

ANALIZA NISKOFREKVENTNOG SPEKTRA VIBRACIJA NA ELEMENTIMA STRUKTURE HELIKOPTERA „GAZELA“

Jovanović M. *Miroslav*, Tehnički Obitni Centar – Sektor za
vazduhoplovna sredstva, Beograd

UDK: 623.746.17:534.13

Sažetak:

U radu je prikazan postupak i metodologija ispitivanja vibracija na helikopteru „gazela“ radi definisanja efikasnosti prigušenja vibracija na vezi struktura – sedište pilota. Posebna pažnja posvećena je teorijskim osnovama vibracija na helikopteru, određivanju radnih frekvencija, definisanju režima rada i profila leta helikoptera u toku ispitivanja. Na kraju rada prikazani su rezultati merenja vibracija u frekventnom domenu.

Ključne reči: helikopter, vibracije, frekvencija, merna oprema.

Uvod

Mogućnost i sposobnost određivanja opterećenja i vibracija helikoptera u današnje vreme je jedan od najvažnijih zahteva u procesu projektovanja i modifikacija ove vrste vazduhoplova, tj. preciznijim određivanjem i predviđanjem aeromehanike nosećeg rotora ostvaruje se kvalitativna karakteristika kompletnog projekta helikoptera. Opterećenja koja se javljaju na glavnom rotoru helikoptera u toku leta su dominantni izvori vibracija helikoptera, koje su kritičan aspekt, kako pri projektovanju i razvoju, tako i u fazi eksploatacije. Zbog toga celokupni današnji trend razvoja helikoptera teži ka smanjenju uticaja prenosa pobuda sa izvora vibracija (glavnog rotora) na ostale delove strukture u fazi eksploatacije.

Merenja i analiza nivoa vibracija pojedinih elemenata strukture helikoptera u operativnoj upotrebi služi razvoju elemenata sistema radi što efikasnijeg prigušenja vibracija. Ovakav razvoj ima za cilj smanjenje štetnog uticaja vibracija na posadu i putnike (povećanje komfora sistema), smanjenje troškova održavanja i povećanje veka upotrebe helikoptera.

Ocena uspešnosti prigušenja vibracija na helikopteru definisana je svetskim standardima ISO 2631/1 i MIL-H 8501A. Prvi ISO 2631/1 definiše ograničenja izloženosti vibracijama i dozvoljene doze vibracija posade helikoptera (humane vibracije), a drugi MIL-H 8501A definiše dozvoljene nivoe vibracija na komandama, sedištimu pilota, posade i putnika pri različitim režimima leta (strukturalne vibracije).

Imajući u vidu kontinualno pooštavanje zahteva kvaliteta svetskih standarda, koji definišu vibracije (humane i strukturalne), merenja i analiza vibracija na helikopteru preuzimaju ulogu pokretača razvoja i modifikacija sistema u operativnoj upotrebi.

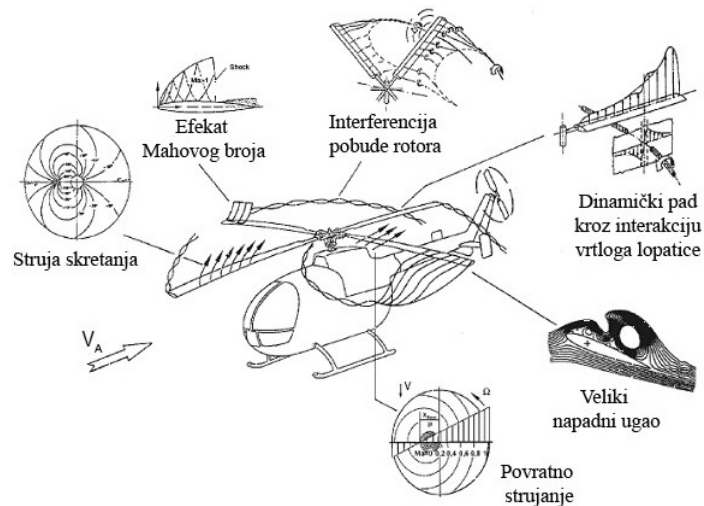
Nivo vibracija helikoptera izražava se u RMS (*root mean square* – srednji kvadratni koren) ubrzanja (g), brzine (m/s) ili pomeranja (mm) u frekventnom spektru.

Uspešnost merenja i analize vibracija na helikopteru umnogome zavisi od: pravilnog izbora lokacije merenja (montaže mernih pretvarača), izabranih profila i parametara leta (brzina, visina, opterećenja...), posredovanje savremene ispitno-merne opreme visoke tačnosti sa računarskom podrškom za akviziciju i obradu prikupljenih signala odmah nakon izvršenog opita.

U radu je prikazan postupak merenja i analize vibracija radi definisanja efikasnosti prigušenja vibracija na vezi struktura helikoptera – sedište pilota na helikopteru „gazela“, upotrebom savremenog akvizicionog sistema NetdB12 i pripadajućeg softvera dBFA Suite, francuskog proizvođača 01dB-Metravib.

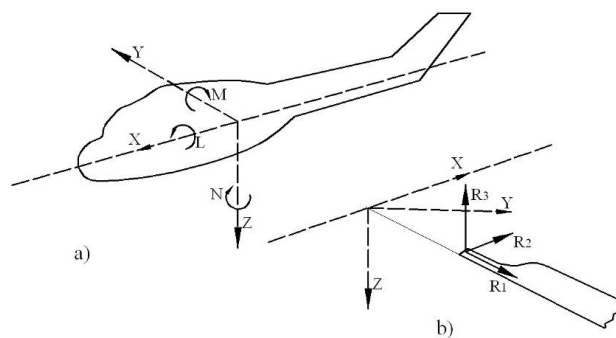
Teorijska analiza izvora vibracija na rotoru helikoptera

Rotor helikoptera je operativan u kompleksnom aerodinamičkom polju. Aerodinamička opterećenja na lopaticama rotora znatno variraju pri njihovom kretanju oko ose rotacije, a u slučaju stacionarnog leta opterećenja su periodična. U letu unapred brzina dolazeće struje vazduha na lopatice rotora zavisi od njihovog azimutalnog položaja u odnosu na ravan obrtanja rotora. Relativna brzina vazduha uzrokovana je brzinom rotacije lopatica i brzinom kretanja helikoptera. Aerodinamička opterećenja se superponiraju za lopatice koje napreduju kroz dolazeću struju vazduha, u odnosu na lopatice koje beže od dolazeće struje, tj. kreću se u istom pravcu kao i dolazeća struja, smanjujući brzinu ovog strujanja za vrednost komponente brzine kretanja lopatice. Ovakva pojava na rotoru vodi ka transoničnim uslovima opstrujavanja lopatica koje napreduju kroz dolazeću vazдушnu struju i ka oblastima povratnog strujanja na lopaticama koje beže od te struje (slika 1). Ove promene aerodinamičkih uslova strujanja su stvarni uzroci stvaranja vibracija na helikopteru koje se preko veznih elemenata glavčine, vratila reduktora i reduktora prenose na strukturu helikoptera, tj. na prostor posade, putnika ili tovarnog prostora [1].



