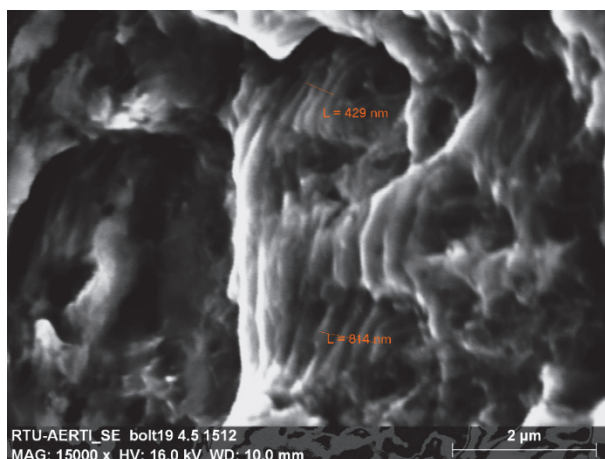
Analizējot AE signālu enerģijas izmaiņas plaisas paātrinātas augšanas procesā bultskrūves Nr. 19-3 materiālā, ir fiksēts plaisas kritiskās augšanas moments 430...435 slogojuma ciklus līdz sagrašanās. Turpmāk veiktā fraktografiskā lūzuma analīze pierādīja šī perioda atbilstību galējā lūzuma zonai. Plaisas kritiskais augšanas laiks atbilst aptuveni 8 lidojuma stundām. Bultskrūves Nr. 19-3 materiāla noguruma mezolīniju izmēra diapazons zonā, kas atbilst rādiusam līdz 500  $\mu\text{m}$  no avota, sastāda 112...134 nm. Dotais apgabals atbilst 4065 slogojuma cikliem.

Nākamos 500  $\mu\text{m}$  plaisa attīstās ar ātrumu 125...142 nm/ciklā. Dotais apgabals atbilst 3759 slogojuma cikliem. Turpmākos 2000  $\mu\text{m}$  plaisa attīstās 12345 ciklus ar vidējo ātrumu 163 nm/ciklā. Kopējā materiāla nestspēja šajā apgabalā atbilst 20169 slogojuma cikliem. Tad rādiusā 3000  $\mu\text{m}$  no avota tiek novērota plaisas attīstības palēnināšanās (5.18. att.). Šis apgabals atbilst bultskrūvju nospriegojuma momenta maiņai (divas reizes pēc bultskrūvju Nr. 14 un Nr. 15 sagrašanās pie atbilstoši 69603 un 78061 slogojuma cikliem). Dotā plaisas attīstības stadija atbilst 10447 slogojuma cikliem. Plaisas palēninātais augšanas ātrums 1000...1500  $\mu\text{m}$  turpinās ar ātrumu 90...110 nm/ciklā, kas atbilst 9197 slogojuma cikliem.



5.18. att. Bultskrūves Nr. 19-3 noguruma mezolīniju izmēra atkarība no noguruma plaisas garuma (laukuma), ņemot vērā bultskrūvju nospriegojuma maiņu fizelāžas un astes sijas savienojumos.

Turpmāk plaisas augšanas ātrums palielinājās līdz 200 nm/ciklā rādiusā 4000...4500  $\mu\text{m}$  (5.19. att.) no avota zonas. Sagrašanās ir jaukta rakstura, tiek novērots plaisas paātrinājums. Kopējā bultskrūves materiāla nestspēja sastādīja 30616 slogojuma ciklus.



5.19. att. Noguruma mezolīnijas  $h = 143...203$  nm (4,5 mm no bojājuma).

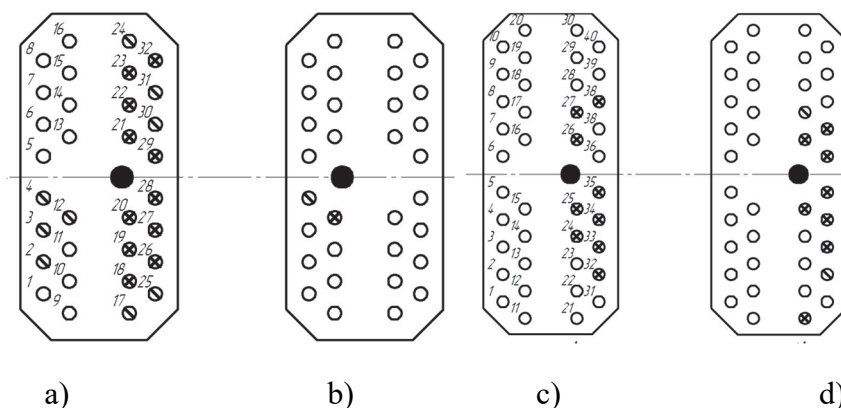
### 5.3 Konstrukciju kniedētu savienojumu bojājumu novērtējums

#### 5.3.1 Kniedētu konstrukciju savienojumu stāvokļa AE kontroles metodoloģija

Klasiskās AE metodes lietošana, lai novērtētu skrūvētus un kniedētus savienojumus ekspluatācijas apstākļos, ir ļoti ierobežota. Nepieciešamība piemērot slodzi uz savienojuma komponentiem, kas izraisa bojājuma rašanos un ultraskaņas signālu rašanos, ir obligāta AE lietošanas īpašība. Savienojumu novērošana bez jebkādas slodzes, kad stendu izmēģinājumos ir pārtraukumi, gandrīz nav iespējama.

Metode, kas tiek izmantota šajā pētījumā, izmanto arī AE metodes signālu reģistrāciju un analīzi, veicot kniedētu savienojumu parametru stāvokļa novērtēšanu. Tomēr šādā gadījumā tiek reģistrēti ultraskaņas signāli, kurus izraisa AE avota imitators, kas ir uzstādīts uz vienas detaļas, kurai ir savienojums, nevis ultraskaņas signāli, kuri rodas no noslogoto sastāvdaļu augošajiem defektiem. Šajā gadījumā AE signāli tiek reģistrēti, izmantojot AE sensoru, kas ir uzstādīts uz novērtējamās kniedes galvas. Kniedes stāvoklis tiek novērtēts, pamatojoties uz reģistrētā signāla amplitūdu, ņemot vērā diskriminācijas līmeni. Savienojuma vispārējais stāvoklis tiek vērtēts, balstoties uz bojāto kniežu attiecību pret kopējo kniežu skaitu šajā savienojumā. Tādējādi eksperiments ļauj sniegt kvantitatīvu stāvokļa novērtējumu gan atsevišķām sastāvdaļām, gan skrūvētiem vai kniedētiem savienojumiem kopumā reālos konstrukcijas darbības apstākļos. Lai īstenotu kniežu savienojuma stāvokļa kontroli, pulsārs tika izvietots uz katra savienojuma uzliktņa, AE signālu sensors – uz kniedes galvas. Pulsāra un AE signālu sensora izvietošanas piemēri ir attēloti 5.20. attēlā. Savienojums Nr. 3 ir stabilā stāvoklī, bet savienojumam Nr. 6 ir vislielākais bojājuma līmenis, tika veikts salīdzinošs kniežu savienojumu Nr. 3 un Nr. 6 novērtējums uzlikās 6, 7 un 8. Pulsārs attiecīgi tika novietots uz

