

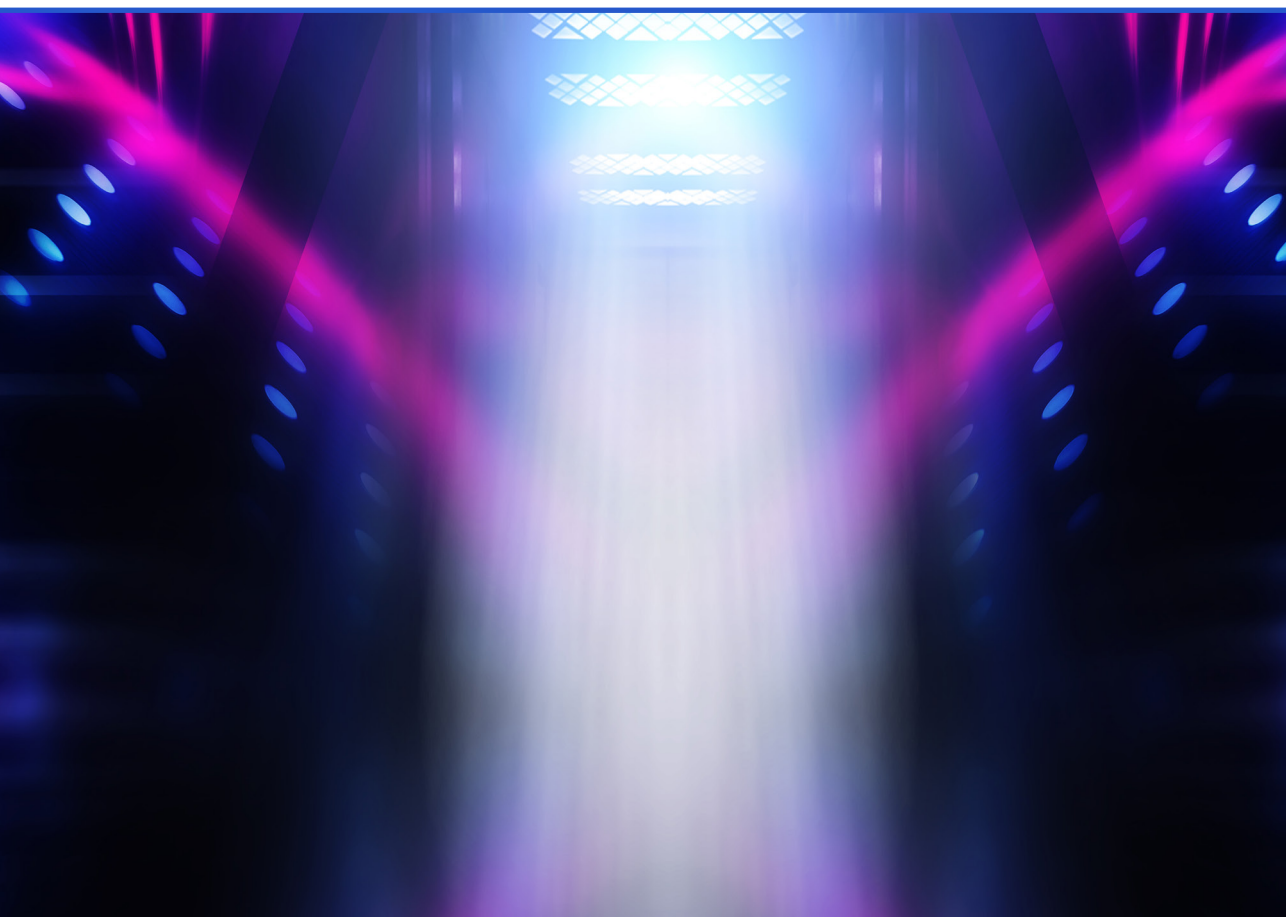


RĪGAS TEHNISKĀ
UNIVERSITĀTE

Aleksandrs Ņevskis

**GAISA KUĢA PILNA MĒROGA KOMPONENTU
IZMĒĢINĀJUMU KOMPLEKSA DINAMISKĀS ĪPAŠĪBAS
UN UZ VIBRĀCIJU BALSTĪTĀ STRUKTURĀLĀ
STĀVOKĻA NOVĒRTĒŠANAS SISTĒMA**

Promocijas darba kopsavilkums



RĪGAS TEHNISKĀ UNIVERSITĀTE

Mašīnzinību, transporta un aeronautikas fakultāte
Aeronautikas institūts

Aleksandrs Ņevskis

Doktora studiju programmas “Transports” doktorants

**GAISA KUĢA PILNA MĒROGA KOMPONENTU
IZMĒĢINĀJUMU KOMPLEKSA DINAMISKĀS
ĪPAŠĪBAS UN UZ VIBRĀCIJU BALSTĪTĀ
STRUKTURĀLĀ STĀVOKĻA NOVĒRTĒŠANAS
SISTĒMA**

Promocijas darba kopsavilkums

Zinātniskais vadītājs
profesors *Dr. habil. sc. ing.*
VITĀLIJS PAVELKO

Zinātniskais konsultants
prof. *Dr. habil. sc. ing.*
MĀRTIŅŠ KLEINHOFS

RTU Izdevniecība
Rīga 2023

Ņevskis A. Gaisa kuģa pilna mēroga komponentu izmēģinājumu kompleksa dinamiskās īpašības un uz vibrāciju balstītā strukturālā stāvokļa novērtēšanas sistēma. Promocijas darba kopsavilkums. Rīga: RTU Izdevniecība, 2022. 31 lpp.

Iespiests saskaņā ar promocijas padomes "RTU P-22" 2022. gada 20. maija lēmumu, protokols Nr. 04030-9.16.1/4.

<https://doi.org/10.7250/9789934229367>

ISBN 978-9934-22-936-7 (pdf)

PROMOCIJAS DARBS IZVIRZĪTS ZINĀTNES DOKTORA GRĀDA IEGŪŠANAI RĪGAS TEHNISKAJĀ UNIVERSITĀTĒ

Promocijas darbs zinātnes doktora (*Ph. D.*) grāda iegūšanai tiek publiski aizstāvēts 2023. gada 30. jūnijā plkst. 13.00 Rīgas Tehniskās universitātes Mašīnzinību, transporta un aeronautikas fakultātē, Ķīpsalas ielā 6B, 513. auditorijā.

OFICIĀLIE RECENZENTI

Dr. sc. ing. SANDRIS RUČEVSKIS,
Rīgas Tehniskā universitāte

Dr. sc. ing. HELGE PFEIFER,
Katholieke Universiteit Leuven, Beļģija

Dr. habil. sc. ing. SERGEJS IGNATOVIČS,
National Aviation University, Ukraina

APSTIPRINĀJUMS

Apstiprinu, ka esmu izstrādājis šo promocijas darbu, kas iesniegts izskatīšanai Rīgas Tehniskajā universitātē zinātnes doktora (*Ph. D.*) grāda iegūšanai. Promocijas darbs zinātniskā grāda iegūšanai nav iesniegts nevienā citā universitātē.

Aleksandrs Ņevskis



2023. gada 15. marts

Promocijas darbs ir uzrakstīts angļu valodā, tajā ir ievads, deviņas nodaļas, secinājumi, literatūras saraksts, 74 attēli, septiņas tabulas, kopā 90 lappuses. Literatūras sarakstā ir 68 nosaukumi.

Saturs

1. Ievads. Pētījuma mērķis un galvenās aplūkotās problēmas	5
2. Aviācijas-kosmosa konstrukciju testēšanas problēmas apskats.....	6
3. Gaisa kuģa sastāvdaļas dinamisko īpašību analītiskā izpēte pilna apjoma testā un datorsimulācija.....	7
3.1. Elastīgo sistēmu strukturālās dinamikas risinājumu īpašības	7
3.2. Vienkāršs piemērs: Konsoles sija ar elastīgu stiprinājumu.....	7
3.3. Konstrukcijas dinamiskās īpašības un reakcija.....	8
4. Konstruktīvo bojājumu konstatēšana uz vibrācijas bāzes pilna apjoma testā.....	10
4.1. Metodes pamatprincipi (dinamiskās īpašības, dinamiskā reakcija uz dažādiem ierosmes veidiem, EMA un OMA pieejas dinamisko īpašību novērtēšanai un deformāciju konstatēšanai, plaša diapazona ierosmes un frekvenču reakcijas funkcija, pārejas funkcija)	10
4.2. Uz vibrācijām balstītas metodes (VBM) pielietojuma vispārīgās problēmas.....	10
4.3. Deformāciju konstatēšanas ar VBM inovatīvās pieejas pamatideja: augstāko kārtu novērtēšanas grupas izmantošana.....	11
5. Eksperimentālā izpēte un metodes validācija	13
5.1. Testā izmantotais pilna apjoma aprēķins	13
5.1.1. Helikoptera Mi-8 astes sijas ierosmes izpēte.....	13
5.1.2. Helikoptera Ka-62 astes sijas izpēte.....	14
5.2. Testa mērķis un aprīkojums	17
5.2.1. Testa uzdevumi.....	17
5.2.2. Testa iekārta	18
5.3. Testa rezultāti.....	19
5.4. Apspriešana un pazīmju izdalīšana	21
6. Perspektīvo deformāciju indeksa statistiskais novērtējums uz vibrācijām balstītā konstruktīvā veseluma uzraudzībā.....	22
6.1. Informācija par testa sagatavošanu un mērīšanas aprīkojumu.....	22
6.2. Daži svarīgi izpētes rezultāti.....	23
6.3. Datu izgūšana un statistiskā analīze.....	24
7. Integrālā deformāciju indeksa noslēguma apspriešana un secinājumi	27
Informācijas avoti.....	29

1. Ievads. Pētījuma mērķis un galvenās aplūkotās problēmas

Aktualitāte

Gaisakuģu drošuma nodrošināšanai normatīvie dokumenti piedāvā plašu aktivitāšu klāstu, kuru mērķis ir panākt konstrukcijas atbilstību prasībām. Galvenais drošuma nodrošināšanas faktors ir pilna apjoma konstrukciju vai atsevišķu viskritiskāko sastāvdaļu testēšana. Šādu testu procedūra ir ļoti dārga un parasti ir ļoti laikietilpīga. Tādēļ ir jāuzlabo testu plānošanas, organizēšanas un veikšanas metodes, informācijas iegūšana un apstrāde, jārisina vadības un testa automatizācijas problēmas, kas ietver plašu zinātnisko un tehnisko problēmu klāstu, no kurām ir atkarīga testu un rezultātu ticamība. Pētījuma pamatā ir dažas no šīm problēmām.

Promocijas darba mērķis

Gaisakuģa pilna mēroga konstrukcijas komponenta testa kompleksa dinamisko īpašību izpēte un vibrācijā balstītas strukturālās stāvokļa uzraudzības sistēmas (*SHM*) versijas analīze.

Galvenās pētījuma problēmas

1. Dažu robežstāvokļu vispārīgo efektu izpēte un atbilstoša to aprakstīšana konstruktīvajā dinamiskajā analīzē.
2. Elastīgi atbalstītas sijas vienkāršota modeļa izvēle atbalsta atbilstības pamata dinamiskajiem raksturojumiem.
3. Daudz sarežģītāka virsbūves papildinājuma modelēšana.
4. Nesagraujošās testēšanas (*NDT*) vibrācijās balstītās metodes lietojums *SHM* pilna apjoma gaisakuģu sastāvdaļu testēšanā.
5. Dažu relatīvi mazu konstruktīvo deformāciju konstatēšanas risinājumu izstrāde (*OMA* pieejas ietvaros), izmantojot ekspluatācijas ierosmi.
6. Atbilstoša indeksa izstrāde, lai prognozētu nelielas konstruktīvas deformācijas, kas rodas lielos konstruktīvajos elementos.
7. Izstrādātās *IBM* precizitātes un ticamības novērtēšana.

Zinātniskā novitāte un lietošanas sfēras

1. Dažu robežstāvokļu vispārējo efektu izpēte un atbilstoša to aprakstīšana konstruktīvajā dinamiskajā analīzē.
2. Elastīgi atbalstītas sijas vienkāršota modeļa izvēle elastīgu saišu dinamiskajiem raksturojumiem.
3. Daudz sarežģītāka virsbūves elastīgā papildinājuma modelēšana.
4. Nesagraujošās testēšanas (*NDT*) vibrācijās balstītās metodes lietojums *SHM* pilna apjoma gaisakuģu sastāvdaļu testēšanā.
5. Inovatīvs mazu konstruktīvo deformāciju konstatēšanas analītiskais risinājums (*OMA* pieejas ietvaros), izmantojot ekspluatācijas ierosmi.