Slika 1 – Aerodinamički efekat povezan sa rotorom helikoptera
 Figure 1 – Aerodynamic effects associated with helicopter rotors

Sile i momenti koji se stvaraju na lopaticama rotora helikoptera u toku leta prenose se na glavčinu rotora, a sa glavčine preko glavnog reduktora na strukturu helikoptera mogu se razložiti na komponente sile X, Y i Z, i momente L, M i W u vezanom koordinatnom sistemu helikoptera (slika 2).



Slika 2 – (a) Komponente sile i momenta glavnog rotora,
 i (b) Reakcija u tački vezivanja lopatica i glavčine
 Figure 2 – (a) Components of the main rotor forces and moments,
 i (b) Reaction at the joint point of the blades and the rotor hub

Sa stanovišta kvalitativne analize spektra vibracija dovoljno je posmatrati samo sile. One su rezultat jednovremenog delovanja aerodinamičkih sila, sila inercije, elastičnih sila i konstruktivnih geometrijskih parametara lopatica, glavčine i cikličnog prstena helikoptera [2] .

Ako u sistemu rotora od tri lopatice izaberemo „nultu“ lopaticu (bilo koja se proizvoljno usvaja za početnu) ψ_1 , onda je azimutni ugao k -te lopatice:

$$\psi_k = \psi_1 + \frac{k}{kl} \quad (1)$$

gde je:

k_l – broj lopatica.

Posmatrajući sile reakcije delovanja lopatica na glavčinu R_1, R_2 i R_3 (slika 2) dobijaju se odgovarajuće komponente rezultujuće sile kojom rotor deluje na helikopter X_k, Y_k i Z_k . Jednačine sila rotora na helikopter date su sledećim jednačinama:

$$X_k = -R_{1k} \cos \psi_k + R_{2k} \sin \psi_k \quad (2)$$

$$Y_k = R_{1k} \sin \psi_k + R_{2k} \cos \psi_k \quad (3)$$

$$Z_k = -R_{3k} \quad (4)$$

Pri pretpostavci ustaljenog leta sile R_{1k}, R_{2k} i R_{3k} su periodične i mogu se izraziti u vidu Furijeovih redova. Međutim, na osnovu teorijske analize, kao i rezultata letnih ispitivanja različitih tipova helikoptera, zaključuje se da je vertikalna komponenta rezultujuće sile najuticajnija, tako da će se u daljoj analizi vibracija unetih sa glavnog rotora samo ona tretirati. Na osnovu iznetog stava i relacijom (4) vertikalna komponenta rezultante data je sledećim Furijeovim nizom:

$$Z = -\sum_{k=0}^{k_l-1} R_{3k}, \quad \text{tj.} \quad (5)$$

$$Z = -k_l \left[\begin{array}{l} U_0 + U_{k_l} \cos k_l \psi_1 + U_{2k_l} \cos 2k_l \psi_1 + \dots \\ + V_{k_l} \sin k_l \psi_1 + V_{2k_l} \sin 2k_l \psi_1 + \dots \end{array} \right] \quad (6)$$

Iz jednačine za rezultantu vertikalne komponente Z se zaključuje da u njoj figurišu samo frekvencije deljive sa brojem lopatica.

Primetno je da su vibracije uzrokovane periodičnošću aerodinamičkih sila glavnog rotora harmonijske. Osnovna učestanost lopatica helikoptera se u daljem tekstu naziva učestalost prolaženja lopatica (UPL), u stranoj literaturi BPF – *Blade Pass Frequency*:

$$f_{no} = n \cdot k_I \cdot \frac{N}{60} \quad (7)$$

gde je:

$n = 1, 2, 3, \dots$,

N – broj obrtaja u minuti glavnog rotora.

U dosadašnjem razmatranju pošlo se od pretpostavke da su sve lopatice jednog rotora po aerodinamičkim i mehaničkim karakteristikama identične. Ukoliko to nije slučaj jedna ili više lopatica kreću se tako da narušavaju konus rotora, zbog čega se javljaju debalansi i vibracije učestanosti:

$$f_{nl} = n \cdot \Omega = n \cdot \frac{N}{60} \quad (8)$$

Može se zaključiti da glavni rotor helikoptera prouzrokuje vibracije zbog periodične promene reakcija u tačkama vezivanja lopatica za glavčinu učestanosti $f_{no} = n \cdot k_I \cdot \Omega$ (ove vibracije su rezultat principa leta helikoptera) i vibracije učestanosti $f_{nl} = n \cdot \Omega$ kao rezultat neidentičnosti u mehaničkom i aerodinamičkom smislu svih lopatica jednog rotora [3].

Izvori vibracija i određivanje radnih frekvencija helikoptera „gazela“ (H-45)

Izvori vibracija na helikopteru

Helikopter „gazela“ (SA-342, H-45) jeste laki transportni helikopter, druge generacije, namenjen za transport ljudstva i opreme, dok se u vojne svrhe koristi za: protivoklopnu borbu, izviđanje bojišta, održavanje veze i korekturu artiljerijske vatre (slika 3).

Glavni (primarni) izvori vibracija ovog helikoptera su: glavni rotor, motor i repni rotor.

Glavni rotor helikoptera sastoji se od 3 lopatice i glavčine helikoptera. Lopatica nosećeg (glavnog) rotora (krakovi) ima ulogu noseće površine helikoptera, tj. na njegovom aeroprofilu se u toku obrtanja stvara sila uzgona koja nosi helikopter. Na glavčinu se montiraju tri kraka i radi lakšeg praćenja stanja označavaju se kao: crveni, žuti i plavi krak. Glavčina (glava glavnog rotora) služi kao vezni element lopatica glavnog rotora, tj. osnovnih nosećih aerodinamičkih površina helikoptera. Osnovna funkcija glavčine helikoptera je promena napadnog ugla lopatica glavnog rotora, tj. upravlja se helikopterom.



