

RĪGAS TEHNISKĀ UNIVERSITĀTE

Būvniecības fakultāte

Materiālu un konstrukciju institūts

Andrejs Kovaļovs

Būvniecības doktora programmas doktorants

**HELIKOPTERA ROTORA LĀPSTIŅAS
AKTĪVĀ PAGRIEZIENA PROJEKTĒŠANA**

**ACTIVE TWIST DESIGN
OF HELICOPTER ROTOR BLADES**

**Promocijas darba kopsavilkums
Summary of Doctoral Thesis**

Zinātniskie vadītāji / Scientific supervisors
Profesors, *Dr. sc. ing.*

A. Čate

Profesors, *Dr. sc. ing.*

J. Barkanovs

RTU Izdevniecība
Rīga 2015

Kovaļovs A. Helicoptera rotora lāpstiņas actīvā kontrole. Promocijas darba kopsavilkums. — R.: RTU Izdevniecība, 2015. — 45 lpp.

Kovalovs A. Active Twist Design of Helicopter Rotor Blade. Summary of Doctoral Thesis.—R.: RTU Press, 2015. — 45 pp.

Iespiests saskaņā ar RTU Materiālu un konstrukciju institūta 2015. gada 8. maija lēmumu, protokols Nr. 3.



Šis darbs 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».

ISBN 978-9934-10-727-6

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

**DOCTORAL THESIS HAS BEEN PROMOTED FOR OBTAINING
DOCTOR'S DEGREE IN ENGINEERING SCIENCES IN RIGA
TECHNICAL UNIVERSITY**

Promocijas darbs inženierzinātņu doktora grāda iegūšanai tiek publiski aizstāvēts 2015. gada 28. augustā plkst. 14 RTU, Rīgā, Kaļķu ielā 1, 119. auditorijā.

A Thesis to obtain a doctor's degree in engineering sciences is publicly defended on 28th August of 2015 in RTU, Riga, Kalku street 1, auditorium Nr. 1.

OFICIĀLIE RECENZENTI/OFFICIAL REVIEWERS

Profesors *Dr. sc. ing.* **Andrejs Krasņikovs**
Rīgas Tehniskā universitāte / Riga Technical University

Asoc. profesors *Dr. sc. ing.* **Eduardas Lasauskas**
Viļņas Ģedimina Tehniskā universitāte / Vilnius Gediminas Technical University

Profesors *Dr. habil. sc. ing.* **Vladimirs Kasjanovs**
Rīgas Stradiņa universitāte / Riga Stradins University

APSTIPRINĀJUMS/CONFIRMATION

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

I confirm that I have written this thesis and it is submitted for review in Riga Technical University for acquiring the Doctoral degree in engineering sciences. The thesis is not submitted in any other university for acquiring a scientific degree.

Andrejs Kovaļovs.....

Datums/Date:

Promocijas darbs ir uzrakstīts angļu valodā, tajā ir ievads, 7 nodaļas, secinājumi, literatūras saraksts, 1 pielikums, 86 attēli, 8 tabulas, kopā 122 lappuses. Literatūras sarakstā ir 122 nosaukumi.

The Thesis has been written in Latvian and includes: introduction 7 chapters, conclusions, literature list, 1 annexe, 86 figures, 43 tables, 122 text pages and 122 literary sources.

SATURS / CONTENTS

SATURS / CONTENTS	4
IEVADS.....	6
Tēmas aktualitāte	6
Darba mērķis.....	6
Pētījuma uzdevumi	7
Pētījuma metodes un līdzekļi.....	7
Darba zinātniskā novitāte	7
Darba praktiskā vērtība.....	8
Darba aprobācija un publikācijas.....	8
Promocijas darba struktūra	8
1. Literatūras apskats	9
2. Helikoptera rotora lāpstiņa konstrukcija.....	9
3. Helikoptera rotora lāpstiņu modelēšana ar GEM	11
4. Konstrukcijas optimizācijas metodoloģija.....	12
5. Modeļa mēroga rotora lāpstiņu optimālā projektēšana.....	14
6. Pilnizmēra rotora lāpstiņu optimālā projektēšana.....	18
Secinājumi un rezultāti	21
INTRODUCTION	23
Topicality of the Theme.....	23
Aims of the Thesis	24
Research Objectives of the Thesis.....	24
Research Tools and Methods.....	24
Scientific Novelty of the Thesis	24
Practical Value of the Thesis	25
Approbation of Thesis Results and Publications	25
Structure of the Thesis	26
1. Literature Review	26
2. Structure of Helicopter Rotor Blades	26
3. Finite Element Simulation of Helicopter Rotor Blades.....	28
4. Design Optimisation Methodology.....	30
5. Optimal Design of Model-Scale Rotor Blades	32
6. Optimal Design of Full-Scale Rotor Blade.....	35
7. Conclusions.....	39

KONFERENČU SARAKSTS / LIST OF CONFERENCES	42
PROJĒKTA SEMINĀRI / PROJECT SEMINARS	43
ZINĀTNISKIE SEMINĀRI/ SCIENTIFIC SEMINARS	44
PROMOCIJAS DARBA APROBĀCIJAS / APPROBATION OF THESIS RESULTS	44

IEVADS

Tēmas aktualitāte

Tāpat kā citi transporta līdzekļi, helikopteri savu sarežģīto dinamisko sistēmu dēļ rada ārējas vibrācijas un trokšņus, kā arī izdala NOx gāzes. Tāpēc ir ļoti svarīgi, lai jaunās paaudzes helikopteriem šī situācija tiktu uzlabota, padarot tos apkārtējai videi nekaitīgākus un cilvēkiem pieņemamākus. Mūsdienu sabiedrībai šādi transporta līdzekļi ir nepieciešami, jo ļauj veikt medicīniskās palīdzības, glābšanas un citas piespiedu misijas pa gaisu cilvēku apdzīvotās teritorijās.

Vibrāciju slodzes un trokšņus helikopteros rada dažādi avoti — galvenais rotors, astes rotors, motors, ātrumkārbā un fizelāža. Dominējošais vibrāciju un trokšņu avots ir galvenais rotors, jo mainīgā ārējā aerodinamiskā vide iedarbojas uz ļoti lokanajām rotora lāpstiņām. Augstās svārstības helikopterī rada diskomfortu pasažieriem, paaugstina pilota darba slodzi, samazina helikoptera komponentu ilgturību, ierobežo lidošanas ātrumu un palielina ekspluatācijas izmaksas.

Tradicionāli vibrācijas samazināja ar pasīvo metodi — izmantojot vibrāciju izolatorus un absorbētājus, taču šādi pasākumi palielina lidaparāta svaru un nav pietiekami efektīvi. Vēlāk tika izstrādātas jaunas aktīvās metodes, piemēram, augsto harmoniku kontrole (*HHC*) un lāpstiņu individuālā kontrole (*IBC*). Šo koncepciju negatīvās puses ir liels enerģijas patēriņš, ierobežojumi uz ierosmes frekvencēm (*HHC*) un hidraulisko slīdgregzenu ļoti lielā mehāniskā sarežģītība.

Tiklīdz parādījās tādi efektīvi materiāli kā stiegotie kompozīti, tika izstrādāta aktīvā vērpes rotora koncepcija. Jaunajai metodei ir vajadzīga elektriskā enerģija, bet tai nav nepieciešamas sarežģītas mehāniskas ierīces rotējošajā sistēmā.

Aktīvās vērpes regulēšanas priekšrocība ir tās vienkāršība salīdzinājumā ar aizspārņa darbināšanu. Šī tehnika ļaus novērst gaisa virpuļu rašanos uz lāpstiņu malām, kas rada troksni; kā arī izmantot lāpstiņas ar smailiem galiem, tādējādi aizkavējot gaisa plūsmas atrašanos lielu lāpstiņas pagrieziena leņķu gadījumos, kas, savukārt, samazina enerģijas patēriņu un ģenerē sekundārās ierosmes slodzes. Šīs slodzes darbojas pretī sākotnējiem mainīgajiem spēkiem un momentiem — rotora rumbā. Visbeidzot — pjezoelektriskie aktuatori rada rotora lāpstiņu dinamisku savērpī un izlieci, pielāgojoties lidošanas apstākļiem, un uzlabo lidojuma kvalitāti.

Darba mērķis

Promocijas darba galvenais mērķis ir izstrādāt jaunu modelēšanas un optimizācijas metodoloģiju rotora lāpstiņu konstrukcijai ar aktīvo savērpī, lai uzlabotu to spēju samazināt vibrācijas un troksni. Šīs metodoloģijas pamatā ir jauns 3D galīgo elementu modelis, eksperimentu plānošana un atbildes virsmas

tehnika, kas ļauj sasniegt lielus pjezoelektriskās iedarbības spēkus un pārvietojumus ar minimālu aktuatora svaru un minimālu pievadīto enerģiju.

Pētījuma uzdevumi

- Izveidot reālus 3D galīgo elementu modeļus helikoptera rotora lāpstiņām pilnā izmērā, lai veiktu to analīzi un optimālo projektēšanu.
- Veikt parametriskos pētījumus rotoru lāpstiņām ar C un D lonžeroniem, lai noskaidrotu to šķēsgriezuma parametru ietekmi uz aktīvo savērpi un analizētu uzvedības funkciju atkarību no konstrukcijas parametriem.
- Atrisināt optimizācijas problēmu modeļa mēroga rotora lāpstiņām ar C un D lonžeroniem un izstrādāt divus pjezoelektrisko aktuatoru pielietojumus.
- Izstrādāt projektēšanas instrumentu mākslīgo kompozīta devēju optimālai izvietošanai helikoptera rotora lāpstiņās.
- Atrisināt optimizācijas problēmu pilnizmēra rotora lāpstiņām ar C lonžeronu un izstrādāt pjezoelektrisko aktuatoru pielietojumus.

Pētījuma metodes un līdzekļi

Promocijas darbā izmantotās pētīšanas metodes:

- eksperimentālās projektēšanas un atbildes virsmas metodes;
- galīgo elementu programmatūra ANSYS;
- APDL programmēšana;
- Excel programmas grafiskie rīki rezultātu attēlošanai un analīzei;
- EdaOpt programmatūra eksperimentālai projektēšanai, pētniecībai un daudzmērķu optimizācijai.

Darba zinātniskā novitāte

Promocijas darbā ir piedāvāta jauna metodoloģija ar aktīvu savērpi aprīkotu rotora lāpstiņu projektēšanai. Lai veiktu izpēti ar galīgo elementu metodi, helikoptera rotora lāpstiņām ir radīts jauns reāls 3D galīgo elementu modelis. Rotoru lāpstiņu apvalks un makrostiegru kompozīta aktuatori ir modelēti ar lineāriem slāņainiem čaulu elementiem. Lai aktivizētu pjezoelektrisko efektu, galīgo elementu programmā ANSYS ir izmantota termāla analogija. Šis vienkāršojums dod iespēju samazināt galīgo elementu modeļa dimensijas un skaitļošanas laiku. Helikoptera rotora lāpstiņu galīgo elementu modelis ir aprobēts ar statistiska eksperimenta rezultātiem, salīdzinot lāpstiņu savērpes leņķus. Modeļa mēroga un pilnizmēra rotora lāpstiņām ar C– un D– lonžeroniem ir iegūti jauni optimāli risinājumi, kā arī uzrādīti divi iespējamie pjezoelektrisko aktuatoru pielietojumi. Veikti salīdzinošie pētījumi un novērtēta piedāvāto modeļu

efektivitāte. Izmantojot jauno metodoloģiju, ir radīts projektēšanas instruments makrostiegru kompozīta aktuatoru optimālai izvietošanai rotora lāpstiņā. Projektētājs var lietot gan optimālos rezultātus, gan izmantot jauno projektēšanas instrumentu.

Darba praktiskā vērtība

Promocijas darba rezultāti ir iekļauti Eiropas Savienības 6. Ietvarprogrammas projekta «*Integration of technologies in support of a passenger and environmentally friendly helicopter*» (*FRIENDCOPTER*) zinātniskajās atskaitēs. Projekta galvenais uzdevums ir radīt videi nekaitīgus helikopterus ar pazeminātu impulsveida trokšņu līmeni bez pārmērīgam kabīnes vibrācijām un bez liela degvielas patēriņa lāpstiņu aktīvai regulēšanai. Pētījumā iegūtie rezultāti ir paredzēti izmantošanai vadošajās Eiropas kompānijās, pētniecības institūtos un akadēmiskajās institūcijās, kas strādā pie helikoptera rotora lāpstiņu projektēšanas. Izstrādātā modelēšanas un optimizācijas metodoloģija ar aktīvo savērpi aprīkotu rotora lāpstiņu projektēšanā ļaus paplašināt pētījumu loku šajā virzienā.

Jāatzīmē, ka Eiropas projektā veiktie pētījumi pašreiz tiek turpināti *Clean Sky* programmā. Tie attiecas uz pilnizmēra rotora lāpstiņām, kuru savērpi regulē ar integrētiem pjezoelektriskiem aktuatoriem.

Darba aprobācija un publikācijas

Promocijas darba rezultāti ir ziņoti 16 starptautiskās konferencēs un astoņās projekta *FRIENDCOPTER* darba sanāksmēs. Darba apspriešana veikta divos zinātniskajos semināros — Latvijas Universitātes Polimeru mehānikas institūtā un Rīgas Tehniskās universitātes Materiālu un konstrukciju institūtā. Galvenie darba rezultāti ir atspoguļoti 14 publikācijās starptautiskos žurnālos un zinātnisko rakstu krājumos.

Promocijas darba struktūra

Promocijas darbā ir septiņas daļas.