6. Perspektīvā deformāciju indeksa izstrāde nelielu konstruktīvo deformāciju prognozēšanai lielās konstruktīvajās sastāvdaļās, izmantojot konstrukcijas dinamiskās frekvenču reakcijas korelāciju.
7. Izstrādātās *VBM* precizitātes un ticamības statistiskā novērtēšana un konstruktīvo deformāciju konstatēšanas varbūtības noteikšana.
8. Promocijas darba rezultāti vērsti uz to praktisku izmantošanu aviācijas tehnikas dinamiskos izmēģinājumos.
9. Vibrācijās balstītas konstrukcijas stāvokļa uzraudzības sistēmas izstrādātais variants var būt interesants gan aviācijas konstrukciju un citu nozaru konstrukciju monitoringam, gan to ekspluatācijā.

2. Aviācijas un kosmosa konstrukciju testēšanas problēmas apskats

Nodaļā sniegta aviācijas un kosmosa testēšanas tehnoloģiju problēmas pašreizējā stāvokļa analīze, kas veikta, izmantojot interneta un literatūras avotus, kā arī izmantojot autora pieredzi pilna apjoma testu plānošanā, organizēšanā un izpildē.

Galvenie apskatītie jautājumi.

- Gaisakuģa konstrukcijas testēšana un klasifikācija.
- Pilna apjoma gaisakuģa sastāvdaļas testēšana stiprības novērtēšanai.
- Pilna apjoma testēšana, kontrole un mērījumi.
- Konstruktīvās deformācijas, to apraksts un smagums.
- Konstruktīvo deformāciju konstatēšanas tehnoloģijas, aprīkojums un rādītāji.
- Darba motivācija, principiālie mērķi un uzdevumi.

Neatkarīgi no sasniegtā mērķa, kompleksu mehānisko sistēmu pilna apjoma sastāvdaļu deformāciju identifikācija ietver pilnu vai daļēju to dinamisko raksturojumu noteikšanu. Ļoti bieži, izmantojot tikai teorētisko analīzi, šādu adekvātu risinājumu iegūt nav iespējams. Šādos gadījumos nepieciešamo dinamiskās identifikācijas problēmas risinājuma informāciju var sniegt precīzi veikts tests [1]. Ir vairāki izpētes darbi un izstrādes mehānikā, būvniecībā un aviācijas un kosmosa nozarē, kas veltīti dažādu lietojumu vibrāciju analīzei. Attiecīgs šīs informācijas pārskats ir sniegts [2]–[8].

Parasti praksē izmanto divu tipu testus: piespiedu un apkārtējās vibrācijas testu. Pirmā veida testi ir saistīti ar empīrisku modālo analīzi (EMA), kas aprakstīta [9]. EMA tehnika ir daudz pilnīgāka un precīzāka. Tā palīdz identificēt sistēmas dinamiskās īpašības, taču vibrāciju ierosināšanai tai ir nepieciešams speciāls aprīkojums. Neskatoties uz to, EMA tehniku lieto pat ļoti lielu konstrukciju dinamisko raksturojumu noteikšanai [10]–[13]. Vēl viena metode – ekspluatācijas modālā analīze (*OMA*) – izmanto tikai izvadi. Tā ir lētāka un ātrāka par EMA, un to var viegli lietot lielām konstrukcijām [14].

Datorsimulācija var būt noderīga gan testa sagatavošanā, gan rezultātu attēlošanā. Datorsimulācija var uzlabot analīzes efektivitāti un atrisināt konstruktīvā veseluma uzraudzības un dinamiskās sistēmas identifikācijas galvenās problēmas [15]–[18], savienošanas tehnikas [19], [20], konstruktīvā veseluma [21], [22], nelineārās dinamikas [23] un īpaši nelineārās aeroelastības [23] problēmas. Jaunu rotoru gaisakuģu izstrādes praksē pilna apjoma pamata prototipa testēšana ir nepieciešama pirms

pirmā lidojuma. Tā ir jāveic, jo pastāv nepieciešamība samazināt augstu izmaksu prototipa zaudēšanas risku un samazināt risku testa operatoram. Šādā testā jāpārbauda rotoru gaisakuģu sistēmu funkcionēšanas drošums, it īpaši vadības sistēmas, kā arī konstrukcijas stiprība visās lidojuma fāzēs. Tomēr dinamiskās slodzes apstākļos testēšanas aprīkojuma tips un parametri var būtiski ietekmēt spēku un spriegumu līmeni un sadalījumu, kā arī to izmaiņas laikā. Turpretī šādu testu plānošanai un sagatavošanai ir nepieciešama precīza testa sagatavošana, kontroles sistēma, sākotnējā sistēmas “testa sagatavošana – objekts” dinamisko raksturojumu analīze.

Pārskatā ir formulēts pētījuma mērķis un uzdevumi.

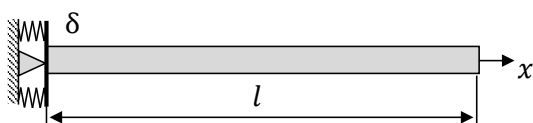
3. Gaisakuģa sastāvdaļas dinamisko īpašību analītiskā izpēte pilna apjoma testā un datorsimulācija

3.1. Elastīgo sistēmu strukturālās dinamikas risinājumu īpašības

Vispārīgu elastīgas sistēmas lineārās dinamikas problēmas risinājumu apraksta vienkāršu vai daļēji diferencālvienādojumu sistēma. Katrai šādu vienādojumu kopai ir bezgalīgs risinājumu skaits, to vidū ir arī unikālais konkrētās problēmas risinājums. To nosaka ar robežnosacījumiem. Citiem vārdiem, ārēju un iekšēju ierobežojumu īpašības nosaka ārējs atbalsts un mijiedarbība starp dinamiskās sistēmas sastāvdaļām. Piemēram, vienas dimensijas problēmā paliekošā integrēšana sakrīt ar pieliktajām saitēm. Reālā sistēmas analīzē robežnosacījumu īpašības bieži tiek vienkāršotas: pilnīgi cieti balsti; ideāli gludas saskares virsmas (bez berzes). Tos dēvē par t. s. klasiskajiem robežnosacījumiem. Kā redzams, reālās sistēmās nav neviena klasiskā robežnosacījuma. Šādā gadījumā jānovērtē iespējamo noviržu ietekme. Ja nepieciešams, pareiza rezultāta iegūšanai jāveic daudz sīkāka robežnosacījumu definēšana.

Šajā promocijas darbā analizēti veidi, kā tiek iegūts robežnosacījumu ietekmes novērtējums uz dažām šī efekta likumsakarībām.

3.2. Vienkāršs piemērs. Konsoles sija ar elastīgu rotācijas atbalstu



3.1. att. Konsoles sija ar elastīgu rotācijas atbalstu.

Šajā piemērā sistēmas analīze ļauj lietot vienkāršu analītisko risinājumu. Tas parāda dažas robežnosacījumu ietekmes likumsakarības uz elastīgas sistēmas dinamiskajiem raksturojumiem.

Darbā analizētas plānas viendabīgas sijas ar elastīgu atbalstu brīvas šķērsvirziena svārstības.

Sijas diferencālvienādojuma atrisinājums ļauj iegūt vispārīgu risinājumu sijas formai $V(x)$ normālā vibrācijas režīmā –

$$V(x) = C_1 \cosh kx + C_2 \sinh kx + C_3 \cos kx + C_4 \sin kx, \quad (3.1)$$

kur k – raksturīgā vienādojuma sakne.

Integrācijas konstantes C_1, C_2, C_3, C_4 definē robežnosacījumi. Kونسoles sijai (3.1. att.) tos var izteikt šādā veidā:

$$V(0) = 0, \quad V'(0) = \delta DV''(0), \quad V''(l) = 0, \quad V'''(l) = 0.$$

Šādi var iegūt lineāru homogēnu algebrisko vienādojumu integrācijas konstanšu C_1, C_2, C_3, C_4 iegūšanas sistēmu. Ja koeficientu matrica ir vienāda ar nulli, sistēmai ir netriviāls risinājums. Šādā gadījumā frekvences vienādojums ir šāds:

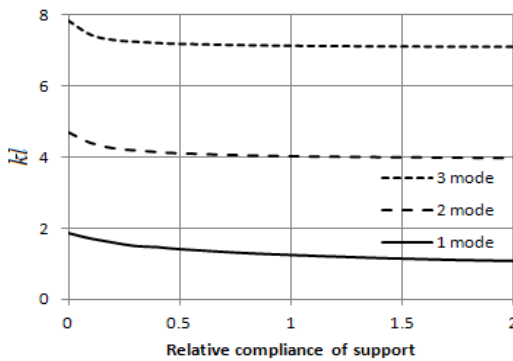
$$\cosh kl \cos kl + \bar{\delta} kl (\cos kl \sinh kl - \sin kl \cosh kl) + 1 = 0, \quad (3.2)$$

kur

$\bar{\delta} = \frac{\delta}{l/D}$ – atbalsta relatīvais pakļāvīgums;

δ – atbalsta rotācijas pakļāvīgums;

D – konsoles sijas šķērsvirziena lieces stiprība.



3.2. att. Pašfrekvences kā funkcijas no atbalsta relatīvās atbilstības.

pašfrekvence tiecas uz nulli, tādēļ svārstību forma pazūd. Augstākajām pašfrekvencēm ir robežas, kas nav vienādas ar nulli, tādēļ augstākajām kārtām tuvošanās šai robežai ir lielāka. Citiem vārdiem, jo augstāka ir svārstību kārtā, jo šī režīma pašfrekvence un forma ir mazāk jutīga pret atbalsta elastīgās atbilstības izmaiņām.

3.3. Konstruktijas dinamiskās īpašības un reakcija

Apakšnodalā sniegts kompleksas elastīgās sistēmas matemātiskais apraksts, ko praktiskiem lietojumiem var realizēt ar datorsimulāciju. Aplūkots kāds elastīgs ķermenis vai ķermeņu m sistēma reģionā $W = \bigcup_{j=1}^m (W_j)$, ko ietver ārēja virsma S . Iekšējos ierobežojumus definē apakšķermeņu saskares virsmām $S_{ij} = S_i \cap S_j$, ārējie robežnosacījumi ir doti otrai virsmas S daļai. Pārvietojuma vektoru $\mathbf{u}(\mathbf{x}, t)$ definē šāds kustības vienādojums:

Frekvences vienādojuma saknes kl definē sijas pašfrekvences.

$$f_n = \frac{(kl)_n}{2\pi l^2} \sqrt{\frac{D}{m}}, \quad (3.3)$$

kur

m – sijas garuma vienības masa,

$n = 1, 2, \dots$ – svārstību režīma numurs.

3.2. attēlā pašfrekvences ir parādītas kā elastīgās saderības funkcija pirmajiem trīs režīmiem. Ir novērojama monotona pašfrekvenču samazināšanās. Ja pakļāvīguma koeficients tiecas uz bezgalību (ierobežojumu pazušana), pirmā

$$\rho(\mathbf{x})\mathbf{u}(\mathbf{x}, t) = L(\mathbf{u}) + \mathbf{p}(\mathbf{x}, t), \quad (3.4)$$

kur

- $L(\mathbf{u})$ – pārvietojuma vektora $\mathbf{u}(\mathbf{x}, t)$ lineārais operators;
- $\mathbf{p}(\mathbf{x}, t)$ – ierosmes spēka intensitāte;
- \mathbf{x} – punkta koordināšu vektors.

Piemēram, izotropiska elastīga ķermeņa operatora $L(\mathbf{u})$ skats ir šāds:

$$L(\mathbf{u}) = \lambda \operatorname{grad}(\operatorname{div} \mathbf{u}) + \mu \Delta \mathbf{u}, \quad (3.5)$$

kur

λ un μ – Lamē konstantes.

3.3. vienādojumu ar atdalītu mainīgo metodi var atrisināt šādā formā:

$$\mathbf{u}(\mathbf{x}, t) = U(\mathbf{x})\theta(t). \quad (3.6)$$

Šāds risinājums pastāv, ja funkcija $U(\mathbf{x})$ ir kāda parasta diferenciālvienādojuma pašsvārstība:

$$L(U) + \omega^2 \rho(\mathbf{x})U(\mathbf{x}) = 0. \quad (3.7)$$

3.9. vienādojuma netriviāls risinājums $U_k(\mathbf{x})$ (pašsvārstības forma) pastāv kādam pašvērtību (pašfrekvenču) spektram ω_k , ($k = 1, 2, \dots, \infty$).