Slika 3 – Helikopter „gazela“ (SA 342, H-45)
 Figure 3 –Gazelle Helicopter (SA 342, H-45)

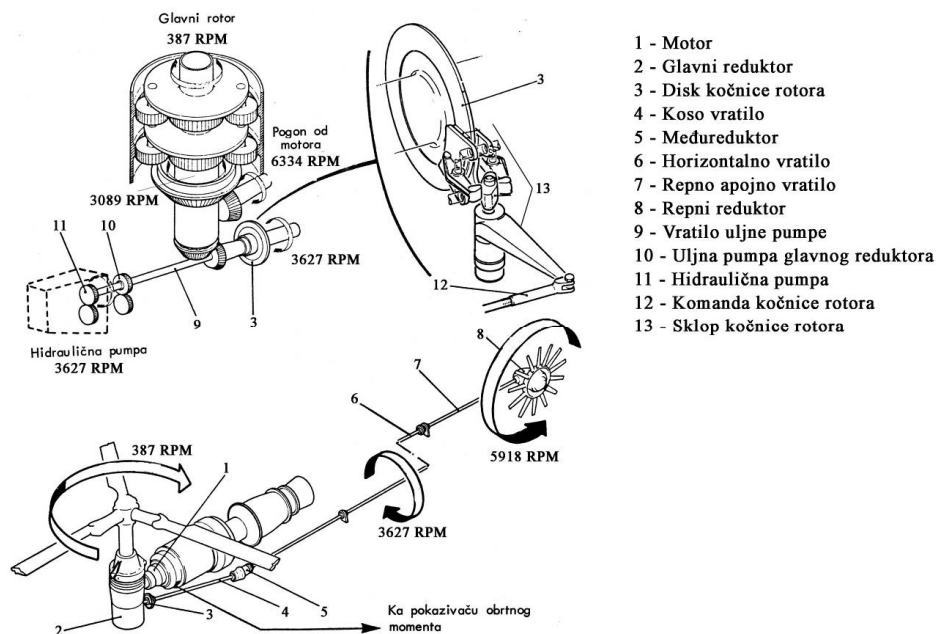
Motor Astazou XIV M je turbovratilni motor sa reduktorom. Posедуje aksijalno-radijalni kompresor (dvostepeni aksijalni deo kompresora i radijalni deo kompresora). Motor ima konstantnu brzinu obrtanja od $43\ 000\ \text{min}^{-1}$. Na izlaznom vratilu motora nalazi se reduktor koji služi da broj obrtaja vratila turbine redukuje sa $43000\ \text{min}^{-1}$ na $6334\ \text{min}^{-1}$, a to su obrtaji izlaznog vratila iz motora (izlaz snage). Prenosni odnos reduktora motora je 1:6.788.

Motor je ispitan do maksimalne termičke snage od 640 kW i do maksimalnog stalnog režima od 575 kW. S obzirom na ove vrednosti motoru je na maksimalnom vremenski ograničenom režimu određena granična vrednost snage od 440 kW koju može da izdrži transmisija helikoptera „gazela“.

Sklop repnog rotora služi da uravnoteži obrtni moment glavnog rotora i da omogući upravljanje helikopterom po vertikalnoj osi, tj. po pravcu. Repni rotor dobija pogon od repnog reduktora, sa brzinom obrtanja od $5918\ \text{min}^{-1}$. Repni rotor helikoptera sastoji se od 13 duralnih lopatica.

Osnovna uloga transmisije helikoptera je da prenese snagu motora na rotore (glavni i repni) helikoptera. Ostvarena snaga motora se preko određenih sklopova prenosi na glavni i repni reduktor. Svi elementi koji služe za prenos snage, podmazivanje sklopova, održavanje hidrauličkog pritiska elemenata helikoptera spadaju pod transmisiju helikoptera. Transmisija helikoptera je veza između izvora vibracija i konstrukcije helikoptera koja prima sve vibracije. Kao i svaki element koji u svom sastavu

ima obrtne delove i transmisija helikoptera ima određene frekvencije rada po kojima mogu da se prepoznaju određeni elementi sklopa. Transmisija je izvor vibracija određenih frekvencija, kao i element koji prima aerodinamička opterećenja stvorena na rotorima helikoptera, tako da transmisiju možemo posmatrati i kao izvor i kao prenosnik vibracija. Na slici 4 prikazani su svi elementi transmisije helikoptera, dok je uz rotirajuće elemente sistema transmisije dat i njihov broj obrtaja u minuti.



Slika 4 – Transmisija helikoptera „gazela“
Figure 4 – Transmission of the Gazelle helicopter

Sa stanovišta vibracija strukturu helikoptera možemo posmatrati kao prijemnik vibracija, tj. sve vibracije nastale od izvora vibracija (primarnih i sekundarnih – transmisije) imaju tendenciju da se preko veza prenesu na strukturu i da egzistiraju na njoj u toku rada helikoptera. Na helikopteru „gazela“ vibracije se unose preko centralnog dela trupa od glavnog rotora, reduktora i motora, dok se preko repnog konusa unose vibracije generisane od međureduktora, horizontalnog i repnog vratila, repnog reduktora i rotora. Od kvaliteta prigušne karakteristike veznih elemenata zavisi nivo vibracija koji će biti unesen na strukturu helikoptera, a zatim proslediti do posade i putnika helikoptera, elektro-elektronskih uređaja, gorivnog sistema (rezervoara) i komandi helikoptera. Od frekvencije i veličine amplitude koja se apsorbuje kroz vezne elemente zavisi karakteristika komforosti helikoptera.

Određivanje radnih frekvencija helikoptera

Na osnovu iznetih teorijskih analiza, radi pripreme merenja vibracija, potrebno je odrediti radne frekvencije helikoptera.

Na osnovu izraza 7 i 8, slike 4 i tehničke dokumentacije helikoptera „gazela“, određuju se radne frekvencije elemenata i sklopova.

U tabeli 1 navedene su radne frekvencije u niskofrekventnom spektru do 105 Hz.

Tabela 1
Table 1

Karakteristične radne frekvencije helikoptera „gazela“
Typical working frequencies of helicopter Gazelle

RB	Element helikoptera	Brzina obrtanja (min^{-1})	Frekvencija (f) (Hz)
1.	Rotor helikoptera, f_{rl}	387	6.45
2.	Glavno vratilo reduktora	3089	51.48
3.	Učestalost prolaženja lopatica glavnog rotora, f_{no}	387	19.35
4.	Motor	43000	716.67
5.	Reduktor motora (izlaz)	6334	105.57
6.	Koso vratilo, f_{vrr}	3627	60.45
7.	Horizontalno vratilo, f_{vrr}	3627	60.45
8.	Spojno vratilo repnog reduktora, f_{vrr}	3627	60.45
9.	Repni reduktor, f_{vrr}	3627	60.45
10.	Repni rotor, f_{rr}	5918	98.63
11.	Hidraulična pumpa	3627	60.45
12.	Uljna pumpa	3627	60.45

