

RĪGAS TEHNISKĀ UNIVERSITĀTE
Transporta un mašīnzinību fakultāte
Aviācijas institūts

Sergejs KUZNECOVS
Doktora studiju programmas „Transports” doktorants

**AVIĀCIJAS ALUMĪNIJA SAKAUSĒJUMU
KONSTRUKCIJU ELEMENTU TEHNISKĀ STĀVOKĻA INTEGRĒTĀ
KONTROLE AR
PJEZOELEKTRISKIEM SENSORIEM**

**HEALTH MONITORING OF
ALUMINUM AIRCRAFT STRUCTURAL ELEMENTS USING
PIEZOELECTRIC SENSORS**

**Promocijas darba kopsavilkums
Summary of Doctoral Thesis**

Zinātniskais vadītājs
Dr.habil.sc.ing., profesors
Vitalijs PAVELKO

Rīga 2011

Kuzņecovs S. Aviācijas alumīnija sakausējumu konstrukciju
elementu tehniskā stāvokļa integrētā kontrole ar
pjezoelektriskiem sensoriem.
Promocijas darba kopsavilkums.-R.:RTU, 2011. – 52 lpp.

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

Promocijas darbs inženierzinātņu doktora grāda iegūšanai tiek publiski aizstāvēts 2012.g. 25.janvārī, Rīgas Tehniskās universitātes Transporta un mašīnzinību fakultātēs Aviācijas institūtā, Lomonosova ielā 1B, B-220 auditorijā.

RECENZENTI:

Profesors, Dr.habil.sc.ing. Egons Lavendelis
Latvijas Zinātņu akadēmija

Profesors, Dr.habil.sc.ing. Semjons Cifanskis
Rīgas Tehniskā universitāte

Profesors, Dr.habil.sc.ing. Jurijs Paramonovs
Rīgas Tehniskā universitāte

APSTIPRINĀJUMS

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

Sergejs Kuzņecovs _____ (Paraksts)

Datums: _____

Promocijas darbs ir uzrakstīts angļu valodā, satur ievadu, 4 nodaļas, secinājumus, 3 pielikumus, literatūras sarakstu, 157 zīmējumus un ilustrācijas, kopā 158 lappuses. Literatūras sarakstā ir 116 nosaukumi.

DARBA VISPĀRĪGS RAKSTUROJUMS

Tēmas aktualitāte

Aviācijas dzinēju un avionikas sistēmu tehniskā stāvokļa monitoringa esošās sistēmas atrodas augstā tehniskā līmenī un lielā mērā automatizētas. Tehniskā stāvokļa monitoringa sistēmas arī tiek veiksmīgi izmantotas helikopteru zobratu pārvadu un vārpstu vibrāciju kontrolei. Taču gaisakuģu fizelāžu, spārnu un līdzīgo konstrukcijas sastāvdaļu monitorings ir ierobežots ar virszemes pārbaudēm izmantojot tradicionālās nesagraujošas kontroles metodes. Šāda tipa pārbaudes prasa lielus cilvēka darba ieguldījumus un sastāda ievērojamu daļu no gaisakuģa dzīves cikla izmaksām. Šajā situācijā konstrukciju integrētā monitoringa tehnoloģijas potenciāli ļauj samazināt lidaparātu tehniskas apkopes cilvēkstundu skaitu un dīkstāves laiku.

Novecojošo lidaparātu skaits palielinājies pēdējo gadu laikā. Šī tendence varētu turpināties ar pieaugošo tempu pašreizējās pasaules ekonomikas stagnācijas dēļ. Tātad, drošības un ekonomisko ietaupījumu problēmas neizbēgami kļūst par svarīgu jautājumu starp gaisakuģu ražotājiem un ekspluatācijas uzņēmumiem. Novecojošo lidaparātu aprīkošana ar gaisakuģu konstrukciju tehniskā stāvokļa monitoringa sistēmām varētu palīdzēt pazemināt lidaparātu dzīves cikla izmaksas, vienlaikus saglabājot atbilstošu drošuma līmeni.

Darba mērķis

Šī darba mērķis ir aviācijas plānsienu konstrukciju noguruma plaisas bojājumu integrētās kontroles problēmu pētīšana. Bojājumu kontrolei tiek izmantotas ultraskaņas aktīvas kontroles metodes ar konstrukcijā integrētiem pjezoelektriskiem sensoriem. Tiek pielietotas ultraskaņas virsmas Lemba viļņi (Lamb waves) un pjezoelektrisko sensoru elektromehāniskās impedances īpašība.

Pētījuma uzdevumi

- novērtēt ultraskaņas Lemba viļņu tehnoloģijas lietojamību noguruma plaisu noteikšanai alumīnija sakausējumu plānsienu konstrukciju elementos;
- novērtēt pjezoelektrisko sensoru elektromehāniskās impedances tehnoloģijas lietojamību sensora lokālā stinguma variāciju noteikšanai;
- Lemba viļņu parametru un plaisas izmēra kopsakarības noteikšana dažādas konfigurācijas alumīnija sakausējuma 2024-T3 plāksņu paraugiem;
- ultraskaņas signālu apstrāde un informatīvo parametru izvēle;
- gaisakuģa konstrukciju sastāvdaļu ekspluatācijas spriegumu analīze, kas nepieciešama sensoru instalācijas konfigurācijas izvēlei;
- tehniskā stāvokļa monitoringa sistēmas sastāvdaļu pētīšana: pjezoelektriskie sensori un to integrācija konstrukcijā, ultraskaņas viļņu ģenerācija, datu savākšana un sensoru komutācija;
- monitoringa sistēmas elementu darbības pārbaude uz aviācijas konstrukcijas sastāvdaļām.

Pētījumu metodes

Analītiskās metodes

- Elastīgo viļņu teorija;
- Elastības teorija un plānsienu konstrukciju būvmehānika;
- Matemātiskās statistikas metodes.

Eksperimentālās metodes

- Ultraskaņas elastīgo viļņu eksperimentālās metodes;
- Materiālu un konstrukciju noguruma izmēģinājumu metodes;
- Spriegumstāvokļa eksperimentālās noteikšanas metodes (elektriskā tenzometrija).

Darbā aizstāvamās tēzes

- Ultraskaņas Lemba viļņu lietojamība noguruma plaisu noteikšanai;
- Pjezoelektrisko sensoru elektromehāniskās impedances analītiskais modelis lokālā stinguma variāciju noteikšanai;
- Lemba viļņu parametru un noguruma plaisas izmēra korelācija dažādas konfigurācijas alumīnija sakausējuma plāksņu paraugiem;
- Ultraskaņas signālu informatīvo parametru salīdzināšana un izvēle;
- Gaisakuģa konstrukcijas komponentu pētīšana un analīze sensoru instalācijas konfigurācijas izvēlei;
- Monitoringa sistēmas elementu darbības pārbaude aviācijas konstrukcijas sastāvdaļu noguruma bojājumu noteikšanai.

Darba zinātniskā novitāte

- Parādīts, ka Lemba viļņu tehnoloģijas realizācija izmantojot pjezoelektriskos sensorus ir piemērota aviācijas plānsienu konstrukciju noguruma bojājumu integrētai kontrolei;
- Piedāvāta plaisas tipa defektu simulācijas metode (pseido defekts), kas tiek realizēts ar plānsienu elementa lokāla stinguma palielināšanu;
- Parādīts, ka pseido defekta izmantošana dod iespēju eksperimentāli pētīt ultraskaņas Lemba viļņu integrētas defektu kontroles metodes uz plānsienu konstrukcijām bez to sagraušanas;
- Eksperimentāli noteiktas dažāda tipa plānsienu elementu bojājumu ietekmes likumsakarības uz pjezoelektriska sensora elektromehāniskās impedances raksturlielumu;
- Izveidots viendimensijas pjezoelektriska sensora un plānsienu konstrukcijas sistēmas modelis, kas ļauj analizēt ģeometrisko un elastības parametru ietekmi uz sensora elektromehāniskās impedances raksturlielumu;
- Eksperimentāli noteikta pjezoelektriska sensora elektromehāniskās impedances saistība ar sensora lokāla stinguma izmaiņām un parādīts, ka šo efektu var pielietot bultskrūves savienojuma pievilkšanas spēka zuduma kontrolei.

Darba praktiskā vērtība

Darba rezultātus var izmantot sekojošu tehniskā stāvokļa integrētā monitoringa problēmu risināšanai:

- aviācijas konstrukciju elementu, bojājumu tipu un to atrašanās vietu analīzē;
- pjezoelektrisko sensoru monitoringa metožu izvēlē un pielietošanā aviācijas plānsienu konstrukcijām;
- pamata aprīkojuma izvēlē un pielietošana alumīnija konstrukciju monitoringam;
- pjezoelektrisko sensoru uzstādīšanā un aizsardzībā;
- ultraskaņas signālu apstrādē un informatīvo parametru izvēlē;

Promocijas darba rezultāti tika izmantoti Eiropas savienības komisijas CORDIS zinātnisko projektu AISHA un AISHA II īstenošanā.

Darba struktūra

Pirmajā nodaļā sniegts literatūras pārskats par mūsdienu gaisakuģu konstrukciju tehniskā stāvokļa monitoringu, nesagraujošās kontroles metodēm pielietotām aerokosmiskajā industrijā un perspektīviem konstrukcijā integrētiem bojājumu noteikšanas līdzekļiem. Eksperimentālie rezultāti, kas veltīti Lemba virsmas viļņu un bojājumu mijiedarbības pētīšanai alumīnija plānsienu konstrukcijās, ir aprakstīti otrajā nodaļā. Trešajā nodaļā aprakstīti eksperimentālie pētījumi, kas veltīti pjezoelektrisko sensoru elektromehāniskās impedances un bojājumu mijiedarbības noteikšanai alumīnija plānsienu konstrukcijās. Monitoringa metožu pielietošana reālajā aviokonstrukcijā ir piedāvāta ceturtajā nodaļā. Tā satur helikoptera Mi-8 astes sijas aprakstu un iespējamus bojājumu veidus, helikoptera Mi-8 astes sijas dinamiskās īpašības un

sprieguma stāvokli. Aprakstīti trīs eksperimenti kas ir saistīti ar tālā lauka bojājumu monitoringu, izmantojot virsmas Lemba viļņu tehnoloģiju apšuvuma un stringera plaisu kontrolei un tuvā lauka bojājumu monitoringu, izmantojot elektromehāniskās impedances metodi bultskrūves savienojuma pievilkšanas spēka zuduma kontrolei. Vispārīgie secinājumi ir doti piektā nodaļā. Trīs pielikumi satur papildus informāciju par helikoptera Mi-8 astes sijas ekspluatācijas sprieguma stāvokļa analīzi, apšuvuma plaisas monitoringa eksperimenta programmu, kā arī īsu sensoru instalācijas tehnoloģijas aprakstu.

1. NODAĻA GAISAKUĢA KONSTRUKCIJAS TEHNISKĀ STĀVOKĻA MONITORINGA PĀRSKATS

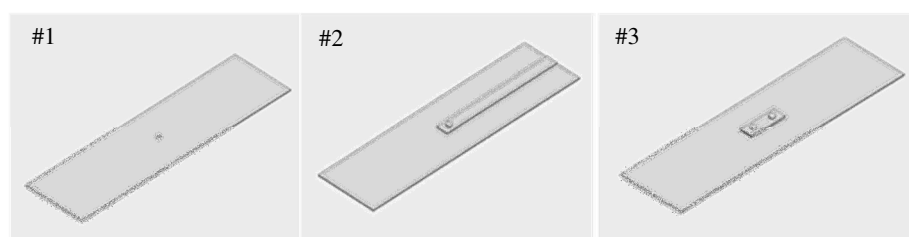
Pirmajā nodaļā ir veikta literatūras analīze par gaisakuģu konstrukcijas tehniskā stāvokļa monitoringa metodēm. Nodaļa sastāv no septiņām daļām. Pirmajā daļā ir dots pārskats par gaisakuģu strukturālo bojājumu tipiem un statistiku. Šeit īpaša uzmanība ir veltīta noguruma bojājumiem. Otrajā daļā īsumā tiek aprakstītas gaisakuģu projektēšanas koncepcijas, kas pašlaik tiek izmantotas. Lidmašīnu vecuma statistika ir dota trešajā daļā. Ir parādīts, ka veco gaisakuģu skaits ir vienmērīgi palielinājies kopš 1999. gada. Mūsdienas civilu un militāru lidmašīnu bojājumu monitoringa sistēmas, kas balstās uz ekspluatācijas slodžu vēstures reģistrācijas, tiek aprakstītas ceturtajā daļā. Aerokosmiskajā industrijā izmantotas nesagraujošas kontroles metodes, tai skaitā ultraskaņas, virpuļstrāvas, rentgenogrāfijas un citas, ir aprakstītas piektajā daļā. Perspektīvās konstrukciju monitoringa metodes, balstītas uz optisko šķiedru sensoriem un pjezoelektriskiem sensoriem, ir aprakstītas sestajā daļā, kā arī sniegta informācija par visbiežāk izmantotiem signālu apstrādes līdzekļiem. Nodaļa noslēdzas ar secinājumiem septītajā daļā.

2. NODAĻA ULTRASKAŅAS LEMBA VIĻŅU UN BOJĀJUMU MIJIEDARBĪBAS EKSPERIMENTĀLĀ PĒTĪŠANA ALUMĪNIJA SAKAUSĒJUMU KNIEDĒTĀS KONSTRUKCIJĀS

Uztverto ultraskaņas signālu informatīvo parametru un bojājumu korelācijas noteikšana ir viens no svarīgākiem nosacījumiem integrētas konstrukcijas tehniskā stāvokļa monitoringa sistēmas izveidošanai.

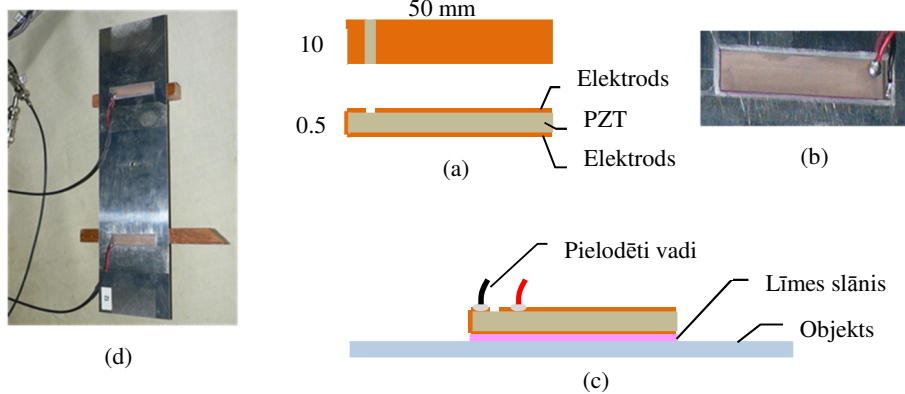
Šajā nodaļā ir aprakstīts eksperiments, kas vērsts uz uztvertā ultraskaņas signāla intensitātes parametru izmaiņas pētīšanu atkarībā no noguruma plaisas izmēra. Eksperimentā tiek izmantotas ultraskaņas diapazona virsmas viļņi, kas izplatās plānsienu konstrukcijās (Lemba viļņi).

Ultraskaņas Lemba viļņu un noguruma plaisas mijiedarbības pētīšana notika dažādu konfigurāciju alumīnija sakausējuma 2024-T3 Alclad plāksnītēs ar izmēriem 300x80x1mm. Tika pētītas trīs dažādu konfigurāciju plāksnītes, kas parādītas 1. attēlā. Katrai konfigurācijai bija izgatavoti divi paraugi.