Piespiedu svārstību gadījumā elastīgas lineāras dinamiskās sistēmas dinamiskā reakciju pie kādas ārējas slodzes var aprakstīt kā nobīdes vektora $\mathbf{u}(\mathbf{x}, t)$ modālo sadalījumu funkciju pamatsistēmā $U_k(\mathbf{x})$ ($k = 1, \dots, \infty$). Rezultātā nobīdes vektoru var attēlot kā virkni

$$\mathbf{u}(\mathbf{x}, t) = \sum_{k=1}^{\infty} U_k(\mathbf{x})\theta_k(t), \quad (3.8)$$

kur

$\theta_k(t)$ – tā sauktā normālfunkcija, kas ir šāda parasta diferenciālvienādojuma atrisinājums –

$$M_k \ddot{\theta}_k(t) + M_k \omega_k^2 \theta_k(t) = \Phi_k(t). \quad (3.9)$$

Šajā gadījumā

$M_k = \iiint \rho(\mathbf{x})U_k^2(\mathbf{x})dV$, $\Phi_k(t) = \iiint \mathbf{p}(\mathbf{x}, t)U_k(\mathbf{x})dV$ ir sistēmas modālā masa un modālais spēks, kas attiecīgi attiecināts brīvo svārstību k režīmam.

Dinamisko reakciju $\mathbf{u}(\mathbf{x}, t)$ harmoniskajai ierosmei ar spēku $\mathbf{p}(\mathbf{x}, t) = \mathbf{p}_0(\mathbf{x})e^{i\omega t}$ var izteikt kā šādu virkni:

$$\mathbf{u}(\mathbf{x}, t) = e^{i\omega t} \sum_{k=1}^{\infty} \frac{U_k(\mathbf{x})\Phi_{k0}}{M_k(\omega_k^2 - \omega^2)}, \quad (3.10)$$

kur

$\Phi_{k0} = \iiint \mathbf{p}_0(\mathbf{x})U_k(\mathbf{x})dV$ un $\mathbf{p}_0(\mathbf{x})$ – modālā spēka amplitūda.

4. Konstruktīvo bojājumu konstatēšana uz vibrācijas bāzes pilna apjoma testā

4.1. Metodes pamatprincipi (dinamiskās īpašības, dinamiskā reakcija uz dažādiem ierosmes veidiem, EMA un OMA pieejas dinamisko īpašību novērtēšanai un deformāciju konstatēšanai, plaša diapazona ierosmes un frekvenču reakcijas funkcija, pārejas funkcija)

Vibrācijā balstītu defektu konstatēšana ir vispiemērotākā konstruktīvā veseluma uzraudzībai (*SHM*). Konstruktijas modālie raksturojumi ir tieši saistīti ar konstrukcijas fizikālajām īpašībām (masa, stingrība un amortizācija), tās var izmantot, lai konstatētu, lokalizētu un raksturotu konstrukcijas deformācijas [27]. Ir pieejami daudzi izpētes un izstrādes darbi mehānikā, būvniecībā un aviācijas un kosmosa nozarē, kas veltīti dažādu lietojumu vibrāciju analīzei. Daļa attiecīgās informācijas ir sniegta [2–8, 28]. Izmantotās metodes maina pašfrekvences, jo deformāciju klātbūtnes gadījumā deformācijas pozīcijas un pieauguma noteikšanai pēc kalibrēšanas vai precīzas, fizikālās īpašības balstītas simulācijas ir nepieciešami vienkārši vibrācijas mērījumi. Režīma forma tiešā veidā sniedz arī telpisku informāciju par deformācijas radītām strukturālajām izmaiņām. Lieces režīma formas var būt daudz jutīgākas, tādēļ tās var efektīvāk lietot deformācijas identifikācijai [29, 30].

Vibrācijās balstītas defektu konstatēšanas praktiskai realizācijai izmanto divas pamatmetodes. Tradicionāla metode ir eksperimentāla modālā analīze (EMA), kas ļauj daudz pilnīgāk un precīzāk identificēt deformāciju. Tomēr EMA ir nepieciešama gan dinamiski slogotas konstrukcijas ievades un izvades lielumu mērīšana. Citā metodē, kas ir ekspluatācijas modālā analīze (*OMA*), izmanto tikai izvades lielumus, un šī metode ir lētāka un ātrāka par EMA, to var vienkārši lietot lielām konstrukcijām [14].

Šajā promocijas darbā izpētītas *SHM* lokālās sistēmas principiālās problēmas liela apjoma gaisakuģa sastāvdaļām. Vibrācijās balstīta defektu konstatēšana tiek pieņemta kā pamatnosacījums, galveno uzmanību pievēršot zemu izmaksu risinājumam, kas varētu būt pievilcīgs praktiskai lietošanai.

4.2. Vibrācijās balstītas metodes (VBM) lietojuma vispārīgās problēmas

Izpētes globālais mērķis ir vibrācijās balstītas *NDT* lietošana *SHM*, kas balstīta relatīvi nelielu konstruktīvo deformāciju konstatēšanā, izmantojot zemas frekvences ekspluatācijas ierosmi (*OMA* pieeja).

Ir zināms, ka tiešai modālajai analīzei ir zema jutība un tā ir sarežģīti izmantojama praktiskos lietojumos. Ja deformācija, salīdzinot ar konstrukcijas izmēriem, ir neliela, tad deformācijas ietekme būs būtiska tikai konstrukcijas augstākajiem režīmiem. Piemēram, pastāv daudzi plaisu vai papildu nelielas masas ietekmes uz konsoles sijas dinamiskajām īpašībām analītiski un eksperimentāli pētījumi [31–36], kas apstiprina redzamu atsevišķu augstāko pašfrekvenču nobīdi un attiecīgo režīmu formu maiņu. Tās parāda deformācijas vietu, taču ticamai deformācijas indikācijai ir nepieciešams sazarots sensoru tīkls.

Teorētiski jebkura lineāras dinamiskās sistēmas reakcija ir visu režīmu lineāra kombinācija. Principiāls jautājums ir šāds: vai deformācijas ietekme ir pietiekami liela, lai to konstatētu ar pieejamo vibrācijās balstītas nesagraujošās testēšanas metodi. Otrs jautājums ir saistīts ar šīs metodes piemērotību ieviešanai *SHM* sistēmā. Var atrast kādu pieņemamu risinājumu, tomēr to *a priori*

ietekmēs noteikti nosacījumi. Galvenie šādi nosacījumi ir konstrukcijas uzraugāmās zonas izmēru ierobežojumi. Citiem vārdiem, *SHM* sistēmai jābūt lokālai. Otrs šajā darbā apstiprinātais nosacījums ir šāds: *SHM* sistēmai jābūt objektīvi orientētai (jābūt zināmam deformācijas tipam, atrašanās vietai, pietiekamam konstatējamam izmēram). Vibrācijās balstīta *SHM* sistēma jāizstrādā, ievērojot šos nosacījumus, kā arī tai ir jābūt praktiski lietojamai ekspluatācijā.

Tālāk tekstā sniegts detalizēts izpētes apraksts.

Šī ir liela kādas konstrukcijas pilna apjoma sastāvdaļa. Fiksētā konstrukcijas zonā ir paredzama konstruktīva deformācija. Vibrāciju mērīšanai pie zemas frekvences ierosmes šajā zonā ir izvietoti daži sensori. Precīzāk sakot, ierosmes pamatfrekvence atrodas ļoti tuvu visas konstrukcijas pašfrekvencei, taču ir daudz mazāka par uzraugāmās zonas pirmo, “lokālo” pašfrekvenci. Šīs problēmas izpēte un defektu īpašību noteikšanas pieejas izstrāde ir precizēts šī promocijas darba mērķis.

4.3. Deformāciju konstatēšanas pamatideja, izmantojot *VBM* inovatīvo pieeju. Augstāko kārtu novērtēšanas grupas izmantošana

Deformācijas ietekme uz konstrukcijas dinamiskajām īpašībām tika novērtēta ar vispārīgu lineāro konstrukcijas modeli ar iegultu nelielu 1D ģeneratoru. Pēc tam tika simulēta lokāla konstrukcijas masas/stingrības parametru izmaiņa, kas radusies deformācijas rezultātā. Noslēgumā 4.3.1. vienādojumā tika aprakstīta lineāras sistēmas ar harmonisku ierosmi dinamiskā reakcija

$$\mathbf{u}(\mathbf{x}, t) = \sum_{k=1}^{\infty} \mathbf{U}_k(\mathbf{x}) \theta_k(t), \quad (4.3.1)$$

kur $\mathbf{U}_k(\mathbf{x})$ un $\theta_k(t)$ – brīvu svārstību k^{th} kārtas modālais vektors un normālfunkcija. Jāņem vērā tas, ka modālais vektors attiecas uz neskartu konstrukciju.

Kārtas k^{th} normālfunkcijas harmoniskā ierosme pie leņķiskās frekvences ω ir šāda:

$$\theta_k(t) = A_k(\omega) e^{j\omega t} \quad (4.3.2)$$

$$A_k(\omega) = \frac{(1 - \bar{\omega}^2) \Phi_k}{[M_k(1 - \bar{\omega}^2) + m(\boldsymbol{\xi}_0) \mathbf{u}(\boldsymbol{\xi}_0) \mathbf{U}_k(\boldsymbol{\xi}_0)](\omega_{dk}^2 - \omega^2)}, \quad (4.3.3)$$

kur M_k un $\Phi_k = \iiint \mathbf{F}_0(\boldsymbol{\xi}) \mathbf{U}_k(\boldsymbol{\xi}) dW$ – k^{th} kārtas modālā masa un modālais spēks. Deformētas konstrukcijas modālo frekvenci ω_{dk}^2 nosaka vienādojums:

$$\omega_{dk}^2 = \omega_k^2 \left[1 + \frac{m(\boldsymbol{\xi}_0) \mathbf{u}(\boldsymbol{\xi}_0) \mathbf{U}_k(\boldsymbol{\xi}_0)}{M_k(1 - \bar{\omega}^2)} \right]^{-1}, \quad (4.3.4)$$

kur $\mathbf{u}(\boldsymbol{\xi}_0)$ pamatstruktūras svārstības vektora amplitūda ģeneratora pamatnē. Ierosmes relatīvā leņķiskā frekvence $\bar{\omega}$ ir norādīta attiecībā pret ģeneratora pašfrekvenci.

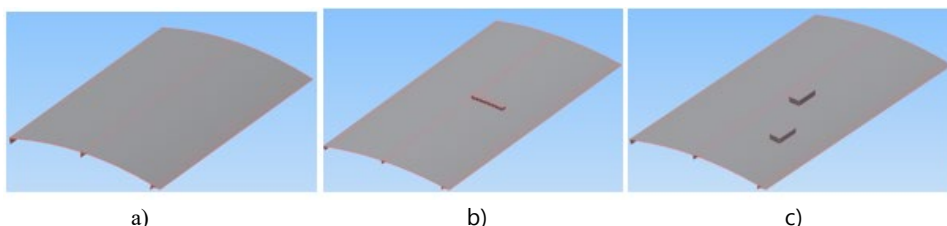
4.3.3. un 4.3.4. vienādojums definē deformācijas ietekmi uz modālo frekvenci un harmoniskas piespiedu vibrācijas amplitūdu. Pēc 4.3.4. vienādojuma redzams, ka šī ietekme ir vērā ņemama tikai kārtai, kurai modālā un ierosmes frekvence ir tuva ģeneratora pašfrekvencei un ekvivalenta ģeneratora

masa nav pārāk maza, salīdzinot ar modālo masu M_k . Deformācijas ietekme ir daudz sarežģītāka, un to var noteikt pēc modālās frekvences un modālās masas izmaiņām.

Tādēļ nelielas deformācijas ietekmi ar zemas frekvences ierosmi formulētās problēmas apstākļos, izmantojot tikai izejas signāla modālo analīzi, ticamā veidā noteikt nav iespējams. Tomēr praksē ieejas signāls bieži satur augstfrekvences komponentes (piemēram, balto troksni). Šādā gadījumā izejas signāla spektrālajā analīzē var noteikt ar konstrukcijas īpašībām saistītas augstās pašfrekvences. Ir redzams, ka neliela izmēra deformācija visvairāk ietekmē bojātās zonas dinamisko reakciju. Šim nolūkam tika veikta izpētes objekta lokālo dinamisko īpašību analīze. Testētā astes sija ir plānsienu kvaziperiodiska konstrukcija. Tās elementārā konstruktīvā vienība ir apvalka fragments, kas atrodas starp diviem blakus izvietotiem stiprības elementiem (koncentriskā virzienā) un diviem blakus izvietotiem karkasiem (garenvirzienā).