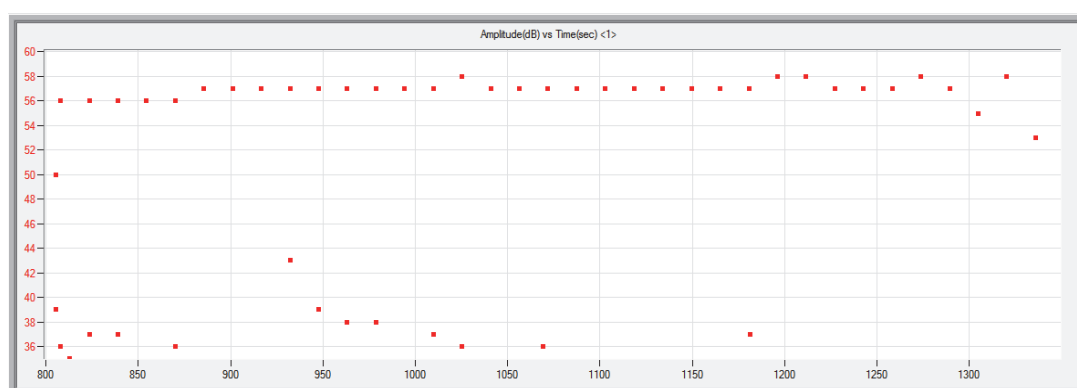
uzliktām 6,7 un 8, bet ar AE sensoru tika reģistrēts signāls no katras kniedes galvas. 5.20. attēlā, kur ir attēlotas kontrolējamo kniežu numerācijas shēmas un kontroles rezultāti [8, 40].



5.20. att. Kniežu numerācijas shēma un savienojumu Nr. 3L un Nr. 6L apakšējo daļu izmēģinājuma rezultāti dažādos savienojumos:

- a) savienojums Nr.3L, uzlika 6; b) savienojums Nr.3L, uzlika 7; c) savienojums Nr.6L, uzlika 6;  
 d) savienojums Nr.6L, uzlika 6 (papildu mērījums), kur ⊗ - kniedes labā stāvoklī; ⊙ – pārejas stāvoklī;  
 ○ – bojātā stāvoklī; ● - pulsāra atrašanās vieta.

Pirms pulsāra uzstādīšanas uz uzlika 6, signāls tika stabili reģistrēts uz kniedēm Nr. 18 (5.21. att.), 19, 20, 21, 22, 23, 26, 27, 28, 29, 32; nestabils signāls bija uz kniedēm Nr. 2, 3, 4, 12, 17, 24, 25, 30, 31; uz pārējām kniedēm signāla caurlaidība netika fiksēta (t.i., AE signāls tika fiksēts uz aptuveni 47 % kniedēm. Kniežu savienojumu kopējā stāvokļa novērtējums savienojumam (5.20. att. a) – tālākai ekspluatācijai ir derīgi 47 % kniežu no savienojuma visa kniežu skaita.



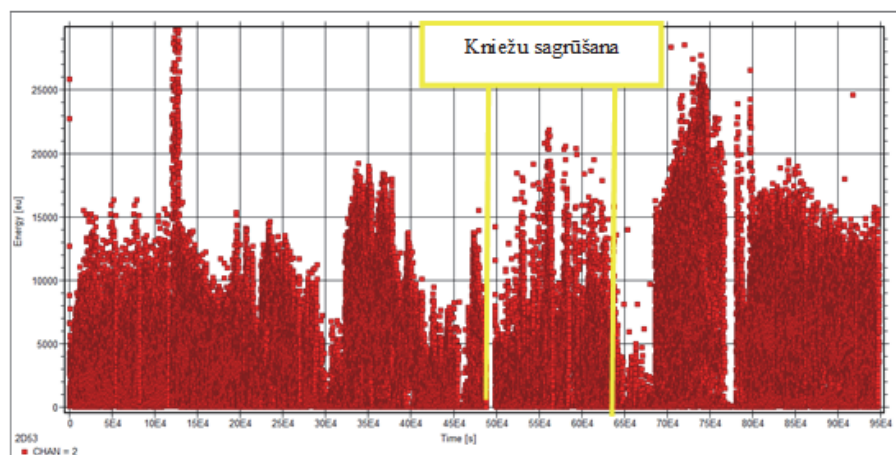
5.21. att. Stabils AE signāls ar amplitūdu 57 dB (pa y asi) no kniedes Nr. 18 atkarībā no laika (pa x asi).

AE signālu caurlaidības analīze pēc augstāk norādītā AE ceļa (pēc shēmas uzliktnis – kniede) parādīja, ka savienojumam Nr. 6L (savienojumā ar uzliktņu 6, 7, 8 palīdzību) kopumā ir divreiz lielāks bojājums nekā bojājums, kurš piemīt savienojumam Nr. 3L. Bet kniežu

savienojums uzlikai 7 ar konstrukciju, salīdzinot ar savienojumu uzlikai 6, ir pakļauts lielākam pēc līmeņa bojājumam. Turpmākie pētījumi pie cikliska slogojuma ar AE metodi pierādīja piedāvātās metodes lietošanas efektivitāti.