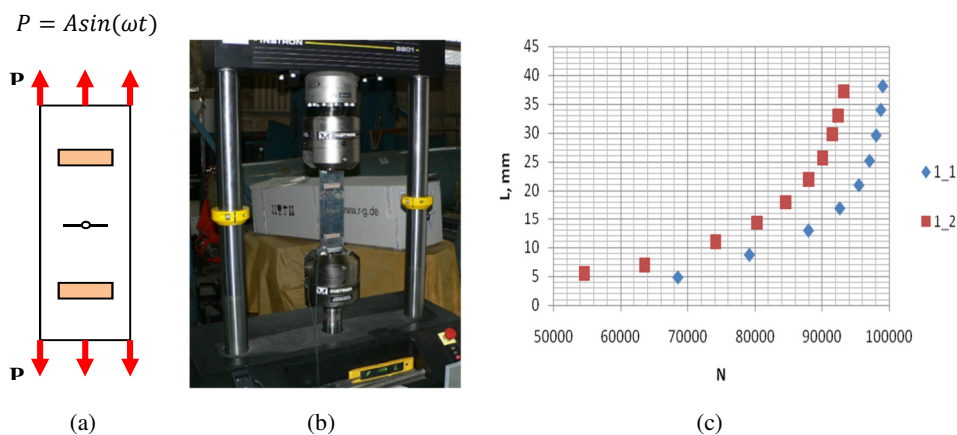
1. att. Paraugu konfigurācijas: Plāksne ar centrālo urbumu 4 mm diametrā (#1), plāksne ar kniedēto savienojumu un strēmeli (#2) un plāksne ar diviem simetriskiem kniedētiem savienojumiem un uzliku (#3)

Ultraskaņas viļņu ģenerēšanai un uztveršanai tika izmantoti divi pjezoelektriskie plakanie sensori, kas izgatavoti no PZT (Lead Zirconate Titanate, sk. ķīmisku formulu zemāk) keramikas un pielīmēti uz plāksnēm ar epoksīda līmi Hysol EA9309. Tika izmantoti taisnstūra tipa sensori PZT PIC151 (PI Ceramic) ar izmēriem 0.5x10x50mm. Sensoru materiāls, PIC151, ir modificēts svina cirkonāta titanāts ($\text{Pb}[\text{Zr}_x\text{Ti}_{1-x}]\text{O}_3, 0 \leq x \leq 1$). Šis materiāls ir standarts pjezoelektrisko izpildmehānismu izgatavošanai un piemērots mazjaudas ultraskaņas sensoriem un zemas frekvences skaņas devējiem. Pjezoelektrisko sensoru konstrukcija un instalācija uz plāksnēm parādītas 2. attēlā.



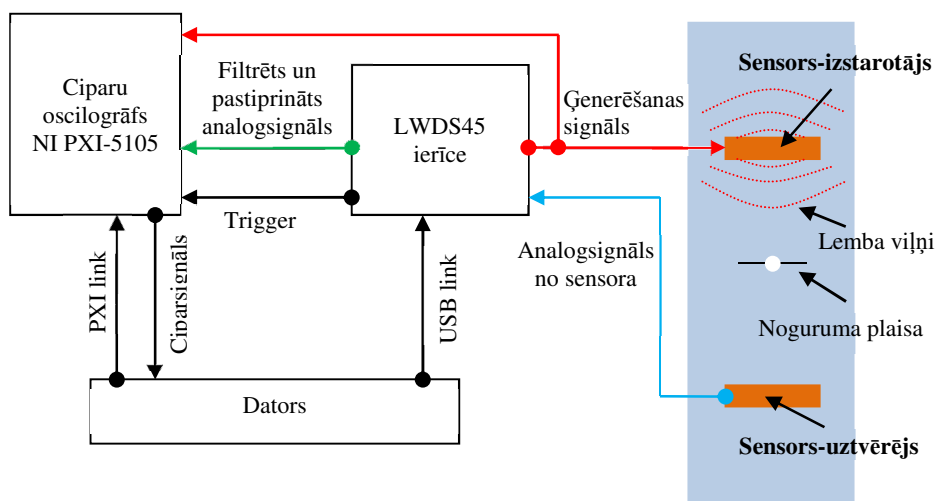
2. att. PZT plakanie sensori, kuri bija izmantoti eksperimentā. Sensoru struktūra (a), uz virsmas pielīmēts sensors ar pielodētiem vadiem (b), sensoru instalācija (c) un plāksne ar diviem uzstādītiem sensoriem (d)

Noguruma plaisas tika radītas un audzētas paraugos izmantojot universālo servohidrauliskās testēšanas mašīnu Instron 8800, kas noslogoja paraugus ar harmonisko stiepes ciklu. Plaisu rašanās vietas bija noteiktas ar sprieguma koncentratoriem, kas pastāv katrā paraugā kā centrālais urbums vai kniedēts savienojums. Plaisas izplatīšanās virziens bija perpendikulārs stiepes spēkam P . Plaisas izplatīšana tika kontrolēta vizuāli, izmantojot desmitkārtīga palielinājuma mikroskopu. Maksimālais plaisas lielums bija ierobežots ar 40 mm. Cikliskās slodzes process tika pārtraukts plisai pieaugot par 2 mm un ultraskaņas plaisas monitoringa eksperiments tika veikts, kā aprakstīts turpmāk tekstā. 3.attēlā var redzēt paraugu uzstādītu mašīnā Instron un plaisas L-N līknes.

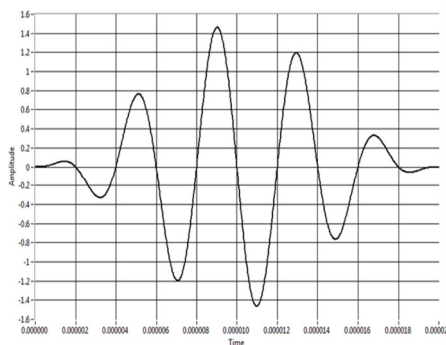


3. att. Paraugu slodzes konfigurācija (a), paraugs uzstādīts Instron 8800 mašīnā (b) un L-N plaisas līknes iegūtas paraugu konfigurācijai #1 (c)

Ultraskaņas viļņu ģenerācijai un uztveršanai tika izmantotas sekojošas ierīces: specializēta ierīce LWDS45 Cedrat Technologies, kas ietver signālu pjezoelektrisko sensoru ierosināšanas ģeneratoru un signālu uztveršanas moduli. Signālu uztveršanas modulis iekļauj sevī augstfrekvenču filtru un pastiprinātāju. Sensora signālu reģistrācijai tika izmantots oscilogrāfs National Instruments PXI-5105, kas tika savienots ar LWDS45 ierīci. Ierīču darbību kontrolēja dators ar programmatūru. Eksperimentā mērīšanas shēma ir dota 4. attēlā.



4. att. Lemba viļņu un noguruma plaisas mijiedarbības eksperimenta shēma



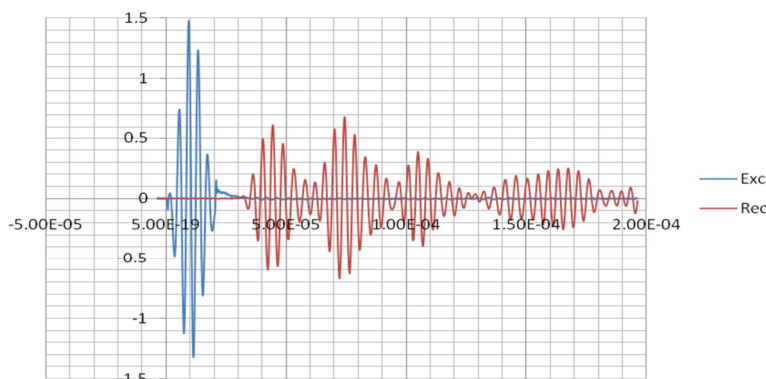
5. att. 250kHz modulēta signāla pakete

Par ultraskaņas viļņu ģenerēšanas signālu tika izmantota sinusoidāla modulēta pakete „Hanning windowed tone burst”, kas ietver 5 ciklus ar maksimālu sprieguma amplitūdu 3 volti (5.att.) Ierosināšanas signāla frekvence tika eksperimentāli noteikta kā 250kHz, kas atbilst uz plāksnes pielīmēta sensora transversālai rezonanses frekvencei.

Ultraskaņas Lemba viļņu ģenerēšana un uztveršana tika veikta šādi. LVDS45 ierīce bija iestatīta uz automātisku signāla ģenerāciju divas reizes sekundē, kas tika padots uz pirmo pjezoelektrisko sensoru-izstarotāju ultraskaņas viļņu ierosināšanai plāksnē. Signāla ģenerēšanas sākuma brīdī LVDS45 ierīce nosūta arī trigeru impulsu uz oscilogrāfu, lai tas sāktu datu savākšanas procesu. Oscilogrāfs bija konfigurēts, lai ierakstītu 200 mikrosekunžu ilgu datu masīvu.

Tika izmantoti divi oscilogrāfa kanāli: pirmais kanāls bija savienots ar LVDS45 ģeneratoru un reģistrēja ultraskaņas viļņu ierosināšanas signālu (5. att.), bet otrais bija savienots ar LVDS45 signālu uztveršanas daļu un reģistrēja sensora-uztvērēja ultraskaņas signālu.

Statistikas nolūkiem tika veikti trīs mērījumi katram plaisas garumam. Sensora-izstarotāja un sensora-uztvērēja reģistrēto signālu piemērs parādīts 6. attēlā.



6. att. Sensora-izstarotāja (Exc) un sensora-uztvērēja (Rec) signālu piemērs paraugam 1-1

Plaisas izmēra novērtēšanai tika izvēlēti uztverto signālu intensitātes parametri:

- **Maksimālā signāla amplitūda;**
- **Vidējās kvadrātiskās novirzes maksimālā vērtība**
 $RMS(t)$ laika intervālā $[0,t]$, kur $t < T$ un T ir uztvertā viļņa signāla ilgums, tiek noteikta kā

$$RMS(t) = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^{n(t)} [s_i - \bar{s}(t)]^2}{n(t)}}, \quad (1)$$

kur $n(t)$ ir mērījumu skaits laika intervālā t , s_i ir i -tā mērījuma vērtība un $\bar{s}(t)$ ir mērījumu vidējā vērtība intervālā $[0,t]$.

Maksimālo vērtību var atrast kā

$$RMS(t)_{\max} = \max_{t \in [0,T]} [RMS(t)]. \quad (2)$$

$RMS(t)$ līknes piemērs ir parādīts 7 (a). attēlā.

• **Nogrudinātās funkcijas $S(t)$ maksimums**

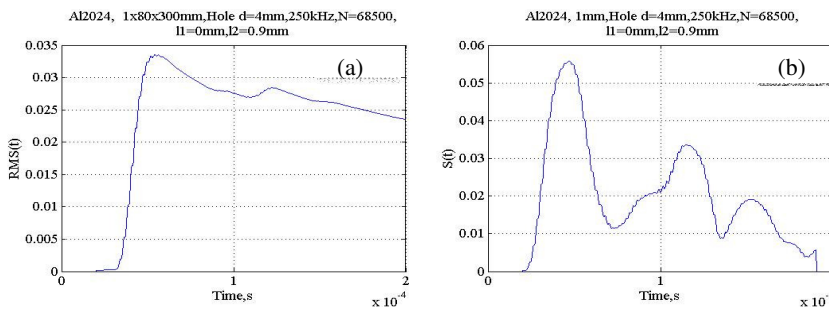
Funkcija $S(t)$ laika intervālā $[t - \Delta t, t + \Delta t]$, kur $0 + \Delta t < t < T - \Delta t$, tiek noteikta kā

$$S(t) = \sqrt{\frac{\sum_{i=n-\Delta n}^{n+\Delta n} (s_i - \bar{s})^2}{2\Delta n}} \quad , \quad (3)$$

kur Δn ir mērījumu skaits laika intervālā Δt . Maksimālā vērtība būs

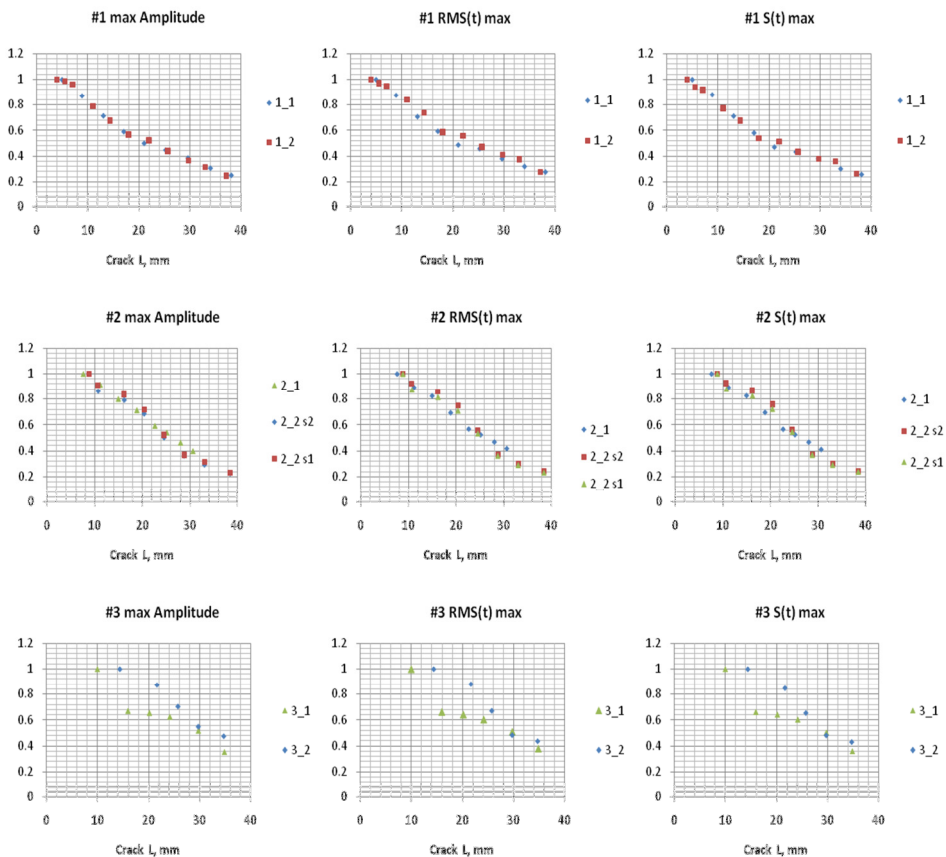
$$S(t)_{\max} = \max_{t \in [0, T]} [S(t)] \quad (4)$$

$S(t)$ līknes piemērs ir dots 7 (b). attēlā.



7. att. Vidējās kvadrātiskās novirzes $RMS(t)$ funkcijas (a) un nogrudinātās funkcijas $S(t)$ (b) grafiki

Šaņemto signālu normalizētie intensitātes parametri atkarībā no noguruma plaisas garuma ir parādīti 8. attēlā.



8. att. Signāla intensitātes parametri atkarībā no plaisas bojājuma garuma paraugu konfigurācijām #1, 2

Var redzēt ka uztverta signāla intensitāte samazinās ar plaisas garuma pieaugumu. Paraugu konfigurācijām #1 (centrālais urbums) un #2 (kniedēts savienojums un strēmele) šis efekts ir gandrīz lineārs.

NODAĻA 3 PJEZOELEKTRISKO SENSORU ELEKTROMEĀNISKĀS IMPEDANCES UN BOJĀJUMU MIJIEDARBĪBAS EKSPERIMENTĀLĀ PĒTĪŠANA

Konstrukcijas elementā integrēta pjezoelektriska sensora elektriskā impedances ir cieši saistīta ar elementa lokālo stingumu un tā pavājināšanas īpašībām. Tādu impedanci var dēvēt par elektromehānisku impedanci (EMI).

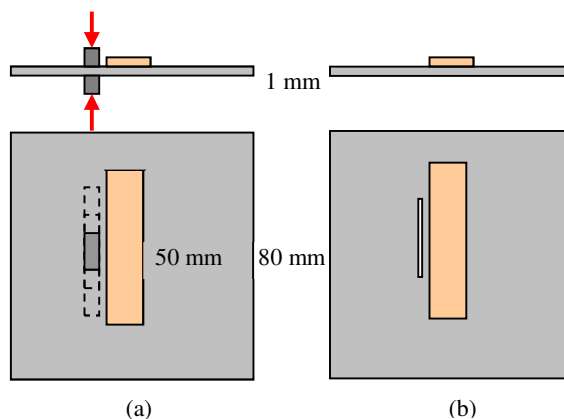
Šajā nodaļā piedāvāti pjezoelektriska sensora EMI un metāla plāksnes tuvā lauka bojājumu savstarpējas mijiedarbības eksperimentālie rezultāti. Arī vienas dimensijas EMI modelis ir aprakstīts un salīdzināts ar izmēģinājumu rezultātiem.