1. daļā ir literatūras apskats par vibrācijām un to samazināšanu helikopteriem ar aktīvi regulējamu lāpstiņu savērpi.

2. daļā ir aprakstīta helikoptera modeļa mēroga un pilnizmēra rotora lāpstiņu konstrukcija ar C– un D– lonžeroniem. Ir dotas šo lāpstiņu dimensijas un materiālu īpašības.

3. daļa ir veltīta ar C– un D– lonžeroniem aprīkotu rotora lāpstiņu modelēšanai ar galīgiem elementiem un parametriskiem pētījumiem, lai varētu noformulēt optimizācijas problēmu.

4. daļā ir aprakstīta optimizācijas metodoloģija, kuras pamātā ir eksperimentu plānošana un atbildes virsmas tehnika, kas domāta jaunu, ar makrostiegru kompozīta aktuatoriem aprīkotu rotora lāpstiņu projektēšanai. Ir dota optimizācijas problēmas matemātiskā nostādne un detalizēti aprakstīta jaunā metodoloģija.

5. daļā izklāstīti optimizācijas rezultāti modeļa mēroga rotora lāpstiņām ar C– un D– lonžeroniem un uzrādīti divi iespējamie pjezoelektrisko aktuatoru lietojumi. Ar galīgo elementu modelēšanu iegūtie helikoptera lāpstiņu savērpes leņķi ir salīdzināti ar eksperimentu rezultātiem, un tie apstiprināja modelēšanas precizitāti. Makrostiegru kompozīta aktuatoru optimālai izvietošanai helikoptera rotora lāpstiņās tika radīts īpašs projektēšanas instruments.

6. daļā aprakstīti optimizācijas rezultāti pilnizmēra rotora lāpstiņām un doti divi iespējamie pjezoelektrisko aktuatoru lietojumi. Pirms optimālās projektēšanas ir izpētīta arī attiecīgā mēroga palielināšanas problēma.

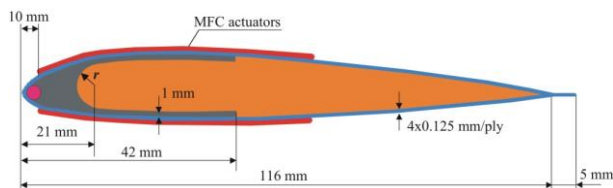
Promocijas darba pētījuma gaita, rezultāti un secinājumi ir apkopoti 7. daļā.

1. Literatūras apskats

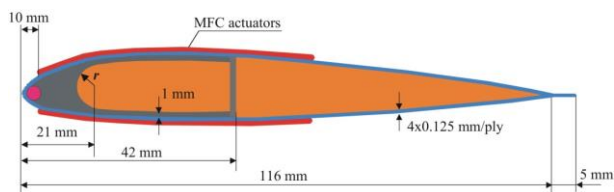
Pirmajā nodaļā ir veikta literatūras analīze par vibrāciju un trokšņu samazināšanu helikopteriem ar aktīvi regulējamu lāpstiņu savērpi. Šajā apskatā ir aplūkotas divas tēmas. Pirmā attiecas uz vibrāciju samazināšanu, izmantojot dažādas metodoloģijas, bet otrā — uz koncepciju par helikoptera lāpstiņu aktīvo savērpi. Esošā literatūra ir iedalīta trijās nodaļās: eksperimentālās pārbaudes, skaitliskā modelēšana un savērpes optimizācija.

2. Helikoptera rotora lāpstiņa konstrukcija

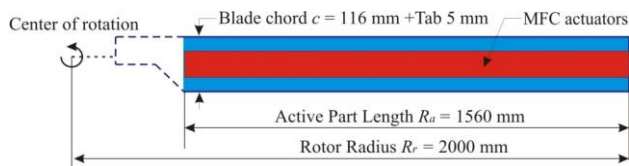
Šajā daļā ir aprakstīti ar C– un D– lonžeroniem aprīkota lāpstiņu konstrukcija modeļa mēroga un pilna izmēra gadījumi. Pētītās lāpstiņas, kas redzamas 1. un 2. attēlā, ir labi zināmās pasīvās BO105 modeļa mēroga rotora lāpstiņas ar *NACA 23012* aerodinamisko virsmu. Lāpstiņai ir taisnstūra forma ar aktīvo garumu 1,56 m un hordas garumu 0,121 (3. att.). Lāpstiņas sastāv no *GFRP* C– un D– lonžeroniem, $\pm 45^\circ$ *GFRP* apšuvuma, putumateriālu pildījumu, apšuvumā iestrādātiem makrostiegru kompozīta (MK) aktuatoriem un līdzsvara balasta.



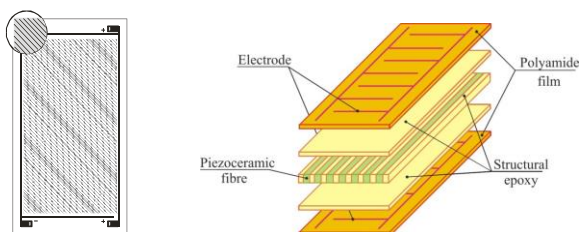
1. att. Šķēsgriezums modeļa mēroga rotora lāpstiņās ar C– lonžeronu



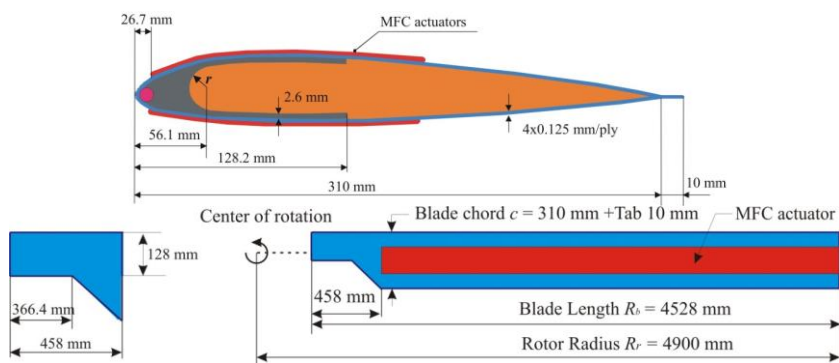
2. att. Modeļa mēroga rotora lāpstiņu virsskats



3. att. Modeļa mēroga rotora lāpstiņas virsskats



4. att. Makrostiegru kompozīta aktuators



5. att. Pilnizmēra rotora lāpstiņas ar C- lonžeronu šķēsgriezums un virsskats

Aktuators sastāv no taisnstūra veida piezokeramikas stiegrām pildīta epoksīda matricas slāņā, kas atrodas starp poliamīda filmām (plēvēm) ar piestiprinātiem elektrodiem (4. att.). Elektrodi piegādā elektrisko slāņu piezoelektriskā efekta

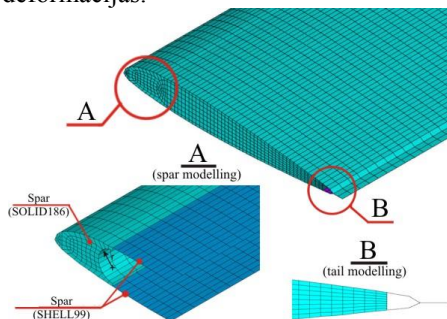
radīšanai stiegrās visā to garumā, lai maksimizētu bīdes deformācijas slāņainajā apšuvumā, kas rada izkliedētu savērpes momentu pa lāpstiņās garumu. Pjezoelektrisko stiegru virziens sakrīt ar ārējā *GFRP* apšuvuma slāņu virzienu.

Lai demonstrētu aktīvas savērpes darbību ar kompozītiem aktuatoriem, ir izvēlēta pilnizmēra rotora lāpstiņa ar C– lonžeronu. Reālajā konstrukcijā šīs lāpstiņas pamatā ir pasīvā BO105 modeļa mēroga lāpstiņa ar C– lonžeronu. Modeļa mēroga lāpstiņās šķērssgriezuma parametri tiek reizināti ar mēroga koeficientu 2,67 (5. att.).

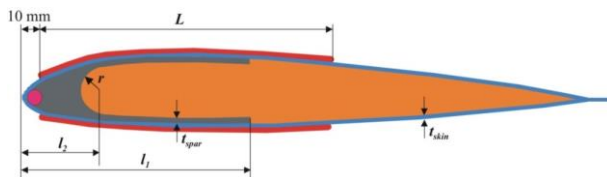
3. Helikoptera rotora lāpstiņu modelēšana ar GEM

Šajā daļā tiek veikta ar C– un D– lonžeroniem aprīkota rotora lāpstiņu modelēšana ar galīgo elementu metodi (GEM) un skaitliskie parametriskie pētījumi. 3D galīgo elementu modelis ir veidots, izmantojot komerciālo GEM programmu *ANSYS*. Atšķirīgo lāpstiņu komponentu modelēšanai tika lietoti *SHELL99* un *SOLID186* galīgie elementi (6. att.). Tika ieviests viens vienkāršoējums, izslēdzot putu materiālu no lāpstiņu galu zonas. Kompozītos aktuatorus modelēja ar *SHELL99* čaulas galīgiem elementiem, kas apšuvumā veidoja papildu slāņus. Starpība starp modeļa mēroga un pilnizmēra lāpstiņām slēpjas pilnizmēra lāpstiņas astes daļā, kas tiek modelēta ar lineāriem slāņainiem *SHELL99* elementiem. No vienas puses galīgo elementu modeli ierobežo iespējamība nosacījums.

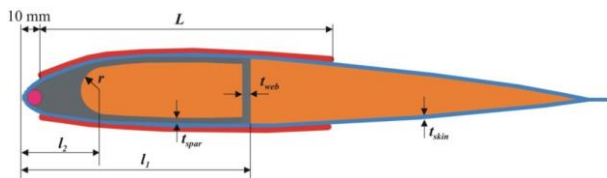
Lai noskaidrotu, kāda ietekme ir lāpstiņas šķērssgriezuma parametriem uz savērpes leņķi (ϕ), un izpētītu, kā sistēmas uzvedības funkcija ir atkarīga no šiem parametriem, tika veikta parametriskā analīze (7. un 8. att.). Pētījumā izmantotie parametri bija lonžerona «ūsu» biezums un garums, lonžeronu cirkulārais fitings, apšuvuma biezums, aktuatora garums, šķērssienas biezums un šķērssienas un lonžerona «ūsu» vienāda biezums. Sistēmas uzvedības funkcijas ietver smaguma centra pozīciju, elastīgās ass novietojumu, lāpstiņas vienības garuma masu, pirmo vērpes frekvenci un deformācijas.



6. att. Rotora lāpstiņas 3D galīgo elementu modelis



7. att. Modeļa mēroga rotora lāpstiņas ar C– lonžeronu šķērs griezumš



8. att. Modeļa mēroga rotora lāpstiņas ar D– lonžeronu šķērs griezumš

Lai aprakstītu savērptās lāpstiņas uzvedību, ir veikta analīze ar mērķi noteikt lāpstiņas savērpes leņķi, elastīgās ass novietojumu un pirmo vērpes pašsvārstību formas īpašvērtību. Papildu parametri — smaguma centra atrašanās vieta un lāpstiņas masa tika ņemti atrasti no galīgo elementu modeļa.

Lai noteiktu rotora lāpstiņas savērpes leņķi un deformācijas, tika izmantota termālā analogija. Termālo analogiju starp pjezoelektriskām un termiski inducētām deformācijām lieto, lai modelētu pjezoelektriskos efektus, kad aktuatoru raksturojošos pjezoelektriskos koeficientus uzskata par termiskās izplešanās ekvivalentiem, bet spriegumu — par temperatūras ekvivalentu.

Pirms parametriskās analīzes tika pētīta galīgo elementu metodes rezultātu konverģence dažādiem galīgo elementu tīkliem, un iegūtais optimālo elementu skaits tika lietots turpmākajos aprēķinos un pētījumos.

Parametriskā analīze lāpstiņai ar C– lonžeronu parādīja, ka vismazākā ietekme uz savērpes leņķi (zem 5 %) ir lonžerona garumam. Lāpstiņai ar D– lonžeronu vismazākā ietekme uz savērpes leņķi (zem 5 %) ir «ūsu» garumam un šķērssienas biezumam.

4. Konstrukcijas optimizācijas metodoloģija

Šajā daļā, balstoties uz eksperimentu plānošanu un atbildes virsmas tehniku, ir izstrādāta metodoloģija ar makrostiegru kompozīta aktuatoriem aprīkotas jaunas rotora lāpstiņas projektēšanai. Izmantojot rezultātus, kas iegūti, veicot parametrisko analīzi rotora lāpstiņām ar C– un D– lonžeroniem, un ņemot vērā ražotāju prasības, ir formulēta optimizācijas problēma par aktuatoru optimālu izvietojumu helikoptera rotora lāpstiņā.