### 5.3.2 Kniedētu savienojumu stāvokļa kontroles rezultāti pie pieliktas slodzes

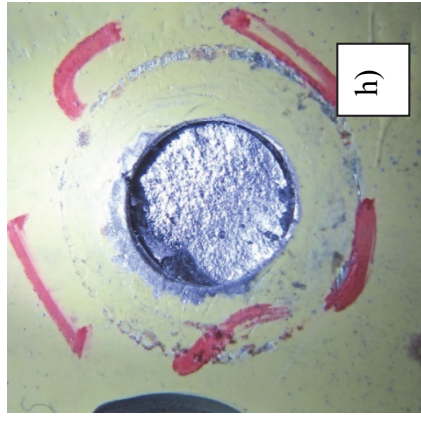
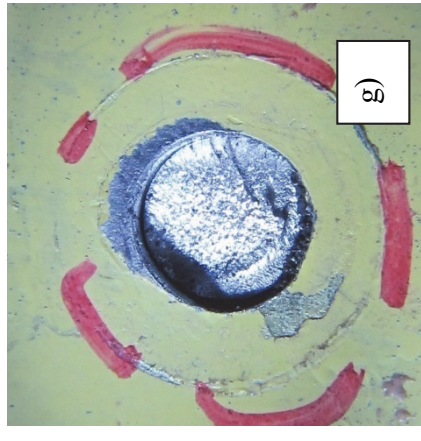
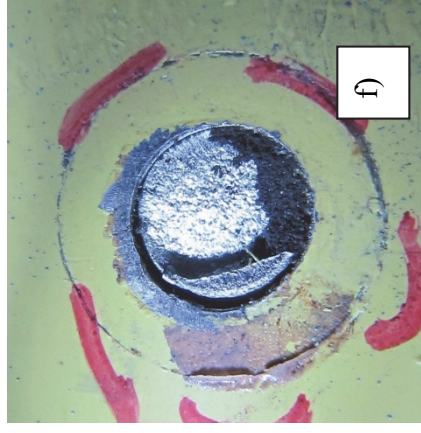
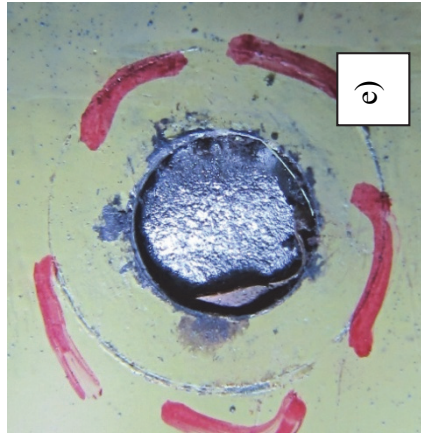
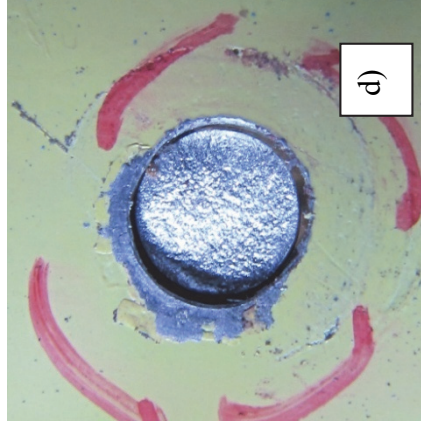
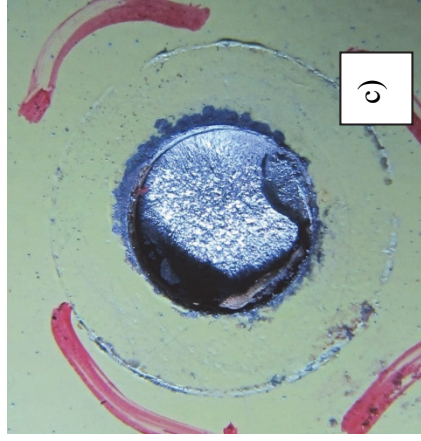
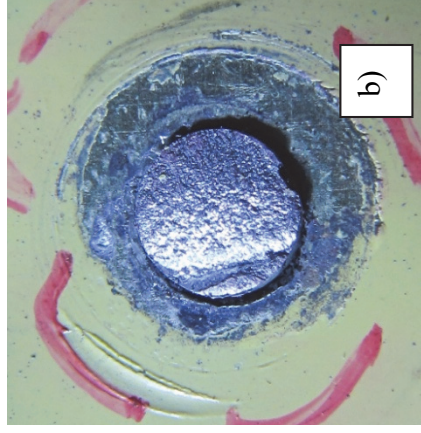
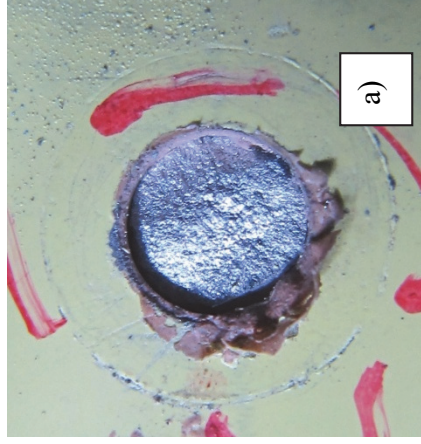
Bez bultskrūvju savienojumu kontroles helikoptera konstrukcijas resursu izmēģinājumos viens no uzdevumiem bija arī konstruktīvo mezglu elementu un savienojumu, t.sk. kniedētu savienojumu cita veida bojājumu novērtējums. Helikoptera konstrukcijas resursa izmēģinājumu procesā pie slogojuma ciklu skaita 91203...92175 AE signālu tādu informatīvo parametru kā enerģija un summārā enerģija izmaiņa (5.22. att.) norādīja uz bojājumu klātbūtni fizelāžas 9. brangas zonā kreisajā bortā. Izmēģinājumos informatīvs bija AE sensora otrais reģistrācijas kanāls, kas tika uzstādīts uz helikoptera fizelāžas un astes sijas savienojuma pirmās brangas. Enerģijas un summārās enerģijas lielākās izmaiņas tika fiksētas pie 92175 slogojuma cikliem.



5.22. att. AE signālu enerģijas izmaiņas (pa y asi), kas raksturo kniežu bojājamību savienojumā atkarībā no laika (pa x asi)

Turpmākās apskates laikā paaugstināta līmeņa AE signālu avots tika identificēts pie kārtējās helikoptera konstrukcijas apskates. Pie 91203 slogojuma cikliem tika konstatēts divu kniežu sagrūšana pa fizelāžas 9. brangu kreisajā bortā 26. un 27. stringera zonā. Marķējuma unifikācijai kniežu sagrūšana (kniežu galviņu norāvums) tiek izmantots termins plaisa ar Nr. dotajām kniedēm, atbilstoši Nr. 16 un Nr. 17. Turpmākā slogojuma procesā pie 92175 uzstrādes tika fiksēta vēl sešu blakus izvietotu kniežu sagrūšana. Bojājumi tika marķēti kā plaisas Nr. 19–23. 5.23. attēlā ir doti visu sagruvušo kniežu lūzumi.