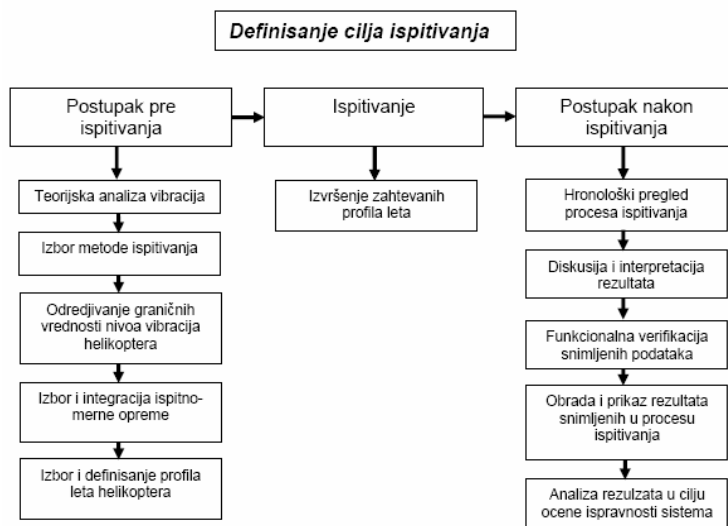
Niskofrekventni spektar podrazumeva opseg frekvencija od 2 Hz do 105 Hz. Niskofrekventni spektar vibracija u tehničkim sistemima predstavlja opseg koji ima najveći uticaj na zamor i oštećenje strukture, kao i na zamor posade helikoptera.

Telo čoveka može se posmatrati kao viskoelastični mehanički sistem, koji raspolaže sopstvenim frekvencijama oscilovanja (oči 12 do 27 Hz, vrat 6 do 27 Hz, grudni koš 2 do 12 Hz, noge i ruke 2 do 8 Hz, glava 8 do 27 Hz, stomak 4 do 14 Hz) i u priličnoj meri izraženim rezonantnim svojstvima. Pri projektovanju helikoptera njegove pobudne frekvencije treba da budu van opsega frekvencija koje štetno utiču na telo čoveka. U slučaju nemogućnosti izbegavanja štetnih vibracija na datim frekvencijama ove vibracije je neophodno prigušiti, od izvora, preko strukture, pa do posade helikoptera. Ovaj zahtev važi i za sistem komandi, kojim se vibracije prenose na ruku pilota [4].

Metodologija i postupak ispitivanja vibracija na helikopteru „gazela“

Tok merenja niskofrekventnih vibracija do 105 Hz na strukturi helikoptera zahteva određen sled koraka, međusobno zavisnih, kako bi dobijeni rezultati merenja bili adekvatni stvarnom stanju vibracija helikoptera. Svako merenje za sobom povlači tri osnovne faze: prva faza je priprema ispitivanja (predtest), zatim faza ispitivanja, i treća, najvažnija, faza je obrada i analiza rezultata ispitivanja (posttest).

Na slici 5 dat prikazan je dijagram faza primenjivih u postupku ispitivanja niskofrekventnih vibracija na helikopteru „gazela“.



Slika 5 – Primenjene faze u procesu ispitivanja vibracija na helikopteru „gazela“
 Figure 5 – Phase in process of the vibration testing on the Gazelle helicopter

Predmet ispitivanja je kruta veza strukture trupa helikoptera (donja barka) sa sedištem pilota (slika 6). Cilj ispitivanja ove veze bio je da se utvrdi da li postoji smanjenje nivoa vibracija (apsorbicija) kroz ovu vezu, tj. da li postoji smanjenje nivoa vibracija koje se sa strukture prenose na sedište pilota, a zatim i na njegovo telo.

Faza teorijske analize vibracija helikoptera „gazela“ izvršena je u prethodnom delu ovog rada, u kome su objašnjeni izvori, prenosnici i prijemnici vibracija. Takođe, date su i karakteristične radne frekvencije na kojima se može očekivati povišeni nivo vibracija u toku rada helikoptera.

Izbor i integracija ispitno-merne opreme na helikopteru

Merenje niskofrekventnih vibracija na helikopteru „gazela“ izvršeno je sledećom ispitno-mernom opremom: digitalnim akvizicionim sistemom **Damian V** i digitalnim akvizicionim sistemom **NetdB12-01 Metravib**.

Za potrebe ispitivanja na helikopter je ugrađen magnetni digitalni registrator podataka leta Damian V na namenskom nosaču postavljenom na zadnju klupu kabine helikoptera. Na komandni pult kabine ugrađena je odgovarajuća upravljačka kutija.

Potrebni merni pretvarači za merenje parametara leta, parametara rada pogonske grupe i njihova instalacija ugrađeni su na odgovarajuće pozicije u strukturu helikoptera i motoru. Digitalnim akvizicionim sistemom Damian V vršena je akvizicija 17 parametara leta (brzina, visina, temperature, otkloni komandi, itd.).

NetdB12 namenjen je za različite aplikacije sa internim baterijskim napajanjem i rekorderom. Karakteristike ove opreme prikazane su u tabeli 2, a izgled opreme na slici 6. NetdB12-01 Metravib je višekanalni digitalni akvizicioni sistem za merenje vibracija i buke, a opremljen je namenskim softverom dBFA Suite za obradu podataka u realnom vremenu.

Tabela 2
Table 2

Karakteristike sistema NetdB12
Characteristics of NetdB12 system

Ulazni kanali	
Broj kanala	12 BNC
Rezolucija	24 bits
Napajanje	AC / DC / AC ICP
Opseg	-20 db: 14.1 V (10 V RMS)
	0 db: 1.41 V (1 V RMS)
	+20db: 141 mV (100 mV RMS)
CHP	> 105 dB RMS pune skale

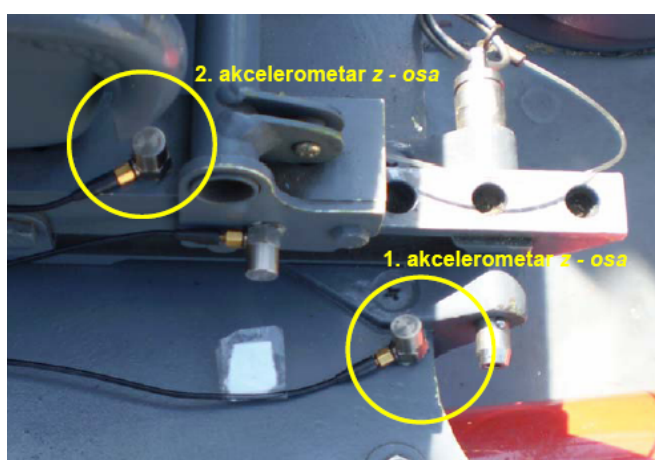


Slika 6 – Izgled akvizicionog sistema NetdB12 sa akcelerometrima
Figure 6 – NetdB12 acquisition system with accelerometers

Za potrebe ispitivanja obezbeđeno je 5 pijezo-akceleratora proizvođača Bruel&Kjaer, tipa 4393, prosečne osetljivosti $\sim 5 \times 10^{-4}$ mV/ms⁻².