Tika veikti divi eksperimenti. Pirmajā eksperimentā tika pētīta sensora lokāla stinguma pieauguma ietekme uz EMI raksturlīkni, iespējot virsmas daļu ar diviem metāla stieņiem ar spēku F , kā parādīts 9(a). attēlā. Otrajā eksperimentā tika pētīta sensora lokāla stinguma samazināšanas ietekme uz EMI raksturlīkni, izveidojot spraugu paralēli sensoram kā redzams 9(b). attēlā.

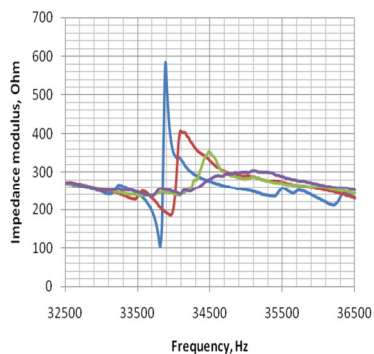
PI Ceramic PIC151 pjezokeramiskie sensori ar izmēriem 0.5x10x50mm bija pielīmēti uz Al sakausējuma 1x80x80 mm plāksnēm ar epoksīda līmi. Sensoru impedances raksturlīknes tika noņemtas izmantojot impedances analizatoru. Pētīšanas frekvenču diapazons bija izvēlēts 20-40 kHz.

Iespīlēšanas tērauda stieņu izmēri 10x6, 15x6, 20x6 mm. Stieņu savilkšanas spēks F vienāds ar 500N. Spraugas garums tika mainīts no 5 līdz 40mm, un tika mērīts no sensora centra simetriski uz abām pusēm.

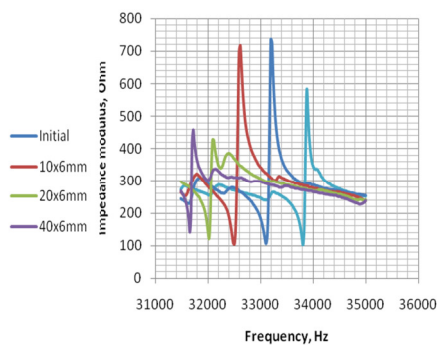
Stinguma variācija maina rezonanses frekvences un amplitūdas, kā redzams 10. un 11. attēlā. Attēlos parādīta pirmās rezonanses josla 32.5-36.5kHz. Minētās joslas rezonanses frekvences atkarība no bojājuma garuma ir piedāvāta 12. attēlā. Var redzēt, ka ir izteikta, gandrīz lineāra sakarība starp bojājuma lielumu un rezonanses frekvenci.



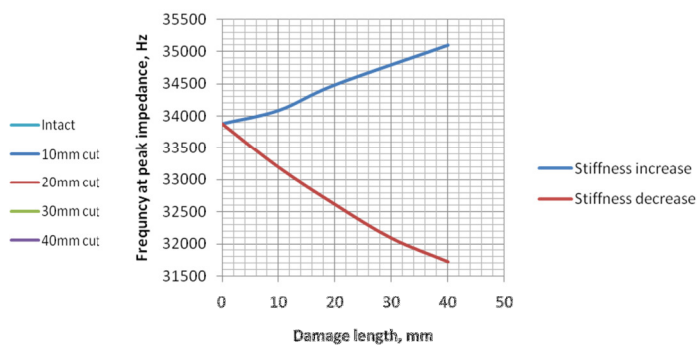
9.att. Eksperimenti ar sensora lokāla stinguma palielināšanas (a) un samazināšanas (b) ietekmi uz elektromehāniskās impedances parametriem



10. att. Sensora rezonanse pie lokāla stinguma palielināšanas

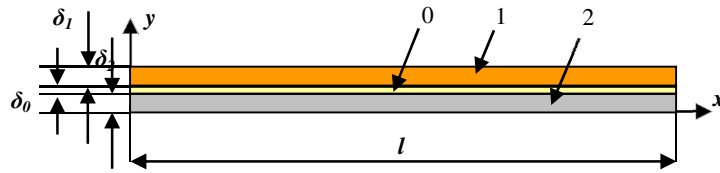


11. att. Sensora rezonanse pie lokāla stinguma samazināšanas



12. att. Lokāla stinguma izmaiņas ietekme uz sensora pirmās rezonanses frekvences vērtību.

Tika izveidots viendimensijas uz plaknes pielīmēta sensora modelis. Sistēmas shematiskais zīmējums ir parādīts 13. attēlā.



13. att. Pjzokeramiskais sensors 1, strukturālais elements (plakne) 2 un līmes slānis 0

Diferenciālo vienādojumu sistēma sensora garuma izmaiņai ir sekojoša:

$$\begin{cases} \frac{\partial^2 u_1}{\partial t^2} = c_{1(1)}^2 \frac{\partial^2 u_1}{\partial x^2} - \frac{c_{1(1)}^2 b_1}{(1+\nu_1)\delta_1 A_1} \frac{2G_2 \delta_0}{G_0 \delta_2 D_0} (u_1 - u_2) \\ \frac{\partial^2 u_2}{\partial t^2} = c_{1(2)}^2 \frac{\partial^2 u_2}{\partial x^2} + \frac{c_{1(2)}^2 b_2}{(1+\nu_2)\delta_2 A_2} \frac{2G_1 \delta_0}{G_0 \delta_1 D_0} (u_1 - u_2) \end{cases} \quad (5)$$

kur u_i , ρ_i , E_i , G_i , A_i , b_i , δ_i ir aksiālais pārvietojums, blīvums, elastības modulis, bīdes modulis, šķērsriezuma laukums un tā platums un biezums katram slānim ($i=0,1,2$).

Vienādojumu atrisinājumu var atrast divu harmonisku funkciju formā:

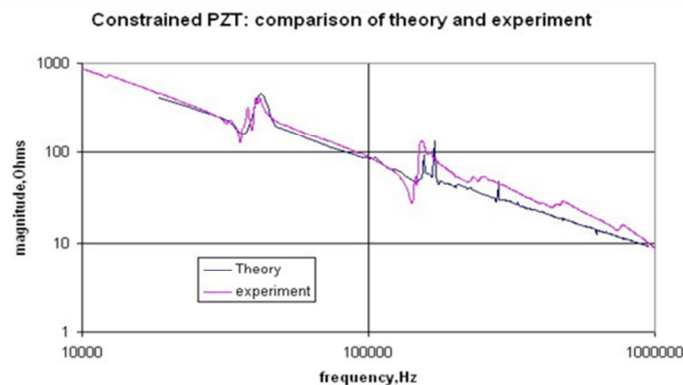
$$u_1(x,t) = U_1(x)e^{i\omega t} \quad u_2(x,t) = U_2(x)e^{i\omega t} \quad (6)$$

Zinot $U_{1,2}(x)$, teorētiskā elektromehāniskā impedances var būt aprēķināta ar formulu

$$Z = \frac{1}{i\omega C} \left[1 - k_{31}^2 \left(1 - \frac{U_1(l) - U_1(0)}{d_{31} E_3} \right) \right] \quad (7)$$

kur k_{31} ir elektromehāniskās saites koeficients, C ir sensora kapacitāte un ω ir leņķiskais ātrums.

Elektromehāniskās impedances aprēķina rezultāti, izmantojot modeli, un eksperimentālie rezultāti ir salīdzināti 14. attēlā.



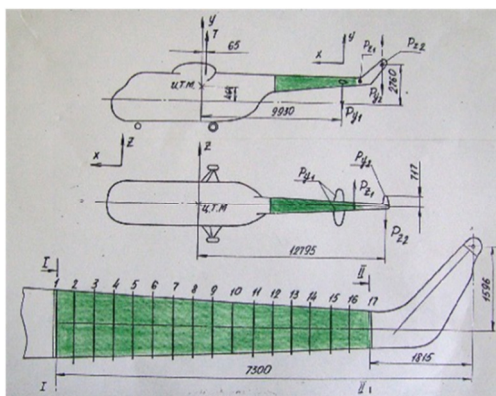
14.att Piezokeramiska sensora impedances raksturlīknes : aprēķināta (theory) un eksperimentāli iegūta (experiment)

Teorētiskie PZT (Lead Zirconate Titanate) sensora elektromehāniskās impedances rezultāti labi atbilst eksperimenta rezultātam. Šāda tipa viendimensijas modeli spiedīgam PZT sensoram var izmantot, analizējot elastīgo un ģeometrisko konstrukcijas parametru ietekmi uz sensora impedances parametriem, kā arī konstrukciju tuvā lauka bojājumu monitoringam.

4. NODAĻA

MONITORINGA METOŽU PIELIETOŠANA GAISAKUĢA METĀLA KONSTRUKCIJĀS

Šajā nodaļā tiek aprakstīta iepriekš minētu monitoringa metožu aprobācija uz helikoptera Mi-8 astes sijas elementiem. Virsmas Lemba viļņi tiek izmantoti apšuves un stringera noguruma plaisu monitoringam, bet elektromehāniskās impedances metode tiek izmantota skrūves pievilkšanas zuduma noteikšanai.



15. att. Mi-8 helikoptera astes sija



16. att. Astes sijas skats no iekšpuses

Astes sijas atrašanās vieta helikopterā ir parādīta 15. attēlā. Tai ir nošķelta konusa forma ar garumu 5485mm. Brangu #1 un #17 diametri ir 1000 un 550 mm. Visu galveno sijas elementu materiāls ir alumīnija sakausējums D16T Krievijas klasifikācijā (2024-T3 International Alloy System) un apšuves biezums 0,8-1,5 mm. Spēka nesošais rāmis sastāv no 17 brangam un 26 stringeriem un ir parādīts 16. attēlā.

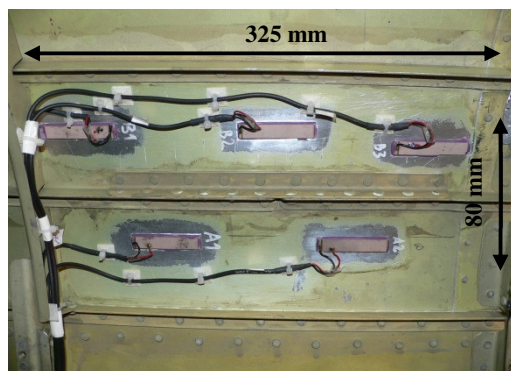
Tālā lauka bojājumu monitorings: Lemba viļņu tehnoloģijas pielietošana apšuves plaisu monitoringam.

Eksperimenta mērķis: Mi-8 helikoptera astes sijas apšuves noguruma plaisu monitorings, izmantojot integrēto pjezoelektrisko sensoru masīvu un ultraskaņas Lemba viļņus.

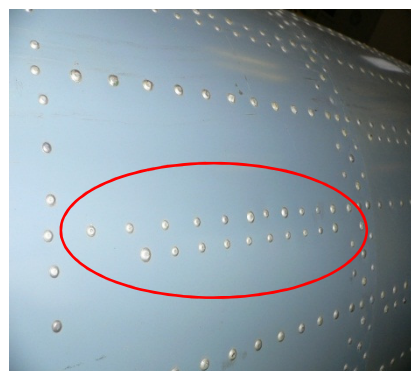
Par monitoringa zonu bija izvēlēts kniedēts savienojums starp diviem stringeriem un apšuvi. Pie stiepes spriegumiem stringeru un apšuves kniedētie savienojumi kļūst par spriegumu koncentratoriem. Šis savienojums tika izvēlēts noguruma plaisu radīšanai, audzēšanai un monitoringam. Sākotnējie miniatūrie griezumumi arī tika veikti, lai nodrošinātu plaisas rašanās.

Izmantotie pjezoelektriskie sensori: PZT PI Ceramics PIC151 10x50mm, biezums 0.5mm pielīmēti pie apšuves ar epoksīda līmi. Starp apšuvi un katru sensoru tika pielīmēti 1mm biezi alumīnija pārklājumi lai aizsargātu pjezokeramiku no stiepes spriegumiem, kas var izraisīt sensoru keramikas plaisāšanu.

Sensoru masīvs, kas uzstādīnāts monitoringa zonā ir parādīts 17. attēlā. Zonas ārējais izskats ir parādīts 18. attēlā.

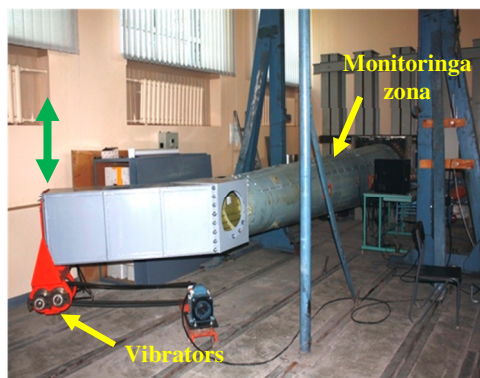


17. att. Monitoringa zona starp 7. un 8. ribām un piecu sensoru masīvs (skats no iekšpuses)

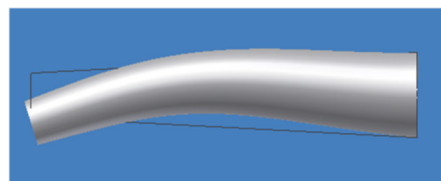


18. att. Monitoringa zona starp 7. un 8. brangam (skats no ārpuses)

Astes sijas cikliskam slogojumam tika projektēts un uzbūvēts testēšanas stends, kas ir parādīts 19. attēlā. Sija ir konsoles veidā piestiprināta pie grīdā iemūrētām tērauda kolonnām. Mehāniskais centrālās spēku vibrators izvietots otrajā sijas galā un rada harmonisko vertikālo spēku ar nepieciešamo amplitūdu un frekvenci. Drošai plaisas rašanai un turpmākai audzēšanai dinamiskās slodzes režīmam jānodrošina maksimāli iespējamo spriegumu līmeni izvēlētajā sijas apšuves zonā. No otras puses, slogošanas sistēmai jābūt pēc iespējas vienkāršākai un enerģētiski efektīvai. Acīm redzams risinājums šai problēmai ir rezonanses veida slogošana vienā no sijas pašfrekvencēm tā, lai maksimālais sijas izliekums būtu lokalizēts paredzamo noguruma bojājumu vietā. Vajadzīgie nosacījumi var tikt izpildīti, ja slogošanas spēka frekvence ir vienāda ar sijas otrā tipa lieces pašfrekvenci, kas dotai konfigurācijai sastāda ap 60Hz. Slogošanas spēka amplitūda bija noteikta ap 1200N. Pētāmās zonas spriegumi tika mērīti, izmantojot desmit tenzometriskus devējus. Otrā tipa rezonanses frekvences lieces forma ir shematiski parādīta 20. attēlā.



19. att. Helikoptera Mi-8 astes sijas cikliskas slodzes izmēģinājumu stends



20. att. Astes sijas otrā tipa lieces rezonanses forma

Slogošanas laikā tika sekmīgi radītas un audzētas trīs plaisas. Garākā izmēra plaisa attīstījās līdz 50 mm 271600 ciklu laikā (sk. 22. attēlu). Pēc katriem 20000 cikliem slogošana tika apturēta, apšuve tika pārbaudīta ar virpuļstrāvas nesagraujošo kontroli un tika mērīti esošo plaisu izmēri.

Pēc tam zonā tika veikts monitoringa eksperiments ar sensoru masīva palīdzību, pēc kārtas izstarojot ultraskaņas viļņus no kāda sensora, bet pārējiem strādājot uztveršanas režīmā. Katra izstarotāja un pārējo četru uztvērēju signāli bija pierakstīti datorā izmantojot ciparu oscilogrāfu.