Mērķa funkcija $f(x) \Rightarrow \max$

**Konstrukcijas
mainīgie:**

$$x = \{l, t_{skin}, t_{spar}, L\}$$

$$16,0 \leq l \leq 24,0 \text{ mm}$$

$$0,25 \leq t_{skin} \leq 1,25 \text{ mm}$$

$$0,50 \leq t_{spar} \leq 2,50 \text{ mm}$$

$$16,0 \leq L \leq 100,0 \text{ mm}$$

Ierobežojumi: $22 \leq y_{cg} \leq 30 \% c$

$$10 \leq y_{ea} \leq 25 \% c$$

$$m \leq 1,35 \text{ kg/m}$$

$$f_{T1} \geq 59,1 \text{ Hz}$$

Mērķa funkcija $f(x)$ ir savērpes leņķis. Lapstiņai ar D– lonžeronu konstrukcijas mainīgais t_{spar} ir šķērssienas un lonžerona «ūsu» vienāda biezums ($t_{spar} = t_{web}$). Lai nodrošinātu aeroelastīgo stabilitāti, ir ņemti vērā ierobežojumi uz šķērsriezuma smaguma centru un elastīgās ass novietojumiem. Vēl viens uzdevums ar makroslēgu kompozītu aktuatoriem aprīkotu rotora lāpstiņu konstrukcijās ir minimizēt attālumu starp smaguma centru un elastīgo asi, lai palielinātu savērpes leņķi un uzlabotu lāpstiņas aktīvo regulēšanu. Lai panāktu vēlamo lāpstiņas dinamiku, ir ņemti vērā arī ierobežojumi uz lāpstiņas garuma vienības masu un uz tās pirmo vērpes pašsvārstību frekvenci.

Balstoties uz modeļa mēroga rotora lāpstiņas ar C– lonžeronu parametriskās analīzes rezultātiem, ir formulēta problēma par makroslēgu kompozīta aktuatoru optimālu izvietojumu pilnizmēra rotora lāpstiņā. Konstrukcijas mainīgo robežas pilnizmēra rotora lāpstiņām ir atrastas, pareizinoš modela lāpstiņu mainīgo robežas ar koeficientu 2,67.

Mērķa funkcija $f(x) \Rightarrow \max$

**Konstrukcijas
mainīgie:**

$$x = \{l, t_{skin}, t_{spar}, L\}$$

$$42,7 \leq l \leq 64,1 \text{ mm}$$

$$0,25 \leq t_{skin} \leq 1,25 \text{ mm}$$

$$1,34 \leq t_{spar} \leq 6,68 \text{ mm}$$

$$42,7 \leq L \leq 267 \text{ mm}$$

Ierobežojumi:

$$y_{cg} = 30 \% c$$

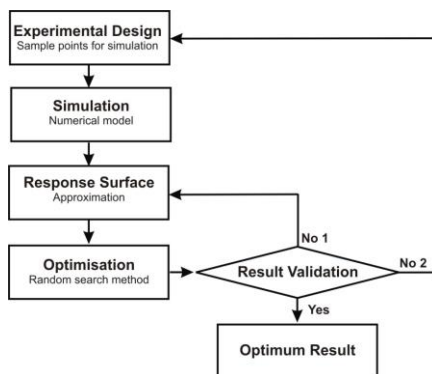
$$10 \leq y_{ea} \leq 25 \% c$$

$$m \leq 11 \text{ kg/m}$$

$$f_{T1} \geq 21 \text{ Hz}$$

Optimizācijas metodoloģijas vispārīga blokshēma ir parādīta 9. attēlā. Pirmajā posmā (*Experimental Design*) tiek izveidots eksperimentu plāns atkarībā no konstrukcijas mainīgo un eksperimentu skaita. Otrajā posmā (*Simulation*) tiek konstruēts konstrukcijas skaitliskais modelis, lai aprakstītu tās reakciju, un tad eksperimenta plāna punktus tiek veikta analīze ar galīgo elementu metodi. Trešajā posmā (*Response Surface*), izmantojot skaitliskos datus, kas eksperimenta plāna punktus ir iegūti ar galīgo elementu metodi, tiek konstruētas aproksimācijas funkcijas. No eksperimentāliem datiem iegūtos vienkāršos matemātiskos modeļus lieto kā mērķa funkcijas un ierobežojumus optimālajā projektēšanā. Nelineāro optimizēšanu (*Optimisation*) veic ar stohastiskās meklēšanas metodi, izmantojot

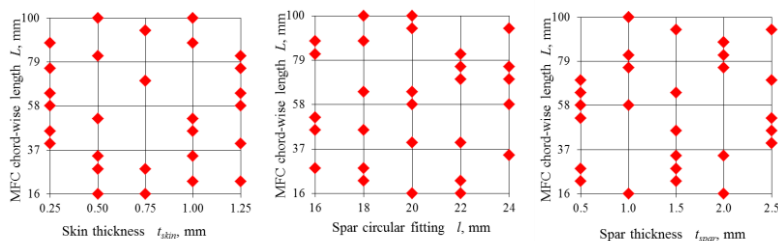
iepriekšējā posmā iegūtās atbildes virsmas. Nelineārās optimizēšanas rezultātus piektajā posmā (*Result Validation*) pārbauda ar galīgo elementu metodi. Optimālie konstrukcijas mainīgie tiek izmantoti skaitliskajā modelī, lai optimizācijas rezultātus salīdzinātu ar skaitliskajiem. Ja starpība pārsniedz 5 %, jāuzlabo aproksimējošo funkciju korelācijas vai dažiem parametriem jāmaina definīcijas apgabals. Šis procedūras veic pirms galīgās optimizēšanas.



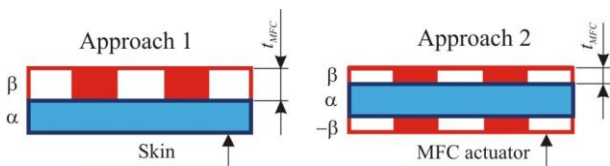
9. att. Rotora lāpstiņas konstrukcijas optimizācijas metodoloģijas blokshēma

5. Modeļa mēroga rotora lāpstiņu optimālā projektēšana

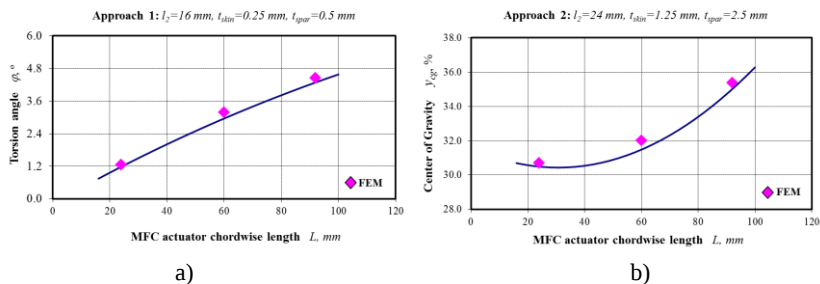
Šajā daļā ir doti optimizācijas rezultāti modeļa mēroga lāpstiņām ar C– un D–lonžeroniem, ka arī uzrādīti divi iespējamie pjezoelektrisko aktuatoru pielietojumi. Lai atrisinātu optimizācijas problēmu, rotora lāpstiņām tika izveidots eksperimentu plāns ar četriem meklējamiem parametriem ($n = 4$) un 30 eksperimentu punktiem ($k = 30$) (10. att).



10. att. Eksperimentu plāni: 2D skats



11. att. MC aktuators izvietošanas konstruktīvie risinājumi



12. att. Atbildes virsmu verifikācija ar galīgo elementu metodi rotora lāpstiņām ar C–lonžeronu: savērpes leņķis (a) un smaguma centra novietojums (b) atkarība no MC aktuatora hordas garuma

Lai uzlabotu savērpes kvalitāti rotora lāpstiņām ar C– un D– lonžeroniem, pētījumā tika izmantoti divi makrostiegru kompozīta aktuators izvietošanas konstruktīvie risinājumi (11. att.): ar aktuatoriem augšējā apšuvumā (1. pieeja) un ar aktuatoriem gan augšējā, gan apakšējā apšuvumā (2. pieeja).

Punktos, kas bija atšķirīgi no eksperimentu plānos izmantotajiem, šīs atbildes virsmas tika verificētas ar galīgo elementu risinājumiem (12. att.).

Nelineāras optimizācijas problēma tika risināta ar stohastiskas meklēšanas metodi *EdaOpt* programmā. Optimizācijas rezultāti rotora lāpstiņām ar C– un D–lonžeroniem ir redzami 1. un 2. tabulā. Pie 1000 V sprieguma tika aprēķināti maksimālie savērpes leņķi. Ar lineārās interpolācijas palīdzību tika atrasts, ka pie 2000 V spriegumu maksimālais savērpes leņķis palielinās divas reizes.

Ar atbildes virsmas modeli (AVM) iegūtie optimālie rezultāti tika salīdzināti ar galīgo elementu metodes (GEM) risinājumiem. Vairumā gadījumu atšķirības nepārsniedza 3 %, kas liecina par aproksimācijas funkciju labu korelāciju.

No optimizācijas rezultātiem ir redzams, ka D– un C– lonžeroni dod apmēram vienu un to pašu maksimālo savērpes leņķi abās pieejās. Bet attiecībā uz minimālo attālumu starp smaguma centru un elastīgo asi D– lonžerons ir efektīvāks, īpaši 1. pieejā.

1. tabula

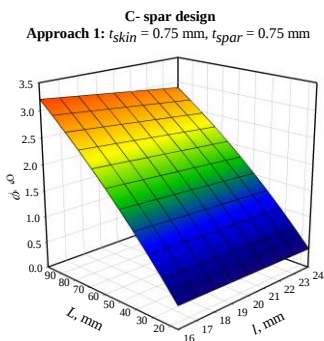
Optimizācijas rezultāti lāpstiņām ar C– un D– lonžeronu

1. pieeja	Konstrukcija mainīgie				Ierobežojumi				Mērķa funkcija
	l mm	t_{skin} mm	t_{spar} mm	L mm	y_{cg} %	y_{ea} %	m kg/m	f_{T1} Hz	φ °
C– lonžerons									
AVM	24,0	0,25	0,50	91,0	26,5	16,3	0,99	59,15	7,82
GEM	24,0	0,25	0,50	90,0	26,7	16,6	0,99	57,90	7,76
Δ %	—	—	—	—	0,7	1,8	0	2,1	0,7
D– lonžerons									
AVM	16,0	0,25	1,00	89,0	29,7	22,1	0,96	59,15	8,02
GEM	16,0	0,25	1,00	88,0	29,4	21,9	0,95	58,10	8,08
Δ %	—	—	—	—	1,0	0,9	1,0	1,8	0,7

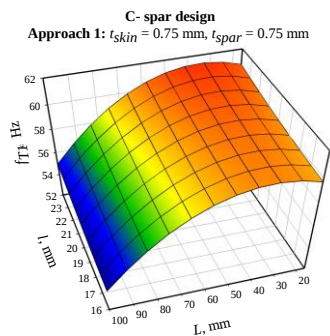
2. tabula

Optimizācijas rezultāti lāpstiņām ar C– un D– lonžeronu

2. pieeja	Konstrukcija mainīgie				Ierobežojumi				Mērķa funkcija
	l mm	t_{skin} mm	t_{spar} mm	L mm	y_{cg} %	y_{ea} %	m kg/m	f_{T1} Hz	φ °
C– lonžerons									
AVM	16,0	0,25	1,50	77,0	28,9	15,7	1,16	59,30	11,04
GEM	16,0	0,25	1,50	76,0	29,2	16,0	1,14	59,82	11,12
Δ %	—	—	—	—	1,0	1,8	1,7	0,9	0,7
D– lonžerons									
AVM	22,0	0,25	0,50	82,0	29,4	18,1	1,20	59,77	10,78
GEM	22,0	0,25	0,50	82,0	29,0	17,7	1,23	58,88	10,78
Δ %	—	—	—	—	1,4	2,3	2,5	1,5	0



a)



b)

13. att. Savērpes leņķis (a) un pirmā vērpes frekvence (b) atkarībā no konstrukcijas mainīgajiem

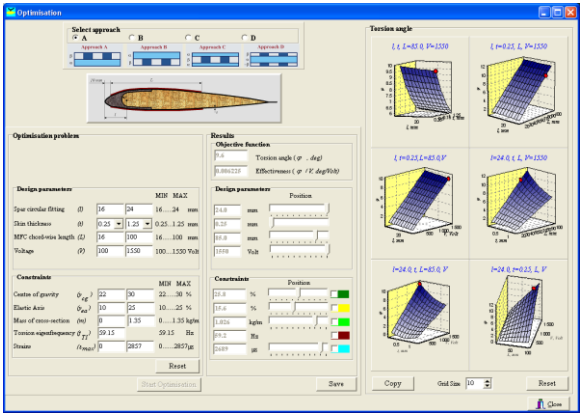
Lai izpētītu dažādu konstrukcijas parametru ietekmi uz uzvedības funkcijām un noskaidrotu konstrukcijas jutību, papildus tika veikta praktiskā analīze ar atbildes virsmām helikoptera rotora lāpstiņai ar C– lonžeronu 1. pieejas gadījumā (13. att).

Lai verificētu modelēšanas precizitāti, tika salīdzināts parauglāpstiņu eksperimentālie savērpes leņķi ar iegūtajiem 3D skaitliskās modelēšanas leņķiem. Parauglāpstiņā tika projektēta un izgatavota Vācijas Aerokosmiskajā centrā (DLR). 3. tabulā ir redzams, ka atšķirības starp eksperimentālajiem un modelēšanā iegūtajiem savērpes leņķiem bija 5,9 % DLR lāpstiņai un 3,2 % RTU lāpstiņai. RTU lāpstiņu iegūtie rezultāti liecina, ka pjezoelektriskās aktuācijas modelis ar termālo analogiju adekvāti prognozē aktuatora funkcionēšanas kvalitāti un apstiprina RTU izstrādātas modelēšanas precizitāti.

Beidzot, liekot lietā izpētīto metodoloģiju MC aktuatoru optimālai izvietojšanai rotora lāpstiņās, tika izstrādāts projektēšanas instruments, kas sastāv no četriem galvenajiem blokiem un četriem konstruktīviem risinājumiem MK aktuatoru pielietošanai. Konstruktors var izvēlēties optimālo risinājumu vai izstrādāto projektēšanas instrumentu.

