

Ispitivanje uzroka mehaničkog otkaza glave cilindra avionskog klipnog motora

BRANIMIR B. KRSTIĆ, Univerzitet odbrane u Beogradu,
Vojna akademija, Beograd

BOŠKO P. RAŠUO, Univerzitet u Beogradu,
Mašinski fakultet, Beograd

DRAGAN R. TRIFKOVIĆ, Univerzitet odbrane u Beogradu,
Vojna akademija, Beograd

IGOR Z. RADISAVLJEVIĆ, Vojnotehnički institut, Beograd

ZORAN M. RAJIĆ, Vojnotehnički institut, Beograd

MIRKO R. DINULović, Univerzitet u Beogradu,
Mašinski fakultet, Beograd

Originalni naučni rad
UDC: 629.7.03:621.435

Tokom leta školskog aviona Utva-75 došlo je do otkaza motora usled pucanja glave cilindra. Nakon uspešno izvršenog prinudnog sletanja oštećeni sklop cilindra je demontiran sa motora aviona i poslat na forenzičku ekspertizu. Fraktografskim ispitivanjem prelomne površine utvrđeno je da je uzrok otkaza zamor materijala glave cilindra. Metalografska ispitivanja pokazala su da je uzrok nastanka zamorne prsline postojanje značajne poroznosti materijala upravo u zoni nastanka loma. Numerička simulacija naponskog stanja sklopa cilindra, izvršena metodom konačnih elemenata, potvrdila je pretpostavku da je lom iniciran u zoni najveće koncentracije napona.

Ključne reči: vazduhoplovni klipni motor, glava cilindra, analiza otkaza, zamor materijala, poroznost materijala

1. UVOD

Vazduhoplovi sa klipnom pogonskom grupom predstavljaju približno 80% ukupne svetske vazduhoplovne flote [1]. Najveći broj ovih vazduhoplova pogonjen je jednim, vazdušno hlađenim, klipnim motorom. Obzirom da su u pitanju jednomotorni avioni, otkaz bilo kog elementa motora, pokretnog ili nepokretnog, direktno ugrožava bezbednost samog vazduhoplova i može, u krajnjem ishodu, dovesti do fatalnih posledica po ljudske živote, potpunog gubitka vazduhoplova ili nanošenja velike materijalne štete.

Mehanički otkaz na vazdušno hlađenim klipnim avionskim motorima, koji se u prvoj deceniji XXI veka, po svojoj učestanosti, posebno izdvojio jeste pucanje glave cilindra. Na osnovu izveštaja nadležnih vazduhoplovnih vlasti zemalja širom sveta [2 -

5] registrovano je čak 47 ovakvih otkaza na motorima sa tzv. klasičnom vazdušno hlađenom konstrukcijom koja podrazumeva da je svaki cilindarski sklop (cilindar), koji sačinjavaju telo cilindra i glava cilindra, zasebna celina sa prepoznatljivim i jasno izraženim dubokim rashladnim rebrima na spoljašnjoj strani.



Slika 1 - Domaći školski avion Utva-75

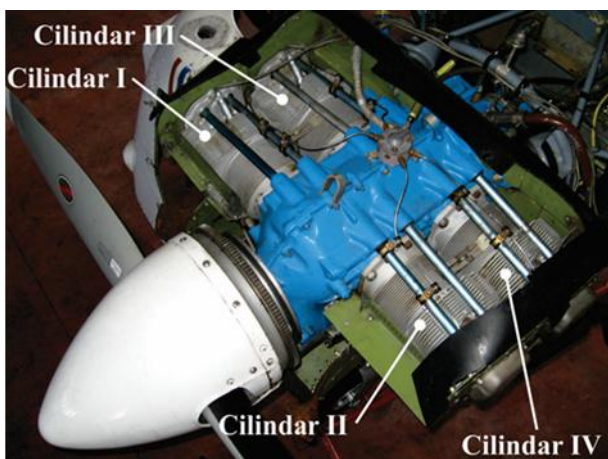
Međutim, ono što ovaj slučaj čini posebno inženjerski interesantnim je činjenica da se za većinu

Adresa autora: Branimir Krstić, Univerzitet odbrane u Beogradu, Vojna akademija, Beograd, Pavla Jurišića Šturma 33

Rad primljen: 14.10.2014.