Mēriekārtas, kas bija izmantotas monitoringa eksperimentam:

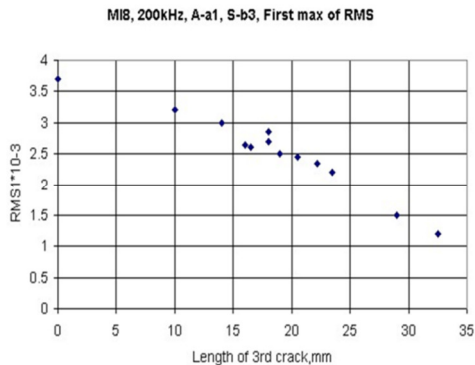
- Ultraskaņas signālu ierīce LWDS45 (Cedrat Technology);
- Oscilogrāfs, 8 kanālu, PXI-5105 (National Instruments);
- Dators, programmatūra.

Mēriekārtu sastāvs un sensoru aptaujas procedūra bija līdzīga tai, kas aprakstīta 2. nodaļā. Pieci oscilogrāfa kanāli bija izmantoti atbilstoši masīva elementu skaitam. Sensoru komutācija ar signālu ģeneratoru un oscilogrāfu tika veikta manuāli, tāpat kā 2. nodaļā aprakstītā eksperimentā.

Uztverto signālu intensitātes parametri tika izmantoti plaisas izmēra novērtēšanai:

- Signāla maksimāla amplitūda;
- Vidējās kvadrātiskās novirzes $RMS(t)$ maksimālā vērtība;
- Nogludinātās funkcijas $S(t)$ maksimums.

Signāla intensitātes parametra $RMS(t)$ maksimālā vērtība atkarībā no plaisas bojājuma garuma uztvērējam B3 ir dota 21. attēlā. Dotajā gadījumā, plaisas garumam palielinoties, tiek bloķēts viļņu izplatīšanās ceļš starp izstarotāju un uztvērēju, tādējādi samazinot uztvertā signāla intensitāti. Attēls parāda gandrīz lineāru uztvertā signāla intensitātes samazināšanos. Tomēr citas „izstarotājs - uztvērējs” kombinācijas var parādīt ne tik labi izteiktu korelāciju viļņu nelabvēlīgas interferences, atstarošanas un kniedētu savienojumu izraisītas viļņu izkliedes dēļ.



21. att. Uztvērēja B3 signāla intensitātes atkarība no #3 plaisas garuma



22. att. Plaisa #2 pēc 271600 cikliem

Tālā lauka bojājumu monitoring: Lemba viļņu izmantošana stringera plaisas noteikšanai.

Šajā nodaļā ir aprakstīts helikoptera Mi-8 astes sijas stringera bojājumu monitoringa eksperiments.

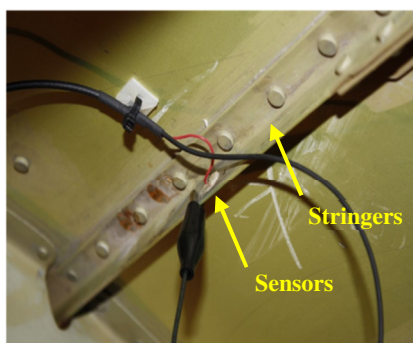
Tiek izskatīts tikai viens potenciālais stringera defekts: šķērsvirziena plaisa. Minētais defekts tiek kontrolēts ar ultraskaņas Lemba viļņiem, ko izstaro uz objekta virsmas pielīmēti plakanie pjezoelektriskie sensori. Tiek izmantotas divas monitoringa metodes: atbals (echo) un caurejoša (pitch-catch). Minētās monitoringa metodes stringera viendimensijas gadījumā ļauj novērtēt defekta lielumu un koordinātes.

Svarīgs moments eksperimentā ir tas, ka reālais defekts netiek ieviests objektā. Tā vietā tiek izmantots tā sauktais „pseido defekts”. Tas nozīmē to, ka mainot objekta lokālās mehāniskās īpašības var būt realizēta reālam defektam līdzīga ietekme uz ultraskaņas viļņu izplatīšanas uzvedību. Šāda pieeja ļauj imitēt defektu vairākās pētāmā objekta vietās, nesagraujot tā struktūru.

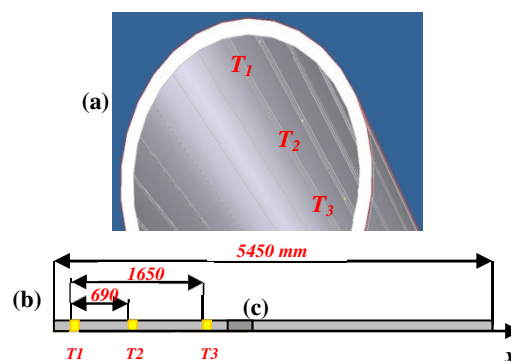
Pseido defekta metode ir balstīta uz vietēja stinguma palielināšanu objekta vajadzīgajā vietā. Šāda stinguma izmaiņas rezultātā daļa ultraskaņas viļņu enerģijas tiek atstarota un atlikusī daļa izplatās aiz defekta. Šāds efekts ir līdzīgs viļņu izplatīšanas uzvedībai reālās plaisas gadījumā.

Stringera izmēri: šķērsgriezums 15x15 mm, sienīņu biezums 2 mm, garums 1.8 m. Stringers ir piestiprināts pie apšūvi ar kniedēm un punktmetināšanu un ir izgatavots no alumīnija sakausējuma D16T (2024-T3). Objekts ir parādīts 23. un 24. attēlā.

Trīs PZT pjezokeramikas plakanie sensori InSensor Pz27 6,35 x 6,35 x 1 mm pielīmēti uz stringera virsmas ar elektrovadošu epoksīda līmi EPO-TEK EE129-4. Sensoru vietas objektā ir shematiski parādītas 24. attēlā (a, b). Sensors T1, kas pielīmēts pie stringera, ir parādīts 23.attēlā. Var redzēt, ka sarkanais vads ir pielodēts pie sensora elektroda, bet melnais savienots ar stringeri, kas ir elektrovadošs. Tādējādi, visiem trim sensoriem ir kopējs zemējums.

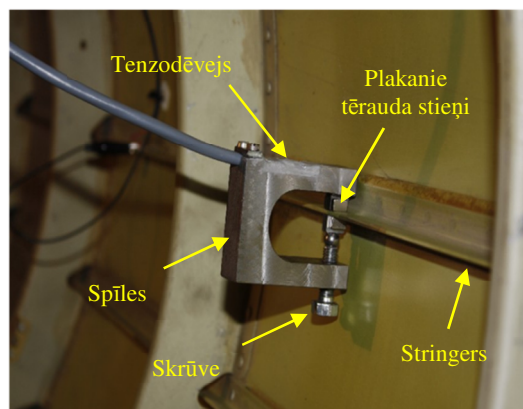


23. att. Sensors T1 pielīmēts ar elektrovadošu līmi



24. att. Pētījuma objekts un trīs sensori T1, T2, T3 (a), sensoru koordinātes (b) un divu stringeru savienojums (c)

Vietēja stinguma palielināšana tiek realizēta, izmantojot spīles, ar kuriem divi pulēti 10x6mm tērauda stieņi tiek savilkti kopā pret stringera sienīņu ar pastāvīgu spēku. Lai kontrolētu pievilksanas spēku, skava ir aprīkota ar tenzometrisko devēju, kas ir savienota ar portatīvo mērinstrumentu. Tas ļauj pielikt vienādu spiedes spēku, katru reizi pseido defekts tiek imitēts. Spiedes spēka variācijas stringerā izsauc atbalss un pārraidītā signāla intensitātes izmaiņās. Pietiekama spiedes spēka vērtība 600N tika noteikta eksperimentāli. Uz stringera sienīņas uzstādītās spīles ir parādītas 25. attēlā.



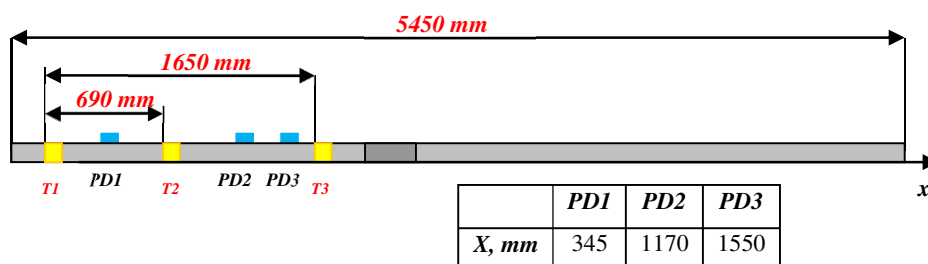
25. att. Pseido defekta realizācija uz stringera

Eksperimentā izmantotā aparatūra iekļauj elektrisko signālu ģeneratoru sensoru ierosināšanai un oscilogrāfu signālu reģistrācijai. Lai novērstu zemas frekvences vibrācijas troksni 5 kHz augstfrekvenču aktīvais filtrs tika uzstādīts starp uztveršanas sensoru un oscilogrāfu. Aktīvais filtrs arī pastiprina saņemto signālu.

Eksperimentā izmantotā aparatūra:

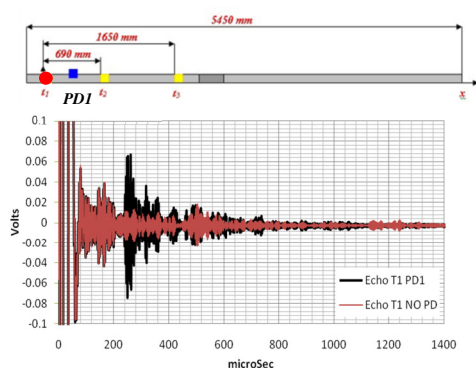
- Agilent 33220A signālu ģenerators;
- TiePie HS4 25MHz četru kanālu USB Oscilogrāfs;
- Augstfrekvenču Butterworth aktīvais 8 kanālu filtrs, $f(-3 \text{ dB}) = 5 \text{ kHz}$, Gain = 2;
- Elektroniskais cietvielu relejs;
- Dators un programmatūra.

Signāli iegūti ar atbalss (echo) un caurejošu (pitch-catch) metodēm ir daļēji uzrādīti 27-30. attēlos. Tiek imitētas trīs plaisas (sk. 26. att.).

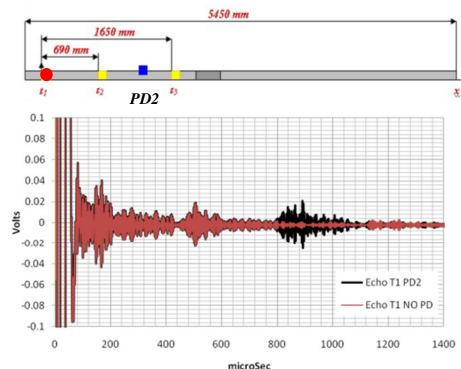


26. att. Pseido defekta pielikšanas koordinātes

Atbalss monitorings

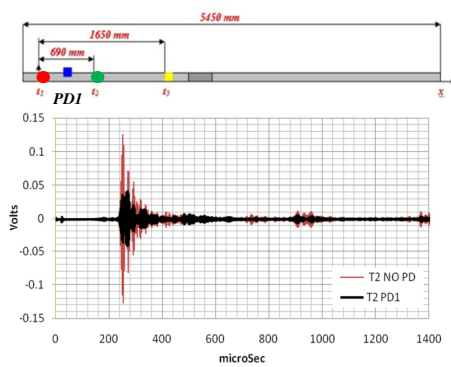


27. att. Atbalss signāli no izstarotāja T1. Pirms defekta (sarkans) un pēc pseido defekta PD1 ieviešanas $X=345 \text{ mm}$ (melns)

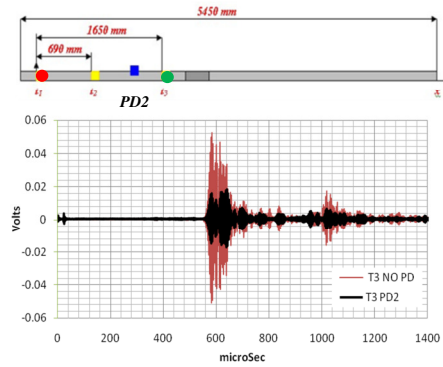


28. att. Atbalss signāli no izstarotāja T1. Pirms defekta (sarkans) un pēc pseido defekta PD2 ieviešanas $X=1170 \text{ mm}$ (melns)

Caurejošs monitorings



29. att. Caurejoši signāli uztverti ar sensoru $T2$ (izstarotājs $T1$). Pirms defekta (sarkans) un pēc pseido defekta $PD1$ ieviešanas $X=345$ mm (melns)



30. att. Caurejoši signāli uztverti ar sensoru $T3$ (izstarotājs $T1$). Pirms defekta (sarkans) un pēc pseido defekta $PD2$ ieviešanas $X=1170$ mm (melns)

Melnās krāsas grafiki 26-29. attēlos atbilst uztvertam ultraskaņas signālam pēc bojājumu simulācijas. Izstarotāji atzīmēti ar sarkaniem punktiem, uztvērēji ar zaļiem, bet pseido defekts ar tumši zilo krasu. Kā var redzēt, pseido defekta klātbūtne var būt skaidri noteikta gan ar atbalss, gan ar caurejošo metodi, izmantojot 3 sensorus. Atbalss metode ļauj aprēķināt bojājuma koordinātes un intensitāti, bet caurejoša metode ļauj novērtēt tikai bojājuma intensitāti.

Tuvā lauka bojājumu monitorings: elektromehāniskās impedances metodes pielietošana bultskrūvju pievilkšanas spēka kontrolei.

Pjezoelektriska sensora impedances atkarības no bultskrūves pievilkšanas spēka zuduma eksperimentāla pētīšana tika veikta helikoptera Mi-8 astes sijas brangas #17 bultskrūves savienojumiem. Trīs PZT pjezokeramikas sensori InSensor Pz27 6.35x6.35x1 mm tika pielīmēti triju bultskrūvju savienojumu tuvumā, kā parādīts 31. attēlā. Tika izmantota sudraba saturoša vadītspējīga epoksīda līme EPO-TEK EE129-4. Sensoru impedances raksturliķnes tika reģistrētas ar impedances analizatoru Cypher C60 pie trim skrūvju pievilkšanas griezes momentiem, proti 60%, 80% un 100%, pievelkot skrūvi ar dinamometrisko atslēgu. 100% griezes momentam atbilst skrūves stiepes spriegums, kas ir vienāds 200MPa.

Helikoptera MI-8 astes sijas gala brangu bultskrūves stiprinājumi ir zonas, kas prasa paaugstinātu uzmanību ekspluatācijā. Šo monolīto konstrukcijas elementu materiāls ir alumīnija sakausējums D16T. Brangai #1 ir 52 skrūvju savienojumi un brangai #17 ir 18.

Datu apstrādes un vizualizācijas metodes ir īsi paskaidrotas zemāk.

Sensoru impedances reālas daļas relatīvas izmaiņas funkcija $S(f)$ attiecībā pret sākotnējo vērtību Z_0 ir definēta sekojoši:

$$S(f) = \operatorname{Re}\left(\frac{Z}{Z_0} - 1\right) = \frac{M}{M_0} \cos(\varphi - \varphi_0) - 1 \quad (8)$$

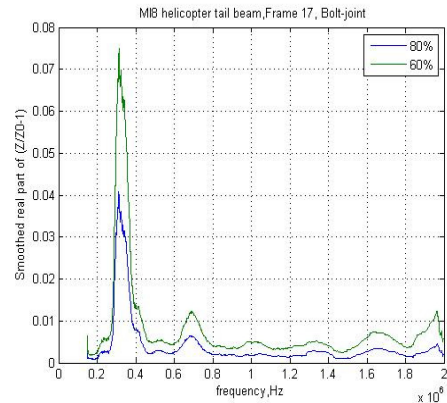
kur Z un Z_0 ir impedances vērtības pie $X\%$ un 100% pievilkšanas momenta, M , M_0 ir impedances moduļa vērtības pie $X\%$ un 100% pievilkšanas momenta, φ , φ_0 ir attiecīgas fāzes un f ir frekvence.