3. tabula

Eksperimentālo un aplēses rezultātu salīdzinājums					
Nosaukums	Simbols	Mērvienība	Eksperiments	Skaitliska modelēšana	
				DLR	RTU
Savērpes leņķis	φ	[°pp]	3,93	3,70	4,06
Verpes intensitāte	φ/R_a	[°pp/m]	2,87	2,70	2,94



14. att. Projektēšanas instrumentu optimizācijas bloks

6. Pilnizmēra rotora lāpstiņu optimālā projektēšana

Šajā daļā ir aprakstīta pilnizmēra rotora lāpstiņas ar C– lonžeronu optimālā konstrukcija. Šī lāpstiņa ir izvēlēta, lai demonstrētu vēl citas optimizācijas procesa spējas. Optimizācijas rezultāti ir iegūti diviem iespējamiem MK aktuatoru pielietojumiem.

Pirms pilnizmēra rotora lāpstiņas optimizācijas tika palielināts mērogs problēmai par aktuatoru optimālu izvietojumu modeļa un pilna izmēra rotora lāpstiņām ar C– lonžeronu bez astes daļas. Šim nolūkam daži modeļa mēroga lāpstiņas parametri, proti, lonžerona cirkulārais fitings, lonžeronu «ūsu» biezums un MK hordas garums, tika reizināts ar mēroga koeficientu 2,67. Tika izmainīti arī daži ierobežojumi saskaņā ar konstruktora prasībām. Mēroga palielināšanas problēmas atrisināšanai tika izvēlēta 1. pieeja. Rotora lāpstiņām tika izveidots eksperimentu plāns ar četriem meklējamiem parametriem ($n = 4$) un 30 eksperimenta punktiem ($k = 30$). Optimālie rezultāti, kas iegūti ar atbildes virsmas modeli (AVM) pilnizmēra rotora lāpstiņai bez astes daļas un modeļa mēroga lāpstiņai, ir doti 4. tabulā.

4. tabula

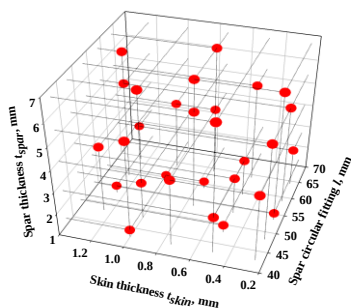
Optimizācijas rezultāti modeļa mēroga un pilnizmēra									
	Konstrukcija mainīgie				Ierobežojumi			Mērķa funkcija	
	l mm	t_{skin} mm	t_{spar} mm	L mm	y_{cg} %	y_{ea} %	m kg/m	f_{T1} Hz	φ °
Modeļa lāpstiņa									
$22 \leq y_{cg} \leq 30 \%c$ $f_{T1} \geq 59,15$ Hz	24,0	0,25	0,50	91,0	26,5	16,3	0,99	59, 2	3,91
Pilnizmēra lāpstiņa									
$27,5 \leq y_{cg} \leq 32,5 \%c$	42,7	0,50	1.34	267,0	28,9	17,8	4,46	21,5	2,68
$y_{cg} = 30 \%c$	46,2	0,75	1.34	267,0	30,0	17,9	4,98	22,4	2,16
$27,5 \leq y_{cg} \leq 32,5 \%c$ $f_{T1} \geq 21,0$ Hz	64,1	0,75	5.56	263,0	28,2	15,5	6,75	23,5	1,94
$y_{cg} = 30 \%c$ $f_{T1} \geq 21,0$ Hz	52,1	1,00	3.75	252,0	30,0	17,0	6,20	23,5	1,70

Pilnizmēra rotora lāpstiņai tika analizētas četras ierobežojumu konstrukcijas. No optimizācijas rezultātiem ir redzams, ka mēroga palielināšanu var lietot tikai tad, ja pilnizmēra helikoptera rotora lāpstiņas optimizācijā ņem vērā visus ierobežojumus. Tādā gadījumā rotora lāpstiņas savērpes lenķis samazinās tikpat reizes, cik palielinās tās konstrukcijas parametru vērtības.

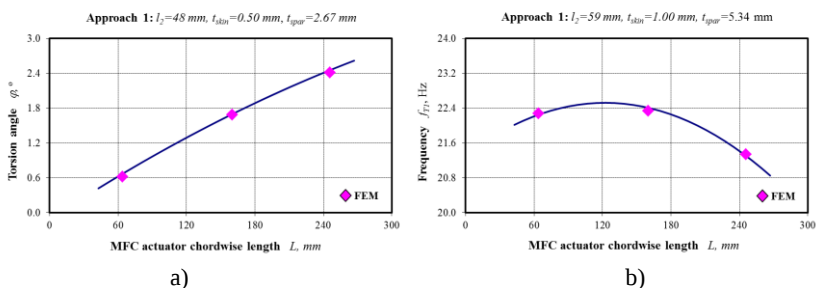
Nākamajā solī tika optimizēta pilnizmēra rotora lāpstiņa ar astes daļas. Lai atrisinātu šo optimizācijas problēmu, tika izvēlēts eksperimentu plāns ar četriem meklējamiem parametriem ($n = 4$) un 30 eksperimentu punktiem ($k = 30$). Plāna

skaitliskās vērtības pilnizmēra rotora lāpstiņai ņemu no modeļa mēroga lāpstiņas eksperimentā plāna, pareizinot tās ar koeficientu 2,67 (15. att.). Šajā pētījumā par MK aktuatoru lietojumu tika izmantoti divi konstruktīvie risinājumi.

Eksperimenti plāna punktos ar galīgo elementu metodi tika atrasti risinājumi. Skaitliskos rezultātus izmantoju aproksimācijas funkciju noteikšanai. Visām sistēmas uzvedības funkcijām atbildes virsmas tika iegūtas ar korelācijas koeficientiem virs 90 %. Rezultātu verifikācija ir attēlota 16. attēlā, kur starp aproksimācijām un galīgo elementu metodes atrisinājumiem ir redzama ļoti laba korelācija. Nelineāras optimizācijas problēma tika atrisināta ar stohastiskās meklēšanas metodi, izmantojot atrastas atbildes virsmas. Pilnizmēra rotora lāpstiņas optimizācijas rezultāti, kas iegūti ar divām pieejām pie sprieguma 1000 V, ir doti 5. tabulā. Redzams, ka starpība starp optimālajiem (AVM) un skaitliskajiem rezultātiem (GEM), kas iegūti, izmantojot optimizācijas ģeometriskos datus, nepārsniedz 2 %. Šis rezultāts liecina par aproksimācijas funkciju labu korelāciju.



15. att. Eksperimentu plāns: 3D skats



16. att. Atbildes virsmu verifikācija ar galīgo elementu metodi rotora lāpstiņām ar C-lonžeronu 1. Pieeja: savērpes leņķis (a) un pirmās vērpes frekvences (b) atkarība no MC aktuatora hordas garuma

5. tabula

Pilnizmēra rotora lāpstiņas optimizācijas rezultāti, kas iegūti ar divām pieejām

	Konstrukcija mainīgie				Ierobežojumi				Mērķa funkcija
	l mm	t_{skin} mm	t_{spar} mm	L mm	y_{cg} %	y_{ca} %	m kg/m	f_{T1} Hz	φ °
1. pieeja									
AVM	47,7	1,0	3,7	258,0	30,0	23,8	6,1	21,1	3,56
GEM	47,7	1,0	3,7	262,0	29,9	23,6	6,1	21,0	3,62
Δ %	—	—	—	—	0,3	0,8	0	0,5	1,7
2. pieeja									
AVM	42,8	0,75	4,9	244,0	30,0	21,6	6,7	21,1	6,62
GEM	42,8	0,75	4,9	246,0	30,2	21,9	6,7	20,9	6,70
Δ %	—	—	—	—	0,3	0,8	0	0,5	1,2

6. tabula

Optimizācijas rezultāti pilnizmēra rotora lāpstiņai ar jauniem ierobežojumiem

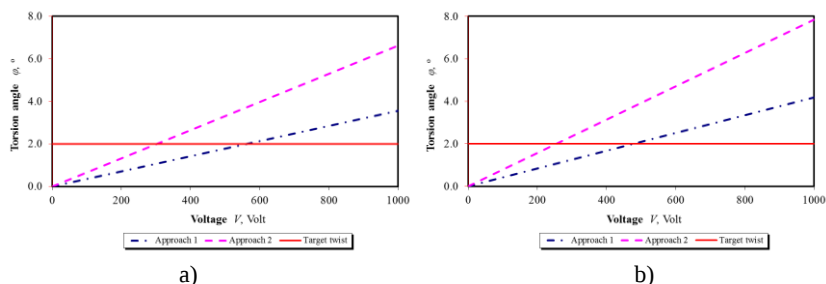
	Konstrukcija mainīgie				Ierobežojumi				Mērķa funkcija
	l mm	t_{skin} mm	t_{spar} mm	L mm	y_{cg} %	y_{ca} %	m kg/m	f_{T1} Hz	φ °
1. pieeja									
AVM	47,7	0,75	3,6	258,0	28,9	22,7	5,7	21,1	4,18
GEM	47,7	0,75	3,6	262,0	28,8	22,3	5,7	20,8	4,18
Δ %	—	—	—	—	0,4	1,8	0	1,4	0
2. pieeja									
AVM	42,7	0,5	1,3	227,0	28,4	22,0	5,3	21,1	7,84
GEM	42,7	0,5	1,3	225,0	28,5	22,8	5,3	20,1	7,94
Δ %	—	—	—	—	1,0	0,9	0	1,8	0,7

Risinot mēroga palielināšanas problēmu, tika novērots, ka savērpes leņķis, kas iegūts, lietojot 30 % smaguma centra novietojuma ierobežojumu, ir mazāks nekā gadījumā ar $y_{cg} = 27,5..32,5$ % smaguma centra novietojuma ierobežojumu. Lai maksimizētu savērpes leņķi, tika papildus pētīti arī jauni smaguma centra novietojuma ierobežojumi (6. tabula).

Veicot salīdzinošu pētījumu par optimālajiem rezultātiem pilnizmēra rotora lāpstiņai ar dažādiem ierobežojumiem, atklājas, ka jaunu smagumu centra novietojuma ierobežojumi palielina savērpes leņķi un samazina lāpstiņas garuma vienības masu. Minimālais attālums starp smaguma centru un elastīgas asi saglabājas vienāds abās pieejās. Šie rezultāti pierāda, ka jaunie ierobežojumi ir efektīvāki.

Kad konstrukcijas optimizācija bija sekmīgi pabeigta, varēja atrast sakarību starp savērpes leņķi un izmantoto elektrisko spriegumu (17. att.). Parasti nepieciešamais aktuācijas $\pm 2^\circ$ savērpums ir minimālais veiktspējas līmenis pjezoelektriski aktuācijai. Kā redzams, lai iegūtu plānoto $\pm 2^\circ$ aktuāciju, optimālām lāpstiņām dažādām pieejām vajadzīgs dažāds elektriskais spriegums. Redzams, ka

2. pieeja ļauj samazināti helikoptera vibrācijas un troksni, izmantojot zemāku spriegumu nekā 1. pieejā.



17. att. Minimizētais elektriskais spriegums 1. un 2. pieejā:

(a) $y_{cg} = 30\%$, (b) $27,5 \leq y_{cg} \leq 32,5\%$

Secinājumi un rezultāti

Promocijas darbā aprakstītais pētījums ir veikts, lai izstrādātu jaunu modelēšanas un optimizācijas metodoloģiju ar aktīvo savērpī aprīkoto rotora lāpstiņu projektēšanai ar nolūku samazināt vibrācijās un radīto troksni. Atbilstoši ražotāju prasībām modeļa mēroga un pilnizmēra helikoptera rotora lāpstiņām ir izveidoti 3D galīgo elementu modeļi, kas ir verificēti ar statisko eksperimentu rezultātiem, salīdzinot lāpstiņu savērpes leņķus. Modeļa mēroga un pilnizmēra lāpstiņām ar C– un D– lonžeroniem ir atrasti jauni optimāli risinājumi, un ir doti divi iespējami pjezoelektrisko aktuatoru pielietojumi. Iegūtie rezultāti ļauj izdarīt šādus secinājumus.

- I. Balstoties uz parametriskās analīze rezultātiem, kas iegūti ar galīgo elementu metodi, ir formulēta problēma par MK aktuatoru optimālo izvietojumu rotora lāpstiņās. Modeļa mēroga rotora lāpstiņām ar C– un D– lonžeroniem ir veikta parametriskā analīze, lai noteiktu šķērssgriezuma parametru ietekmi uz savērpes leņķi un izpētītu sistēmas uzvedības funkciju atkarību no konstrukcijas parametriem. Pirms skaitļojumu veikšanas tika analizēta galīgo elementu metodes rezultātu konverģence dažādu galīgo elementu tīklu gadījumos. Lāpstiņu parametriskie pētījumi parādīja, ka salīdzinājumā ar citiem konstrukcijas parametriem, lonžeronu «ūsu» garumam un šķērssieni biezumam ir vismazākā ietekme uz savērpes leņķi (nepārsniedz 5 %).
- II. Lai atrisinātu optimizācijas problēmas rotora lāpstiņām ar C– un D– lonžeroniem modeļa mērogā, tika izmantoti četri konstrukcijas mainīgie un divi iespējami pjezoelektrisko aktuatoru lietojumi. Balstoties uz optimizācijas analīzes rezultātiem, ir atrasts, ka C– un D– lonžeroniem abi pieeju gadījumi dod apmēram vienādu maksimālu savērpes leņķi. Taču attāluma

minimizēšanā starp smaguma centru un elastīgo asi efektīvāks ir D– lonžerons, īpaši — izmantojot 1. pieeju.