Montaža akcelerometara na helikoptersku strukturu

Na osnovu izabranog cilja, prethodne teorijske analize rada elementa i sistema helikoptera, kao i mogućnosti opreme za merenje vibracija, odlučeno je da se akcelerometri instaliraju u pravcu vertikalne ose (z-ose) helikoptera. Na slici 7 dat je prikaz montiranih akcelerometara na prednjoj desnoj vezi trup helikoptera – sedište pilota.



Slika 7 – Pozicije mernih pretvarača na vezi struktura – sedište pilota
Figure 7 – Positions of accelerometers at the structure – pilot seat connection

Lokacije montaže akcelerometara su:

- na prednjem delu poda helikoptera – ispod šine,
- na prednjem delu sedišta pilota – iznad šine,
- na zadnjem delu poda helikoptera – ispod šine,
- na zadnjem delu šine helikoptera.

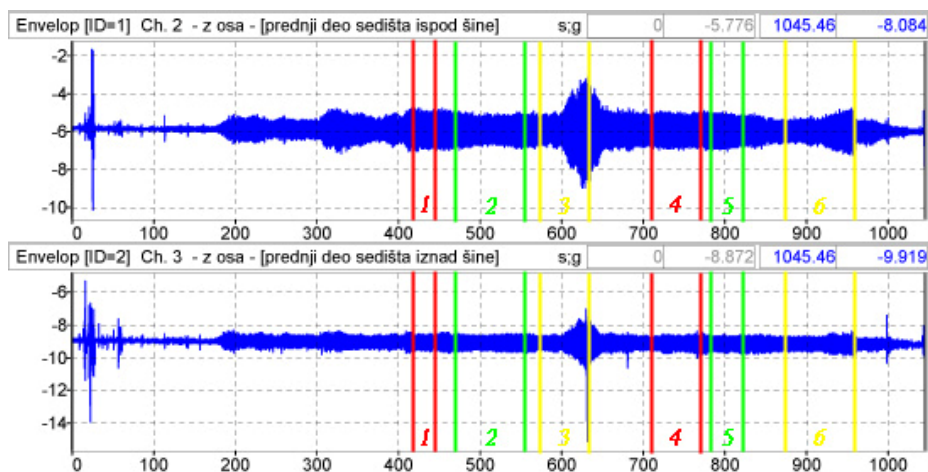
Izbor profila leta helikoptera

Za ispitivanje niskofrekventnih vibracija na helikopteru „gazela“, a u skladu sa njegovim operativnim mogućnostima, ispitivanja se vrše na zemlji i u letu. U radu su prikazani rezultati merenja u toku leta sa tačno definisanim programom i zahtevanim profilima leta. Izabrani profili leta su: ubrzanje do maksimalne brzine helikoptera ($V_i=V_{imax}$) na visini $H_i=1000$ m, i zaokreti (levi i desni).

Rezultati ispitivanja i analiza izmerenih vibracija na vezi struktura – sedište pilota

Na osnovu postavljenog cilja ispitivanja i izabranih profila leta helikoptera „gazela“, sva merenja se mogu prikazati u vremenskom i frekventnom domenu.

Na slici 8 prikazan je vremenski domen vibracija izmerenih na prednjem delu sedišta pilota (ispod i iznad šine). Na slici 8 označeni su profili leta helikoptera: 1 – lebdenje sa uticajem tla, 2 – penjanje do $H_i=1000$ m, 3 – ubrzanje do $V_i=V_{imax}$, 4 – levi zaokret i 5 – desni zaokret.

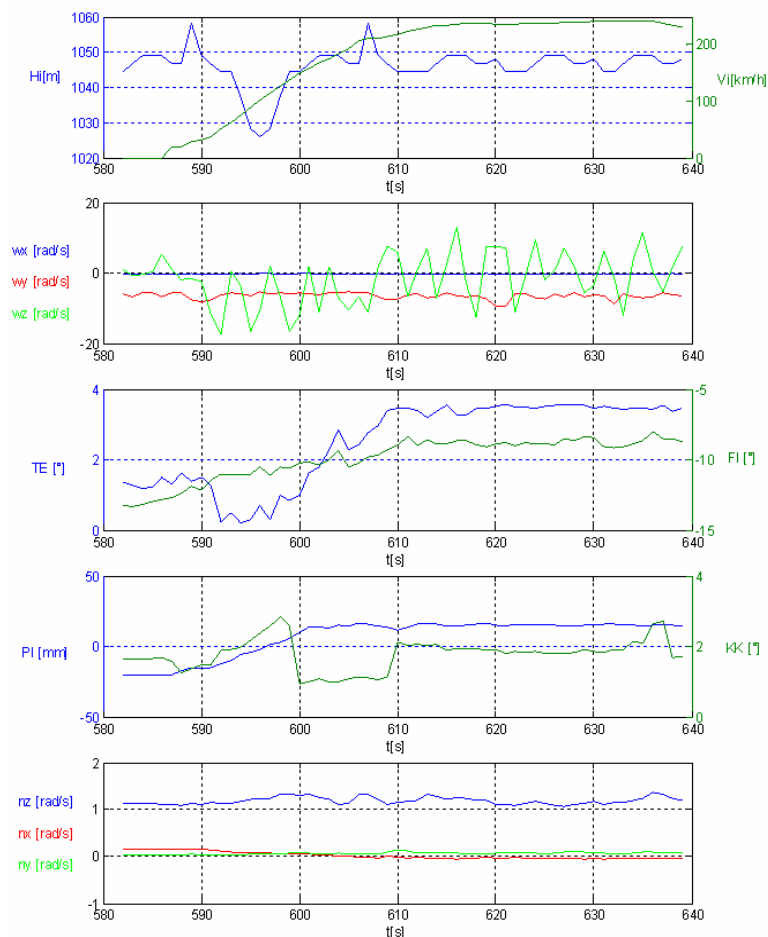


Slika 8 – Vremenski zapis vibracija u toku leta
Figure 8 – Time domain of vibration in flight

Na osnovu prikazanog vremenskog domena (slika 8) ispitivanja, za davanje ocene kvaliteta prigušenja vibracija izvršiće se analiza nivoa vibracija u frekventnom domenu do 105 Hz, za sledeće karakteristične profile leta: ubrzanje do $V_i=V_{imax}$ i zaokreta (levi i desni).