Parādītās 32. attēlā raksturliķnēs ir divas kāda sensora impedances reālas daļas relatīvas izmaiņas $S(f)$ nogludinātas funkcijas, kas atbilst pievilkšanas momenta 80% un 60% vērtībām. Vertikālās ass nulles līmenis atbilst 100% pievilkšanas momentam.

Kā var redzēt, maksimālas deviācijas no nulles vērtības ir ap 7.5% un 4% un atrodas 200-400kHz frekvences diapazonā. Pastāv stabila izvēlēta parametra palielināšanas tendence bultskrūves pievilkšanas spēkam samazinoties.



31. att. Trīs pjezoelektriskie sensori pielīmēti uz ribas #17 virsmas bultskrūves savienojumu pievilkšanas spēka zuduma monitoringam



32. att. Impedances reālas daļas relatīvās izmaiņas nogludinātie grafiķi $S(f)$ divām skrūves pievilkšanas momentu vērtībām

5. NODAĻA SECINĀJUMI

Veikto pētījumu rezultāti ļauj secināt, ka galvenais šī darba mērķis ir sasniegts. Ir parādīti risinājumi aviācijas plānsienu alumīnija konstrukciju tehniskā stāvokļa integrētas kontroles sistēmas elementu izveidošanai uz pjezoelektrisko sensoru bāzes, pielietojot virsmas ultraskaņas Lamba viļņus un elektromehāniskās impedances metodi dažāda tipa defektu noteikšanai un monitoringam.

Galvenie darba secinājumi:

- Lamba viļņu tehnoloģija ir spējīga atklāt un lokalizēt noguruma plaisas kniedētās alumīnija sakausējumu plānsienu konstrukcijās. Ikviena plaisa sensoru masīva darbības zonā izraisa izstaroto viļņu parametru izmaiņas, kas var būt droši reģistrētas ar uztvērēja sensoriem;
- Visas iespējamās uztvertā signāla formas var būt izskaidrotas ar viļņu teoriju, bet to analītiskais apraksts sarežģītai konstrukcijai un gadījuma plaisas rašanas vietai ir apgrūtināts;
- Pjezokeramikas sensori saglabāja savu funkcionālo spēju pēc intensīvas mehānisko vibrāciju iedarbības noguruma eksperimenta laikā;
- Mākslīgie bojājumi (pseido defekts) tiek skaidri atklāti ar pētāmām nesagraujošās kontroles metodēm. Pseido defekts ir efektīvs reālo defektu simulācijas līdzeklis, kas nav kaitīgs konstrukcijas elementiem;
- Gadījumā, ja integrēta monitoringa sistēma izmanto vairākus sensorus, tad defekts var būt atklāts ar vairākām „izstarotājs - defekts - uztvērējs” kombinācijām. Tas ļauj paaugstināt sistēmas drošumu un uzlabot defekta lokalizācijas spēju;
- Viena un tā paša tipa integrētos sensorus var izmantot dažādām monitoringa metodēm: atbalss, caurejoša metode un elektromehāniskā impedance;
- Lamba viļņu un pseido defekta pielietošana stringera uzraudzības eksperimentā parādīja augstu plaisas atklāšanas izšķirtspēju attālumos līdz diviem un vairāk metriem;
- Strukturālo bojājumu, piemēram plaisu un caurumu, iedarbība ir saistīta ar struktūras dinamisko īpašību izmaiņām, un var tikt efektīvi identificēta ultraskaņas frekvences diapazonā, izmantojot "sensors-konstrukcijas elements" sistēmas elektromehāniskās impedances īpašību;
- Izstrādāto viendimensijas modeli var izmantot elastīgo un ģeometrisko parametru, kuri ietekmē pjezokeramiska sensora impedances īpašības, analīzei, un konstrukciju tuvā lauka bojājumu monitoringam. Pjezokeramiska sensora viendimensijas modeli var izmantot arī iepriekš saspringta sensora modifikācijas izveidošanai, kas pasargāta no vides degradācijas un mehāniskā noguruma ietekmes;
- Skrūves savienojuma pievilkšanas spēka zudums var būt droši noteikts ar tuvumā integrēta pjezoelektriska sensora elektromehāniskās impedances parametru izmaiņas monitoringu. Pastāv statistiska impedances parametru izkliede, bet tā ir daudz mazāka nekā defekta izraisītās parametru izmaiņas.

REVIEW OF THESIS

Topicality of thesis

Aircraft are highly complex systems composed of different structural, hydraulic, propulsion, electronic and avionic elements. Such complex systems require extensive maintenance. A major portion of the maintenance effort of aircraft structures is related to health and usage monitoring. The other significant portion of maintenance involves repair or replacement. All of this evolves from the safety criticality aspects that have to be set either prior to design or during in-service as a result from a changing operational environment.

The health and usage monitoring for propulsion systems and avionics is highly advanced and automated. Health and usage monitoring has been also successfully introduced into helicopters, mainly to monitor vibrations on gears and specifically gear shafts. However, the monitoring of airframes is limited to on ground inspection using various nondestructive testing (NDT) techniques. Such monitoring approach involves a lot of man hours thus causing considerable aircraft ground time and life cycle costs.

The number of aged aircraft has increased for the past years. This trend might continue at faster pace because of the present world economic decline. Consequently, the problem of safety and economic savings inevitably will become an important issue among aircraft producers and operators. In this situation new technologies of intensive integrated airframe monitoring without involving of additional man-hours are highly appreciated. This is the field where Structural Health Monitoring plays a major role and could contribute to bringing aircraft life cycle costs down while maintaining appropriate safety levels.

Aims of Thesis

This work presents the experimental research of some rudimentary elements of an integrated Structural Health Monitoring System which is based on piezoelectric sensors and exploits guided Lamb Waves and Electromechanical Impedance feature as physical phenomenon for damage detection in aluminum aircraft thin walled structures.

Work Objectives

- Research of guided Lamb waves feasibility regarding aluminum structure fatigue damage detection;
- Research of piezoelectric sensor electromechanical impedance feature application for near field stiffness variation detection, e.g. fatigue crack and joint tightness loss;
- Signal-Damage correlation establishment for guided Lamb waves in thin plate specimens of various configuration;
- Selection of effective methods of ultrasonic signal processing;
- Study of Structural Health Monitoring system components: piezoelectric sensors and their integration, ultrasonic wave excitation, data acquisition and interfaces;
- Applying monitoring techniques on a real aircraft structure.

Research methods

Analytical methods

- Elastic wave theory;
- Theory of elasticity and mechanics of thin-walled structures;
- Mathematical statistics.

Experimental methods

- Ultrasonic nondestructive testing techniques;
- Mechanical tests on fatigue durability;
- Experimental stress analysis.

Scientific novelty of Thesis

- It is proved that guided Lamb waves technology is applicable for thin walled aircraft aluminium alloy structure monitoring;

- The crack simulation concept (pseudo defect) is proposed which is implemented by local stiffness increase of a thin walled structural element;
- It is shown that the application of pseudo defect allows successful experimental investigation of Lamb wave based health monitoring of thin walled aircraft structures without introduction of real damage;
- The physical effect and application of piezoelectric sensor electromechanical impedance (EMI) method was investigated and 'EMI-damage' regularities were established experimentally for different types of damage in thin walled Al structural elements;
- One dimensional model of constrained piezoelectric sensor was developed and can be used for analysis of the elastic and geometrical parameters effect on properties of piezoceramic sensor, and for structural health monitoring of element with possible damage;
- A simple method of sensor impedance estimation was developed. This method uses the effect of natural frequency variation as a result of PZT and structural element coupling. The effect of a crack is approximately estimated as a function of elastic compliance of a plate using the energetic approach of fracture mechanics.

Practical relevance

The results of research can be used for solving some problems of Structural Health Monitoring system development for aluminum alloy aircraft structures:

- Procedure of preliminary design analysis of aircraft structural components, types of possible damage, their location, available methods of SHM;
- Selection of basic equipment for SHM of Al alloy structure;
- The technology of sensor installation and protection;
- Measurement technology, processing of the monitoring signals and informative parameters selection.

Results of the doctoral thesis were used for the implementation of CORDIS 6th and 7th framework projects AISHA and AISHA II.

STRUCTURE OF THESIS

Chapter 1 provides literature overview of the conventional aircraft structural health monitoring, aerospace NDE techniques and state of the art in the methods for structure integrated damage detection. Experimental study of guided Lamb waves and damage interaction in aluminum riveted structures is described in Chapter 2. In Chapter 3 the experimental studies of piezoelectric sensor electromechanical impedance and damage relationship in aluminum riveted structures results are presented. Chapter 4 deals with monitoring techniques application on a real metallic aircraft structure. It contains helicopter Mi-8 tail boom description and types of damage, helicopter Mi-8 tail boom dynamic properties and stress state, experimental results of far-field damage monitoring using guided Lamb wave technology for skin and stringer crack detection and near field damage monitoring using electro-mechanical impedance method application for bolt joint tightening monitoring. General conclusions are given in Chapter 5. Three appendices contain additional information on helicopter Mi-8 tail boom stress state analysis, the experiment program of Lamb wave technology application for skin crack monitoring and technology of sensors installation.

CHAPTER 1 AIRCRAFT STRUCTURAL HEALTH MONITORING OVERVIEW

This chapter presents technical literature review addressing the problem of aircraft structural health monitoring. The chapter consists of seven parts. The first part contains a review of aircraft structural damage types and statistics. Fatigue damage is of the main concern here. The second part briefly describes aircraft design concepts that are in use today. Some statistics on aged aircraft is given in the part three. It is shown that the number of aged aircraft has soundly increased since 1999. Conventional onboard damage monitoring based on operational loads monitoring of civil and military aircraft is given in the fourth part. Aerospace NDE techniques, including ultrasonic NDE, eddy current and radiography are reviewed in the fifth part as they are the only means of airframe damage inspection nowadays. Perspective structural monitoring techniques based on fiber optical sensors and piezoelectric sensors is described in the sixth part as well as most often used signal processing techniques. The Chapter is summarized with conclusions.

CHAPTER 2 EXPERIMENTAL STUDY OF GUIDED LAMB WAVES AND DAMAGE RELATION IN ALUMINUM RIVETED STRUCTURES

The establishment of reliable correlation between parameters of damage and a sensor response during automatic NDT is one of the most important conditions for successful establishment of the SHM system of an aircraft.

Experimental study of ‘received signal parameters - fatigue crack damage’ correlations for simple configuration specimens is given in the chapter. The experimental study exploits propagating ultrasonic elastic surface waves in thin plates, also known as guided Lamb waves.

Investigation of ultrasonic Lamb waves’ interaction with a fatigue crack was performed on plates made of aluminum alloy 2024-T3 sized 300x80x1mm. Three different specimen configurations numbered #1, 2, and 3 were tested as shown in Figure 1. Two samples of each configuration were prepared.

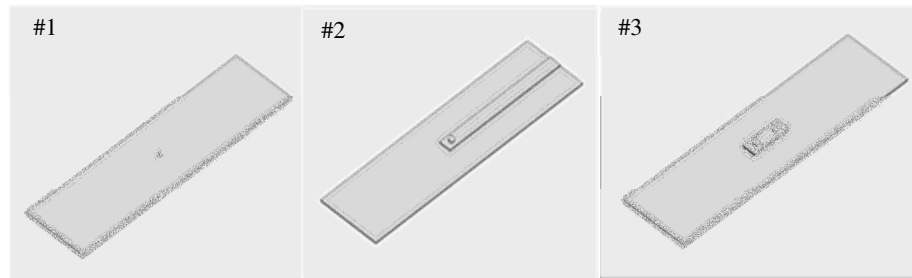


Figure 1 Three types of test specimens: Plate with a center drilled 4 mm hole #1, plate with a one point riveted aluminum strip #2 and plate with a two point riveted symmetrically placed aluminum patch #3

For ultrasonic wave excitation and reception two piezoelectric sensors made of PZT (Lead Zirconate Titanate) ceramics were bonded onto each specimen with epoxy based glue Hysol EA9309. Sensors used were PZT PIC151 sized 0.5x10x50mm by PI Ceramic. Sensor material (PIC151) is a modified lead zirconate titanate ($\text{Pb}[\text{Zr}_x\text{Ti}_{1-x}]\text{O}_3$, $0 \leq x \leq 1$) with high permittivity, high coupling factor and high piezoelectric charge constant. This is standard material for actuators and suitable for low-power ultrasonic sensors and low-frequency sound transducers. Piezoelectric sensor schematic and installation layout is given in Figure 2.

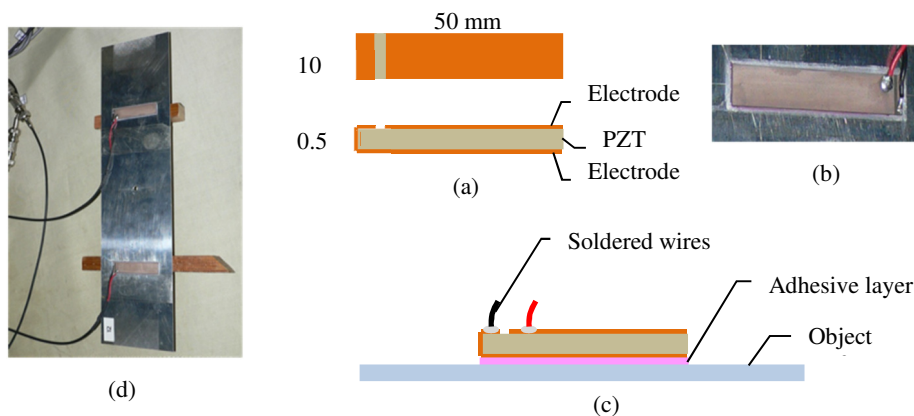


Figure 2 PZT wafer type sensors used in the experiment. Sensor schematic (a), bonded sensor with wires soldered (b), sensor attachment schematic (c) and a plate with two sensors installed (d)

Fatigue crack damage was initiated and grown in the specimens with the help of the universal servo-hydraulic testing machine Instron 8800 which was setup to produce harmonic cyclic tensile loading. The loading configuration and an example of obtained L-N curves are given in Figure 3. The onset position of the cracks in the specimens was reliably determined by the presence of stress concentrators in the form of a center hole or rivet joints. Crack propagation direction determined by the stress state was perpendicular to the tensile loading force P . The crack propagation was controlled visually using a tenfold magnification microscope.

Maximum crack size was limited with 40 mm. Every 2 mm of crack size increment the loading process was stopped and the monitoring experiment was performed as described below.

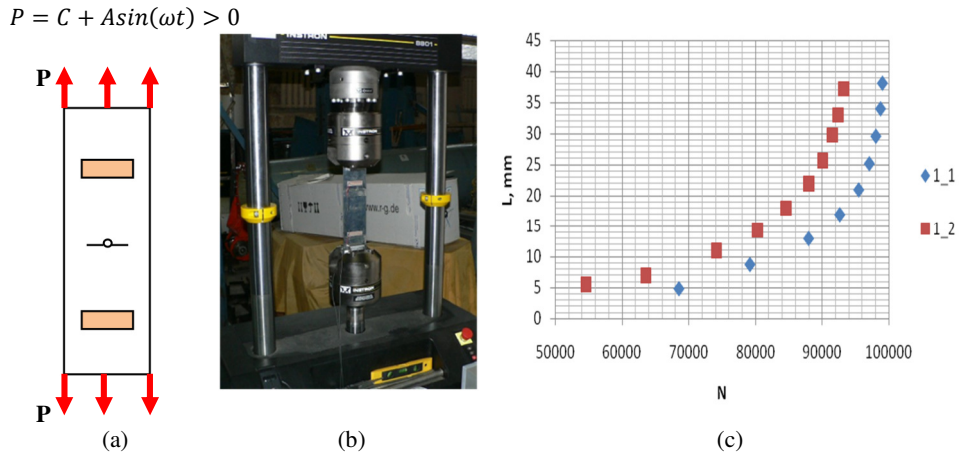


Figure 3 Test specimens loading configuration (a), a specimen installed in the universal testing machine Instron 8800 during experiment (b) and L-N curves obtained for a specimen (c)

The measurement setup consisted of a dedicated instrument, LWDS45 built by Cedrat Technologies (France) which included a signal generator for piezoelectric sensor excitation and a signal conditioning module for received signals. Signal conditioning module involved a band pass filter and an amplifier. To acquire sensor signals data an oscilloscope was connected to the LWDS45. Both the LWDS45 and the oscilloscope were controlled by a computer. A schematic of the experimental measurement setup is given in Figure 4.