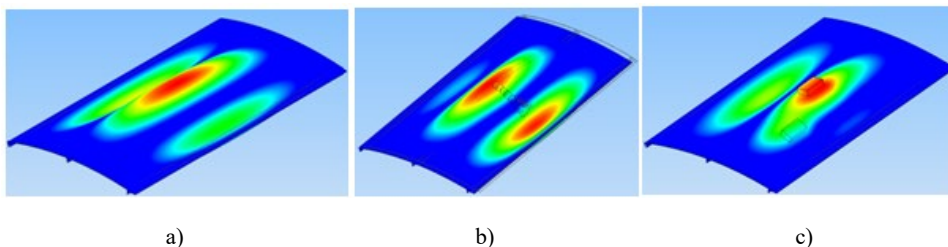
Tālāk ir parādīti 0,5 mm bieza astes sijas plānsienu paneļa lokālās modālās analīzes rezultāti. Cilindriskais panelis ar liekuma rādiusu 450 mm simulē posmu starp diviem karkasiem (attālums 372 mm) un pārklāj trīs stiprības elementus (2. a attēls). Paneļa izliektās šķautnes kopējais garums ir vienāds ar 218 mm. Tapas veida robežnosacījums ir izvēlēts visai paneļa kontūrai. Rezultātā tika novērtētas vidējā stiprības elementa un daļas pie apvalka, kas līdzīga tādai pašai samontētai konstrukcijai, dinamiskās īpašības. Gan ģeometriskajai simulācijai, gan *FEA* izmantots *Autodesk Inventor*.

4.1. attēlā redzams paneļa *CAD* modelis un skati ar divu veidu pseidodeformācijām (*PD*). Sīkāka informācija par *PD* ir sniegta tālāk tekstā.



4.1. att. Neskartas konstrukcijas paneļa modelis (a), *SPD* (b), *LPD* (c).

Vairāki modālās *FEA* rezultāti parādīti 4.2. attēlā. Pirmā pašfrekvence neskartam panelim ir vienāda ar 367,91 Hz, *SPD* – 383,08 Hz, *LPD* – 274,63 Hz.



4.2. att. Konstrukcijas ar deformāciju pirmā kārtā (a), *SPD* (b), *LPD* (c).

Kā redzams, konstrukcijas deformācija acīmredzami ietekmē kādas nelielas konstrukcijas daļas lokālās dinamiskās īpašības. Redzams arī ir tas, ka šādas deformācijas ietekmi uz konstrukcijas vispārīgajām dinamiskajām īpašībām ierobežo lokāla kārtas formas maiņa pašfrekvencei, kas ir vistuvākā deformētas zonas lokālajai pašfrekvencei.

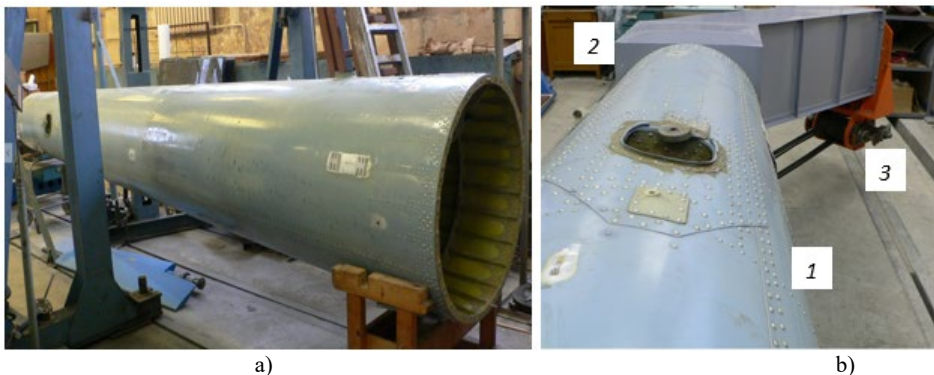
5. Eksperimentālā izpēte un metodes validācija

5.1. Testā izmantotais pilna apjoma aprēķins

5.1.1. Helikoptera *Mi-8* astes sijas ierosmes izpēte

Īss gaisakuģa pilna apjoma konstruktīvā elementa apraksts

Eksperimentālajai izpētei tika izvēlēta helikoptera *Mi-8* astes sijas konstrukcija (kopskats 5.1. att.). Sijai ir nošķelta konusa forma ar garumu 5485 mm, galu šķērsriezumu diametri attiecīgi ir 1000 mm un 550 mm. Sijas galveno elementu materiāls ir alumīnija sakausējums *D16AT* (līdzīgs *Al2024-T3*). Sienu biezuma intervāls ir 0,5–0,8 mm. Stiprības elementi (kopā 26 gab.) ar leņķisku šķērsriezumu ar apvalku ir savienoti ar punktmetināšanu. Pie apvalka piekniedēti 17 karkasi. Tehnoloģisko un ekspluatācijas prasību dēļ sijas konstrukcijā ir vairākas neregulāras formas vietas (lūkas, pieslēguma mezgli, transmisijas balsti utt.), kas ekspluatācijas laikā ir potenciāli apvalka deformāciju avoti.

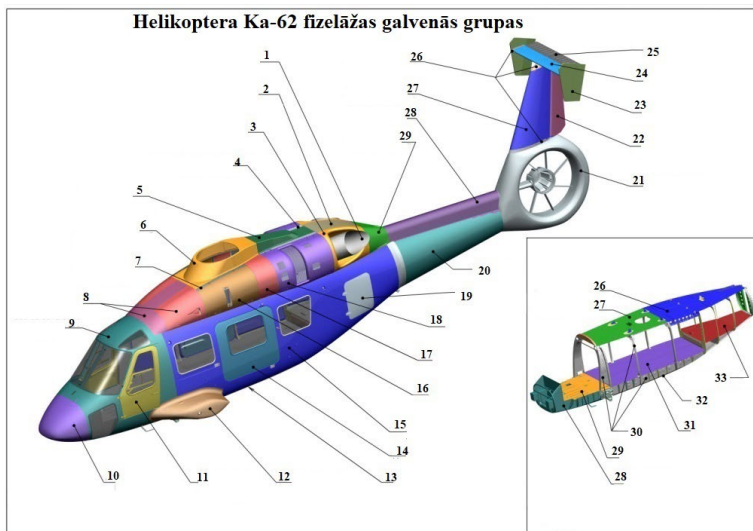


5.1. att. Helikoptera *Mi-8* astes sijas kopskats (a) un dinamiskās slogošanas testa iekārta (b),
1 – astes sija, 2 – astes sijas rotora imitators, 3 – ekscentrisks kratītājs.

5.1.2. Helikoptera *Ka-62* astes sijas izpēte

Impulsu ierosmes eksperimentālai izpētei tika izmantota helikoptera *Ka-62* astes sijas konstrukcija.

5.2. attēlā redzama helikoptera *Ka-62* astes sijas konstrukcija (strukturālās grupas). Sijas kopskats testēšanas iekārtā redzams 5.3. attēlā.



5.2. att. Helikoptera *Ka-62* konstruktīvās grupas.



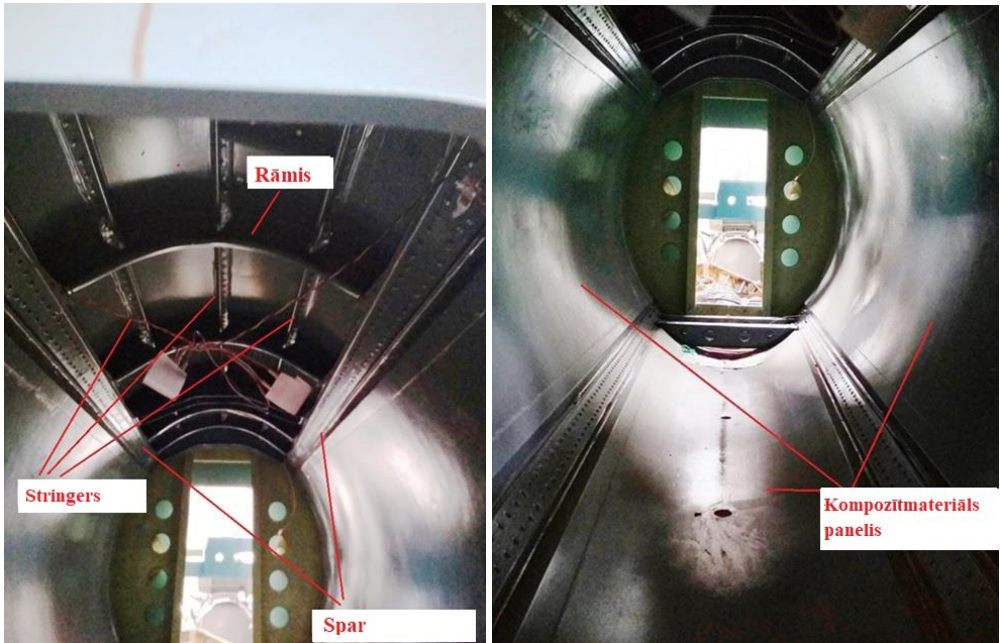
5.3. att. Helikoptera *Ka-62* astes sija testēšanas iekārtā.

Sijai ir nošķelta konusa forma.

Astes sija ģeometriskie parametri:

- garums – 2,70 m;
- lielākais diametrs – 1,05 m;
- mazākais diametrs – 0,61 m.

Sijas konstrukcija sastāv no apvalka, spārēm un stiprības elementiem. Šie elementi ir izgatavoti no alumīnija sakausējuma *D16*. Apvalka biezums – 0,8 mm. Četras spāres attiecībā pret vertikāli ir izvietotas 45 grādu leņķī. Zem augšējām spārēm ir izvietoti trīs stiprības elementi (5.4. a att.). Helikoptera *Ka-62* astes sijas konstrukcijas īpatnība ir kompozītu materiālu paneļu izmantošana. Kompozītu paneļi ir uzstādīti sānos starp sānu elementiem un apakšdaļā (5.4. b att.). Kompozītu paneļi pie apvalka ir piekniedēti. Kompozītu paneļa pārklājuma komplekta biezums – 10 mm.



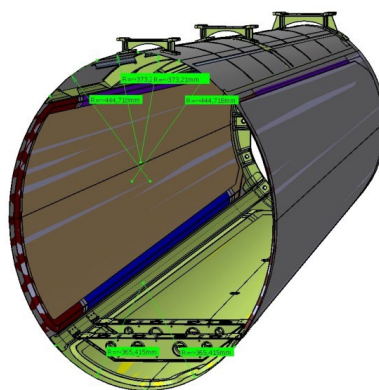
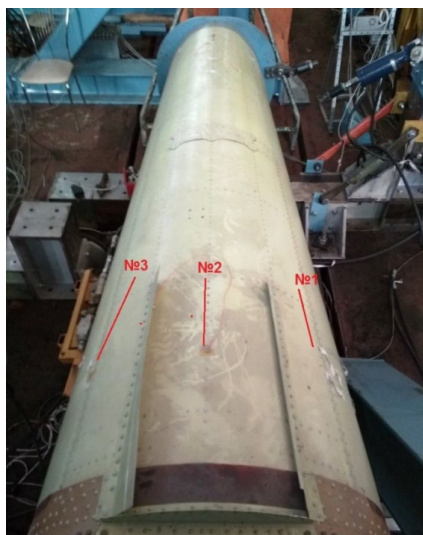
a)

b)

5.4. att. Astes sijas komplekts.

Lai iegūtu astes sijas impulsu reakcijas signālu, uzstādīti trīs tenzodevēji (5.5. a att.). Attēlā ar cipariem 1, 2 un 3 norādītas tenzodevēju uzstādīšanas vietas.

Balstoties ģeometriskajos datos, izveidots sijas mezgla digitāls modelis, kas nepieciešams paredzēto frekvenču noteikšanai, pie kurām jāiegūst reakcija (5.5. b att.). Impulsveida ietekme, kas tika pielikta sijai, bija trieciens vertikālajā plaknē pa atloku sijas gala daļā.