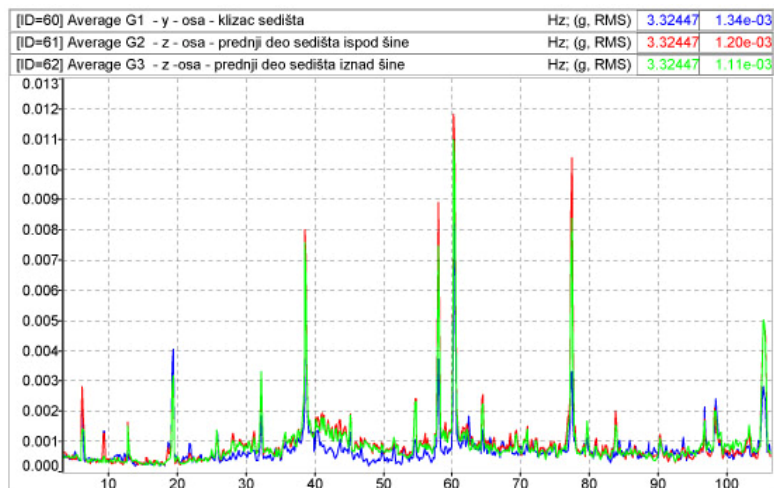
Nivo vibracija u fazi ubrzanja do V_{imax}

Faza ubrzanja helikoptera podrazumeva upravljanje cikličnom komandom od sebe i povlačenjem komande skupnog koraka radi korekcije potrebne snage leta. U toku ubrzanja neophodno je da se vrši i korekcija obrtnog momenta glavnog rotora otklonima nožnih komandi udesno, kao korekcija ciklične komande po nagibu (slika 9).



Slika 9 – Parametri leta helikoptera u fazi ubrzanja na $H_i=1000$ m
 Figure 9 – Parameters of flight during the phase of acceleration at $H_i=1000$ m

Na slici 10 prikazan je usrednjeni niskofrekventni opseg vibracija. Pri ovom profilu leta helikoptera dominantna je frekvencija obrtanja repnog reduktora sa pripadajućim vratilima (koso, horizontalno i spojno) na $f_{vrr} = 60.45\text{Hz}$, vrednosti $a_{vrr} = 0.012g$ (RMS). Ova vrednost ubrzanja repnog reduktora je konstantna u toku faze ubrzanja. Ostali dominantni pikovi su na frekvenciji $f_{no} = 19.35\text{Hz}$ i njegovim harmonicima $2 \cdot f_{no}$, $3 \cdot f_{no}$ i $4 \cdot f_{no}$. Osrednjeni nivoi vibracija na datim frekvencijama su niži od nivoa vibracija frekvencije obrtanja sklopa vratila i repnog reduktora, pa se nivoi ovih frekvencija prate u funkciji brzine leta. Nivoi vibracija u toku faze ubrzanja helikoptera prikazani su u tabeli 3.



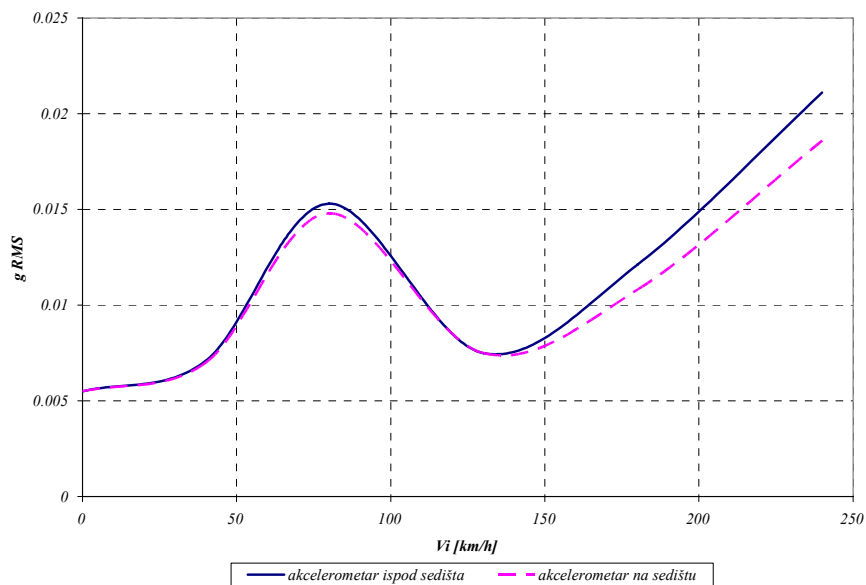
Slika 10 – Osrednjeni frekventni spektar vibracija u fazi ubrzanja na $H_i=1000$ m
 Figure 10 – Average frequency domain during the phase of acceleration at $H_i=1000$ m

Tabela 3
 Table 3

Frekvencije i nivoi vibracija pri različitim progresivnim brzinama
 Frequencies and amplitudes of vibration at different helicopter velocity

V_i [km/h]	f [Hz]	ispod sedišta [g RMS]	iznad sedišta [g RMS]
0	19.35	0.0036	0.0034
	38.70	0.0055	0.0055
	58.05	0.0035	0.0033
	77.40	0.0025	0.0024
40	19.35	0.0043	0.0044
	38.70	0.0071	0.0070
	58.05	0.0018	0.0017
	77.40	0.0061	0.0057
80	19.35	0.0045	0.0045
	38.70	0.0153	0.0148
	58.05	0.0051	0.0037
	77.40	0.0068	0.0052
130	19.35	0.0061	0.0053
	38.70	0.0075	0.0075
	58.05	0.0136	0.0105
	77.40	0.0151	0.0122
180	19.35	0.0042	0.0051
	38.70	0.0121	0.0108
	58.05	0.0231	0.0193
	77.40	0.0274	0.0223
240	19.35	0.0044	0.0050
	38.70	0.0211	0.0186
	58.05	0.0241	0.0213
	77.40	0.0302	0.0243

Na osnovu podataka iz Tabele 3 možemo odrediti zavisnost amplitu-
de vibracija za određenu frekvenciju u funkciji brzine helikoptera, ova za-
visnost je data dijagramom na slici 11.



Slika 11 – Vibracije na sedištu pilota u toku faze ubrzanja na $f = 2 \cdot f_{no} = 38.7 \text{ Hz}$
 Figure 11 – Vibration on the pilot seat during the phase of acceleration $f = 2 \cdot f_{no} = 38.7 \text{ Hz}$

Na osnovu iznetih podataka zaključuje se da najveći uticaj na vibra-
cije helikoptera u toku leta vrši glavni rotor u funkciji brzine: indukovane
brzine na lopaticama i progresivne brzine leta helikoptera.

Na slici 11 prikazane su vibracije na sedištu pilota u funkciji promene
brzine leta u fazi ubrzanja helikoptera od ($V_i = 0 \text{ km/h} \rightarrow V_{i \max}$). Na osno-
vu rezultata za različite brzine leta mogu se izvesti dva zaključka: prvi, vi-
bracije rastu sa brzinom leta, kao rezultat porasta asimetrije vučne sile
glavnog rotora, što uvećava harmonijsko mahanje lopatica, a drugi za-
ključak je da dijagram na slici 11 prikazuje određenu „grbu“. Dati pregib
nedvosmisleno pokazuje da su, u letu helikoptera „gazela“ pri brzinama
od $V_i = 40 \text{ km/h}$ do $V_i = 90 \text{ km/h}$, nivoi vibracija helikoptera izraženiji na
nižim brzinama nego na brzinama bliskim krstarećoj brzini.