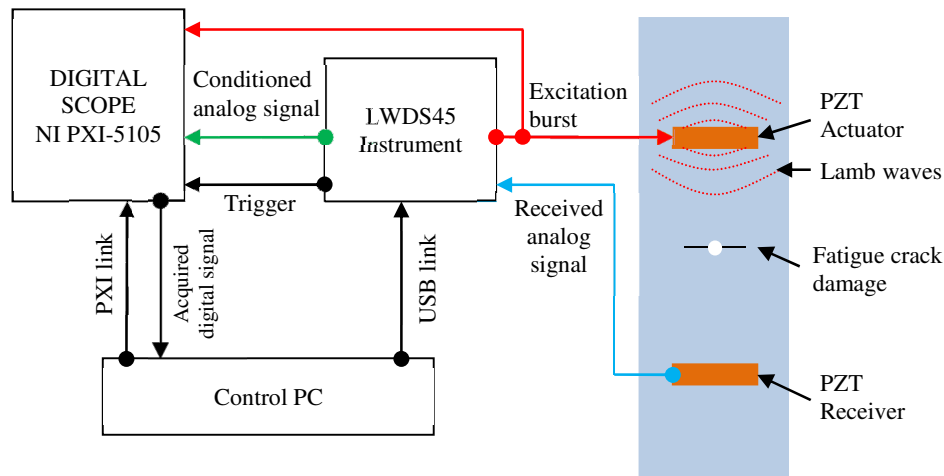


Figure 4 Lamb wave and fatigue crack interaction experiment

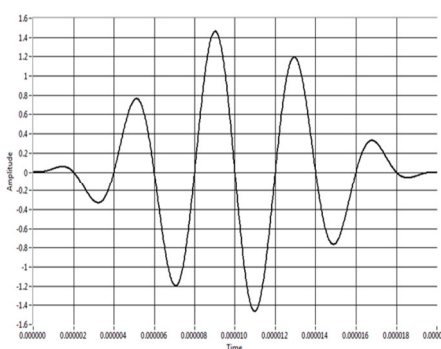


Figure 5 Hanning-windowed 250 kHz sine burst of five counts

As an excitation signal a Hanning-windowed tone burst of 5 counts and peak-to-peak voltage of 3 Volts was generated as presented in Figure 5. The excitation signal tone frequency was experimentally determined to be 250 kHz which is in the proximity of the transverse vibration mode resonance frequency of a constrained sensor i.e. a sensor bonded to a specimen.

Sensor excitation and signal acquisition were conducted as follows. The LWDS45 device was set to automatically fire excitation bursts at the rate of 2Hz. At the moment of the burst initiation an external trigger also fired and was fed to the oscilloscope trigger input port. The oscilloscope was configured to record 200 uSec of data. Two oscilloscope channels were configured as follows:

channel #0 was connected to LVDS45 excitation output and allowed to capture the excitation burst waveform while channel #1 was connected to LVDS45 signal conditioning module output and allowed to capture conditioned received signal.

Captured waveforms were written to disk in the form of a text file containing timing data and received electric signal voltage levels. The acquired actuator and receiver signals example is given in Figure 6.

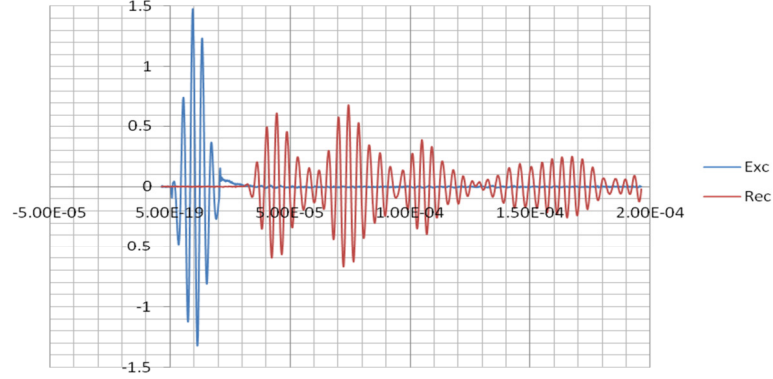


Figure 6 A 200 uSec snapshot of the excitation burst (Exc) followed by a received signal (Rec) made for sample 1-1

Received signal intensity parameters were used for crack damage evaluation:

- **Maximum amplitude** of the signal (half of the ‘peak-to-peak’).
- **Maximum of the Root Mean Square RMS(t)**

RMS(t) on time interval $[0, t]$, $t < T$, where T is the duration of a waveform is stated as

$$RMS(t) = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^{n(t)} [s_i - \bar{s}(t)]^2}{n(t)}} \quad (1)$$

where $n(t)$ is a total number of samples, s_i is the value of sample and $\bar{s}(t)$ is a mean value of received waveform. Then the maximum of RMS(t) can be found as

$$RMS(t)_{\max} = \max [RMS(t)] \quad (2)$$

An example of RMS(t) is shown in Figure 7 (a).

- **Maximum of the smoothed function S(t)**

S(t) on time interval $[t - \Delta t, t + \Delta t]$, $0 + \Delta t < t < T - \Delta t$, is defined as follows

$$S(t) = \sqrt{\frac{\sum_{i=n-\Delta n}^{n+\Delta n} (s_i - \bar{s})^2}{2\Delta n}} \quad (3)$$

where Δn is number of samples on time interval Δt . Then the maximum value of S(t) is found as

$$S(t)_{\max} = \max [S(t)]_{t \in [0, T]} \quad (4)$$

An example of S(t) is shown in Figure 7 (b).

The plots of received signal intensity parameters and crack damage length are represented in Figure 8.

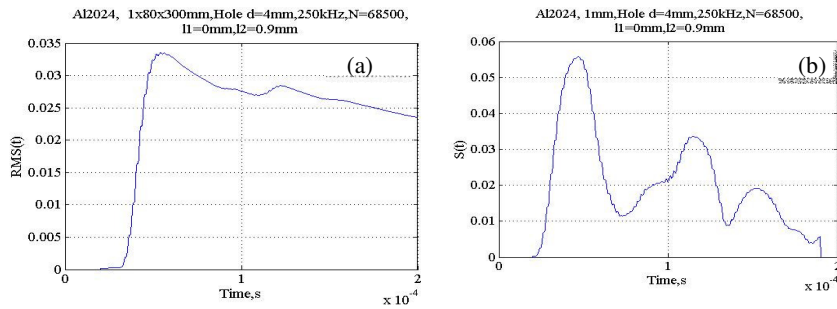


Figure 7 Example of The Root Mean Square RMS(t) (a) and Smoothed function S(t) (b) of a received waveform

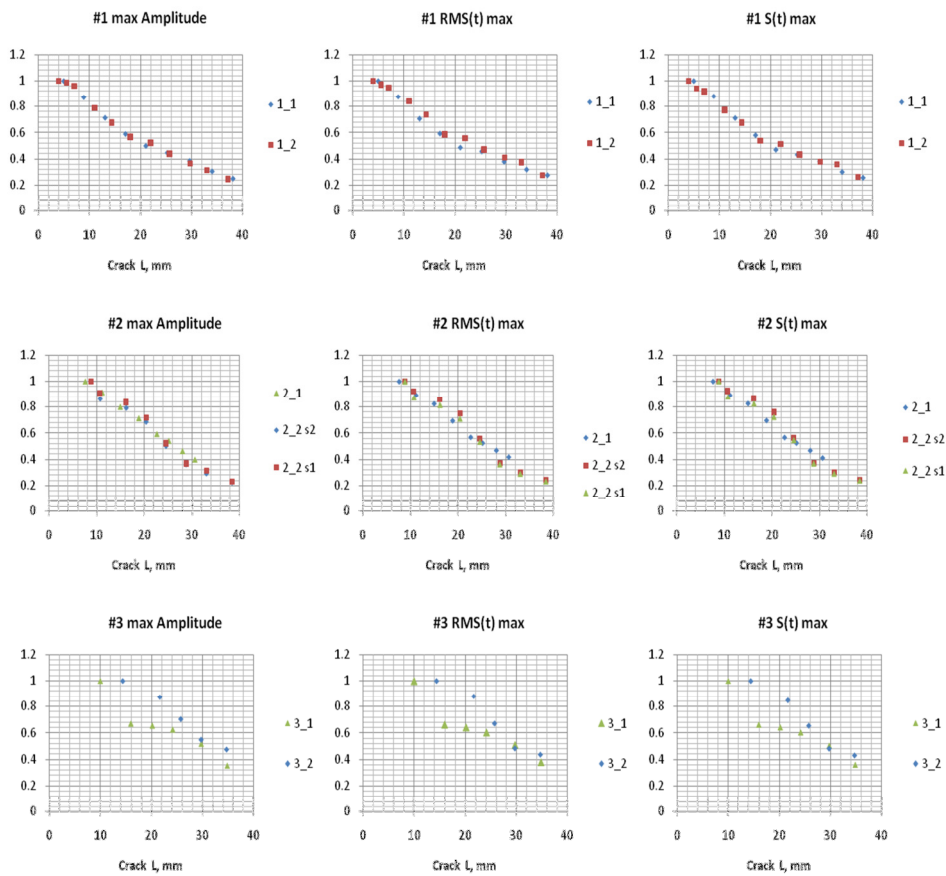


Figure 8 Received signal intensity parameters for sample types #1, 2, 3

CHAPTER 3 EXPERIMENTAL STUDY OF PIEZOELECTRIC SENSOR ELECTROMECHANICAL IMPEDANCE (EMI) AND DAMAGE RELATIONSHIP IN ALUMINUM THIN PLATES

Electromechanical impedance (EMI) of ‘piezoelectric sensor–structural element’ system is closely related to the local stiffness of a structural element and attenuation properties.

This chapter presents some results obtained during experiments on EMI application for thin plate near-field damage detection using piezoelectric active wafer sensors. Also a one dimensional EMI model is presented and verified by experimental results.

Two experiments were carried out. The first one involved local sensor stiffness increase by constraining the area adjacent to the sensor with two metal bars hold together with the force F as shown in Figure 9 (a).

Second experiment involved local sensor stiffness decrease by cutting a slit parallel to the sensor as can be seen in Figure 9 (b).

A PIC151 piezoceramic sensor (PI Ceramic) sized 0.5x10x50mm was glued on Al alloy 2024-T3 1x80x80 mm plate. The sensor was bonded to the plate surface with the aid of epoxy glue Hysol EA9309. The sensor impedance was measured using Cypher instruments C60 device and harmonic frequency range of 20-40 kHz with 1024 samples recorded.

The dimensions of three pairs of steel bars were 10x6, 15x6, 20x6 mm. Pressure force F was equal to 500N. The slit size started from 5 to 40mm and was cut from the sensor central axis symmetrically to both sides.

Stiffness variation varies sensor impedance resonance frequencies and magnitudes as can be seen in Figure 10 and 11. In the pictures the first resonance band from 32500 to 36500 Hz is shown. For the chosen band the resonance frequency and the damage length relationship can be seen in Figure 12.

As can be seen there is a sound correlation between the damage size and sensor resonant frequency.

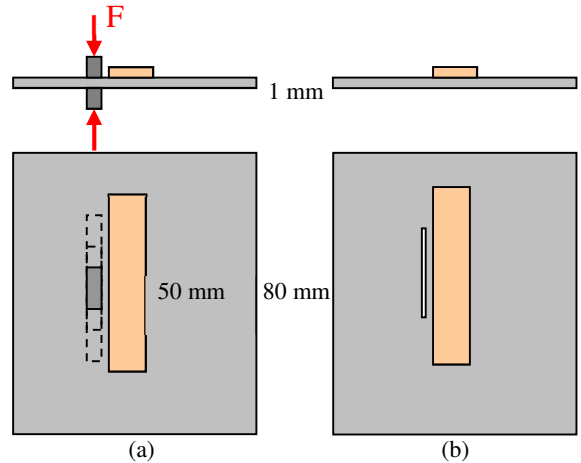


Figure 9 Sensor local stiffness increase (a) and decrease (b) effect on EMI experimental investigation

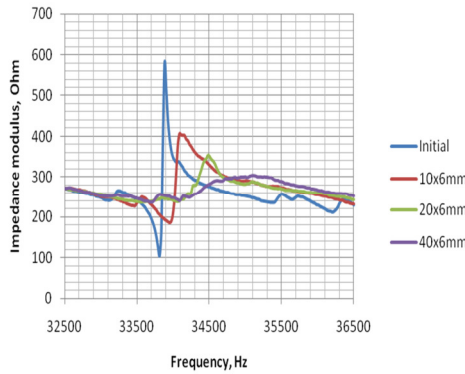


Figure 10 The first resonance of a constrained sensor (local stiffness increase)

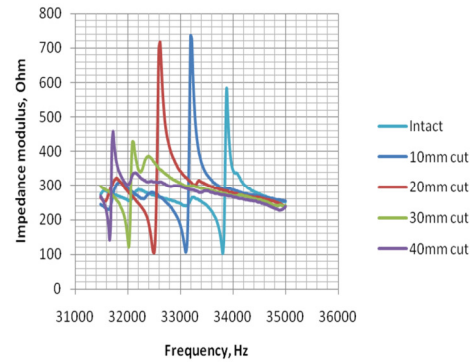


Figure 11 The first resonance of a constrained sensor (local stiffness decrease)

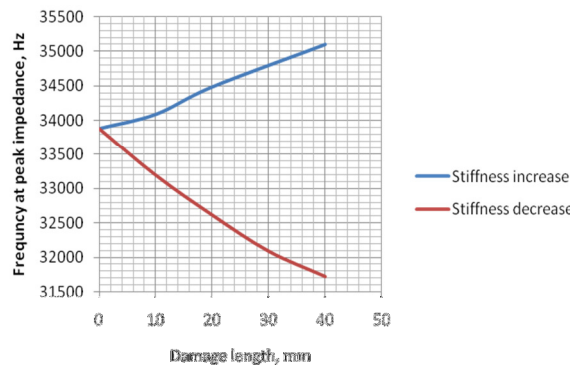


Figure 12 Effect of local stiffness variation on the sensor impedance first resonant frequency

The 1-D model of constrained piezoceramic sensor (PZT) was developed. The simplest type of constrained sensor is shown in Figure 13.

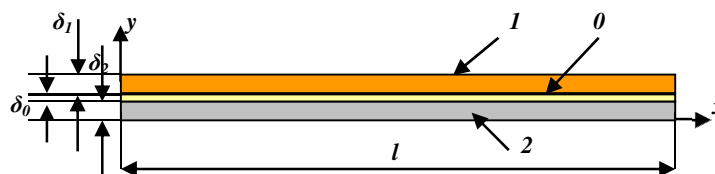


Figure 13 Piezoceramic sensor 1, structural element 2, and glue layer 0

System of differential equations for the one-dimensional model of sensor length variation:

$$\begin{cases} \frac{\partial^2 u_1}{\partial t^2} = c_{1(1)}^2 \frac{\partial^2 u_1}{\partial x^2} - \frac{c_{1(1)}^2 b_1}{(1+\nu_1)\delta_1 A_1} \frac{2G_2 \delta_0}{G_0 \delta_2 D_0} (u_1 - u_2) \\ \frac{\partial^2 u_2}{\partial t^2} = c_{1(2)}^2 \frac{\partial^2 u_2}{\partial x^2} + \frac{c_{1(2)}^2 b_2}{(1+\nu_2)\delta_2 A_2} \frac{2G_1 \delta_0}{G_0 \delta_1 D_0} (u_1 - u_2) \end{cases} \quad (5)$$

where u_i , ρ_i , E_i , G_i , A_i , b_i , δ_i are axial displacement, density, elastic modulus, shear modulus, cross-section area and its width and thickness for each layer ($i=0,1,2$).