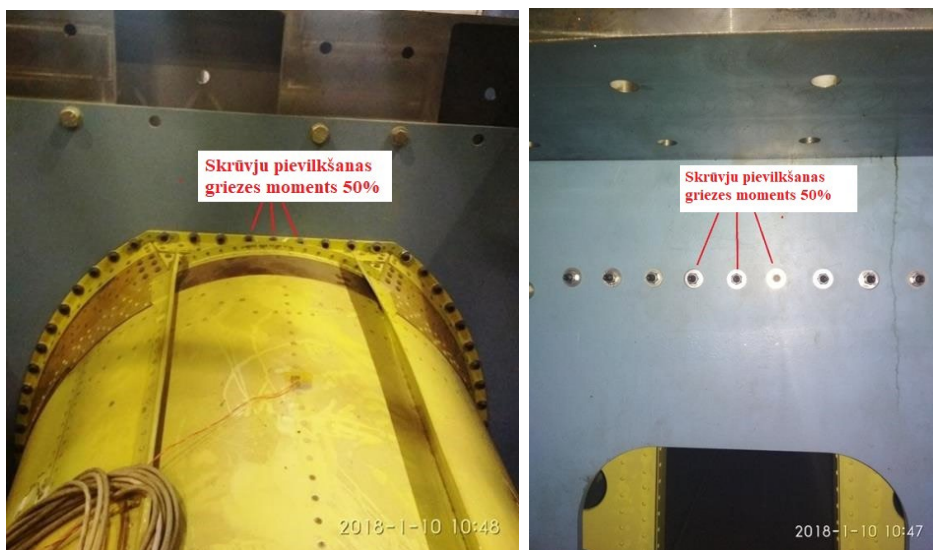
a)

b)

5.5. att. Tenzodevēju izvietojums (a) un digitāls modelis (b).

Lai veiktu impulsa ietekmes diagnostisko testu, tika izmantota astes sijas un fizelāžas savienojuma bultskrūves atslābināšanas metode. Statnē fizelāžu imitē testa iekārtas plāksne.

5.6. attēlā redzamas atslābināto vītņu savienojumu vietas.



a)

b)

5.6. att. Pievilktu bultskrūvju atslābināšanas vietas astes un fizelāžas savienojuma atlokā.

a) Skats lidojuma virzienā; b) skats pretēji lidojuma virzienam.

5.2. Testa mērķis un aprīkojums

5.2.1. Testa uzdevumi

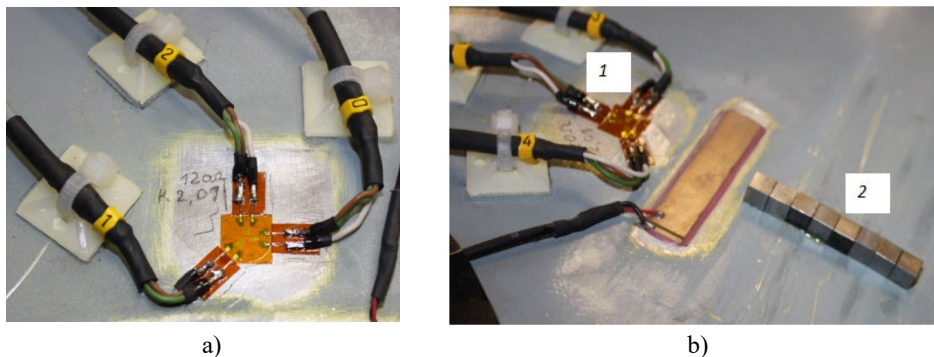
- 1) Gaisakuģa pilna apjoma sastāvdaļas deformācijas/sprieguma stāvokļa noteikšana dinamiskajā slodošanā.
- 2) Pseudodeformācijas ietekme uz astes sijas apvalka deformācijas/sprieguma stāvokli pie nominālās harmoniskā ierosmes.

5.2.2. Testa iekārta

Testa iekārta sastāv no testa portāla, kas kalpo kā astes sijas stiprināšanas pamatne, astes rotora sijas imitatora, ekscentriskā kratītāja ar elektromehānisku piedziņu (5.1. b att.). Atšķirībā no praksē ierastā vibrāciju testa dinamiskajiem mērījumiem tika izmantota tenzodevēju metode. Uz apvalka ārējās virsmas divās zonās tika pielīmētas divas tenzodevēju rozetes. 5.7. a attēlā ir parādīta otrās zonas rozete.

Deformācijas efekta simulācijai tika izmantota pseidodeformācijas tehnoloģija. Pseudodeformācija ir nesagraujoša testa objekta modifikācija, kas ietekmē testējamās konstrukcijas lokālās dinamiskās īpašības [19–21]. Neliela pseidodeformācija (*SPD*) tika izveidota kā astoņu $6 \times 6 \times 6$ mm tērauda bloku rinda (kopējā masa 12 g), kas tika izvietota pirmajā zonā (5.7. b att.). Divi tērauda bloki (kopējā masa 26 g) tika pielīmēti otrajā zonā un tika uzskatīti par lielu pseidodeformāciju.

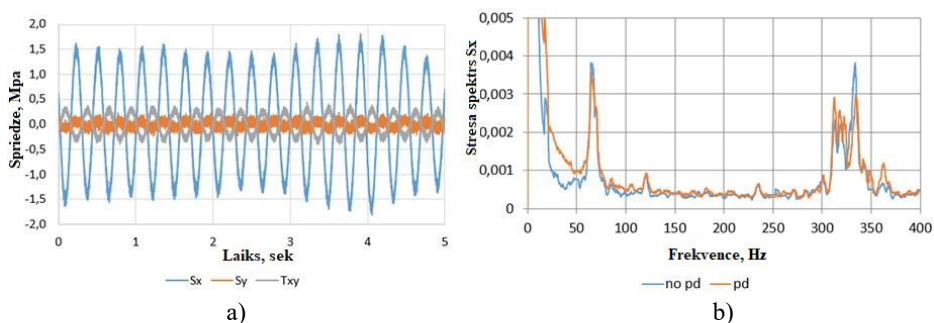
Dinamiskā deformācija tika mērīta ar osciloskopu *NI PXIe-4330, 16Ch*, 24Bit, 25 kS/s, tilta ieejas moduli un datoru ar *NI LabVIEW* programmatūru. Datu izgūšanai par optimālu pētījuma mērķim tikai pieņemta iztveršanas frekvence 5 kS/s un ieraksta garums 5 s. Ciklisko vibrācijas ierosmi ierobežoja frekvenču diapazons, kas atrodas tuvu pirmajai sijas pašfrekvencei (3,9 Hz).



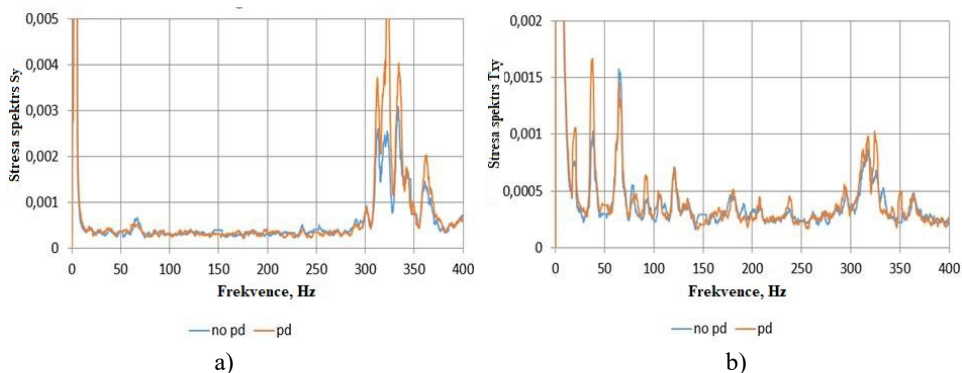
5.7. att. Trīs tenzodevēju (a) rozete un tenzodevēja rozete ar nelielu pseidodeformāciju (*SPD*) otrajā zonā (b).

5.3. Testa rezultāti

Galvenie testa rezultāti ierosmes frekvencei 3,8 Hz ir aprakstīti tālāk tekstā. Izmantojot deformāciju mērījumu datus, abās zonās tika noteiktas vienmērīga sprieguma stāvokļa σ_x , σ_y , τ_{xy} komponentes. Tika pieņemts, ka x ass, kas sakrīt ar sijas garenasi, un y ass ir savstarpēji perpendikulāras.



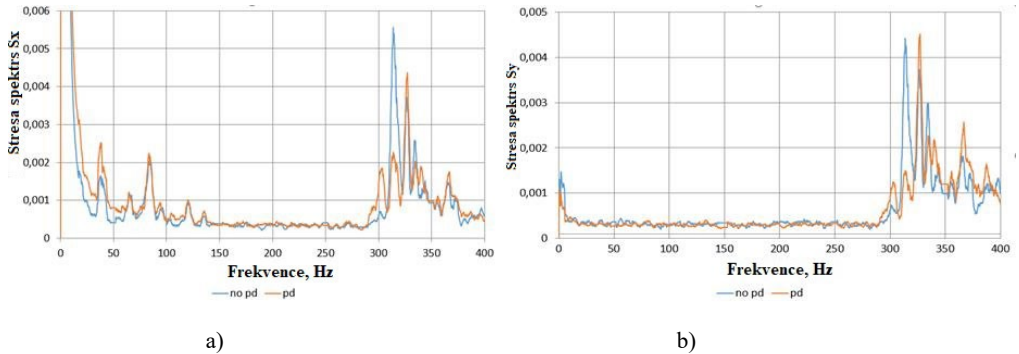
5.8. att. 1. zonas slogota stāvokļa komponentes kā laika funkcijas (a) un slodzes komponentes spektrs σ_x frekvenču diapazonā 0–400 Hz pirmajā zonā (b).



5.9. att. Sprieguma komponentes spektrs σ_y (a) sprieguma komponente τ_{xy} frekvenču diapazonā 0–400 Hz pirmajā zonā.

Tipiskas sprieguma/laika funkcijas 5.8. a attēlā parādītas pirmās zonas spriegotam stāvoklim. Katrai no trīs komponentēm neskartai un deformētai konstrukcijai tika veikta ātrā Furjē transformācija (*FFT*) (5.8. b, 5.9. att.). Līdzīgi rezultāti otrajai zonai ar *LPD* redzami 5.10. attēlā. Speciāla transformācija ļauj tieši noteikt rezonanses frekvences 3,9 Hz, 20,6 Hz, 38,6 Hz, 65,0 Hz, kas dinamiskajā testā tika noteiktas tiešo mērījumu procesā. Frekvencēs 83,8 Hz, 121,2 Hz, 136,6 Hz ir novērojami ievērojami maksimumi. Redzams, ka jebkura minēto rezonanses frekvenču nobīde pseidodeformāciju (PD) gadījumā netiek novērota. Frekvenču diapazonā 150–275 Hz spektra

amplitūda ir sadalīta ar relatīvi mazākām fluktuācijām. Frekvenču diapazonā 275–400 Hz spektra amplitūda krasi pieaug.



5.10. att. Sprieguma komponentes spektrs σ_x (a) sprieguma komponente σ_y (b) frekvenču diapazonā 0–400 Hz otrajā zonā.

5.4. Apspriešana un pazīmju noteikšana

Kā iepriekš minēts, testētajai sijai ir kvaziperiodiska konstrukcija. Tādēļ var pieņemt, ka starp blakus esošajiem konstruktīvajiem mezgliem pastāv mijiedarbība un šaurā frekvenču diapazonā pastāv daudzas sijas vibrācijas pašsvārstības. Turklāt sijas sarežģītākās daļas, kas sastāv no 39 konstruktīvajiem elementiem, papildu modālā analīze parādīja, ka frekvenču diapazonā 280–390 Hz ir vismaz 15 pašsvārstības. Testā vienādās robežās tika novērota intensīva reakcijas spektra palielināšanās (5.8.–5.10. att.). To var skaidrot ar netālu izvietotu pašfrekvenču spektru diapazonā 275–400 Hz.

Tajā pašā laikā var redzēt deformācijas izraisītas reakcijas spektrālās jaudas izmaiņas. Turklāt dinamiskās reakcijas kompleksais raksturs aplūkojamajā frekvenču diapazonā aprūstina deformācijas identifikāciju pašfrekvences nobīdes un kārtu formu maiņas dēļ.