Rad prihvaćen: 27.10.2014.

navedenih otkaza inicijalna prslina pojavila na identičnom mestu. Sa druge strane, bez obzira na zvanično potvrđenu ponovljivost otkaza, u svetskoj naučnoj i stručnoj literaturi nema radova koji na adekvatan, naučno zasnovan način, objašnjavaju pojavu nastanka i uzroke koji dovode do pucanja glave cilindra. Jedan ovakav otkaz glave cilindra dogodio se i na domaćem školskom avionu Utva-75 (slika 1), čiju pogonsku grupu čini četvorocilindrični, vazdušno hlađeni, „bokserski“ motor Lycoming IO-360-B1F (slika 2). Tehničke karakteristike motora [6] prikazane su u tabeli 1.



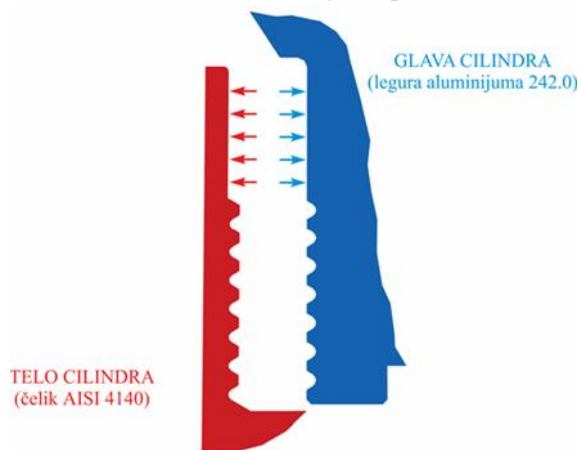
Slika 2 - Avionski klipni motor Lycoming IO-360-B1F

Tabela 1. Tehničke karakteristike motora Lycoming IO-360-B1F

Parametar	Vrednost
Nominalna snaga motora	180 KS
Nominalni broj obrtaja motora	2700 ob/min
Unutrašnji prečnik cilindra	0,130 m
Hod klipa	0,111 m
Radna zapremina motora	5893 cm ³
Broj cilindara motora	4
Stepen kompresije	8,5:1
Red paljenja	1-3-2-4
Pogon elise	Direktni pogon
Smer obrtanja elise (gledano otpozadi)	U smeru obrtanja kazaljki na satu
Težina suvog motora	136,5 kg

Sklop cilindra (cilindar) je klasične vazdušno hlađene konstrukcije i sastavljen je od tela i glave cilindra. Telo cilindra je izrađeno od otkivka CrNiMo čelika oznake AISI 4140 (prema American Iron and Steel Institute sistemu označavanja), unutrašnjost je brušena i honovana, dok su sa spoljašnje strane izvedena duboka rashladna rebra. Pričvršćeno je na kućište motora pomoću osam masivnih vijaka. Glava

cilindra je zbog neophodnosti dobre toplotne provodljivosti i dobrih mehaničkih karakteristika na povišenim temperaturama izrađena postupkom livenja od legure aluminijuma oznake 242.0 (prema American National Standard Institute sistemu označavanja) sa mašinski obrađenom komorom sagorevanja. Na spoljašnjoj strani glave cilindra se takođe nalaze duboka rashladna rebra. Spoj tela i glave cilindra ostvaren je tako što se glava cilindra zagreva do temperature od približno 350°C, pa se tako zagrejana navojnom vezom, ostvarenom pomoću navoja na spoljašnjoj strani tela cilindra i unutrašnjoj strani glave cilindra, pričvršćuje na telo cilindra. Hlađenjem glave cilindra ostvaruje se izuzetno čvrsto naleganje, kako u zoni navoja, tako i između odgovarajućih glatkih cilindričnih površina iznad navojnog spoja (crvene i plave strelice na slici 3). Na ovaj način je praktično ostvarena kruta veza između elemenata cilindarskog sklopa.



Slika 3 - Spoj tela i glave cilindra na motoru Lycoming IO-360-B1F

2. ANALIZA OTKAZA

Ubrzo nakon poletanja sa matičnog aerodroma, dvočlana posada školskog aviona Utva-75 primetila je problem u radu motora. Najpre su čuli jak zvuk nalik pucanju, nakon čega je motor počeo neujednačeno da radi i osetno gubi snagu. Obzirom da su bili u neposrednoj blizini aerodroma, piloti su odlučili da se vrate na matični aerodrom i pokušaju da izvedu prinudno sletanje. Neposredno nakon uspešno izvedenog prinudnog sletanja, kontrolom na licu mesta je ustanovljeno da struktura aviona nije pretrpela nikakva oštećenja. Za razliku od strukture, motor aviona je bio znatno oštećen sa jasno uočljivom prslinom na glavi prvog cilindra motora. Oštećeni cilindar je demontiran sa motora aviona i poslat u Vojnotehnički institut na forenzičku ekspertizu uzroka otkaza.