Razlog ovih vibracija leži u činjenici da su indukovana brzina i progresivna
brzina u dijapazonima od $40 \text{ km/h} \leq V_i \leq 90 \text{ km/h}$ i pri brzinama $V_i \geq V_{cruise}$ veli-
čine istog reda, a njihovim vektorskim sabiranjem dobija se brzina koja na kra-
jevima lopatica dolazi pod uglovima bliskim kritičnom. Zbog toga je struja iza

lopatica jako zavihorena i sve lopatice bivaju zahvaćene vrtložnim tragom pret-hodne lopatice. Istovremeno, blizu prednje ivice diska javljaju se veliki gradijen-ti brzine koji stvaraju intenzivne više harmonike mahanja. Krajnji rezultat delo-vanja ovog mehanizma ogleda se u snažnim vibracijama celog helikoptera.

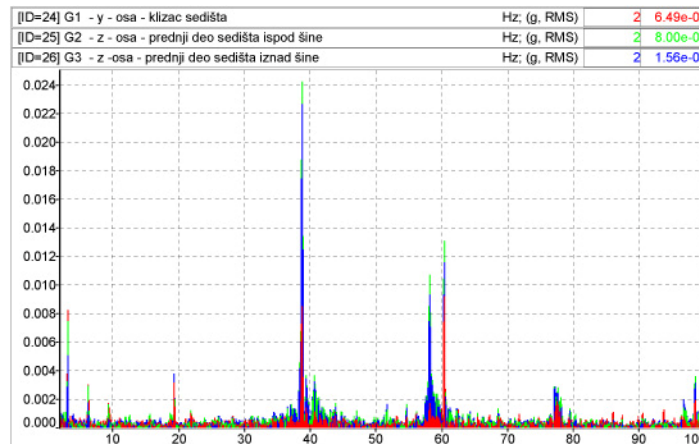
Oscilovanje lopatica na višim harmonicima je pojava koja se javlja iznad brzina preko $V_i = 120 \text{ km/h}$. Sa povećanjem progresivne brzine he-likoptera javlja se trešenje helikoptera, tj. oscilovanje lopatica na višim harmonicima, pri nestacionarnom kretanju se povećava tako da je pri maksimalnim brzinama dominantna frekvencija, $f_{n3} = 4 \cdot f_{no} = 77.4 \text{ Hz}$.

Dominantno oscilovanje rotora helikoptera na datoj frekvenciji ima za posledicu osetno trešenje celokupne strukture helikoptera, a samim tim i dinamički debalans rotora, koji se preko reduktora i veza sa struktu-rom helikoptera prenosi do pilotskog sedišta. Na osnovu principa leta he-likoptera napadni ugao (α) helikoptera pri ubrzanju je negativan, a u ta-kvom profilu leta dominantni su treći i drugi harmonik f_{no} .

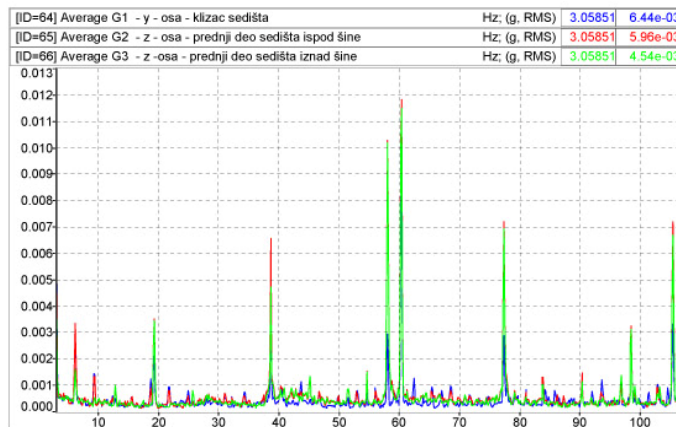
Na osnovu dijagrama datog na slici 11 može se zaključiti da funkcional-nost veze struktura helikoptera – sedište pilota na frekvenciji $2 \cdot f_{no} = 38.70 \text{ Hz}$ zavisi od brzine leta. Na brzinama manjim od 140 km/h , ne postoji prigu-šenje vibracija na vezi, dok je sa porastom brzine preko 140 km/h veza funkcionalna, tj. postoji prigušenje vibracija. [5]

Nivo vibracija u toku levog i desnog zaokreta

Nakon izvršene frekventne analize rezultata merenja u toku izvođe-nja levog i desnog zaokreta dobijeni su frekventni spektri dati na dijagra-mima na slikama 12 i 13.



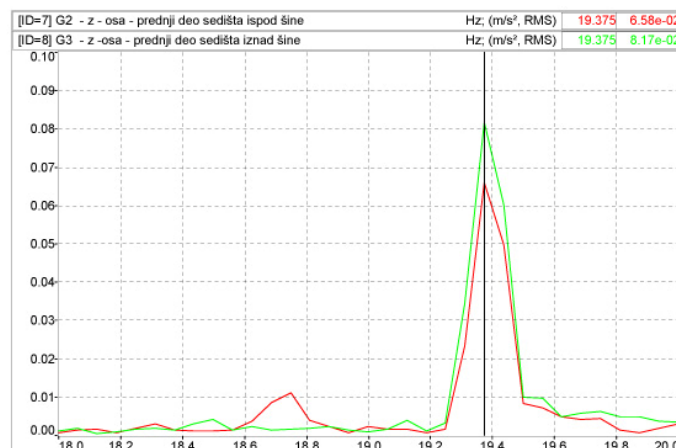
Slika 12 – Osrednjeni frekventni spekatar vibracija u fazi levog zaokreta na $H_i=1000 \text{ m}$
Figure 12 – Average frequency domain during the left turn at $H_i=1000 \text{ m}$



Slika 13 – Osrednjeni frekventni spektar vibracija u fazi desnog zaokreta na Hi=1000 m
 Figure 13 – Average frequency domain during the right turn at Hi=1000 m

Osnovna razlika u frekvenciji i nivou vibracija u toku izvođenja zaokreta jeste što je u toku faze izvođenja levog zaokreta dominantna frekvencija od $2 \cdot f_{no} = 38.70 \text{ Hz}$, dok je u desnom zaokretu dominantna frekvencija $3 \cdot f_{no} = 58.05 \text{ Hz}$. Nivoi vibracija u toku izvođenja levog zaokreta su izrazito veći i uslovljeni su elastičnim pojavama lopatica usled opstrujavanja vazduha.