Tādēļ tika aplūkoti reakcijas spektra maiņas integrālā novērtējuma varianti. Visveiksmīgākā ir korelācijas koeficienta novirzes (*CCD*) indeksa izmantošana, ko plaši izmanto dažādos lietojumos [22–25].

$$CCD = 1 - CC, \quad (5.1)$$

kur

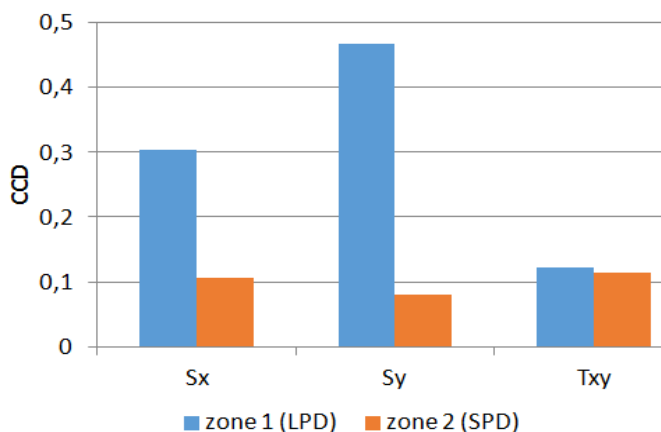
$$CC = \frac{cov(x, y)}{s_x s_y}, \quad (5.2)$$

$cov(x, y)$ – divu nejaušu parauga vektoru x un y , kas attiecīgi atrodas neskartas un deformētas konstrukcijas reakcijas spektrā izvēlētajā frekvenču diapazonā; s_x, s_y – nejaušu vektoru standarta novirzes. Kā redzams, *CCD* indekss ir vienāds ar nulli, ja nav novērojama nekāda deformācijas ietekme, un tas nevar būt lielāks par 1. Lielākā *CCD* indeksa vērtība atbilst lielākajai deformācijas ietekmei.

5.11. attēlā redzamas dinamiskās reakcijas pie nominālās ierosmes frekvences 3,8 Hz deformētai konstrukcijai *CCD* indikācijas (ar *LPD* un *SPD*). Redzams, ka ir novērojams *CCD* indeksa

palielinājums visām sprieguma komponentēm, ko rada pseidodeformācija. Tajā pašā laikā deformācijas ietekme lielam pseidodefektam ir lielāka.

Svarīgs šī indeksa lietošanas aspekts ir prasības ieejas signālam. *OMA* teorijas vispārīgais pieņēmums attiecas uz ievadi, kas netiek mērīta un kas sastāv no baltā trokšņa ar Gausa sadalījumu un plakanu spektru aplūkojamajā frekvenču diapazonā [12]. Pie nominālās harmoniskās ierosmes ar frekvenci, kas ir tuva pirmajai rezonanses frekvencei, neskartas un deformētas konstrukcijas izvades intensitātes var būt atšķirīgas. Tādēļ katram fiksētajam izejas signālam pirms indeksa noteikšanas operācijas ir jāveic tā normalizācija. Šeit vidējā amplitūda tika lietota kā derīgs izejas intensitātes novērtējums.



5.11. att. Pseidodeformācijas ietekme uz *CCD* indeksu.

6. Perspektīvo deformāciju indeksa statistiskais novērtējums vibrācijās balstītā konstruktīvā veseluma uzraudzībā

6.1. Informācija par testa sagatavošanu un mērīšanas aprīkojumu

Eksperimentālajai izpētei tika izvēlēta helikoptera *Mi-8* astes sijas konstrukcija (5.2.2. apakšnodaļa).

Dinamiskajiem mērījumiem tika izmantota tenzodevēju metode. Uz apvalka ārējās virsmās divās zonās tika pielīmētas divas tenzodevēju rozetes (5.7. att.). Dinamiskā deformācija tika mērīta ar osciloskopu *NI PXIe-4330, 16Ch, 24Bit, 25 kS/s*, tilta ieejas moduli un datoru ar *INI LabVIEW* programmatūru. Datu izgūšanai pētījuma mērķim par optimālu tikai pieņemta iztveršanas frekvence 5 kS/s un ieraksta garums 5 s.

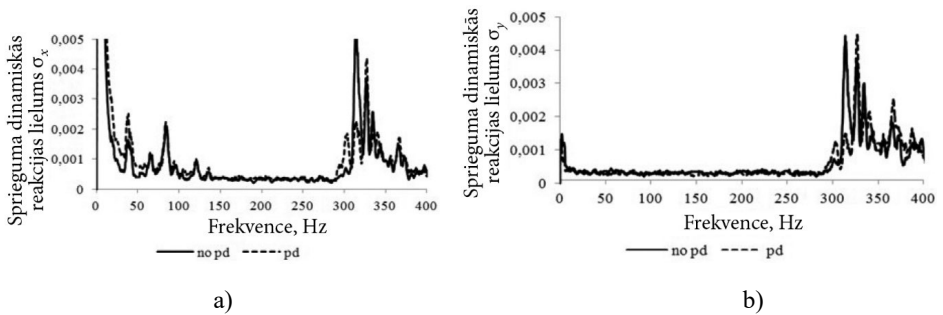
Sijas piespiedu vibrāciju ierosmi nodrošināja mehāniskais ekscentra kratītājs ar ierosmes pamatfrekvences kontroli. Tālāk tekstā izklāstītajā analizē tika izmantotas sijas dinamiskās reakcijas cikliskā ierosmē ar pamatfrekvenci 3,55 Hz (kas ir tuva sijas pirmajai pašfrekvencei) un zemas amplitūdas vibrācija aplūkojamajā frekvenču diapazonā (baltais troksnis).

Deformācijas efekta simulācijai tika izmantota pseidodeformācijas tehnoloģija. Neliela pseidodeformācija (*SPD*) tika izveidota kā astoņu $6 \times 6 \times 6$ mm tērauda bloku rinda (kopējā masa 12 g), kas tika izvietota otrajā zonā (5.7. b att.). Divi tērauda bloki (kopējā masa 26 g) tika pielīmēti otrajā zonā un uzskatīti par lielu pseidodeformāciju.

6.2. Daži svarīgi izpētes rezultāti

Dinamiskā reakcija frekvenču apgabalā tika iegūta katrai sprieguma komponentei (divi σ_x un σ_y piemēri – 6.1. att.) neskartai (pilna līnija) konstrukcijai un konstrukcijai ar pseidodeformāciju (raustīta līnija). Var redzēt, ka frekvenču diapazonā 275–400 Hz ir novērojamas vairākas rezonanses.

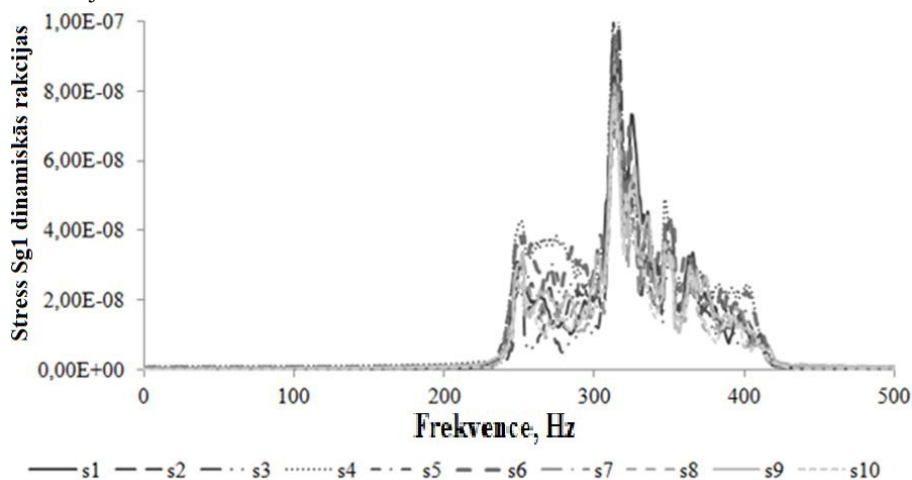
Īpaši interesanta ir sprieguma spektra sastāvdaļa σ_y . Relatīvi zemā frekvenču diapazonā frekvenču reakcija ir ļoti vāja. Taču iepriekš minētajā frekvenču diapazonā spektrā ir straujš kāpums. Turklāt reakcija uz pseidodeformāciju skaidri ir novērojama visiem tenzodevējiem.



6.1. att. Sprieguma reakcijas komponentes σ_x (a) un σ_y (b) dinamiskā reakcija frekvenču diapazonā 0–400 Hz pirmajā zonā.

6.3. Datu izgūšana un statistiskā analīze

Lai iegūtu datus statistiskajai analīzei, tika veiktas 10 dinamisko deformāciju mērīšanas neskartas konstrukcijas un konstrukcijas ar pseidobojājumiem punktos sērijas. Tika izvēlēts ieraksta laiks – 1 s ar iztveršanas frekvenci 5000 punkti. Katra ieraksta priekšapstrāde ietvēra signāla centrēšanu un filtrēšanu frekvenču diapazonā 250–400 Hz. Tika lietots *IIR* metodes (Batervorta) joslas filtrs. Noslēdzošajā priekšapstrādes etapā frekvenču raksturlīknei tika lietota ātrā Furjē transformācija (*FFT*) un viegla izlīdzināšana (ar izkliedi 7). Rezultātā katram no sešiem tenzodevējiem tikai iegūti 10 dinamiskās reakcijas paraugi. Šī tipa iznākuma rezultāta piemērs pirmās zonas garenvirziena tenzodevējam redzams 6.2. attēlā.



6.2. att. Tenzodevēja *sg1* frekvenču raksturlīkne pēc filtrēšanas un *FFT* (neskarta konstrukcija).

Noslēguma datu kopa katram tenzodevējam ietver divas datu kopas. Datu kopā ir 10 novērojumi, katrā no tiem ir iekļauta frekvenču reakcija diapazonam 250–400 Hz, tās izmērs ir 500 punkti.

Matrica $A_k(500,10)$ ietver 10 neskartas konstrukcijas frekvenču reakcijas novērojumus, kas nomērīti ar tenzodevēj $_{k}$. Konstrukcijai ar pseidodeformāciju ir tieši tāda pati matrica $B_k(500,10)$.

Noslēdzošajai statistiskajai analīzei ir trīs soļi.

Pirmais solis. Starpsensu korelācijas analīze un atsevišķa sloģošana sesija. Šādā gadījumā visu tenzodevēju dinamiskā reakcija rada tādu pašu ārējo slodzi. Tas nozīmē, ka lineārā sistēmā sprieguma komponentēm jābūt stingri savstarpēji proporcionālām, savstarpējās korelācijas koeficientam jābūt 1. Novirzi no 1 var radīt mērīšanas precizitāte un/vai konstrukcijas nelinearitāte.

Korelācijas koeficients $C_{km}^{(n)} = \text{corrcoef}(A_k(:,n), A_m(:,n))$ starp nejaušu mainīgo $A_k(:,n)$ un $A_m(:,n)$ novērojumu (testa iespēja) n neskartai konstrukcijai tika aprēķināts līdzīgi kā konstrukcijai ar pseidodeformāciju $C_{km}^{(n)} = \text{corrcoef}(B_k(:,n), B_m(:,n))$. Tenzodevējiem: pirmajā zonā $k = 1$ un $m = 2, 3$; otrajā zonā $k = 4$ un $m = 5, 6$, $n = 1, 2, \dots, 10$.

Šīs analīzes iznākums apkopots 6.1. tabulā.

6.1. tabula

Korelācijas koeficienta vidējās un minimālās vērtības

Konstrukcijas stāvoklis	Parametra vērtība	C_{12}	C_{13}	C_{45}	C_{46}
Neskarta	Vidējā	0,99995	0,99995	0,99999	0,99999
	Minimālā	0,99984	0,99984	0,99991	0,99991
Ar pseidodeformāciju	Vidējā	0,99997	0,99996	0,99991	0,99990
	Minimālā	0,99989	0,99990	0,99975	0,99972

Visas datu kopas korelācijas koeficienta vidējā vērtība ir vienāda ar 0,99987, minimālā vērtība – 0,99987. Tas nozīmē, ka starpsensu korelācija atsevišķā slodzes sesijā ir ļoti tuva, tādēļ mērījumu precizitāte ir relatīvi augsta un nelinearitātes ietekme ir nenozīmīga.

Otrais solis. Slodzes izkliedes ietekmes uz dinamisko reakciju novērtējums atsevišķiem tenzodevējiem un CCD izkliedes likums. Visu novērojumu vidējie vektori katram tenzodevējam tika iegūti gan neskartam konstrukcijas stāvoklim, gan stāvoklim ar pseidodeformāciju.

$$\bar{A}_k = \sum_{n=1}^{10} A_k(:, n) \quad \bar{B}_k = \sum_{n=1}^{10} B_k(:, n) \quad (6.1)$$

Korelācijas koeficienti

$$C_{k0}^{(n)} = \text{corrcoef}(A_k(:, n), \bar{A}_k) \quad C_{k1}^{(n)} = \text{corrcoef}(B_k(:, n), \bar{B}_k) \quad (6.2)$$

un korelācijas koeficienta novirze (CCD)

$$CCD_{k0}^{(n)} = 1 - C_{k0}^{(n)} \quad CCD_{k1}^{(n)} = 1 - C_{k1}^{(n)} \quad (6.3)$$

Jebkurā novērojumā šajā konstrukcijas stāvoklī specifiskās slodzes dēļ var lietot kā novirzes no vidējotās vērtības pazīmes. CCD vidējās vērtības visiem sešiem tenzodevējiem apkopotas 6.2. tabulā.