Solution was accepted in a standard form of two harmonic functions of time:

$$u_1(x, t) = U_1(x)e^{i\omega t} \quad u_2(x, t) = U_2(x)e^{i\omega t} \quad (6)$$

When $U_{1,2}(x)$ are known the theoretical electromechanical impedance Z can be estimated with formula

$$Z = \frac{1}{i\omega C} \left[1 - k_{31}^2 \left(1 - \frac{U_1(l) - U_1(0)}{d_{31} E_3} \right) \right] \quad (7)$$

where k_{31} is the electromechanical coupling factor, transverse to electric field, and $C = \epsilon_{33}^T \frac{b_1 l}{\delta_1}$ is the capacitance of the piezoceramic sensor, ω is the cyclic frequency.

The electromechanical impedance magnitude calculation and test results for a constrained sensor are represented in Figure 14.

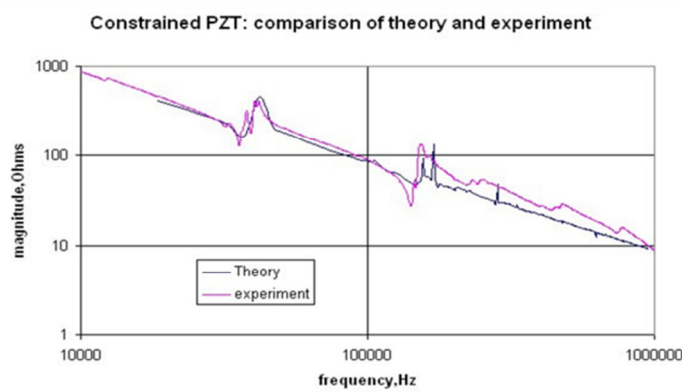


Figure 14 Comparison of calculated and measured electromechanical impedance of a constrained sensor

The theoretical prediction of the PZT electromechanical impedance well corresponds to the test result. This 1-D model of constrained PZT can be used for the analysis of elastic and geometrical parameters influence on the properties of a piezoceramic sensor and also for structural health monitoring of a structural element with possible near-field damage.

CHAPTER 4 MONITORING TECHNIQUES APPLICATION FOR A REAL METALLIC AIRCRAFT STRUCTURE

This chapter presents the application examples of the above described monitoring techniques on the helicopter Mil Mi-8 tail boom elements. Guided Lamb waves are used for skin and a stringer fatigue crack monitoring while EM impedance technique is adopted for bolt joint tightening loss detection.

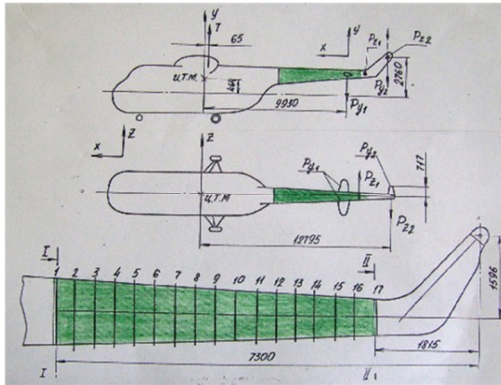


Figure 15 Mi-8 helicopter tail boom (marked with green colour)



Figure 16 The inner view of the skeleton of MI-8 helicopter tail boom

The location of the tail boom in the structure of the helicopter is illustrated in Figure 15 with green color. The boom has the shape of the truncated cone with a length of 5485 mm. End frame diameters are 1000 and 550 mm respectively. The material of all main elements of the boom is D16T aluminum alloy in the Russian classification (2024-T3 in The International Alloy Designation System), with a skin thickness of 0.8 - 2 mm. The largest skin thickness of about 2 mm is found in the trailer part of the boom. The structural skeleton of the boom consists of 17 frames and 26 stringers and is shown in Figure 16.

Far-field damage monitoring: guided lamb wave technology application for skin crack monitoring

Experiment objective: fatigue damage monitoring of a selected zone of Mi-8 helicopter tail boom skin using integrated piezoelectric PZT sensor array and guided ultrasonic Lamb waves.

A crack-prone technological rivet-joint between two stringers and the skin was chosen as the monitoring zone. When stringers are subjected to tensile stress a stress concentration in the skin occurs near the outer rivets of the two stringers connection. On the other hand, the tail boom second vibration bending mode generates high tensile stress in this area. This stringer connection therefore was chosen for fatigue crack initiation and monitoring. Initial cuts were done to ensure reliable crack onset.

Piezoelectric sensors used: PZT piezoceramic PI Ceramic PIC151 10x50mm and thickness of 0.5 mm bonded with epoxy based glue Hysol EA 9309. Aluminum paddings were placed between the skin and each sensor to protect the ceramics from detrimental effect of tensile stress which could cause sensor ceramics cracking.

Developed sensor array and the zone for fatigue crack initiation and growth monitoring is presented in Figure 17. The zone outer view is given in Figure 18.

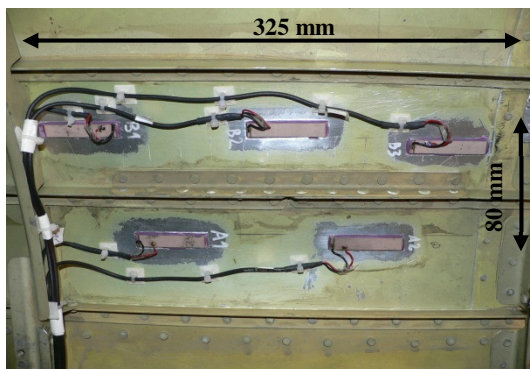


Figure 17 Monitored zone between 7th and 8th frames and five piezoelectric PZT sensors installed (inner view)

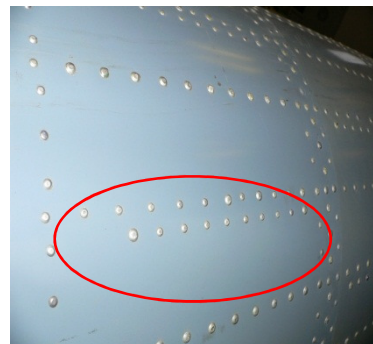


Figure 18 Monitored zone between 7th and 8th frames (outer view)

A testing rig for tail boom dynamic loading was designed and built and is shown in Figure 19. The tail boom is fixed as a cantilever beam. A mechanical centrifugal force vibrator is attached on the free end of the tail boom able to generate harmonic vertical force of required amplitude and frequency.

The type of dynamic loading should ensure that the maximum possible level of stress is localized in the chosen zone for reliable crack initiation and further growth. On the other hand, the loading system should be as simple as possible and energy efficient. The preferable solution of this problem is the choice of a resonant way of loading at the one of the natural frequencies of the beam so that the maximal curvature of bending axis occurs in the zone of expected fatigue damage. The required conditions can be met when loading force frequency equals the second resonant frequency of the tail boom, which is around 60 Hz for the described test rig configuration. The loading force magnitude was set to 1200 N. The dynamic stress levels were observed using ten resistive strain gauges. The second tail boom bending mode is schematically shown in Figure 20.



Figure 19 Mi-8 tail boom cyclic loading testing rig



Figure 20 Tail boom second bending mode used in the experiment

Also small initial cuts were introduced in three places near stress concentration rivets.

During the loading three cracks were successfully initiated and grown. The largest crack propagated to the final size of 50 mm in 271600 cycles. Each 20000 cycles the testing was interrupted the zone was checked with eddy current NDE and the cracks were measured. Then the zone was monitored with experimental sensor array consequently generating ultrasonic waves with each sensor-actuator while the others were set to reception mode for ultrasonic wave sensing and recording with the oscilloscope.

Measurement equipment used for testing consisted of the following components:

- Lamb wave electronics LWDS45 (Cedrat Technology);
- Digital oscilloscope 8 channel PXI-5105 (National Instruments).

Measurement setup, interfacing and sensor querying was similar to the one described in Chapter 2. Instead of two oscilloscope channels five were used equal to the number of sensors in the array. Sensor commutation with the signal generator and the scope was done manually as in Chapter 2.

Received signal intensity parameters were used for crack damage evaluation:

- Maximum amplitude;
- Maximum of the Root Mean Square RMS(t);
- Maximum of the smoothed function S(t).

The plots of received signal intensity parameter RMS(t) peak value and crack damage length relation for a pair of Actuator-Sensor is represented in Figure 21. As the crack size increases and blocks the wave propagation path in front of receiving sensor the received signal intensity drops. Figure 21 shows almost linear signal intensity decrease for the particular pair of sensors. However, other Actuator-Receiver pairs may not show as good correlation as represented in the figure due to the influence of wave interference, reflections and dispersive obstacles such as rivet joints.

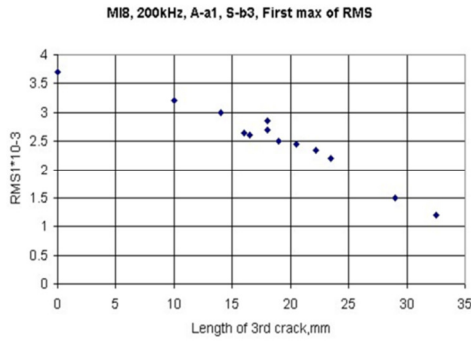


Figure 21 Sensor *B3* signal intensity from crack #3 length



Figure 22 The fatigue crack from the cut #2 after 271600 cycles

Far-field damage monitoring: guided lamb wave technology application for stringer crack detection

An experiment on monitoring of the structural integrity of a stringer (testing object) is described below.

The stringer selected for the experiment is a part of helicopter MIL Mi-8 tail boom. Only one case of stringer disintegration is considered. This is a transverse crack. The considered defect is controlled with guided ultrasonic Lamb waves generated by piezoceramic wafer sensors bonded on the object surface. Monitoring methods used are pulse-echo and pitch-catch. In the case of a stringer the above mentioned monitoring methods allow assessment of damage size and coordinates.

Important moment is that no real damage is introduced to the object during the experiment. Instead a so called ‘pseudo defect’ approach is applied. This implies changing the local mechanical properties of the object and has similar effect on ultrasonic wave propagation as a real damage does. This approach allows testing the object with multiple damage locations without destroying the structure.

The pseudo damage technique is based on spot stiffness increase at an arbitrary location of an object. Such stiffness increase leads to ultrasonic wave partial reflection and transmitted wave attenuation that is similar to the real crack damage effect.

The stringer with cross-section of 15x15 mm, wall thickness of 2 mm and length of 1.8 m is joined to the skin with rivets and spot welding and is made of aluminum alloy D16T (2024-T3). The object is shown in Figures 23 and 24.

Three PZT piezoceramic wafer sensors Pz27 6.35 x 6.35 x 1 mm (InSensor) are bonded to the stringer with electrically conductive epoxy adhesive EPO-TEK EE129-4. Natural sensor frequencies are: length 220 kHz, width 220 kHz, thickness 2012 kHz. Sensor locations on the object are schematically shown in Figure 24 (a, b). A picture of the bonded sensor *T1* is given in Figure 23.

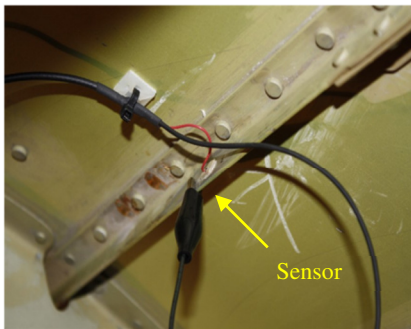


Figure 23 Sensor *T1* applied on the stringer using an electrically conductive glue

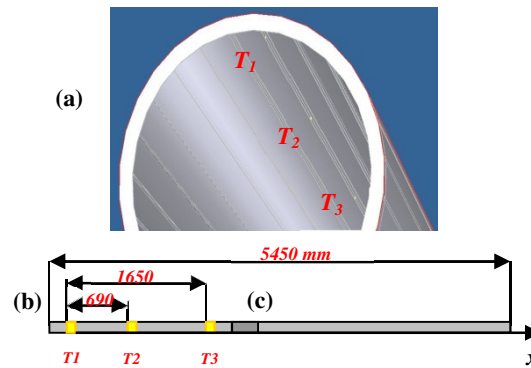


Figure 24 Testing object (stringer) and three sensors *T1*, *T2*, *T3* (a), sensor coordinates (b) and connection of two stringers (c)

It can be seen that the red wire is soldered to the sensor electrode while the black one is a crocodile clip attached to the stringer which is electro conductive. Thus, all three sensors share the common ground.

Local stiffness increase is done using a clamp. The clamp is used to force two polished 10x6 mm steel bars against the stringer with a constant pressure. To control the compressive force the clamp is equipped with a strain gage which is connected to a portable strain gage instrument. This allows applying equal compressive force each time the pseudo defect is simulated. Variations in compressive pressure to the stringer could lead to

variations in echo and transmitted signal intensity. Clamping force magnitude is 600 N. The clamp fixed to the stringer is presented in Figure 25.

Measurement setup is similar to the earlier described experiments. It consists of a signal generator for sensor excitation and an oscilloscope for signal registration. To eliminate low frequency vibration noise a 5 kHz high pass filter was implemented between receiver sensors and the oscilloscope. The filter also amplifies the received signals. For signal generation a commercially available arbitrary waveform generator is used. A switch is used to disconnect a sensor-actuator from the generator after the excitation burst only leaving the path to the oscilloscope for echo signal acquisition.

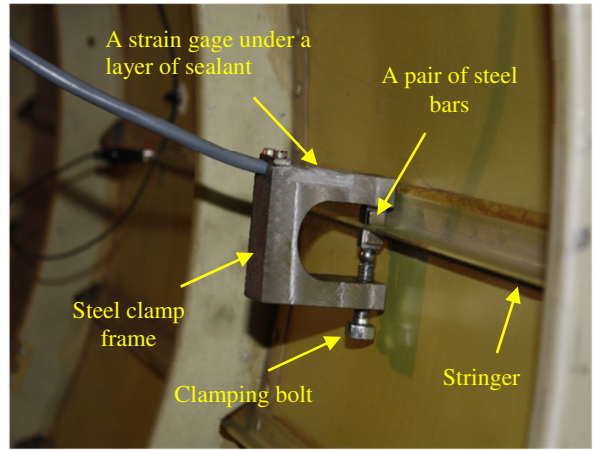


Figure 25 A steel clamp is fixed on the stringer to simulate a crack

Measurement setup consists of:

- Agilent 33220A arbitrary waveform generator;
- TiePie HS4 25MHz 4 channel USB oscilloscope;
- High pass Butterworth 3 pole active 8 channel filter, $f(-3 \text{ dB}) = 5 \text{ kHz}$, Gain = 2;
- Solid-state switch.

Results for pulse-echo and pitch-catch methods are partly reviewed in Figures 27-30.

Three cracks are simulated one at a time in three points of the stringer. The coordinates of pseudo defect application are given in Figure 26.