5.23. att. Kniežu materiāla lūzumu kopskats pēc to sagrūšanas:

- a) 1. kniede (18. plaisa); b) 2. kniede (16. plaisa); c) 3. kniede (19. plaisa); d) 4. kniede (17. plaisa); e) 5. kniede (20. plaisa); f) 6. kniede (21. plaisa); g) 7. kniede (22. plaisa); h) 8. kniede (23. plaisa).

## SECINĀJUMI

1. Analizējot helikoptera ekspluatācijas bojājumus, tika secināts, ka noguruma bojājumi ir bīstamākie konstrukciju savienojuma vietās. Apskašu laikā pievietojamās nesagraujošās kontroles un diagnostikas metodes nesniedz informāciju par noguruma plaisu rašanos un attīstību. Ir nepieciešams izstrādāt diagnostikas metodes lietošanai helikopteru ekspluatācijā, lai paaugstinātu konstrukcijas drošumu.
2. Tika izstrādāta akustiskās emisijas daudzkanālu mērījumu un datu apstrādes metodika materiālu un konstrukciju bojājamības analīzei pie statistiska un dinamiska slogojuma. Tika izvēlētas AE sensoru izvietošanas vietas, ņemot vērā konstruktīvos faktoros un sensoru skaitu. Aparatūras uzstādījumi AE mērījumu veikšanai tika izstrādāti, veicot eksperimentālus pētījumus AE signāla izplatīšanās parametru novērtēšanai. Metodika AE signālu apstrādei, datu vizualizācijai un AE avotu lokalizācijai tika izvēlēta, ņemot vērā helikoptera konstruktīvās īpašības, apšuvuma krāsojuma ietekmi, kopējo trokšņu līmeni, parametriskos datus u.c.
3. Tika izstrādāts materiālu un konstrukciju noguruma bojājumu lokalizācijas matemātiskais modelis, pamatojoties uz AE mērījumu datiem. Modelis pamatojas uz AE signāla amplitūdas vērtības reģistrāciju. Matemātiskajā modelī tiek ņemta helikoptera konstruktīvo elementu ietekme un to ir iespējams lietot, izmantojot divus un vairāk AE sensorus. Izmantojot šo modeli, ir iespējams noteikt klastera, kurā tiek lokalizēts defekts, centra koordinātas.
4. Tika novērtēts AE parametru informativitāte metālisku un kompozītu materiālu konstrukciju bojājamību kontrolei statistiska un dinamiska slogojuma apstākļos. AE summārais skaits tik izvēlēts kā kritērijs bojājumu uzkrāšanās novērtēšanai kompozītmateriālos. Alumīnija paraugu izmēģinājumos AE kritēriji tika izvēlēti signāla amplitūda un summārais skaits. Tika novērtēts AE amplitūdas raksturs sagrūšanas brīdī. AE pirmais signālam, kas ir plaisas rašanās brīdis, ir analizēts signāla spektrs. Ir pierādīts, ka AE metode ir efektīva noguruma bojājumu kontrolei agrīnā stadijā un dod iespēju kontrolēt plaisas attīstības procesu līdz pat sagrūšanai un novērtēt materiāla nestspēju.
5. Eksperimentāli tika noteikts helikoptera konstrukciju noguruma bojājumu lokalizācijas tādi AE rādītāji kā AE signālu amplitūda. Bojājuma atrašanās vieta tiek noteikta, ņemot vērā reālo konstruktīvo elementu ietekmi. Bojājumu lokalizācijai izvēlēta AE rādītāja – amplitūdas – koeficients helikoptera apšuvumā bez konstruktīviem elementiem ir  $K_{konstr} = 1$  un ar tādiem konstruktīviem elementiem kā stringeri un brangas  $K_{konstr}$  ir intervālā no 0,37 līdz 0,58

6. Helikoptera fizelāžas un astes sijas savienojuma bultskrūvju noguruma bojājumu diagnostika ar defektu lokalizāciju tika veikta stendu izmēģinājumu laikā, kad, pamatojoties uz AE datiem, tika prognozēta bultskrūvju sagrūšana. Bultskrūvju sagrūšana tika prognozēta vismaz 26 līdz 44 lidojumu stundas pirms reālās sagrūšanas. Izmantojot AE parametrus, tika identificēti mikrobojājumu rašanās intervāli, kad bultskrūvju nestspēja pēc bojājuma rašanās sastādīja 96 %. Tika identificēti tādi kritēriji AE parametru izmaiņu sasaistei ar sagrūšanas kinētiku kā AE signālu amplitūda un absolūtā enerģija. Pēc AE signālu parametriem tika konstatēts, ka savienojuma bultskrūvju nospriegojuma moments tiešā veidā ietekmē noguruma bojājuma izplatīšanos. Pavājināta nospriegojuma momenta izmaiņa uz prasībās noteikto palēnina plaisas attīstību spriegumu pārsadalīšanās dēļ. Noguruma reljefa analīze fraktografiskos pētījumos apstiprināja AE mērījumu rezultātus.
7. Tika izstrādāta konstrukciju kniežu un skrūvju savienojumu kontroles metodoloģija, pamatojoties uz AE mērījumiem. Piedāvātā metode dod iespēju veikt gan atsevišķu elementu, gan visa skrūves vai kniežu savienojuma stāvokļa kvantitatīvo novērtējumu reālo konstrukciju ekspluatācijas apstākļos.
8. Tika veikta konstrukcijas elementu noguruma lūzumu fraktografiskā analīze un identificētas AE parametru izmaiņas ar sagrūšanas kinētiku. Pamatojoties uz fraktografisko analīzi, tika konstatēti bojājumu avoti, novērtēta daudzavotu struktūra. Bultskrūvju noguruma lūzumos tika novēroti sīkgraudu un rupjgraudu apgabali, kas raksturoja plaisas augšanas kinētiku. Plaisas augšanas ātrums bultskrūvju lūzumiem sastādīja plaisas attīstības sākuma stadijā no 80 nm/ciklā līdz 90 nm/ciklā, kas turpmāk vidēji saniedza 140 nm/ciklā līdz 180 nm/ciklā. Plaisas paātrinātas augšanas apgabalos raksturo slīdēšanas zonas. Veiktā spektrālā analīze norādīja uz bojājumu klātbūtni pirms bultskrūves ekspluatācijas.