6.2. tabula

Dinamiskā reakcijas korelācijas koeficienta vidējās vērtības

Konstrukcijas stāvoklis	$sg1$	$sg2$	$sg3$	$sg4$	$sg5$	$sg6$
Neskarta	0,04147	0,03588	0,06115	0,10023	0,04093	0,05373
Ar pseidodeformāciju	0,21180	0,10863	0,06877	0,13966	0,04489	0,05579

Slodzes variācijas atkarībā no CCD indeksa novērtējumi tika iegūti diviem sistēmas stāvokļiem. Tajā pašā laikā pseidodeformāciju uzstādīšana diviem sensoriem LPD zonā izraisīja CCD palielināšanos, kas liecina par konfigurācijas maiņas ietekmi uz CCD dispersiju slodzes maiņas dēļ.

Nulles hipotēze par to, ka vektoru kolonna CCD_0 un CCD_1 matricās veido populāciju ar normālu izkliedi, septiņos no 12 testiem tikai atspēkota ar Andersona-Dārlinga testu. Tādēļ nav iegūti ticami pierādījumi par aplūkoto nejauso mainīgo normālu izkliedi.

Trešais solis. Īpašību noteikšana. Deformācijas indeksu CCD , kas attiecas uz tenzodevēja reakciju novērojumā n , nosaka ar 6.4. vienādojumu.

$$CCD_k^{(n)} = 1 - C_k^{(n)} \quad (6.4)$$

Korelācijas koeficientu $C_k^{(n)}$ korelācijai starp konstrukcijas ar pseidodeformāciju aplūkojamajā frekvenču diapazonā $B_k(\cdot, n)$, kas ar tenzodevēju k nomērīta novērojumā n (testa iespēja), un šī tenzodevēja vidējo reakciju \bar{A}_k neskartā konstrukcijā.

Vispirms ar divu paraugu Kolmogorova-Smirnova testu tika veikts nulles hipotēzes pieņēmums, ka nejauši vektori $B_k(\cdot, n)$ un \bar{A}_k ir no viena nepārtraukta sadalījuma. Šī testa lēmuma datu kopa konstrukcijai ar pseidodeformāciju, kas ir aprēķināta, izmantojot 5. vienādojumu, parādīta 6.3. tabulā.

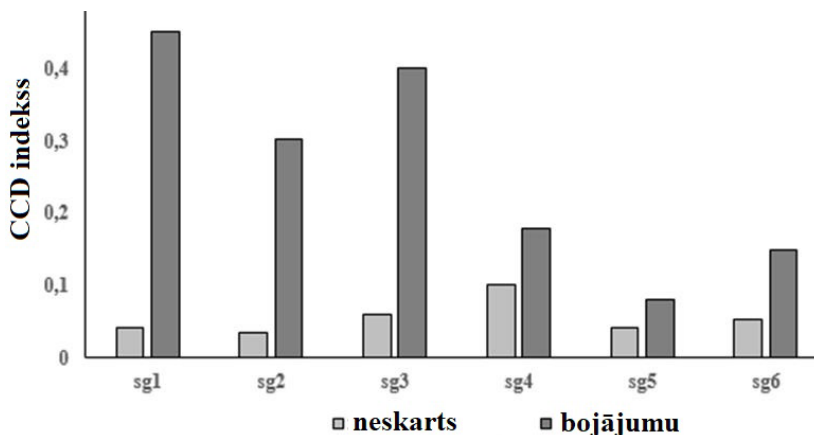
Pieciem testiem ($sg1, sg2, sg3 - LPD$ pirmajā zonā un $sg5, sg6 - SPD$ otrajā zonā) nulles hipotēze tika noraidīta 5 % būtiskuma līmenī. Tikai vienā testā ($sg4 - SPD$ otrajā zonā) nulles hipotēze netika noraidīta. Tas nozīmē, ka CCB indekss unikāli konstatē LPD klātbūtni. SPD ietekme uz CCD ir ievērojami zemāka, kas pierāda piedāvātā indeksa efektivitāti.

6.3. tabula

Nejaušu CCD vērtību datu kopa tenzodevējiem

Testa Nr.	$sg1$	$sg2$	$sg3$	$sg4$	$sg5$	$sg6$
1.	0,7010	0,3969	0,3682	0,1957	0,0928	0,1214
2.	0,4260	0,2185	0,4995	0,1307	0,0549	0,2303
3.	0,2003	0,2029	0,4052	0,0886	0,0580	0,1033
4.	0,3606	0,1160	0,4448	0,1663	0,0475	0,0664
5.	0,5063	0,2449	0,3808	0,2812	0,1146	0,2016
6.	0,3484	0,3547	0,3445	0,2120	0,0795	0,1439
7.	0,3124	0,1567	0,4091	0,0979	0,0592	0,1317
8.	0,6805	0,3026	0,3668	0,3237	0,1437	0,1437
9.	0,6496	0,8709	0,4902	0,1227	0,0410	0,1022
10.	0,3208	0,1594	0,3042	0,1674	0,1243	0,2415
Vidējā	0,4506	0,3023	0,4013	0,1786	0,0815	0,1486

CCD indikāciju salīdzinājums neskartām konstrukcijām un konstrukcijām ar pseidodeformācijām redzams 6.3. attēlā. Neskartās konstrukcijas indekss galvenokārt saistīts ar ārējās slodzes variāciju dažādās testa iespējās, taču konstrukcijas ar pseidodeformāciju indeksu galvenokārt veido pseidodeformācijas ietekme. Kā redzams, visiem trīs tenzodevējiem ($sg1, sg2$ un $sg3$), kas izvietoti pirmajā zonā, ir novērojama būtiska CCD indeksa palielināšanās, kas liecina par lielas pseidodeformācijas klātbūtni. Neliela pseidodeformācija otrajā zonā arī rada visu trīs tenzodevēju ($sg4, sg5$ un $sg6$) CCD indeksa palielināšanos, tomēr SPD ietekme ir daudz mazāka.



6.3. att. *CCD* indikāciju vidējās vērtības salīdzinājums neskartām konstrukcijām un konstrukcijām ar pseidodeformācijām.

7. Integrālā deformāciju indeksa noslēguma apspriešana un secinājumi

1. Parādīts pareiza rezultāta iegūšanai atbilstoša robežnosacījumu apraksta svarīgums un dažas pamatsakarības par robežnosacījumu ietekmi un elastīgas dinamiskās sistēmas dinamiskajām īpašībām. Vienkāršā piemērā parādīta ierobežojumu elastīgas atbilstības speciālā ietekme. Elastīgo saišu palielināšana samazina pašfrekvences. Ir redzams, ka augstākajās kārtās pastāv zināma kritiska atbalsta saderība. Ja atbilstība pārsniedz savu kritisko vērtību, attiecīgā kārtā ir gandrīz nejutīga uz atbilstību šim ierobežojumam. Kritiska atbilstība augstākam režīmam ir zemāka. Ja noteikti ierobežojumi pazūd, var pazust arī zemākās vibrācijas kārtas un to skaits būs vienāds ar jaunām brīvības pakāpēm. Šīs īpašības ir kopīgas jebkuras sarežģītības elastīgai sistēmai.
2. Lai novērtētu robežnosacījumu atbilstības galvenajiem dinamiskajiem raksturojumiem, aplūkots vienkāršots elastīgās sijas modelis.
3. Daudz sarežģītāka korpusa elastīgā papildinājuma simulācija tika veikta, izmantojot *Mi-8* un *Ka-62* helikopteru astes sijas fragmentus.
4. Aplūkotās vispārīgās konstrukcijas stāvokļa uzraudzības vibrācijas nesagraujošu testēšanas metožu problēmas gaisakuģu sastāvdaļu pilna apjoma testēšanā. Parādīts, ka, ja lietojuma metodi ierobežo līdz noteiktiem nosacījumiem, var rast risinājumu. Galvenais ierobežojums ir konstrukcijas kontrolējamās zonas izmērs, tādēļ *SHM* sistēmai ir jābūt lokālai. Otrs šajā darbā aplūkots nosacījums ir tāds, ka *SHM* sistēmai jābūt objektīvi orientētai. Tas nozīmē, ka jānosaka

deformācijas veids, atrašanās vieta un izmērs. Tika parādīts, ka pie noteiktiem ierobežojumiem var izstrādāt lokālu vibrācijās balstītu uzraudzības sistēmu (*SHM*), un to var praktiski izmantot.

5. Eksploataācijas modālās analīzes (*OMA*) pieejas ietvaros tika izstrādāts nelielu konstruktīvo bojājumu konstatēšanas risinājums. Šajā gadījumā galvenās konstrukcijas ierosme notiek pie relatīvi zemas frekvences. Šī frekvence atrodas ļoti tuvu visas konstrukcijas pašfrekvencei, taču ir daudz mazāka par uzraugāmās zonas pirmo, “lokālo” pašfrekvenci.
6. Formulēta turpmāko deformāciju indeksa (diagnostikas funkcija) izstrādes pieeja nelielu deformāciju noteikšanai lielā konstruktīvajā elementā. Šajā gadījumā signāla mērīšanai viens vai vairāki sensori jāizvieto kontrolējamajā zonā. Neskartas konstrukcijas dinamiskās reakcijas pamatlīmenis apstiprinātā ierosmes režīmā definē neskartu, kontrolētu konstrukciju. Aktuālā izejas signāla mērījuma salīdzinājums ar pamatlīmeni ļauj noteikt konstrukcijas stāvokļa novērtēšanas indeksu.
7. Veikta konstruktīvās deformācijas konstatēšanas ar vibrācijās balstītu metodi *CCD* (korelācijas koeficienta novirze) indeksa statistiskā analīze. Apkopoti lielas gaisakuģa sastāvdaļas pilna apjoma testa statistiskie dati. Pēc speciālas priekšapstrādes, lai iegūtu statistisku *CCD* kopu starp neskartas konstrukcijas un konstrukcijas ar pseidodeformāciju frekvenču reakcijas funkcijām, tika izvēlēts šaurs frekvenču diapazons. Pseidodeformācijas ietekmes novērtēšanai tika izmantots divu paraugu Kolmogorova-Smirnova hipotēzes tests. Parādīta stabila *CCD* indeksa reakcija uz nelielu liela apjoma konstrukcijas deformāciju.
8. Pētījuma rezultāti parādīja, ka sīku deformāciju konstatēšanas problēma liela apjoma konstrukcijā ar zemas frekvences ierosmi eksploataācijai pieņemamā precizitātē ir veiksmīgi atrisināta.