Analizom ova dva profila leta uočava se pojava pojačanja vibracija na frekvenciji $f_{no} = 19.35 \text{ Hz}$, kroz ispitivanu vezu u toku levog zaokreta (slika 14). Na drugim frekvencijama u toku ispitivanih profila leta nije uočena pojava pojačanja vibracija, ali potrebno je napomenuti da je i priгуšenje vibracija izuzetno nisko. [6]



Slika 14 – Pojačanje vibracija kroz vezu struktura – sedište pri levom zaokretu
 Figure 14 – Amplification of vibrations at the structure – pilot seat connection during the left turn

Zaključak

Na osnovu iznetih teorijskih osnova, rezultata i analize izvršenih ispitivanja stanja veze strukture helikoptera i sedišta pilota na helikopteru „gazela“ može se sa sigurnošću konstatovati da postojeća veza nije filter vibracija u svim režimima rada helikoptera.

Ispitivana veza se u određenim profilima leta ponaša kao multiplikator vibracija u frekventnom opsegu od 3 Hz do 35 Hz, dok se na frekventnom opsegu iznad 35 Hz ponaša kao prigušivač vibracija. Funkcionalnost (prigušenje vibracija) veze se povećava sa povećanjem brzine helikoptera (bliske maksimalnim).

Na osnovu dobijenih rezultata može se zaključiti da posmatrana veza zadovoljava propisani kvalitet standarda MIL-H 8501A i da nije potrebno vršiti modifikaciju ove veze.

Prikazana metodologija i postupak merenja i analize niskofrekventnog opsega vibracija na helikopteru „gazela“ može se primeniti na sve tipove letelica koje se nalaze u operativnoj upotrebi Vojske Srbije. Prikazanim postupkom ispitivanja može se vršiti merenje i analiza vibracija na svim elementima sistema helikoptera čiji je krajnji cilj zadovoljenje svetskih standarda, kontinualnim razvojem i modifikacijama tehničkih sistema, ili otkrivanjem potencijalnih oštećenja sistema. Stalnim usavršavanjima i modifikacijama tehničkih sistema iz sastava Vojske Srbije postiglo bi se podizanje celokupnog tehnološkog nivoa sistema odbrane.

Literatura

[1] Thomas. M., *Helicopter Vibration Reduction Using Robust Control*, Dissertation, Von der Fakultät Luft- und Raumfahrttechnik der Universität Stuttgart, München, 2003.

[2] Johnson, W., *Helicopter theory*, Dover Publications, New York, 1994.

[3] Heffernan, R., Precetti, D., Johnson, W., *Vibration analysis of the SA349/2 Helicopter*, NASA Technical Memorandum 102794, USA, Januar 1991.

[4] Jovanović, S., Đurić, A., *Analiza štetnog uticaja vibracija na posadu u transportnim sredstvima Vojske Srbije*, Vojnotehnički glasnik, 4/2009, str. 93–107.

[5] Jovanović, M., *Uticaj promene brzine leta na niskofrekventni spektar vibracija helikoptera Gazela*, Zbornik radova III konferencije OTEH, Beograd, oktobar 2009.

[6] Jovanović, M., *Ispitivanje niskofrekventnog spektra vibracija na helikopteru Gazela*, Magistarski rad, Beograd, januar 2010.

ANALYSIS OF LOW FREQUENCY VIBRATIONS ON THE STRUCTURAL CONNECTION ELEMENTS OF THE GAZELLE HELICOPTER

Summary:

In this paper the procedure and methodology of vibration testing on a Gazelle helicopter are presented with the aim to define efficiency of vibration damping at the structure– pilot seat connection. A particular attention is paid to the theoretical basis of helicopter vibrations, definition of working frequency, regime and profile of flight during the test. The results of the vibration measurement are shown in the frequency domain.

Introduction

Nowadays, possibility of defining loads and vibrations is one of the most important requests in the design and modification of processes on helicopters. The loads occurring on the main rotor during flight are the basic source of vibrations on the helicopter. Possibilities to satisfy international standards in the area of structural and human vibrations are based on continuous and adequate measurement and analysis of the vibration levels on all elements of helicopters. This paper shows the procedures of vibration measuring and analysing in order to define efficiency of vibration damping using a modern acquisition system NetdB 12 and its software dBFA Suite.

Theoretical analysis of vibration sources on the helicopter main rotor

The helicopter rotor operates in a complex aerodynamic flow field. The aerodynamic loads on the rotor blade vary considerably as it moves around the rotor disc, and in steady flight these loads are periodic. A particular attention is paid to a theoretical basis of vibration sources on a helicopter. A complex aerodynamic field in the plane of the helicopter main rotor during different profiles of flight is shown and explained. This part of the paper gives the equations of force and moments on the main rotor with the aim to define basic working frequencies.

Sources of vibrations and the determination of working frequencies on the gazelle helicopter

The sources of vibrations on the Gazelle helicopter (main rotor, tail rotor and engine) are described as well as the vibration transfer from the sources to the structure through the helicopter transmission and the structure as a receiver of vibrations. The working frequencies of the Gazelle helicopter are defined and the causes for avoiding the low vibration frequency range are explained.

Methodology and procedure of vibration testing on the gazelle helicopter

The procedure of vibration testing has a few steps (pre-test, test and post test step), given in Fig. 5. After the determination of working frequencies and the testing point, the next step is selecting test equip-

ment and installement of the accelerometers and other probes. After these preparations, the last step in the pre-test procedure is chosing the flight profiles in which the vibrations are measured.

The results of testing and analysis of vibration damping at the structure – pilot seat connecting point

The testing results are collected in the test phase. The results of the vibration measurment are shown in the time and frequency domain for the chosen flight conditions of the Gazelle helicopter. The results are given for two profiles of flight (for acceleration and for the left and right turn). The analysis must give an answer about the efficiency of vibration damping at the structure – pilot seat connecting point. The conclusions must not be ambiguous and must give enough elements for making a decision about subsequent actions.

Vibration levels of in the acceleration phase

For this phase of flight, all helicopter flight parameters are recorded and given as a function of time (velocity, altitude, drift of commands, loads und angular velocity) while the vibrations are given in the frequency domain. The vibrations at the tested connecting point are analysed in the function of velocity, followed by the conclusions and comments about the level of vibrations in the phase of acceleration.

Level of vibrations during the left and the right turn

For this profile of flight, the frequency spectrum for both turns is given and the fundamental difference in that spectrum is explained. The analysis of these two turns reveals the increase of the vibration level at the test point at a particular frequency.

Conclusion

The illustrated methodology and the procedures of measuring and analysing the low-frequency vibration range on the Gazelle helicopter can be applied for all types of aircraft which are in operational use in the Serbian Air Forces. The shown procedure can be used for measuring and analysing vibrations on all elements of helicopter systems, aiming at meeting international standards, continious system developing, modifying technical systems and detecting potential failure elements in the systems in operational service.

Key words: helicopter, vibration, frequency, test equipment

Datum prijema članka: 23. 03. 2010.

Datum dostavljanja ispravki rukopisa: 29. 03. 2010.

Datum konačnog prihvatanja članka za objavljivanje: 01. 04. 2010.