## LITERATŪRA

1. Harbuz Y. *Aviācijas materiālu un konstrukciju noguruma bojājuma novērtējums uz akustiskās emisijas signālu mērījumu pamata*. Promocijas darba kopsavilkums. Rīga: RTU Izdevniecība, 2015. 33 lpp. ISBN 978-9934-10-740-5
2. Hauka M. *Gaisa kuģu konstrukcijas inspekcijas plānošana*. Promocijas darba kopsavilkums. Rīga: RTU Izdevniecība, 2015. 29 lpp. ISBN 978-9934-10-664-4
3. Kuzņecovs S. *Aviācijas alumīnija sakausējumu konstrukciju elementu tehniskā stāvokļa integrētā kontrole ar pjezoelektriskiem sensoriem*. Promocijas darba kopsavilkums. Rīga: RTU, 2011. 52 lpp.
4. Nasibullins A. *Akustiskās emisijas metodes pielietojuma izpēte aviotehnikas spēka konstrukciju kontrolei stendu izmēģinājumos*. Promocijas darba kopsavilkums. Rīga: RTU, 2011. 27 lpp. ISBN 978-9984-49-340-4
5. Turko V. *Aviācijas konstrukciju noguruma agrīnās noteikšanas un kontroles metodes izstrāde stendu izmēģinājumos*. Promocijas darba kopsavilkums. Rīga: RTU Izdevniecība, 2013. 42 lpp. ISBN 9984-690-24-5
6. Urbahs A., Carjova K., Urbaha M., Stelpa I., *Gaisa kuģu konstrukciju nesagraujošā kontrole*, iesniegts RTU izdevniecībā 2016.
7. Urbahs A., Harbuzs J. *Aviācijas materiālu un konstrukciju noguruma bojājumu akustiskā kontrole* Rīga: RTU Izdevniecība, 2015.
8. RĪGAS TEHNISKĀ UNIVERSITĀTE. *Konstrukciju skrūvju un kniežu savienojumu kombinētā akustiskās emisijas un ultraskaņas kontroles metode*. Aleksandrs Urbahs, Muharbijs Banovs, Margarita Urbaha, Kristīne Carjova, Jurijs Feščuks (izgudrotāji). Int. Cl.: G01N29/14. Iesniegšanas datējums 2013-10-31. Patenti un Preču Zīmes. LV14971B. 2015-08-20.
9. Baldev Raj, Jayakumar T., Thavasimuthu M. *Practical Non-Destructive Testing*. Oxford: Alpha Science International Ltd, 2002, pp. 200. ISBN 9781842650813
10. Bramwell A.R.S., Done G., Balmford D. *Bramwell's Helicopter dynamics*. 2nd edition. Great Britain: Bath Press, 2011, pp. 373. ISBN 0 7506 5075 3
11. Hellier C. J. *Handbook of Nondestructive Evaluation*. USA: The McGraw-Hill Companies Inc, 2003, pp. 594. DOI: 10.1036/007139947X

12. Johnson W. *Helicopter Theory* New York: Dover publications Inc., 1994, pp. 1089. ISBN: 9780486682303
13. Staszewski W.J., Boller C., Tomlinson G. R. *Health Monitoring of Aerospace Structures: Smart Sensor Technologies and Signal Processing*. Chichester: John Wiley & Sons, Ltd, 2004, pp. 288. ISBN: 0-470-84340-3
14. United States. Federal Aviation Administration. *Nondestructive Testing in Aircraft*. Casper, WY: IAP Inc., 1989, pp. 38. ISBN: 0891000836
15. Wanhill R. J. H. *Fatigue and fracture of aerospace aluminium alloys: a short course*. NLR TP 94034 L. Amsterdam, NLR Technical Publication, 1994.
16. Baxter M. G., Pullin R., Holford K. M., Evans S. L. Delta T source location for acoustic emission **In:** *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2007, vol. 21, issue 3, pp. 1512-1520. <http://dx.doi.org/10.1016/j.ymssp.2006.05.003>
17. Birkelbah G., Grill W., Kuzņecovs S., Pavelko V. Integral Structural Health and Load Monitoring of a Helicopter Tail Boom Manufactured from Aluminum Sheet Metal with Support from Frames and Stringers by Guided Ultrasonic Waves. **In:** *SPIE Proceedings*, 2012, Vol.8348, pp.1-10. ISSN 0277-786X. doi:10.1117/12.914970
18. Boukabache H., Escriba C., Zedek S., Medale D., Rolet S., Fourniols J. Y. System-on-Chip Integration of a New Electromechanical Impedance Calculation Method for Aircraft Structure Health Monitoring. **In:** *Sensors*, 2012, vol. 12, pp. 13617–13635; doi:10.3390/s121013617
19. Ciampa F., Feo M. A new algorithm for acoustic emission localization and flexural group velocity determination in anisotropic structures **In:** *Applied Science and Manufacturing*, 2012, vol. 41, issue 12, pp. 1777–1786.
20. Ciampa F., Feo M. A new wavelet based algorithm for impact identification and group velocity determination in composite structures **In:** *Proceedings of the 5th European Workshop - Structural Health Monitoring 2010*, pp. 1057–1063, June 28–July 4, Naples, Italy, 2010.
21. D. Vandenberg ground support equipment for the space shuttle **In:** *AIAA meeting papers*, 1981, no. 294, pp. 1–28. DOI: 10.2514/6.1981-294