- III. Konstruktoru ērtībai tika veikta arī parametriskā analīze ar atbildes virsmu, lai noskaidrotu dažādu konstrukcijas parametru ietekmi uz sistēmas uzvedības funkcijā. Šī analīze veikta helikoptera rotora lāpstiņai ar C– lonžeronu, izmantojot 1. pieeju.
- IV. Salīdzinājums starp eksperimentālam un skaitliski atrastām savērpes leņķa vērtībām parādīja, ka pjezoelektriskas aktuācijas modelis adekvāti prognozē statisko aktuācijas kvalitāti, ja izmanto termisko analogiju, un apstiprina darbā izstrādātās modelēšanas precizitāti.
- V. Sekojot jaunajai projektēšanai metodoloģijai, ir izveidots jauns instruments MK aktuatoru optimālai izvietošanai rotora lāpstiņās. Konstruktors var vai nu lietot iegūtos optimālos rezultātus, vai izmantot piedāvāto projektēšanas instrumentu ar četriem risinājumiem MK aktuatoru pielietošanai.
- VI. Pirms pilnizmēru rotora lāpstiņas optimizācijas tika veikta mēroga palielināšana uzdevums par aktuatoru optimālu izvietošanu modeļa un pilna izmēra rotora lāpstiņās ar C– lonžeronu bez astes daļas. Pilnizmēra rotora lāpstiņai ir analizētas četras ierobežojumu kombinācijas. Optimizācijas rezultāti parādīja, ka mēroga palielināšanu var lietot tikai tad, ja pilnizmēra rotora lāpstiņās optimizācijā ņem vērā visus ierobežojumus.
- VII. Lai demonstrētu citas jaunā optimizācijas procesa spējas, ir izvēlēta optimālā projektēšana pilnizmēra rotora lāpstiņai ar C– lonžeronu. Papildus tika izpētīta arī smaguma centra novietojuma ietekme. Ir pierādīts, ka ierobežojumu diapazons paplašināšana palielina savērpes leņķi un samazina lāpstiņas masu.
- VIII. Ir atrasta sakarība starp savērpes leņķi un vajadzīgo spriegumu, kas nodrošina rezultējošo aktuāciju $\pm 2^\circ$ robežās pilnizmēra rotora lāpstiņai ar MK aktuatoriem divu pieeju gadījumos.

Pētījumos iegūtie dati ir paredzēti izmantošanai Eiropas vadošajās kompānijās, pētniecības institūtos un akadēmiskajās iestādēs, kas nodarbojas ar helikoptera rotora lāpstiņu projektēšanu. Jaunā modelēšanas un optimizācijas metodoloģija ar aktīvu savērpi aprīkotas lāpstiņas projektēšanai ļaus izvērst turpmākus pētījumus aktīvas savērpes konstrukciju jomā. Tālākiem pētījumiem ir ieteicams palielināt konstrukcijas mainīgo skaitu optimizācijas procedūrā.

INTRODUCTION

Topicality of the Theme

Like other transport systems, helicopters generate external vibration and noise due to the complex nature of their dynamic systems and suffer from NOx emission. It is therefore very essential that in the design of the new generation of rotorcrafts these issues are addressed to improve the situation, to make them environmentally friendly and acceptable to the general public. Modern society needs these indispensable systems due to their ability to complete medical, rescue and law enforcement missions. These missions require flight profiles close to the populated areas.

Vibratory loads and noise in helicopters arise from a variety of sources such as the main rotor, tail rotor, engine, gearbox, and fuselage. However, the main rotor is the most dominant source of vibration and noise, when the unsteady aerodynamic environment acts on highly flexible rotating blades. High vibration in the helicopter leads to discomfort of the passengers, increases pilot workload, reduces component fatigue life, limits forward flight speeds, and increases maintenance costs.

Application of the passive approach was the traditional vibration reduction technique, based on the usage of vibration isolators and absorbers. However, this methodology imparts undesirable weight penalties and yields insufficient vibration reduction. Later, new control techniques were developed. This strategy involves active approach such as Higher Harmonic Control (HHC) and Individual Blade Control (IBC). Disadvantages of these methods are adverse power requirements, limitation on excitation frequencies in HHC and extreme mechanical complexity of hydraulic slippers in IBC.

With an emergence of active materials, such as Active Fibre Composites and Macro Fibre Composites, the Active Twist Rotor concept was proposed. These new actuators only required electrical power to operate and did not require complicated mechanical devices in the rotating system.

The advantage of active twist actuation is simplicity of its actuation mechanism compared with that of flap actuation. This technology will allow ensuring the following: to blow away the blade tip vortices responsible for the blade slap noise, use thin blade tips but delay flow separation through high blade incident angles leading to lower power requirements and generate secondary excitation loads counteracting the original unsteady forces and moments at the rotor hub. Finally, the piezoceramic actuators integrated and distributed into the rotor blade skin generate dynamic blade twist and camber adapted to the flight condition at any given time, which leads to significant vibration and noise reduction and improves flight performance.

Aims of the Thesis

The main aim of the present Thesis is to develop new modelling and optimisation methodology for the design of a rotor blade with an active twist to enhance its capability for vibration and noise reduction. This methodology is based on the new 3D finite element model, planning of experiments and response surface technique to obtain high piezoelectric actuation forces and displacements with the minimal actuator weight and energy applied.

Research Objectives of the Thesis

- Development of the realistic 3D finite element models of the helicopter rotor blades in model-scale and full-scale for their analysis and optimal design;
- Parametric studies of the rotor blades with C– and D– spars in order to determine the influences of the cross-sectional design parameters on the active twist and study of the dependence of the behaviour functions on the design parameters;
- Solution of the optimisation problem for the model-scale rotor blades with C– and D– spars and two possible applications of the piezoelectric actuators;
- Development of the Design Tool for the optimum placement of Macro Fibre Composite actuators in the helicopter rotor blades;
- Solution of the optimisation problem for the full-scale rotor blade with C– spar and two possible applications of the piezoelectric actuators.

Research Tools and Methods

Research methods used in the present Thesis include the following:

- The methods of experimental design and response surface;
- Finite element software ANSYS;
- APDL programming;
- Graphical tools of Excel program for display and analysis of the results;
- EdaOpt software for Experimental Design, Analysis and Multiobjective Robust Optimisation.

Scientific Novelty of the Thesis

In the present Thesis, new optimal design methodology of rotor blades with an active twist is proposed. To perform finite element analysis, new realistic 3D finite element model of the helicopter rotor blades with skin of the rotor blade and Macro Fibre Composite actuators modelled by the linear layered structural shell elements is created. To activate piezoelectric effect, the thermal analogy is used. This

simplification gives the possibility to decrease the dimensions of the finite element model and considerably reduce the time of calculations. The finite element model of the helicopter rotor blade is validated successfully by using the results of an active twist experiment. New optimal solutions are obtained for the rotor blades with C- and D- spars in the model and full scales and two possible applications of the piezoelectric actuators. Comparative study is presented and effectiveness of the models is evaluated. Following the new design methodology, the Design Tool for the optimum placement of Macro Fibre Composite actuators in the helicopter rotor blades is developed. Using the Design Tool, designers can find a compromise between different optimal solutions to be used in the active twist control of helicopter rotor blades.

Practical Value of the Thesis

The results of this Thesis are the part of the collaborative European project “Integration of technologies in support of a passenger and environmentally friendly helicopter” (FRIENDCOPTER) under FRAMEWORK 6 program. The main aim of the project is to obtain environmentally friendly helicopters lowering impulsive exterior noise, excessive cabin vibrations and high fuel consumption by an active blade control. The researcher data obtained from the investigations are intended for the most experienced European companies, research institutes and academic institutions working in the field of helicopter rotor blade design. The development of new modelling and optimisation methodologies for the design of rotor blades with an active twist will allow further expansion of investigations in this field.

It should be noted that investigations on this topic are continued at present time within the Clean Sky program. It concerns the development of a full-scale active twist blade segment based on integrated piezoelectric actuators to allow the blade shape to be changed in a flight to improve performance and reduce rotor generated noise and vibrations.

Approbation of Thesis Results and Publications

Results of the present Thesis were reported at 15 international conferences and 8 working meeting within the project FRIENDCOPTER.

The Doctoral Thesis has been presented and discussed at 2 scientific meetings — at the Institute of Polymer Mechanics of the University of Latvia and at the Institute of Materials and Structures of Riga Technical University. Main results of the Thesis were disclosed in 14 publications published in international journals and conference proceedings.

Structure of the Thesis

This thesis consists of seven chapters, which are organized as follows:

Chapter 1 provides literature review on the vibration and noise reduction in helicopters with actively controlled twist blades.

Chapter 2 describes the structure of helicopter rotor blades with C- and D- spars in the model-scale and full-scales rotor blade. The dimensions and material properties of these blades are presented.

Chapter 3 presents the finite element modelling and numerical parametric study of the rotor blades with C- and D- spars. Parametric study is used to formulate an optimisation problem.

Chapter 4 describes an optimisation methodology, based on the planning of experiments and response surface technique for the design of new rotor blade with MFC actuators. The mathematical statement of the optimisation problem is presented and each component of the methodology is described in details.

Chapter 5 presents the optimisation results for the model-scale rotor blades with C- and D- spars and two possible applications of the piezoelectric actuators. Torsion angle obtained from the finite element simulation of helicopter rotor blade is compared with the experimental value to confirm modelling accuracy. The Design Tool was produced for the optimum placement of Macro Fibre Composite actuators in the helicopter rotor blades.

Chapter 6 presents the optimisation results for the full scale rotor blade and two possible applications of the piezoelectric actuators. Before optimal design solution of full-scale rotor blade, the numerical upscaling problem is investigated.

Finally, the research efforts and achievements of this Thesis are summarized in **Chapter 7**.

1. Literature Review

This chapter presents a comprehensive literature review on the vibration and noise reduction in helicopters with actively controlled twist blades. Two main topics are covered in the review. The first issue addressed is literature overview on helicopter vibration reduction by using different methodologies. The second provides literature review about active twist concepts in helicopter blades. The existing literature is classified into three following sections: experimental testing, numerical simulation and active twist optimisation.

2. Structure of Helicopter Rotor Blades

The structure of helicopter rotor blades with C- and D- spars in model-scale and full-scale rotor blade with C-spar were described in this chapter. The

investigated helicopter rotor blades presented in Fig. 1,2 were taken from the well-known passive BO105 model-scale rotor blade and are equipped with NACA23012 airfoil and have a rectangular shape with active part length 1.56 m and chord length 0.121 m (Fig. 3). The rotor blades consist of C-spar and D-spar made of unidirectional Glass Fibre Reinforced Polymer (GFRP), skin made of $\pm 45^\circ$ GFRP, foam core, Macro Fibre Composite (MFC) actuators embedded into the skin and balance weight. MFC actuators consist of rectangular piezoceramic fibres embedded in an epoxy matrix and sandwiched between polyamide films that have attached interdigitated electrode patterns as shown in Fig. 4.

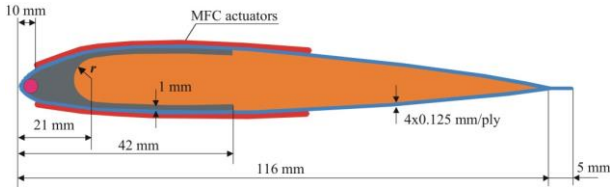


Fig. 1. Cross-section and planform of the model-scale rotor blade with C- spar.

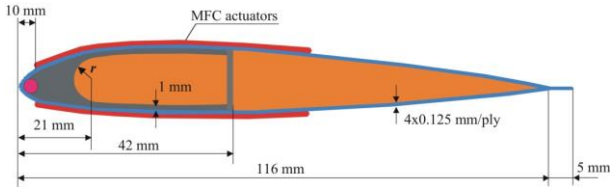


Fig. 2. D-shaped spar design variables.

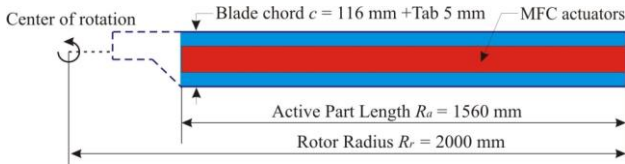


Fig. 3. Cross-section and planform of the model-scale rotor blade with C- spar.

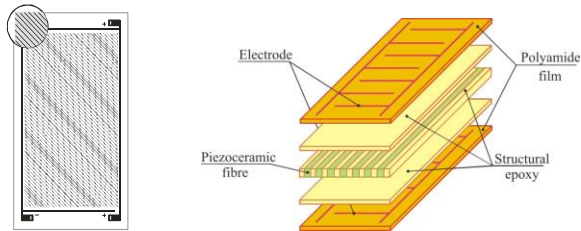


Fig. 4. Macro Fiber Composite actuator.

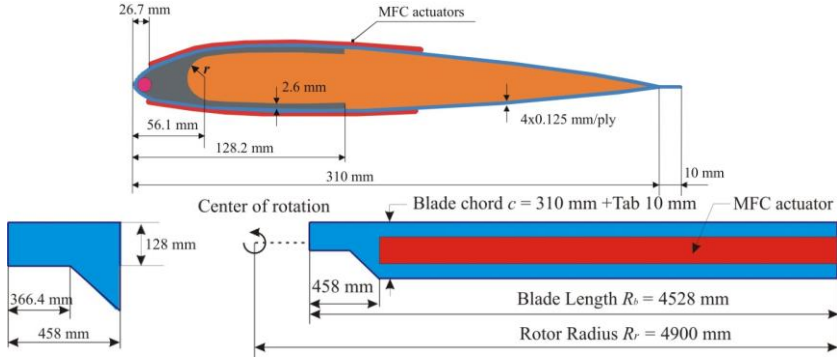


Fig. 5. Cross-section and planform of the full-scale rotor blade.