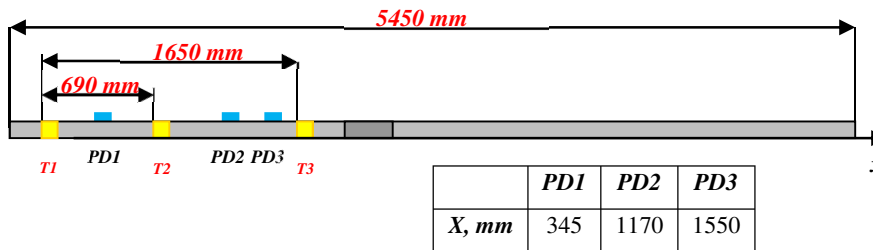


Figure 26 Pseudo defect coordinates

Pulse-Echo and Pitch-Catch monitoring results

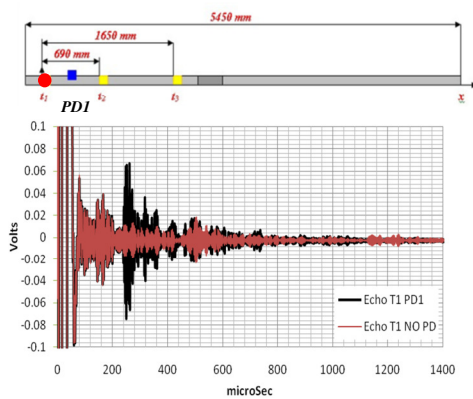


Figure 27 Pulse-echo waveforms received from actuator $T1$. Intact condition (red) and pseudo defect $PD1$ present at $X=345 \text{ mm}$ (black)

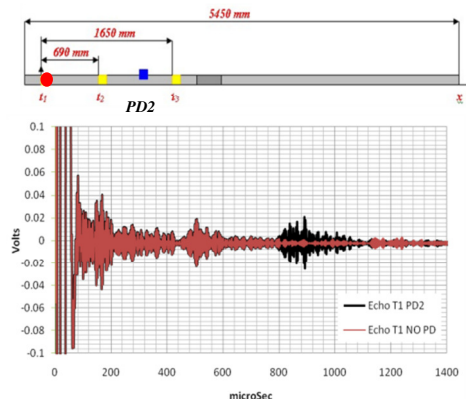


Figure 28 Pulse-echo waveforms received from actuator $T1$. Intact condition (red) and pseudo defect $PD2$ present at $X=1170 \text{ mm}$ (black)

As can be seen in Figures 27 and 28 the reflected echo packets caused by the simulated damage can be reliably identified. Knowing the wave propagation speed this allows calculation of damage coordinates. Also, as the packets are easily recognized then automatic recognition algorithms could be applied to determine damage coordinate.

When pseudo defect is situated between an actuator and a receiver then the pronounced signal attenuation is observed as can be seen in Figures 29 and 30.

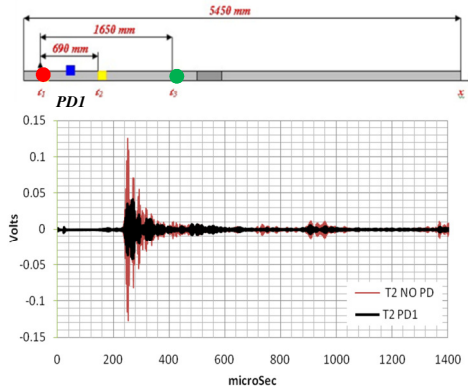


Figure 29 Pitch-catch waveforms received from sensor $T2$ (actuator $T1$). Intact condition (red) and pseudo defect $PD1$ present at $X=345$ mm (black)

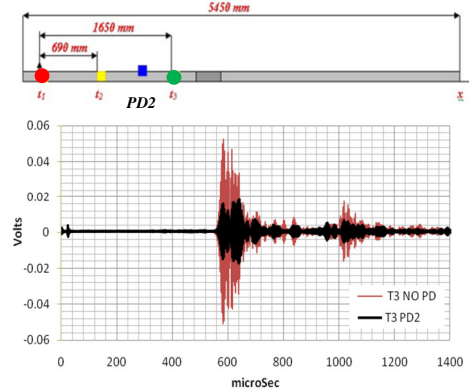


Figure 30 Pitch-catch waveforms received from sensor $T3$ (actuator $T1$). Intact condition (red) and pseudo defect $PD2$ present at $X=1170$ mm (black)

Near field damage monitoring: electro-mechanical impedance method application for bolt joint tightening monitoring

A study of PZT sensor impedance dependence from bolt-joints tightness loss was performed. The experiment was performed on the three bolt-joints of the Mi-8 helicopter tail boom frame #17.

Three piezoceramic sensors Pz27 6.35x6.35x1 mm (InSensor) were glued near three bolts using silver epoxy conducting glue EPO-TEK EE129-4 as can be seen in Figure 31. Three bolt preloads of 60%, 80% and 100% were simulated by tightening the bolt-joints to a pre-determined torque with a torque wrench. The 100% torque was determined in assumption the bolt tensile stress equals 200MPa. The sensors impedance was measured using Cypher instruments C60 device set to harmonic frequency range of 150-2000 kHz with 1024 samples recorded.

The relative change of sensor impedance real part magnitude at different bolt-joint torque values was chosen as an informative parameter for tightening loss monitoring.

The smoothed function $S(f)$ of sensor impedance real part relative change is stated as follows:

$$S(f) = \text{Re} \left(\left| \frac{Z}{Z_0} - 1 \right| \right) = \frac{M}{M_0} \cos(\varphi - \varphi_0) - 1 \quad (8)$$

where Z and Z_0 is measured impedance at $X\%$ and 100% torque, M , M_0 are impedance magnitude at $X\%$ and 100% torque, φ , φ_0 are the phase and f is frequency.

The curves shown in Figure 32 represent the smoothed function $S(f)$ of impedance real part relative change for Bolt #1 tightening torques of 60% and 80%. Zero level of $S(f)$ stands for 100% torque while green and blue are $S(f)$ relative change after tightening was diminished to 80% and 60% respectively.

As can be seen there is stable tendency of selected informative parameter to increase while decreasing the preload, especially in the 200 – 400 kHz region.

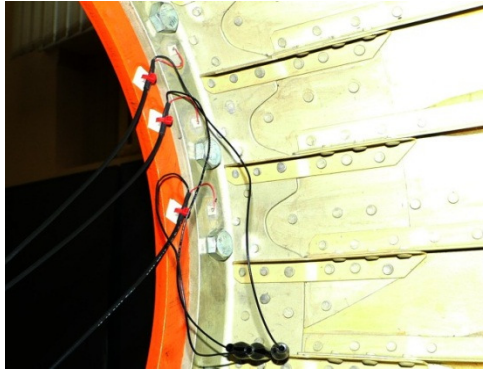


Figure 31 Three sensors on the surface of the frame #17 intended for bolt joint monitoring using E/M impedance method. Three identical joints were monitored.

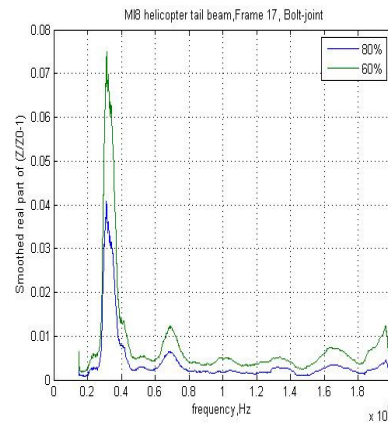


Figure 32 The plots of smoothed $S(f)$ as a function of frequency for 60% and 80% torque of Bolt #1

CHAPTER 5 GENERAL CONCLUSIONS

The results of performed research allow concluding that the main purpose of this work is achieved. Solutions are proposed for some scientific and technological problems regarding development of Structural Health Monitoring system for aircraft aluminum thin walled structures, based on piezoelectric sensors and using surface guided Lamb waves and electromechanical impedance feature as physical phenomenon for damage detection.

General conclusions are the following:

- Guided Lamb waves allow detecting fatigue cracks in riveted aluminum structures. All cracks located within a monitored zone cause a propagating wave parameters variations which can be reliably registered by sensors;
- All possible received signal shapes can be explained by the wave theory, but their analytical prediction is difficult in the case of complex structures and arbitrary fatigue crack locations;
- Piezoceramic sensors were able to keep their functional ability at intensive mechanical vibrations during the fatigue test. But investigation of the system own reliability should be continued;
- Artificial damage (pseudo-defect PD) can be clearly detected by the integrated piezoceramic sensors. The PD technology is the efficient way of damage simulation not harmful for structural integrity;
- There is possibility of using combined ultrasonic methods to detect various types of damage with piezoceramic wafer sensors: pulse–echo, pitch–catch and the electromechanical impedance;
- Lamb waves and pseudo damage techniques applied during the stringer monitoring experiment revealed high damage detection resolution at distances of more than 2 meters;
- The effect of structural damage such as cracks and holes leads to the variation of dynamic properties of a structure and can be effectively identified at ultrasonic frequencies using the electromechanical impedance feature of ‘sensor - structural element’ system;
- The developed 1D model of constrained PZT can be used for analysis of the elastic and geometrical parameters of structure influence on piezoceramic sensor properties, as well as for structural health monitoring of element with possible damage. The model of constrained piezoceramic sensor can be also used for the development of a pre-stressed modification, protected from effect of mechanical fatigue and environmental degradation;
- The bolt joint tightness loss can be reliably detected by the monitoring of electromechanical impedance of a near placed piezoceramic sensor.

PUBLIKĀCIJU SARAKSTS / LIST OF PUBLICATIONS

1. Kuznetsov S., Ozolinsh E., Ozolinsh I., Pavelko I., Pavelko V. Dynamic stresses and strains of thin-walled structure at the real boundary conditions. Abstracts of the Seventh International Seminar on recent research and design progress in aeronautical engineering and its influence on education, October 2006, Tartu, Estonia. – Tartu: Tartu Aviation College, 2006, p.32.
2. Kuznecovs S., Ozolinsh E., Ozolinsh I., Pavelko I., Pavelko V. Dynamic stress and strains of thin-walled structure at the real boundary conditions. RTU zinātniskie raksti “Mašīnzinātne un transports. Transports. Aviācijas transports”, 20.sējums, 2006, 113. – 119. lpp.
3. Pavelko I., Pavelko V., Ozolinsh E., Ozolinsh I., Kuznetsov S. Lamb Wave Interaction with a Fatigue Crack in a Thin Sheet of Al2024-T3. RTU zinātniskie raksti “Mašīnzinātne un transports. Transports. Aviācijas transports”, 27.sējums, 2008, 340. – 349. lpp.
4. Pavelko V., Kuznetsov S., Ozolinsh E., Ozolinsh I. Some Problems of the Impact Damage Detection in Composite Structure. Book of Abstracts of Fifteenth International Conference „Mechanics of Composite Materials - MCM”, May 2008, Riga, Latvia, p. 201.
5. Kuznetsov S., Ozolinsh E., Ozolinsh I., Pavelko I., Pavelko V. Wevers M., Pfeiffer H., Lamb Wave Interaction with a Fatigue Crack in a Thin Sheet of Al2024-T3. Journal of Non-Destructive Testing NDT.net, October 2008, 8 pages.
6. Kuznetsov S., Ozolinsh E., Ozolinsh I., Pavelko I., Pavelko V. Fatigue crack indication by ultrasonic Lamb waves. Proceedings CD of International Conference RRDPAE2008, October 2008, Brno, Czech Republic. – Brno: Brno University of Technology, 2008.
7. Pavelko I., Pavelko V., Kuznetsov S., Ozolinsh E., Ozolinsh I. Fatigue crack indication by lamb wave non-destructive testing. Proceedings of the Third World Congress “Aviation in the XXI Century”, September 2008, Kiev, Ukraine, – Kiev: National Aviation University, 2008, paper no. 14.34, 6 pages.
8. Kuznetsov S., Ozolinsh E., Ozolinsh I., Pavelko I., Pavelko V. Dynamic properties and fatigue failure of aircraft component. Proceedings of 1st International Conference of Engineering against Fracture, May 2008, Patras, Greece. – Springer, 2009, pp. 105-115.
9. Pavelko I., Pavelko V., Kuznecovs S., Ozolinsh E. Ozolinsh I. Some basic problems in assessing aircraft structural health. Book of Abstracts of International conference Aviation and Aviation Technologies, May 2009, Vilnius, Lithuania. – Vilnius: Antanas Gustaitis Aviation Institute of Vilnius Gediminas Technical University, 2009, p. 14.
10. Pavelko V., Kuznecovs S., Ozolinsh E., Ozolinsh I. Fatigue Crack Detection by System of Structural Health Monitoring. Proceedings CD of International Conference "Research and Education in Aircraft Design 2010", June 2010, Warsaw, Poland – Warsaw: Warsaw University of Technology, 2010.
11. Pavelko V., Ozolinsh I., Kuznecovs S. Electromechanical Impedance for Structural Health Monitoring of a Bolt-Joint. Book of Abstracts of International Conference „Research and Education in Aircraft Design 2010”, June 2010, Warsaw, Poland – Warsaw: Warsaw University of Technology, 2010.
12. Pavelko I., Pavelko V., Kuznetsov S., Ozolinsh E., Ozolinsh I., Pfeiffer H., Wevers M. Problems of structural health monitoring of aircraft component. Proceedings of 27th International Congress of the Aeronautical Sciences, September 2010, Nice, France. – CD Published by Optimage Ltd, 2010, paper no. 591, 8 pages.
13. Pavelko I., Pavelko V., Kuznetsov S., Ozolinsh E., Ozolinsh I. Remaining strength and lifetime of the Al alloy aircraft components. Proceedings of the 1st EASN Association Workshop on Aerostructures, October 2010, Paris, France. – easn.net, 2010.
14. Pavelko V., Ozolinsh I., Kuznetsov S., Pavelko I. Electromechanical Impedance for Structural Health Monitoring. Proceedings of the Tenth International Conference of Science and Technology "AVIA-2011", Kiev, Ukraine. – Kiev: National Aviation University, 2011, vol. 2, paper no. 14.28, 4 pages.
15. Pavelko V., Pavelko I., Ozolinsh E., Kuznetsov S. Fatigue Crack Open Effect to Lamb Wave in Thin Al Sheet. Proceedings of the Tenth International Conference of Science and Technology "AVIA-2011", Kiev, Ukraine. – Kiev: National Aviation University, 2011, vol. 2, paper no. 14.32, 4 pages.

16. Pavelko V., Pavelko I., Ozolinsh E., Kuznetsov S., Ozolinsh I. Stress State and Strength of the Piezoceramics at Static Load. Proceedings of the Tenth International Conference of Science and Technology "AVIA-2011", Kiev, Ukraine. – Kiev: National Aviation University, vol. 2, paper no. 14.36, 5 pages.

KONFERENČU SARAKSTS / LIST OF CONFERENCES

1. Pavelko V., Pavelko I., Ozolinsh E., Kuznetsov S., Ozolinsh I. Stress State and Strength of the Piezoceramics at Static Load. The Tenth International Conference of Science and Technology "AVIA-2011", National Aviation University, Kiev, Ukraine, April 2011.
2. Pavelko V., Kuzņecovs S., Ozolinsh E., Ozolinsh I. Fatigue Crack Detection by System of Structural Health Monitoring. International Conference „Research and Education in Aircraft Design 2010”, Warsaw University of Technology, Warsaw, Poland, June 2010.
3. Pavelko V., Ozolinsh E., Ozolinsh I., Kuznetsov S. Problems of Structural Health Monitoring of Aircraft Component. 27th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences 2010, Nice, France, September 2010.
4. Pavelko I., Pavelko V., Kuznetsov S., Ozolinsh E., Ozolinsh I. Remaining Strength and Lifetime of the Al Alloy Aircraft Components. 1st EASN Association Workshop on Aerostructures, Paris, France, October 2010.
5. Kuzņecovs S., Pavelko V. Nepārtrauktas integrētas kontroles daudzkanālu sistēma. RTU 50. starptautiska zinātniska konference, Rīgas Tehniskā universitāte, Rīga, Latvija, 2009.g oktobris.
6. Kuznetsov S., Ozolinsh E., Ozolinsh I., Pavelko I., Pavelko V. Dynamic Properties and Fatigue Failure of Aircraft Component. 1st International Conference of Engineering Against Fracture, University of Patras, Patras, Greece, May 2008.
7. Kuznetsov S., Ozolinsh E., Ozolinsh I., Pavelko I., Pavelko V. Fatigue Crack Indication by Ultrasonic Lamb wave. RRDPAE 2008 Conference, Brno University of Technology, Brno, Czech Republic, October 2008.
8. Pavelko I., Pavelko V., Kuznetsov S., Ozolinsh E., Ozolinsh I., Fatigue Crack Indication by Lamb Wave Non-destructive Testing. Third World Congress “Aviation in the XXI Century”, National Aviation University, Kiev, Ukraine, September 2008.
9. Kuzņecovs S. Ultraskaņas signālu apstrāde konstrukcijas elementu nesagraujošā kontrolē. RTU 48. studentu zinātniskā konference, Rīgas Tehniskā universitāte, Rīga, Latvija, 2007.g. maijs.

PATEICĪBAS / ACKNOWLEDGEMENTS

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

This work has been supported by the European Social Fund within the project «Support for the implementation of doctoral studies at Riga Technical University».