22. Dragan K. Structural Health Monitoring and damage detection of the helicopter main rotor blades with the structure integrated sensors **In:** *AIAC14 Fourteenth Australian International Aerospace Congress 7th DSTO International Conference on Health & Usage Monitoring (HUMS-2011)*, 2011, pp. 1–8.
23. Finlayson R. D., Friesel M., Carlos M., Cole P., Lenain J. C. Health monitoring of aerospace structures with acoustic emission and acousto-ultrasonics **In:** *Insight*, 2001, vol. 43, no. 3, pp. 4.
24. Hill R., Stephens R. W. B. Sonic emission during deformation of solids **In:** *Arch AKust Warsawa*, 1971, vol. 6, no. 1, pp. 187–221.
25. Hutton P. H., Skorpik I. R. In-flight fatigue crack monitoring using acoustic emission. **In:** *ISA Trans*, 1981, vol. 20, no. 1, pp. 79–83.
26. Mizutani Y., Saiga K., Nakamura H., Takizawa N., Arakawa T., Todoroki A. Integrity evaluation of COPVs by means of acoustic emission testing **In:** *Acoustic Emission*, 2008, vol. 26, pp. 109–119.
27. Nasibullins A., Urbahs A., Banov M. Acoustic Emission Monitoring of Fatigue Crack Origination during Titanium Specimens Tests. **In:** *Intelligent Transport Systems*. vol. 34, 2010, pp. 61-67. ISSN 1407-8015.
28. Paramonovs J., Chatys R., Andersons J., Kleinhofs M. Markov Model of Fatigue of a Composite Material with Poisson Process of Defect Initiation. **In:** *Mechanics of Composite Materials*, 2012, vol. 48, Issue 2, pp. 217–228. ISSN: 0191-5665.
29. Parrish B. Acoustic emission techniques for in-flight structural monitoring **In:** *SAE technical Paper series N801211*, 1980, pp. 8. DOI: 10.4271/801211.
30. Pavelko V. Application of the Fatigue Crack Opening/Closing Effect for SHM Using Electromechanical Impedance Technology. **In:** *Applied Mechanics and Materials*, 2015, vol. 811, pp. 228–235. ISSN 1660-9336. e-ISSN 1662-7482. Available from: doi:10.4028/www.scientific.net/AMM.811.228.
31. Pavelko V. Electromechanical Impedance for SHM of Aircraft Bolted Joints. **In:** *SPIE Proceedings*, 2013, vol. 8694, pp. 1–14. ISSN 0277-786X. doi:10.1117/12.2009588.
32. Pavelko V., Pfeifer H., Wevers M. Fatigue Crack Open Effect to Lamb Waves in Thin Al Sheet. **In:** *International Review of Aerospace Engineering (I.RE.AS.E)*, 2011, vol. 4, no. 3, pp. 173–179. ISSN: 1973-7459.

33. Pollock A. A. Acoustic Emission Inspection. **In:** *Metals Handbook*, 1989, 9th edition, vol. 17, pp. 278–294
34. Schütz W. H. A History of Fatigue **In:** *Engineering Fracture Mechanics*, 1996, vol. 52, no. 2, pp. 263–270,
35. Shaniavski A., Urbahs A., Banovs M., Nasibullins A., Carjova K. Analysis of the Mechanism of Destruction of Aircraft Components. **In:** International Congress on Engineering and Technology: Proceedings, Croatia, Dubrovnik, 25–27 June, 2013. Dubrovnik: 2013, pp. 167–172. ISBN 9788087670088.
36. Šanjavskis A., Urbahs A., Banovs M., Doroško S., Hodoss N. Correlation of Acoustic Emission Signals with Kinetics of Fatigue Crack Growth in the Shock Absorber of Aircraft Landing Gear. **In:** *Transport. Aviation Transport*. vol. 31, 2009, pp. 94–100. ISSN 1407-8015.
37. Tatro C. A., Liptai R. G., Harris D. O. Acoustic emission technique in material research **In:** *Non Destructive testing*, 1971, vol. 3, no. 3, pp. 215–275.
38. Urbach A., Banov M., Turko V. Hypothesis of local zones with dependent fatigue damages accumulation **In:** *3rd International Conference on Mechanical and Aerospace Engineering, ICMAE 2012*, 7–8 July, Paris, France, 2012, pp. 19–23
39. Urbahs A., Andrejevs S. The Problem of Vibro-Acoustic Diagnostics of Gas Turbine Engine Bearing Units. **In:** *Mechanika 2015: Proceedings of the 20th International Conference*, Lithuania, Kaunas, 23–24 April, 2015. Kaunas: Kaunas University of Technology, 2015, pp. 268–271. ISSN 1822-2951.
40. Urbahs A., Banov M., Carjova K., Fescuks J. Structural health monitoring of helicopter bolted and riveted joints by acoustic emission method **Submitted in:** *Aerospace Science and Technology*, 2016
41. Urbahs A., Banov M., Doroško S., Harbuz Y., Turko V. Acoustic Emission Diagnostics of Fatigue Crack Development during Undercarriage Bench Testing. **In:** *Mechanika 2010: Proceedings of 15th International Conference*, Lithuania, Kaunas, 8–9 April, 2010. Kaunas: Kaunas University of Technology, 2010, pp. 450–454.

42. Urbahs A., Banov M., Harbuz Y., Feščuks J., Sologubovs J. Evaluations of Degree of Damage and Probability of Forecasting of Destructing Load in Anisotropic Composites by Means of Acoustic Emission in Materials under Static Loading. **In:** Transport Means 2011: Proceedings of the 15th International Conference, Lithuania, Kaunas, 20–21 October 2011. Kaunas: Kaunas University of Technology, 2011, pp. 270–273. ISSN 1822-296X.
43. Urbahs A., Banov M., Harbuz Y., Turko V., Feshchuk Y., Khodos N. Investigation of Mechanical Properties of Composite Materials Using the Method of Acoustic Emission. **In:** Mechanika 2011: Proceedings of the 16th International Conference, Lithuania, Kaunas, 7-8 April 2011. Kaunas: Technologija, 2011, pp. 306–310. ISSN 1822-2951.
44. Urbahs A., Banov M., Turko V. The Fatigue Damage Accumulation on Systems of Concentrators. **In:** World Academy of Science, Engineering and Technology, 2011, vol. 5, no. 11, pp. 934–939. ISSN 2010-376X. e-ISSN 2010-3778.
45. Urbahs A., Banov M., Turko V. The Fatigue Damage Accumulation on Systems of Concentrators. **In:** World Academy of Science, Engineering and Technology, 2011, vol. 5, no. 11, pp. 934–939. ISSN 2010-376X. e-ISSN 2010-3778.
46. Urbahs A., Banov M., Turko V., Feshchuk Y., Khodos N. Investigation of Micromechanics of Plasto-Elastic Behaviour of Anisotropic Composite Materials under Static Loading by the Acoustic Emission Method. **In:** Advances and Trends in Engineering Materials and Their Applications: Conference Proceedings, Latvia, Riga, 11–15 July 2011. Canada: University of Ottawa, 2011, pp. 1–10. ISBN 978-0-9866504.
47. Urbahs A., Banov M., Turko V., Savkovs K., Feshchuk Y., Carjova K. Research into the Micromechanics of the Plactic-Elastic Behaviours of Anisotropic Composite Materials under Static Loading by the Acoustic Emission Method. **In:** 17th International Conference "Mechanics of Composite Materials -2012": Book of Abstracts, Latvia, Jurmala, 28 May–1 Jun. 2012. Riga: Institute of Polymer Mechanics. University of Latvia, 2012, pp. 221–221.
48. Urbahs A., Banov M., Turko V., Sologubovs J. Investigation of the Fatigue Cracks Origin Dependence on the Specimens with Numerous Concentrators. **In:** Proceedings of 13th International Conference "Maritime Transport and Infrastructure", Latvia, Riga, 28–29 April 2011. Riga: Latvian Maritime Academy, 2011, pp. 170–173.