The interdigitated electrodes deliver the electric field required to activate the piezoelectric effect in the fibres and allow invoking stronger longitudinal piezoelectric effect along the length of the fibres, which aims to maximize the shear deformations in the laminated skin producing a distributed twisting moment along the blade. The direction of piezoceramic fibres in MFC coincides with the direction of outside GFRP skin layers.

The full-scale rotor blade with C-spar is chosen as an actual rotor blade to demonstrate the active twisting actuation performance using MFC actuators. In the real construction, this full-scale rotor blade is based on the passive BO105 model-scale rotor blade with C-spar. The cross-section parameters of the model-scale rotor blade are multiplied by the scale factor 2.67 (Fig. 5).

3. Finite Element Simulation of Helicopter Rotor Blades

This chapter presents the finite element modelling and numerical parametric studies of the rotor blades with C- and D- spars. 3D finite element model of the rotor blades were produced by commercial finite element software ANSYS (see Fig. 6). It comprised two different types of finite elements: SHELL 99 and SOLID 186 which were used to model different components of the blade. Some model simplifications were done, namely, foam material was removed from the rotor blade tail. The MFC actuators are modelled by shell elements SHELL99 and embedded as an additional layer in the skin. Difference between model-scale and full-scale blades is a root in the full-scale rotor blade. The root is modelled by linear layered structural shell elements SHELL99. The finite element model was constrained at one side of the blade with a clamped boundary condition.

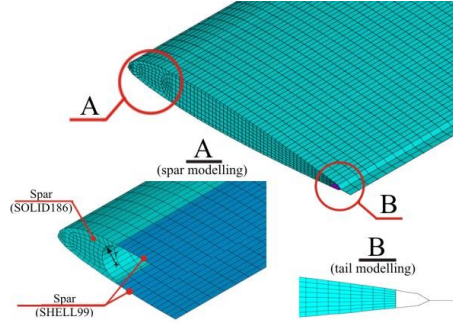


Fig. 6. 3D finite element model of the rotor blade.

Parametric study of the rotor blades with C- and D- spars was carried out in order to determine the influence of the cross-sectional design parameters on the torsion angle (φ) and study the dependence of the behaviour functions on the design parameters (see Fig. 7,8). The design parameters used for this study are spar “moustaches” thickness (t_{spar}) and length (l_1), spar circular fitting (l_2), skin thickness (t_{skin}), MFC actuator chordwise length (L), web thickness (t_{web}), the same thickness of the web and spar “moustaches” ($t_{spar} = t_{web}$). The behaviour functions have included the chordwise location of the centre of gravity (y_{cg}) and elastic axis (y_{ea}), blade mass per unit span length (m), first torsional frequency (f_{T1}) and strain (ε).

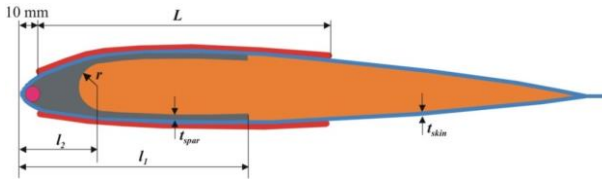


Fig. 7. C-spar design parameters.

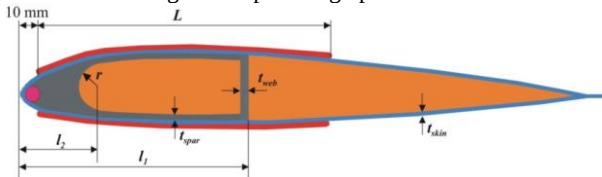


Fig. 8. D-spar design parameters.

To describe the behaviour of the twisted rotor blade, a structural static analysis is carried out to determine the torsion angle of the rotor blade, static torsion analysis to determine the location of the elastic axis and modal analysis to

determine the first torsion eigenfrequency. As additional parameters, the location of the centre of gravity and the mass of rotor blade are found from the finite element model.

The thermal analogy is involved in the static structural analysis to determine the torsion angle and strains arising in the helicopter rotor blade. Thermal analogy between piezoelectric strains and thermally induced strains is used to model piezoelectric effects, when piezoelectric coefficients characterizing an actuator are introduced as thermal expansion coefficients and voltage is equivalent to temperature.

Convergence of the finite element results was examined for different meshes before parametric study. From the results of mesh analysis, a finite element model with optimal number of elements was chosen for future calculations and research.

The parametric study of the blade with C-spar has shown that the spar “moustaches” length has the smallest influence on the torsion angle (less than 5 %). The parametric study of the blade with D-spar has shown that the spar “moustaches” length and web thickness have the smallest influence on the torsion angle (less than 5 %).

4. Design Optimisation Methodology

This chapter presents the development of an optimisation methodology, based on the planning of experiments and the response surface technique for the design of new rotor blade with MFC actuators. An optimisation problem for the optimum placement of actuators in the helicopter rotor blade was formulated based on the results of parametric study of the rotor blades with C- and D- spar and taking into account the producers requirements:

Objective function $f(x) \Rightarrow \max$

Design variables: $x = \{l, t_{skin}, t_{spar}, L\}$

$$16 \leq l \leq 24 \text{ mm}$$

$$0.25 \leq t_{skin} \leq 1.25 \text{ mm}$$

$$0.50 \leq t_{spar} \leq 2.50 \text{ mm}$$

$$16 \leq L \leq 100 \text{ mm}$$

Constraints: $22 \leq y_{cg} \leq 30 \% c$

$$10 \leq y_{ea} \leq 25 \% c$$

$$m \leq 1.35 \text{ kg/m}$$

$$f_{T1} \geq 59.1 \text{ Hz}$$

where the objective function $f(x)$ is the torsion angle and in the D-spar, the design variable t_{spar} means the same thickness for the web and spar “moustaches” ($t_{spar} = t_{web}$). The constraints for the chordwise locations of the cross-sectional center of gravity and elastic axis are taken into account for aeroelastic stability. Another concern in the helicopter rotor design with MFC actuators is an attempt to minimize the distance between the center of gravity and elastic axis in order to increase the torsion angle and to improve active control of the rotor blade. The

constraints for the blade mass per unit span length and the first torsional frequency of the blade are accounted for desirable blade dynamics.

The optimisation problem for the optimum placement of MFC actuators in the full-scale rotor blade is formulated on the results of parametric study of model-scale rotor blade with C–spar described above. The bounds of the design variables for the full-scale rotor blade are determined multiplying the bounds of the design variables for the model-scale rotor blade by the scale coefficient 2.67:

Objective function $f(x) \Rightarrow \max$

Design variables: $x = \{l, t_{skin}, t_{spar}, L\}$
 $42.7 \leq l \leq 64.1 \text{ mm}$
 $0.25 \leq t_{skin} \leq 1.25 \text{ mm}$
 $1.34 \leq t_{spar} \leq 6.68 \text{ mm}$
 $42.7 \leq L \leq 267 \text{ mm}$

Constraints: $y_{cg} = 30 \% C$
 $10 \leq y_{ea} \leq 25 \% C$
 $m \leq 11 \text{ kg/m}$
 $f_{T1} \geq 21 \text{ Hz}$

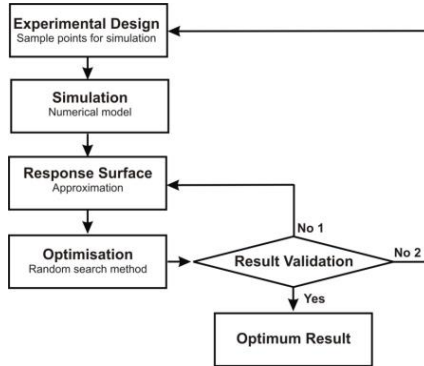


Fig. 9. The flowchart of optimisation methodology for the design of the rotor blade.

The general flowchart of the optimisation methodology is shown in Fig. 9. In the first stage (Experimental Design), a plan of experiments is produced in dependence on the number of design variables and the number of experiments. In the second stage (Simulation), the numerical model is created in order to model the response of a structure and then finite element analysis is performed in the reference points of experimental design. In the third stage (Response Surface), the numerical data obtained by the finite element calculations in the sample points is used in order to build approximating functions using response surface method. These simple mathematical models obtained from the data of experiments are used as objective functions and constraints in the optimal design problem. The non-linear optimisation problem is executed by the random search method using the obtained response surfaces in the next stage (Optimisation). The optimal result of non-linear optimisation is checked using the finite element solution in the fifth

stage (Result validation). The optimal design variables are used in the numerical model in order to compare the difference between the optimisation result and the numerical solution. If the difference between the optimal result and the finite element solution is higher than 5 %, there is a need to improve the correlations of the approximating functions or change the design space for some parameters. The procedures are executed before obtaining the final optimal solution.

5. Optimal Design of Model-Scale Rotor Blades

In this chapter, optimisation results were presented for the model-scale rotor blades with C- and D- spars and two possible applications of the piezoelectric actuators. For the optimisation problem solution, the plan of experiment with four unknown parameters ($n = 4$), and 30 experiment points ($k = 30$) were selected for rotor blades (Fig. 10). To improve the twist actuation performance of rotor blades with C- and D- spars, two design solutions for the application of MFC actuator were used in this study (Fig. 11): application of MFC active material on the top of the skin (Approach 1); application of MFC active material on the top and bottom of the skin (Approach 2).

Subsequently, in the points of plan of experiments the finite element solutions were performed. The numerical data obtained by the finite element calculations in the points of plan of experiments were used in order to build the approximating functions. Response surfaces for all behaviour functions were obtained with the correlation coefficients around 90 % and higher. These response surfaces were verified by the finite element solutions in the points different from the points taken in the plan of experiments (Fig. 12).

Non-linear optimisation problem was solved by the random search method using the obtained response surfaces in the corresponding program EdaOpt. The optimisation results obtained for the rotor blade with C- and D- spars are listed in Table 1 and Table 2. The maximum torsion angles were calculated; when voltage is 1000 V. Using a linear interpolation of twist deflection with the maximum voltage 2000 V_{pp} the maximum torsion angles increases 2 times.

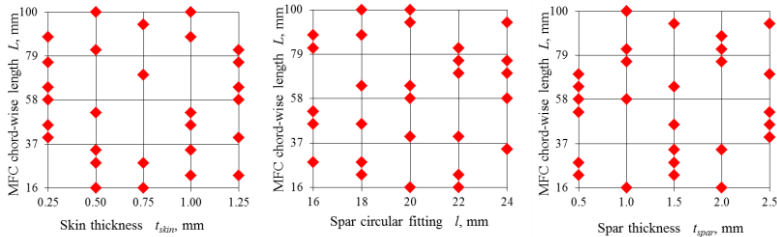


Fig. 10. Plans of experiments: 2D-view.

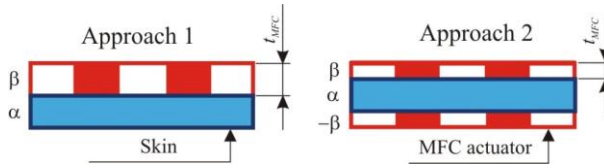


Fig. 11. Application of MFC actuators.

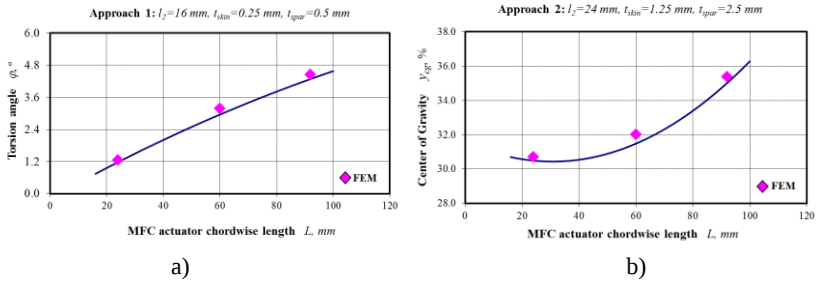


Fig. 12. Verification of the response surfaces for rotor blade with C-spar and Approach 1: the torsion angle (a) and centre of gravity (b) dependence on the MFC actuators chordwise length.

The optimal results obtained with the response surface model (RSM) are compared with the finite element solutions (FEM). Mostly residuals do not exceed 3 %, which show good correlation of the approximating functions.

From the optimisation results it is seen that D-spar and C-spar have approximately the same results of maximal torsion angle for two approaches. However, the minimal distance of the centre of gravity and elastic axis demonstrates that D-spar is more effective, especially for the first approach.