Informācijas avoti

- [1] J. L. Crassidis and John L. Junkins, *Optimal Estimation of Dynamic Systems. Applied Mathematics and Nonlinear Science Series*. Chapman and Hall/CRC, Boca Raton, FL, 2004.
- [2] J. P. Conte, X. He, B. Moaveni, S. F. Masri, J. P. Caffrey, M. Wahbeh, F. Tasbihgoo, D. H. Whang, and A. Elgamal, "Dynamic Testing of Alfred Zampa Memorial Bridge," *Journal of Structural Engineering, ASCE*, vol. 134, issue 6, pp. 871–1066, 2008. [https://doi.org/10.1061/\(asce\)0733-9445\(2008\)134:6\(1006\)](https://doi.org/10.1061/(asce)0733-9445(2008)134:6(1006)).
- [3] B. Peeters, J. Maeck, and G. De Roeck, "Vibration-based damage detection in civil engineering: excitation sources and temperature effects," *Smart materials and Structures*, vol. 10, pp. 518–527, 2001. <https://doi.org/10.1088/0964-1726/10/3/314>.
- [4] P. J. Schubel, R. J. Crossley, E. K. G. Boateng, and J. R. Hutchinson, "Review of structural health and cure monitoring techniques for large wind turbine blades," *Renewable Energy*, vol. 51, pp. 113–123, 2013. <https://doi.org/10.1016/j.renene.2012.08.072>.
- [5] K. He and W. D. Zhu, "Detecting Loosening of Bolted Connections in a Pipeline Using Changes in Natural Frequencies," *ASME J. Vib. Acoust.*, vol. 136, issue 3, pp. 034503, 2014. <https://doi.org/10.1115/1.4026973>.
- [6] H. Sohn, C. Farrar, N. Hunter, and K. Worden, "A Review of Structural Health Monitoring Literature: 1996-2001," Los Alamos National Laboratory report, (LA-13976-MS), 2003.
- [7] E. P. Carden and P. Fanning, "Vibration based condition monitoring: A review," *Structural Health Monitoring*, vol. 3, pp. 355–377, 2004. <https://doi.org/10.1177/1475921704047500>.
- [8] C. R. Farrar, S. W. Doebling, and D. A. Nix, "Vibration-based structural damage identification," *Philosophical Transactions of the Royal Society A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences*, vol. 359, issue 1778, pp. 131–149, 2001.
- [9] M. N. Rezai, J. E. Bernard, and J. M. Starkey, "Empirical modal analysis," *The Shock and Vibration Digest*, vol. 15, 1983.
- [10] D. J. Ewins, *Modal Testing: Theory, Practice and Application*. Baldock: Research Studies Press, UK, 2003.
- [11] M. W. Halling, I. Muhammad, and K. C. Womack, "Dynamic testing for condition assessment of bridge bents," *Journal of Structural Engineering, ASCE*, vol. 127, issue 2, pp. 161–167, 2001. [https://doi.org/10.1061/\(ASCE\)0733-9445\(2001\)127:2\(161\)](https://doi.org/10.1061/(ASCE)0733-9445(2001)127:2(161)).
- [12] J. M. W. Brownjohn, P. Moyo, P. Omenzetter, and Y. Lu, "Assessment of highway bridge upgrading by dynamic testing and finite- element model updating," *Journal of Bridge Engineering, ASCE*, vol. 8, issue 3, pp. 162–172, 2003. [https://doi.org/10.1061/\(ASCE\)1084-0702\(2003\)8:3\(162\)](https://doi.org/10.1061/(ASCE)1084-0702(2003)8:3(162)).
- [13] M. M. Abdel Wahab and G. De Roeck, "Dynamic testing of prestressed concrete bridges and numerical verification," *Journal of Bridge Engineering, ASCE*, vol. 3, issue 4, pp. 159–169, 1998. [https://doi.org/10.1061/\(ASCE\)1084-0702\(1998\)3:4\(159\)](https://doi.org/10.1061/(ASCE)1084-0702(1998)3:4(159)).
- [14] E. Reynders, "System identification methods for (operational) modal analysis: review and comparison," *Archives of Computational Methods in Engineering*, vol. 19, pp. 51–124, 2012. <https://doi.org/10.1007/s11831-012-9069-x>.
- [15] D. E. Adams, *Health Monitoring of Structural Materials and Components: Methods with Application*. Chichester: John Wiley & Sons Ltd., 2007. <https://doi.org/10.1002/9780470511589>.
- [16] V. Giurgiutiu, *Structural Health Monitoring with Piezoelectric Wafer Active Sensors*. Amsterdam & Boston: Elsevier Academic Press, 2008.
- [17] G. C. Goodwin and R. L. Payne, *Dynamic System Identification: Experiment Design and Data Analysis*. Academic Press, 1977.

- [18] S. A. Billings, *Nonlinear System Identification: NARMAX Methods in the Time, Frequency, and Spatio-Temporal Domains*. Wiley, 2013. <https://doi.org/10.1002/9781118535561>.
- [19] T. P. Gialamas, D. A. Manolas, and D. T. Tsahalis, "Predicting the Dynamic Behaviour of a Coupled Structure Using Frequency-Response Functions," *Journal of Aircraft*, vol. 39, issue 1, pp. 109–113, 2002. <https://doi.org/10.2514/2.2902>.
- [20] P. Van Loon, *Modal Parameters of Mechanical Structures*, Ph.D. Dissertation, Dept. of Mechanical Engineering, Katholieke Universiteit Leuven, Leuven, Belgium, 1974.
- [21] G. W. Housner, L. A. Bergman, T. K. Caughey, A. G. Chassiakos, R. O. Claus, S. F. Masri, R. E. Skelton, T. T. Soong, B. F. Spencer, J. T. P. Yao, "Structural control: past, present, and future," *Journal of Engineering Mechanics*, vol. 123, pp. 897–971, 1997. [https://doi.org/10.1061/\(ASCE\)0733-9399\(1997\)123:9\(897\)](https://doi.org/10.1061/(ASCE)0733-9399(1997)123:9(897)).
- [22] J. T. Xing, Y. P. Xiong, and W. G. Price, "A generalized mathematical model and analysis for integrated multi-channel vibration structure–control interaction systems," *Journal of Sound and Vibration*, vol. 320, pp. 584–616, 2009. <https://doi.org/10.1016/j.jsv.2008.08.009>.
- [23] G. Dimitriadis, "Bifurcation Analysis of Aircraft with Structural Nonlinearity and Free play Using Numerical Continuation," *Journal of Aircraft*, vol. 45, issue 3, pp. 893–905, 2008. <https://doi.org/10.2514/1.28759>.
- [24] Hua-Peng Chen, "Nonlinear Perturbation Theory for Structural Dynamic Systems," *AIAA Journal*, vol. 43, issue 11, pp. 2412–2421, 2005. <https://doi.org/10.2514/1.15207>.
- [25] Y. G. Panovko and I. I. Gubanov, *Stability and Oscillations of Elastic Systems: Paradoxes, Fallacies, and New Concepts*. Translated by Chas. V. Larrick, New York: Consultants Bureau, 1965.
- [26] S. Kuzņecovs, Ē. Ozoliņš, I. Ozoliņš, I. Pavelko, and V. Pavelko, "Dynamic Properties and Fatigue Failure of Aircraft Component," in *Engineering against Fracture: Proceedings of the 1st Conference*, Greece, Patras, 28–30 May, 2008. Amsterdam: Springer Science, 2009, pp. 105–114. ISBN 9781402094019. e-ISBN 9781402094026. https://doi.org/10.1007/978-1-4020-9402-6_9.
- [27] S. W. Doebling, C. R. Farrar and M. B. Prime. 1998. *Shock Vib, Dig*, **30(2)** 91.
- [28] Jun Lia, and Hong Hao 2016 *Structural Monitoring and Maintenance* **3(1)** 33.
- [29] A. K. Pandey, M. Biswas and M. M. Samman. 1991. *J. Sound, Vib*, **145(2)** 321.
- [30] C. P. Ratcliffe. 2000. *ASME J Vib Acoust* **122(3)** 324.
- [31] V. Pavelko and G. Shakhmansky. 1971. *Trans. of Riga Institute of Civil Aviation* **191** 18.
- [32] I. Pavelko and V. Pavelko. 1997. *Proc. Int. Conf. (Pranesimus medziaga Transporto priemones – 97) Kaunas, Lithuania. Technology* 237.
- [33] A. Ebrahimi, M. Behzad and A. Meghdari. 2010. *Int. J. Mechl. Sci.* **52** 904.
- [34] Swapnil Dokhe, and Shailesh Pimpale, 2015. *Int. J. Res. Aer. Mech. Eng.* **3(8)** 24.
- [35] R. Y. Liang, J. L. Hu and F. Choy. 1992. *J. Eng. Mech-ASCE*. **118** 384.
- [36] D. G. Kasper, D. C. Swanson and K. M. Reichard. 2008. *Journal of Sound and Vibration* **312** 1.
- [37] H. Pfeiffer, I. Pitropakis and M. Wevers. 2010. *Proc. 10th European Conference on Non-Destructive Testing*. Moscow, www.ndt.net.
- [38] Prakash Rajendrana, and Sivakumar M. Srinivasan, 2015, *Structural Engineering and Mechanics* **54(4)** 711.
- [39] I. Pitropakis, H. Pfeiffer and M. Wevers. 2012. *Sensors and Actuators A Physical*, **176** 57.
- [40] L. W. Mays and Y. K. Tung. 1992. *Engineering and Management* McGraw-Hill, NY, USA.
- [41] A. S. K. Naidu, S. Bhalla and C. K. Soh. 2002. *Proc. SPIE*, **4935** 473.
- [42] V. Giurgiutiu, A. Zagrai and J. J. Bao. 2002. *Int. J. Structural Health Monitoring*, **1** 41.
- [43] V. G. M. Annamdas and Ch. K. Soh. 2010. *J. Intel. Mat. Syst. Struct.* **21**, 41.

- [44] А.И.Макаревский, В.М.Чижов. Основы прочности и аэроупругости летательных аппаратов. – Москва: Машиностроение, 1982. – 238 с.
- [45] Airworthiness of Aircraft. Annex 8 to the Convention on International Civil AviationA.
- [46] Airworthiness Manual: Volume I--Organization and Procedures by International Civil Aviation Organizatio (Creator), 412 pages. Published January 1st 2001 by International Civil Aviation Organizationv.
- [47] Filippo de Florio. Airworthiness: An Introduction to Aircraft Certificationю- Elsevier, First edition 2006/-247 pages.
- [48] Airbus A380 Wing-Fuselage Testing. <https://www.youtube.com/watch?v=z19m9LZOOZY>.
- [49] A-380. The wings on this Airbus flex way more than they should. https://www.youtube.com/watch?v=-LTYRtkV_A.
- [50] Boeing 787 Wing Testing. <https://www.youtube.com/watch?v=meEG7VwjTew>.
- [51] Pushing the A350 XWB to the brink. https://www.youtube.com/watch?v=B74_w3Ar9nI.
- [52] Boeing 787 conducts fatigue testing. <https://www.youtube.com/watch?v=TH9k9fWaFrs>.
- [53] Original Wing test JS1 Revelation. <https://www.youtube.com/watch?v=M6VBqsrD4FE>.
- [54] Of Struggle and Flight/ The History of Latvian Aviation by , Kārlis Irbītis, Rīga, RTU Press, 2006. – (117) 211 p.
- [55] Riga, SIA “Aviatest LTD”, “Bench for testing the Ka-62 helicopter for static strength”, 2016 – (17) 44 p.
- [56] “Full-size stand of the Mi-26 helicopter”.
- [57] “Stand for fatigue testing of the Mi-38 helicopter fuselage” 2015, Riga, SIA “Aviatest LTD”.
- [58] “Bench for fatigue testing of the fenestron of the Ka-62 helicopter” Riga, SIA “Aviatest LTD”, 97 p.
- [59] Riga, SIA “Aviatest LTD”, 2017, “Sample testing”.
- [60] Riga, SIA “Aviatest LTD”, Техническая справка № АТ-ТI.01-15/16г, 2016 – 12 p.
- [61] Riga, SIA “Aviatest LTD”, 2014, “Elevator destruction”.
- [62] “On the Dynamic Response Prediction at the Full-Scale Test of Aircraft Component”, Transport and Aerospace Engineering, 2017, Vitaly Pavelko , Alexander Nevsky <https://tae-journals.rtu.lv/article/view/tae-2017-0003>.
- [63] “Vibration-Based Detection of Small Damage in the Aircraft Large Component”, Матеріали XIII міжнародної науково-технічної конференції “АВІА-2017”, page 17.63–17.68, 2017, Vitaly Pavelko, Sergei Kuznetsov , Alexander Nevsky , Mark Marinbach <http://avia.nau.edu.ua/indexallua.php>.
- [64] “Vibration-Based Structural Health Monitoring of the Aircraft Large Component”, IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, 2017, Vitaly Pavelko , Sergey Kuznetsov, Alexander Nevsky, Mark Marinbach <https://iopscience.iop.org/article/10.1088/1757-899X/251/1/012093>.
- [65] “Statistical Estimation of Perspective Damage Index for Vibration-Based Structural Health Monitoring”, Journal of Physics: Conference Series, 2019, Vitaly Pavelko , Alexander Nevsky <https://iopscience.iop.org/article/10.1088/1742-6596/1172/1/012036>.
- [66] “Full-size stand of the Ka-62 helicopter”, 2019, SIA “Aviatest LTD”
- [67] “Bench for testing the fatigue strength of the tail boom of the helicopter Ka-62”, 2018, SIA “Aviatest LTD”.
- [68] Health and Usage Monitoring System (HUMS) <https://www.skybrary.aero/articles/health-and-usage-monitoring-system-hums>.



Aleksandrs Ņevskis dzimis 1959. gadā Baltkrievijā, Vitebskā. Absolvējis Rīgas Aviācijas universitāti (1983). Darba pieredzi guvis Valsts Civilās aviācijas pētniecības institūta Rīgas filiālē, no 1983. Līdz 1993. gadam strādājis pētnieka amatā. No 1993. līdz 2011. gadam bijis SIA "Rinal Plus" direktors, no 2011. līdz 2022. gadam – SIA "Aviatest LTD" projektu vadītājs.

Zinātniskās intereses saistītas ar lidmašīnu korpusu konstrukciju dinamiskā un stiprības analīzi, dinamisko raksturlielumu prognozēšanu lidmašīnas korpusa konstrukciju testēšanas laikā un matemātisko simulāciju.