49. Urbahs A., Banovs M., Carjova K., Turko V. The Characteristic Features of Composite Materials Specimen's Static Fracture Investigated by the Acoustic Emission Method. **In:** Applied Mechanics and Materials, 2012, vol. 232, pp. 28–32. ISSN 1660-9336. DOI:10.4028/www.scientific.net/AMM.232.28
50. Urbahs A., Banovs M., Carjova K., Turko V., Feshchuk J. Research of the micromechanics of composite materials with polymer matrix failure under static loading by the acoustic emission method **Submitted in:** *Aviation*, 2016.
51. Urbahs A., Banovs M., Harbuz Y., Turko V., Khodos N., Feščuks J. Estimation of Mechanical Properties of the Anisotropic Reinforced Plastics with Application of the Method of Acoustic Emission. **In:** Transport and Telecommunication, 2010, vol. 11, no. 2, pp. 68–75. ISSN 1407-6160. e-ISSN 1407-6179.
52. Urbahs A., Banovs M., Turko V., Feshchuk Y. Diagnostics of Fatigue Damage of Gas Turbine Engine Blades. **In:** WASET Issue 59 (part IX) November 2011, Italy, Venice, 28–30 November 2011. Venice: WASET, 2011, pp. 906–911.
53. Urbahs A., Banovs M., Turko V., Feshchuk Y. Diagnostics of Fatigue Damage of Gas Turbine Engine Blades. **In:** WASET Issue 59 (part IX) November 2011, Italy, Venice, 28–30 November 2011. Venice: WASET, 2011, pp. 906–911.
54. Urbahs A., Banovs M., Turko V., Feshchuk Y. New Approach to Use the Acoustic Emission Monitoring for the Defects Detection of Composit-Material's Design Elements **In:** *Ūdens Transports un infrastruktūra: 14. starptautiskā konference*, Latvia, Riga, 26–27 April 2012, pp. 45–50.
55. Urbahs A., Carjova K. Research on bolting elements of helicopter fuselage and tail boom joints using acoustic emission amplitude and absolute energy criterion **Submitted in:** *Advances in Acoustics and Vibration*.
56. Urbahs A., Carjova K., Feščuks J., Lama M. Research on Aluminium alloys static testing using Acoustic Emission testing **Submitted in:** *Mechanika 2016*.
57. Urbahs A., Carjova K., Feščuks J., Stelpa I. Analysing the results of acoustic emission diagnostics of a structure during helicopter fatigue tests **Submitted in:** *Aviation 2016*.

58. Urbahs A., Carjova K., Feščuks J., Stelpa I. Development of Theoretical Model for Aircraft Structural Health Monitoring by Acoustic Emission Method. **In:** *Mechanika 2015: Proceedings of the 20th International Conference, Lithuania, Kaunas*, 23–24 April 2015. Kaunas: Kaunas University of Technology, 2015, pp. 262–267. ISSN 1822-2951.
59. Urbahs A., Carjova K., Nasibullins A., Feščuks J. Research on fatigue fracture kinetics of helicopter fuselage bolting elements **Submitted in:** *Transport Means 2016: Proceedings of the 20th International Conference*.
60. Urbahs A., Carjova K., Nasibullins A., Nedelko D., Millere E. Research on AE signal propagation in helicopter structural elements **Submitted in:** *Transport and Aerospace Engineering 2016*.
61. Urbahs A., Carjova K., Urbaha M. Acoustic emission criterion during dynamic test of Aluminium alloys **Submitted in:** *2016 AES-ATEMA International Conference “Advances and Trends in Engineering Materials and their Applications”*.
62. Urbahs A., Carjova K., Urbaha M. Acoustic emission diagnostics of fuselage and tail boom jointing bolts during helicopter bench tests **Submitted in:** *ICAETM 2016: 18th International Conference on Aviation Engineering, Technology and Management*.
63. Urbahs A., Harbuz Y., Urbaha J. Evaluating of Damageability of Materials at Fatigue Loading Based on Signals of Acoustic Emission. **In:** *Mechanika 2015: Proceedings of the 20th International Conference*, Lithuania, Kaunas, 23–24 April 2015. Kaunas: Kaunas University of Technology, 2015, pp. 257–261. ISSN 1822-2951.
64. Urbahs A., Shaniavsky A., Doroško S., Banov M. Correlation of Acoustic Emission and Fractographic Characteristics during Fatigue Crack Development. **In:** Proceedings of the 29th European Conference on Acoustic Emission Testing, 8–10 September 2010. Vienna: European Working Group on Acoustic Emission, 2010, pp. 20–27.
65. Urbahs A., Shanyavskiy A., Banovs M., Carjova K. Evaluation of an Acoustic Emission Criterion of Under Surface Fatigue Cracks Development Mechanism in Metals. **In:** *Transport Means 2012: Proceedings of the 16th International Conference*, Lithuania, Kaunas, 25–26 October 2012. Kaunas: Technologija, 2012, pp. 131–134. ISSN 1822-296X.