Table 1
Optimisation results of the rotor blade with C- and D- spar (Approach 1)

Symbol/ Units	Design				Constraints				Objective function
	l mm	t_{skin} mm	t_{spar} mm	L mm	y_{cg} %	y_{ea} %	m kg/m	f_{T1} Hz	φ °
C-spar									
RSM	24.0	0.25	0.50	91.0	26.5	16.3	0.99	59.15	7.82
FEM	24.0	0.25	0.50	90.0	26.7	16.6	0.99	57.90	7.76
Δ %	—	—	—	—	0.7	1.8	0	2.1	0.7
D-spar									
RSM	16.0	0.25	1.00	89.0	29.7	22.1	0.96	59.15	8.02
FEM	16.0	0.25	1.00	88.0	29.4	21.9	0.95	58.10	8.08
Δ %	—	—	—	—	1.0	0.9	1.0	1.8	0.7

Table 2

Optimisation results of the rotor blade with C- and D- spar (Approach 2)

Symbol/ Units	Design				Constraints				Objective function
	l mm	t_{skin} mm	t_{spar} mm	L mm	y_{cg} %	y_{ea} %	m kg/m	f_{T1} Hz	φ °
C-spar									
RSM	16.0	0.25	1.50	77.0	28.9	15.7	1.16	59.30	11.04
FEM	16.0	0.25	1.50	76.0	29.2	16.0	1.14	59.82	11.12
Δ %	—	—	—	—	1.0	1.8	1.7	0.9	0.7
D-spar									
RSM	22.0	0.25	0.50	82.0	29.4	18.1	1.20	59.77	10.78
FEM	22.0	0.25	0.50	82.0	29.0	17.7	1.23	58.88	10.78
Δ %	—	—	—	—	1.4	2.3	2.5	1.5	0

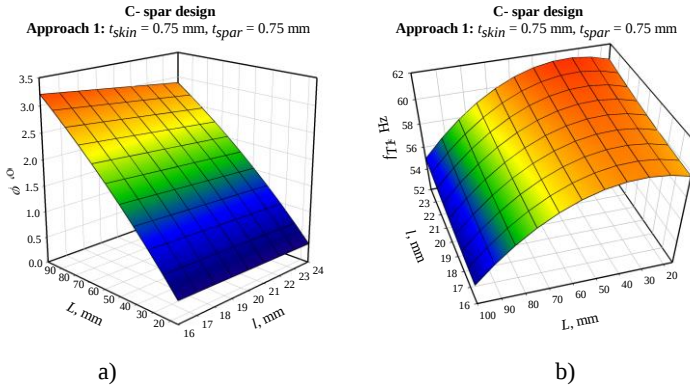


Fig. 13. The torsion angle (a) and first torsional frequency (b) dependency on the design variables.

Parametric study by response surfaces was carried out additionally for a designer convenience to investigate the influence of different design parameters on the behaviour functions and to study sensitivities of the structure. Analysis was performed for the helicopter rotor blade with C-spar and Approach 1 (Fig. 13).

Comparison of torsion angles for the 3D numerical simulation and experimental test of the demonstrator blade was made to confirm modelling accuracy. The demonstrator blade was designed and manufactured in the German Aerospace Center (DLR). From Table 3, it can be seen that the difference between the experiment and simulation results of torsion angles is 5.9 % for DLR and 3.2 % for RTU. The comparison of the torsion angles between the experimental test and the numerical result of RTU shows that the piezoelectric actuation model adequately predicts the static actuation performance by using the thermal analogy and confirms the modelling accuracy developed by RTU.

Table 3

Comparison of the measured and calculated data					
Title	Symbol	Units	Experimental result	Numerical simulation	
				by DLR	by RTU
Torsion angle	φ	[°pp]	3.93	3.70	4.06
Twist rate	φ/R_a	[°pp/m]	2.87	2.70	2.94

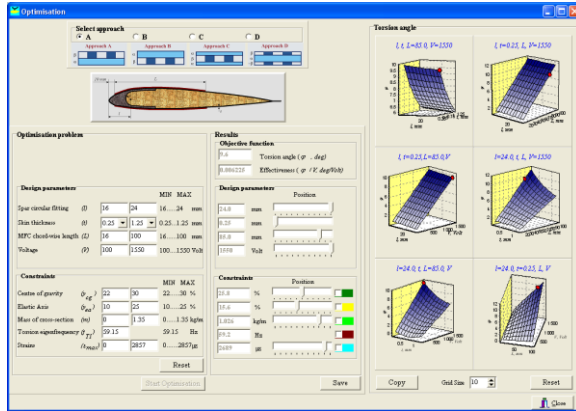


Fig. 14. Optimisation block in the Design Tool.

Finally, Design Tool (Fig. 14) was produced using the examined methodology developed for the optimum placement of MFC actuators in the helicopter rotor blades. Design Tool includes four general blocks and four design solutions for the application of MFC actuators. Using the Design Tool, designers can find a compromise between different optimal solutions to be used in the active twist control of helicopter rotor blades.

6. Optimal Design of Full-Scale Rotor Blade

This chapter presents the optimal design of the full-scale rotor blade with C-spar. This blade was chosen to show further capabilities of the optimization process. The optimization results are obtained for two possible applications of MFC actuators

Before optimisation of the full-scale rotor blade, the upscaling of optimisation problem was made for the optimum placement of actuators in the model and full-scale rotor blade with C-spar without root. For this purpose, some design parameters of the model-scale blade, namely, spar circular fitting, spar “moustaches” thickness and MFC chordwise length, are multiplied by the scale

coefficient 2.67. In this connection, some constraints are changed also according to the designer requirements. Approach 1 was chosen for the solution of the upscaling problem. The plan of experiments is formulated for 4 design parameters and 30 experiment points. The optimal results obtained with the response surface model (RSM) for the full-scale rotor blade without root and model scale are listed in Table 4. The actuation voltage is 1000 V.

Four combinations of constraints for the full-scale rotor blade were analysed. From optimisation results it is seen that upscaling can be applied only when all constraints in the optimisation problem for the full-scale helicopter rotor blade are taken into consideration. In this case, the rotor blade torsion angle decreases with the same coefficient as its design parameters increase.

In the next step, optimisation of the full-scale rotor blade with root was performed. For the solution of the optimisation problem, the plan of experiment with four parameters ($n = 4$) and 30 experiment points ($k = 30$) was selected. Numerical values of the experimental plan for the full-scale rotor blade were taken from the plan of experiment for the model-scale blade with the scale coefficient 2.67 (Fig. 15). Two design solutions for the application of MFC actuators were used in this study.

In the points of plan of experiments, the finite element solutions were performed. The numerical results were employed to determine the approximating functions. Response surfaces for all behaviour functions were obtained with the correlation coefficients around 90 % and higher. The results of verification are presented in Figure 16, where a very good correlation is observed for the approximations and finite element solutions. Non-linear optimisation problem is executed by the random search method using the determined response surfaces.

Table 4

Optimisation results of model and full-scale rotor blades

Symbol/Units	Design				Constraints				Objective function	
	l mm	t_{skin} mm	t_{spar} mm	L mm	y_{cg} %	y_{ea} %	m kg/m	f_{T1} Hz	φ °	
Model scale blade										
$22 \leq y_{cg} \leq 30 \%c$ $f_{T1} \geq 59.15$ Hz	24.0	0.25	0.50	91	26.5	16.3	0.99	59.2	3.91	
Full scale blade										
$27.5 \leq y_{cg} \leq 32.5 \%c$	42.7	0.50	1.34	267.0	28.9	17.8	4.46	21.5	2.68	
$y_{cg} = 30 \%c$	46.2	0.75	1.34	267.0	30.0	17.9	4.98	22.4	2.16	
$27.5 \leq y_{cg} \leq 32.5 \%c$ $f_{T1} \geq 21.0$ Hz	64.1	0.75	5.56	263.0	28.2	15.5	6.75	23.5	1.94	
$y_{cg} = 30 \%c$ $f_{T1} \geq 21.0$ Hz	52.1	1.00	3.75	252.0	30.0	17.0	6.20	23.5	1.70	

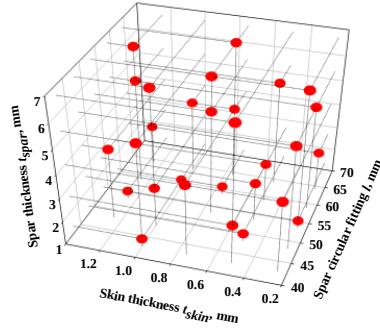


Fig. 15. Plan of experiments: 3D-view.

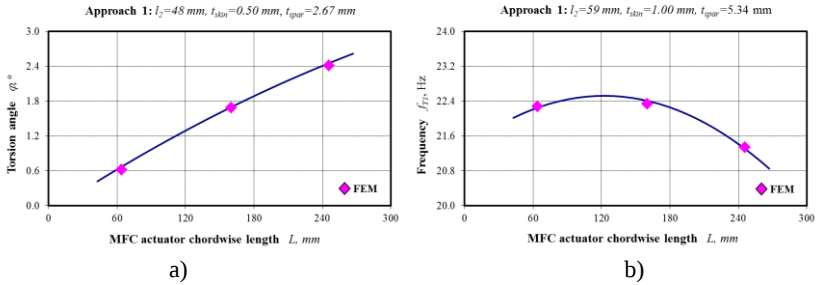


Fig. 16. Verification of the response surfaces: the dependence of torsion angle (a) and first torsional frequency (b) on the MFC actuators chordwise length.

The optimisation results obtained for the full-scale rotor blade and two approaches are listed in Table 5, when the applied voltage is 1000 V. It is seen that the differences between the optimal (RSM) and numerical results (FEM) using geometrical data determined by the optimisation do not exceed 2 % that speaks about good correlation of the approximating functions.

Considering the upscaling problem, it was observed that the torsion angle obtained with the constraint “the location of the centre of gravity 30 %c” is consistently lower than the obtained with the constraint “the location of the centre of gravity $y_{cg} = 27.5...32.5$ %”. With the purpose to maximize torsion angle, new constraints of the location of the centre of gravity were studied additionally (Table 6).

The comparative study of optimal results obtained for the full-scale rotor blade with different constraints shows that the new constraints on the location of the centre of gravity increases the torsion angle and decreases the blade mass per unit span length. The minimal distance between the location of the centre of gravity and elastic axis remains the same for both approaches. The obtained results demonstrate that the new constraints are more effective.

Table 5

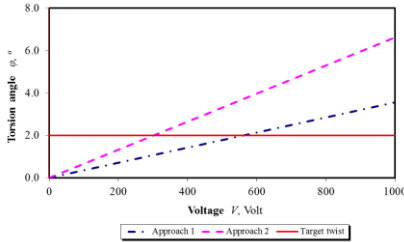
Optimisation results of the full-scale rotor blade with two approaches

	Design				Constraints				Objective function
	l mm	t_{skin} mm	t_{spar} mm	L mm	y_{cg} %	y_{ca} %	m kg/m	f_{T1} Hz	φ °
Approach 1									
RSM	47.7	1.0	3.7	258.0	30.0	23.8	6.1	21.1	3.56
FEM	47.7	1.0	3.7	262.0	29.9	23.6	6.1	21.0	3.62
Δ %	—	—	—	—	0.3	0.8	0	0.5	1.7
Approach 2									
RSM	42.8	0.75	4.9	244	30.0	21.6	6.7	21.1	6.62
FEM	42.8	0.75	4.9	246	30.2	21.9	6.7	20.9	6.70
Δ %	—	—	—	—	0.3	0.8	0	0.5	1.2

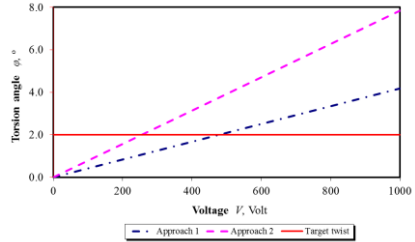
Table 6

Optimisation results of the full-scale rotor blade with two approaches and new constraints

	Design				Constraints				Objective function
	l mm	t_{skin} mm	t_{spar} mm	L mm	y_{cg} %	y_{ca} %	m kg/m	f_{T1} Hz	φ °
Approach 1									
RSM	47.7	0.75	3.6	258.0	28.9	22.7	5.7	21.1	4.18
FEM	47.7	0.75	3.6	262.0	28.8	22.3	5.7	20.8	4.18
Δ %	—	—	—	—	0.4	1.8	0	1.4	0
Approach 2									
RSM	42.7	0.5	1.3	227.0	28.4	22.0	5.3	21.1	7.84
FEM	42.7	0.5	1.3	225.0	28.5	22.8	5.3	20.1	7.94
Δ %	—	—	—	—	1.0	0.9	0	1.8	0.7



a)



b)

Fig. 17. Minimized input voltage for the Approach 1 and Approach 2:

(a) $y_{cg} = 30$ %, (b) $27.5 \leq y_{cg} \leq 32.5$ %.

When design optimisation is completed successfully, the relationship between the torsion angle and the required input voltage was found (Figure 16). The target twist actuation $\pm 2^\circ$ is generally required as the minimum level of performance needed from the piezoelectric actuation. As it can be seen, to obtain the target

actuation of $\pm 2^\circ$, the optimal rotor blades require different voltage for different approaches. It is seen that Approach 2 has more capability to reduce vibration of the helicopter with a much lower input voltage than Approach 1.

7. Conclusions

The work conducted within the framework of the present thesis was carried out to develop new modelling and optimisation methodology for the design of a rotor blade with an active twist to enhance its capability for vibration and noise reduction. 3D finite element models of the helicopter rotor blades in the model and full scales were built according to the producer's requirements. The finite element model of the helicopter rotor blade was validated against the result of static experiment by comparison of torsion angles. New optimal solutions were found for rotor blades with C- and D- spars in the model and full scales and two possible applications of the piezoelectric actuators. The following general conclusions can be drawn based on the results presented in the Thesis:

- I. The optimisation problems for the optimum placement of MFC actuators in the helicopter rotor blades were formulated on the results of the parametric study using the finite element method. Parametric study of the rotor blades with C- and D- spars in the model scale was carried out in order to determine the influence of the cross-sectional design parameters on the torsion angle and study the dependence of the behaviour functions on the design parameters. To start calculations, convergences of the finite element results were examined for different meshes. The parametric study of the blades have demonstrated that the spar "moustaches" length and web thickness have the smallest influence on the torsion angle in comparison with other design parameters (less than 5 %).
- II. Four design variables and two possible applications of the piezoelectric actuators were used for solution of the optimisation problems in the rotor blades with C- and D- spars in the model scale. From the optimisation results, it was found that the D- and C-spars have approximately the same results of maximal torsion angle for two approaches. However, the minimal distance between the centre of gravity and elastic axis demonstrates that D-spar is more effective, especially for Approach 1.
- III. Parametric study by response surfaces was carried out additionally for a designer convenience to investigate an influence of different design parameters on the behaviour functions. Analysis was performed for the helicopter rotor blade with C-spar and Approach 1.
- IV. The comparison of the torsion angles between the experimental test and numerical results demonstrated that the piezoelectric actuation model

adequately predicts the static actuation performance by using the thermal analogy and confirms the modelling accuracy developed in this Thesis.