66. Urbahs A., Valberga A., Banovs M., Carjova K., Stelpa I. The Analysis of Efficiency of Acoustic Emission Diagnostic Method for the Determination of Defect Coordinates **In:** *Transport and Aerospace Engineering*. vol. 1, 2014, pp. 32–36. ISSN 2255-968X. doi:10.7250/tae.2014.006
67. Vainberg V. E. Determination of the coordinates of an Acoustic Emission source in two and three dimensional spaces without the aid a computer **In:** *The Soviet journal of non-destructive testing*, 1981, vol. 17, issue 6, pp. 473–477.
68. Ziegler F. Acoustic emission from Plastic source **In:** *Journal of Computational Acoustics*, 2001, vol. 9, issue 4, pp. 1329–1345 DOI: 10.1142/S0218396X01001182
69. Friesel M.A., Barga R.S., Dawson J.F., Hutton P.H., Kurtz R.J., Lemon D.K. Acoustic emissions applications on the NASA space station [online]. Digital Commons, [19. July 2013.]. Available from:  
<http://lib.dr.iastate.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=2982&context=qnde>
70. Muravin B. Acoustic wave propagation and source location. [Online]. <http://www.muravin.com/> [Accessed Jan. 15, 2014].
71. Pocket AE-2™: Portable 2-Channel Acoustic Emission System: Mistras. A world of NDT solutions [online]. Physical Acoustics Cooperation, 2010 [viewed 17 May 2014]. Available from: [http://www.pacndt.com/downloads/Pocket%20AE-2\\_46-06.pdf](http://www.pacndt.com/downloads/Pocket%20AE-2_46-06.pdf)
72. Prosser W., Gorman M., Madaras E. Acoustic emission detection of impact damage on space shuttle structures [online]. NASA Technical reports server, 2004 [20 July 2013.]. Available from: <http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20040171467.pdf>
73. The Difference Engine: Old before their time [online]. The Economist Newspaper Limited, 2011 [viewed 20 July 2013.]. Available form:  
[http://www.economist.com/blogs/babbage/2011/04/aircraft\\_fatigue](http://www.economist.com/blogs/babbage/2011/04/aircraft_fatigue)
74. RIGAS TEHNISKA UNIVERSITATE. *A method for renovation of steel precision pair parts*. Urbahs A., Savkovs K., Urbaha M., Ņesterovskis V., Carjova K., Urbaha J., Kuļššovs N. (izgudrotāji). Int. Cl.: C23C14/02, B23P6/00, C23C14/06, C23C14/34, C23C14/58. Application date 2013-09-19. Patenti un Preču Zīmes. EP2851450. 2015-03-25.
75. Eisenblatter I. Schall emissions analyse. Ein neues zerstörungsfreies Prüf ver fahren **In:** *Ing. Dig*, 1972, Bd. 11, N. 10, S. 62–67.

76. *Вертолет Ми 8 Анализ конструктивно производственных и эксплуатационных дефектов Вертолета Ми 8*, Ленинград, 1977
77. *Вертолет Ми-2. Техническое описание Книга 1: Конструкция вертолета*. ВСК Свидник, 1970. 128 с.
78. *Вертолет Ми-24В (Ми-24Д). Инструкция по технической эксплуатации*, 1982
79. *Вертолет Ми-26Т. Руководство по технической эксплуатации. Книга 2: Планер, Часть 1*, Москва: Транспорт, 1987. 462 с.
80. *Вертолет Ми-26Т. Руководство по технической эксплуатации. Книга 2: Планер, Часть 2*, Москва: Транспорт, 1987. 495 с.
81. *Вертолет Ми-8. Техническое описание, Книга 2: Конструкция*, 2000
82. Грешников В. А., Дробот Ю. Б. *Акустическая эмиссия*. Москва: Изд-во стандартов, 1976. 272 с.
83. Дробот Ю. Б., Лазарев А. М. *Неразрушающий контроль усталостных трещин акустико-эмиссионным методом* Москва: Изд-во стандартов, 1987. 128 с.
84. Епифанцев Ф. И. *Вертолет Ми-6. Инструкция по эксплуатации и техническому обслуживанию. Планер и силовая установка*. 1970
85. Карзов Г. П., Марголин Б. З., Швецова В. А. *Физико механическое моделирования процессов разрушения*. Санкт Петербург: Политехника, 1993. 391 с.
86. Кубарев А. И. *Надежность в машиностроении*. Москва: Издательство стандартов, 1977. 264 с.
87. Миль М. Л., Некрасов А. В., Браверман А. С., Гродко Л. Н., Лейканд М. А. *Вертолеты. Расчет и проектирование. Том 2. Колебания и динамическая прочность* Москва: Машиностроение, 1967. 424 с.
88. Миль М. Л., Некрасов А. В., Браверман А. С., Гродко Л. Н., Лейканд М. А. *Вертолеты. Расчет и проектирование. Том 1. Аэродинамика* Москва: Машиностроение, 1967. 455 с.
89. Миртов К. Д., Черненко Ж. С. *Конструкция и прочность самолетов и вертолетов*. Учебник для вузов гражданской авиации. Москва: Транспорт, 1972. 439 с.
90. Михеев Р. А. *Прочность вертолетов*. Москва: Машиностроение, 1984, 280 с.

91. *Программа сертификационных испытаний на усталость хвостовой балки киля вертолета*, Aviatest LNK, 2014
92. Трипалин А. С., Буйло С. И. *Акустическая эмиссия. Физико механические аспекты*. Ростов на Дону: изд-во Ростовского ун-та, 1986. 160 с.
93. Урбах А. И. *Диагностика повреждений и прогнозирование разрушений авиационных конструкций акустико-эмиссионным методом* Рига: РАУ, 1996. 122 с.
94. Шанявский А. А. *Безопасное усталостное разрушение элементов авиаконструкций синергетика в инженерных приложениях*. Уфа: Монография, 2003. 802 с.
95. Шанявский А. А. *Безопасное усталостное разрушение элементов авиаконструкций*. Уфа: Изд-во науч.-техн. лит. «Монография», 2003. 802 с.
96. Бородин Ю. П. Техническая диагностика конструкции планера самолета с использованием метода акустической эмиссии **В кн.:** РГУ 1984 ч 2 с 91–92
97. Акустико-эмиссионные системы Лель /A-LINE 32D (DDM)/ [online]. Группа компаний «ИНТЕРЮНИС», 2013 [viewed on: 27 May 2014]. Available from: <http://www.interunis.ru/ru/produkcziya-a-line-32d/ae-sistemyi/ddm.html>
98. RĪGAS TEHNISKĀ UNIVERSITĀTE. *Akustiskās emisijas avotu koordinātu noteikšanas paņēmiens*. Aleksandrs Urbahs, Kristīne Carjova, Jurijs Feščuks, Margarita Urbaha (izgudrotāji). Int. Cl.: Iesniegšanas datējums: 2016-04-26 Patenti un Preču Zīmes.