- V. Following the new design methodology, the Design Tool for the optimum placement of MFC actuators in the helicopter rotor blades was developed. Designer can find a compromise between the required solutions using the optimal results obtained or applying the developed Design Tool with four design solutions for application of MFC actuators.
- VI. Before optimisation of the full-scale rotor blade, the upscaling of optimisation problem was made for the optimum placement of actuators in the model and full-scale rotor blade with C– spar without root. Four combinations of constraints for the full-scale rotor blade were analysed. The optimisation results have shown that upscaling can be applied only when all constraints in the optimisation problem for the full-scale helicopter rotor blade are taken into consideration.
- VII. The optimal design of the full-scale rotor blade with C– spar was chosen to show further capabilities of the optimization process. Additionally, the influence of the location of the centre of gravity was studied. It has been demonstrated that the torsion angle increases and the blade mass decreases when the centre of gravity location is changed within the specified range of constraints.
- VIII. The relationship between the torsion angle and the required input voltage to obtain the target actuation of $\pm 2^\circ$ was found for the full-scale rotor blade and two approaches of MFC actuators.

The research data obtained from the investigations are intended for the most experienced companies, research institutes and academic institutions in the field of helicopter rotor blade design. The development of new modelling and optimisation methodology for the design of a rotor blade with an active twist will allow further expansion of the research of active twist design. In future research and design studies, the number of design variables accounting for the optimisation problem could be increased according to future design requirements, new engineering approaches developed for active control of helicopter rotor blades could be analysed and optimised as well.

PUBLIKĀCIJU SARAKSTS / LIST OF PUBLICATIONS

1. Barkanov E., Gluhih S. and Kovalov A. Optimal design of the active twist for helicopter rotor blades. In proceeding of the 8th International Conference on Computational Structures Technology (CST 2006), 12-15 September, 2006, Las Palmas de Gran Canaria, Spain. – Civil-Comp. Press: Stirlingshire, Scotland, Vol. 83, CD-ed.: 14 pages. (**SCOPUS**)
2. Gluhihs S., Kovalovs A. Reduction of the vibration in helicopter blade due to piezoelectric actuators // Aviation. – 2006. – Vol. 10(2). – pp. 3 – 6. (**SCOPUS**)
3. Kovalovs A., Barkanov E., Gluhihs S. Active vibration control of plate with piezoelectric actuators // Latvian Journal of Physics and Technical Science. – 2006. – Vol. 4. – pp. 49 – 54.
4. Kovalovs A., Barkanov E., Gluhihs S. Active twist of model rotor blades with D-spar design // Transport. – 2007. – Vol. 22(1). – pp. 38 – 44. (**SCOPUS**)
5. Kovalovs A., Barkanov E. Gluhihs S. Numerical optimisation of helicopter rotor blade design for active twist control // Aviation. – 2007. – Vol. 11(3). – pp. 3 – 9. (**SCOPUS**)
6. Kovalovs A. Barkanov E. Gluhihs S. Active twist performance for optimal design of helicopter rotor blade with D-spar. In proceedings of the 4th international conference: Strength, Durability and Stability of Materials and Structures (SDSMS'04). 11-13 September, 2007, Palanga, Lithuania. – Kaunas: Kaunas University of Technology, pp. 53-59.
7. Kovalovs A., Barkanov E., Gluhihs S. Active control of structures using Macro-Fiber Composite (MFC) // Journal of Physics: Conference Series. – 2007. – Vol. 93(1). – pp. 3 – 9. (**SCOPUS**)
8. Kovalovs A., Barkanov E., Gluhihs S. Comparative study of optimal active twists for helicopter rotor blades with C and D-spars. In proceedings of 33rd European Rotorcraft Forum (ERF33). 11-13 September, 2007, Kazan, Russia. – Kazan: Vertolet Publishing, Vol. 2, pp. 1122-1157. (**SCOPUS**)
9. Kovalovs A., Barkanov E, Gluhihs S. Active twist optimal design of full scale helicopter rotor blade. In proceedings of International Conference on Smart Materials and Adaptive Structures: Mathematical Modelling and Computation, 14-16 April, Tangier, Morocco. – Tangier: Abdelmalek Es Saadi university, pp. 19-21.
10. Barkanov E., Gluhih S. and Kovalov A. Optimal design of the active twist for helicopter rotor blades with C-Spar // Mechanics of Advanced Materials and Structures. – 2008. – Vol. 15(3-4). – pp. 325 – 334. (**SCOPUS**)
11. Глухих С., Барканов Е., Ковалев А., Мазарати П., Морандини Н., Рименшнайдер Е., Виращ П. Моделирование композитных вертолетных лопастей с возбудителями деформаций из пьезомакроволокнистого материала // Механика композитных материалов. – 2008. – Vol. 44(1). – pp. 77 – 86

12. Glukhikh S., Barkanov E., Kovalev A., Masarati P., Morandini M., Riemenschneider J. and Wierach P. Design of helicopter rotor blades with actuators made of a piezomacrofiber composite // *Mechanics of Composite Materials*. – 2008. – Vol. 44(1). – pp. 77 – 86. (**SCOPUS**)
13. Kovalovs A., Wesolowski M., Barkanov E., Gluhihs S. Application of Macro-fiber composite (MFC) as piezoelectric actuator // *Journal of Vibroengineering*. – 2009. – Vol. 11(1). – pp. 105 – 112. (**SCOPUS**)
14. Kovalovs A., Barkanov S. Gluhih S. Scaling problem of the active twist of helicopter rotor blades. In proceedings of the 32 Annual International Scientific-Practical Conference and Accompanying Exhibition “Composite materials in the industry” (Slavpolycom). 4-8 June, Yalta, Crimea, Ukraine. - Kiev: Ukrainian Centre of Information, 2012, CD-ed.: pp. 417-423.

KONFERENČU SARAKSTS / LIST OF CONFERENCES

1. Kovalovs A., Gluhih S., Barkanov E., Masarati P., Morandini M., Muffo D., Riemenschneider J. Active twist design of helicopter rotor blades. XIV International Conference on Mechanic of Composite Materials, (MCM-2006). Riga, Latvia, May 29 - June 2, 2006.
2. Barkanov E., Gluhih S., Kovalov A. Optimal design of the active twist for helicopter rotor blades: model scale. 1st International Symposium on Design Modelling and Experiments of Adaptive structures and Smart Systems (DMEASS-2006). Bardonecchia (Turin), Italy, 10-12 July, 2006.
3. Barkanov E., Gluhih S., Kovalov A. Optimal design of the active twist for helicopter rotor blades. Eighth International Conference on Computational Structures Technology (CST-2006). Las plasmas de Gran Canaria, Spain, 12-15 September, 2006.
4. Kovalovs A., Gluhih S., Barkanov E. Active twist of model rotor blades with D-spar design. 7th International Seminar on Recent Research and Design Progress in Aeronautical Engineering and its Influence on Education (RRDPAE-2006). Tallinn, Estonia, 11-12 October, 2006.
5. Gluhih S., Kovalovs A., Barkanov E. Active twist for optimal D-spar and C-spar design of helicopter rotor blades. 5th International Conference Aviation and Cosmonautics-2006. Moscow, Russian, 23-26 October, 2006.
6. Kovalovs A., Barkanov E., Gluhihs S. Active control of structures using Macro-Fiber Composite (MFC). International Baltic Sea Region Conference Functional Materials and Nanotechnologies (FM&NT-2007). Riga, Latvia, 2-4 April, 2007.
7. Kovalovs A., Barkanov E., Gluhihs S. Numerical optimisation of helicopter rotor blade design for active twist control. International Conference AVIATION-2007. Vilnius, Lithuania, 18 April, 2007.

8. Kovalov A., Barkanov E., Gluhih S. Comparative study of optimal active twists for helicopter rotor blades with C and D-spars. European Rotorcraft Forum (33rd ERF). Kazan, Russia, 11-13 September, 2007.
9. Kovalovs A., Barkanov E., Gluhihs S. Active twist performance for optimal design of helicopter rotor blade with D-spar. 4th International Conference Strength, Durability and Stability of Materials and Structures (SDSMS - 2007). Palanga, Lithuania, 11-13 September, 2007.
10. Kovalovs A., Barkanov E., Gluhih S. Active twist optimal design of full scale helicopter rotor blade. International Conference on Smart Materials and Adaptive Structures: Mathematical Modelling and Computation. Tangier, Morocco, 14-16 April, 2008.
11. Kovalovs A., Barkanov E., Gluhih S. Active twist of composite rotor blade. XV International Conference on Mechanic of Composite Materials (MCM-2008). Riga, Latvia, 26-30 May, 2008.
12. Kovalovs A., Barkanov E. Gluhihs S. Optimisation of full-scale rotor blade for active twist control. International Conference AVIATION-2009. Vilnius, Lithuania, 16 April, 2009.
13. Kovalovs A., Barkanov E., Gluhih S. Active twist control of the composite rotor blade using Macro Fiber Composite actuators. XVI International Conference on Mechanic of Composite Materials (MCM-2010). Riga, Latvia, 24-28 May, 2010.
14. Kovalovs A. Barkanov E and Gluhih S. Optimal design and experimental verification of a full-scale composite rotor blade with Macro-Fiber composite actuators. XVII International Conference on Mechanic of Composite Materials (MCM-2012). Riga, Latvia, May 28 - June 1, 2012.
15. Kovalovs A., Barkanov S. Gluhih S. Scaling problem of the active twsit of helicopter rotor blades. 32 Annual International Scientific-Practical Conference and Accompanying Exhibition "Composite materials in the industry" (Slavpolycom) . Yalta, Crimea (Ukraine), 4-8 June, 2012.
16. Kovalovs A. Barkanov E and Gluhih S. Modelling and Analysis of Composite Rotor Blade with Embedded Piezo-Composite Actuators. XVIII International Conference on Mechanic of Composite Materials (MCM-2014). Riga, Latvia, 2-6 June, 2014.

PROJĒKTA SEMINĀRI / PROJECT SEMINARS

1. Kovalovs A. Parametric study and Formulation of optimisation problem. Under the European Commission 6th Framework Program project FRIENDCOPTER. Madrid, Spain, 17-18 October, 2005.
2. Kovalovs A. Optimal active twist of helicopter rotor blades with C and D spars. Under the European Commission 6th Framework Program project FRIENDCOPTER. Yeovil, United Kingdom, 29-30 March, 2007.

3. Kovalovs A. Optimal active twist of helicopter rotor blades (Full scale model). Under the European Commission 6th Framework Program project FRIENDCOPTER. Yeovil, United Kingdom, 29-30 March, 2007.
4. Kovalovs A. Active twist optimal design of rotor blade with root. Under the European Commission 6th Framework Program project FRIENDCOPTER. Milan, Italy, 27-28 September, 2007.
5. Kovalovs A. Active twist optimal design of helicopter rotor blades: upscaling problem. Under the European Commission 6th Framework Program project FRIENDCOPTER. Milan, Italy, 27-28 September, 2007.
6. Kovalovs A. Verification of finite element model of active twist by physical experiment. Under the European Commission 6th Framework Program project FRIENDCOPTER. Prague, Czech Republic, 31 March-1 April, 2008.
7. Kovalovs A. Verification of finite element model of active twist by physical experiment: continuation. Under the European Commission 6th Framework Program project FRIENDCOPTER. Swidnik, Poland, 25-26 September, 2008.
8. Kovalovs A. The final status and key results. Under the European Commission 6th Framework Program project FRIENDCOPTER. Munich, Germany, 2-3 February, 2009.

ZINĀTNISKIE SEMINĀRI/ SCIENTIFIC SEMINARS

1. Kovalovs A. Optimal design of the active twist for helicopter rotor blades with MFC actuators. City Seminar of Mechanics, Institute of Problems of Mechanical Engineering, Russian Academy of Sciences. St.Petersburg, Russia, 6 November, 2008.
2. Kovalovs A. Project FRIENDCOPTER. Scientific Seminar of Mechanics, Institute of Mechanic, Riga Technical University. Riga, Latvia, 16 March, 2009.
3. Kovalovs A. Optimal design of helicopter rotor blade. Scientific Seminar, Aviation Institute, Riga Technical University. Riga, Latvia, 20 May, 2009.

PROMOCIJAS DARBA APROBĀCIJAS / APPROBATION OF THESIS RESULTS

1. Kovalovs A. Active Twist Control of Helicopter Rotor Blades (Helikoptera rotora lāpstiņas aktīvā kontrole vērpes sloojumā). Polymer Mechanics Institute of the Latvian University, Riga, 6 March, 2015.
2. Kovalovs A. Active Twist Control of Helicopter Rotor Blades (Helikoptera rotora lāpstiņas aktīvā kontrole vērpes sloojumā). Institute of Materials and Structures of the Riga Technical University, Riga, 13 March, 2015.