Uvidom u tehničku dokumentaciju održavanja aviona i motora utvrđeno je da je motor ostvario

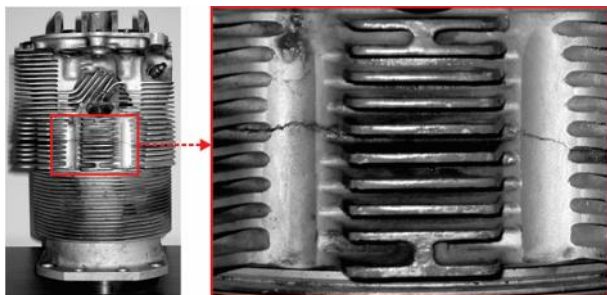
ukupno 1560 časova rada. Na 1200 časova rada urađen je remont motora i nakon toga motor je ostvario još 360 časova rada do navedenog otkaza. Takođe je utvrđeno i da je prilikom poslednjeg kompresionog testa, koji se sprovodi na svakih 100 časova rada, izmerena vrednost kompresije prvog cilindra bila znatno niža od vrednosti izmerenih na ostalim cilindrima (tabela 2).

Tabela 2. Rezultati poslednjeg kompresionog testa motora Lycoming IO-360-B1F

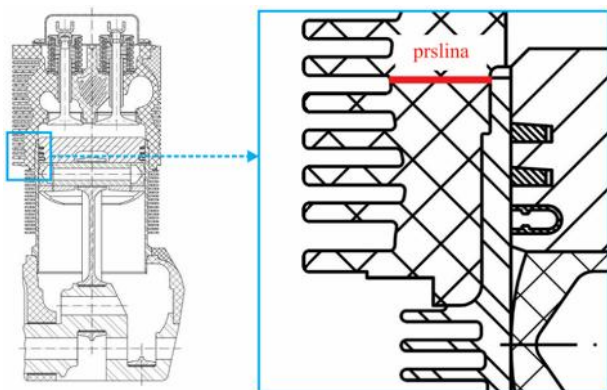
	Cilindar			
	I	II	III	IV
Kompresija (psi)	64	72	74	72

2.1. Vizuelni pregled

Vizuelnim očnim pregledom oštećenog cilindarskog sklopa utvrđeno je postojanje prsline približne širine 0,5 mm na spoljašnoj površini glave cilindra između V i VI rashladnog rebra (slika 4), mereno od dna, koja se prostire na oko 80% lokalnog obima glave cilindra. Ravan u kojoj se prostire prsline poklapa se sa najvišom ravni tela cilindra (slika 5).



Slika 4 - Prsline na glavi cilindra motora Lycoming IO-360-B1F



Slika 5 - Šematski prikaz preseka motora Lycoming IO-360-B1F [7] sa položajem prsline

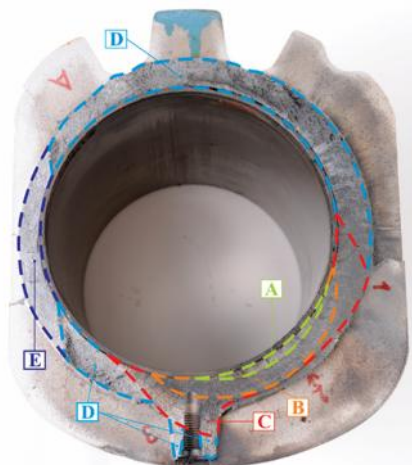
2.2. Makrofraktografska ispitivanja

Nakon završenog vizuelnog pregleda cilindra, u stanju u kakvom je donet na ispitivanje, uočena prsline je mehanički „otvorena“ i cilindar je razdvojen na dva dela (slika 6).



Slika 6 - Cilindar motora Lycoming IO-360-B1F nakon „otvaranja“ prsline

Deo I predstavlja gornji deo glave cilindra, a deo II predstavlja onaj deo glave cilindra koji je ostao pričvršćen za telo cilindra. Izgled prelomne površine karakteriše postojanje pet morfološki jasno uočljivih zona, obeleženih slovima A, B, C, D i E na slici 7.



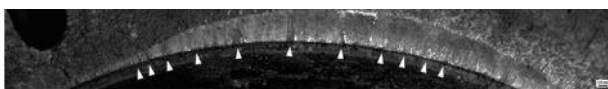
Slika 7 - Karakteristične zone na prelomnoj površini glave cilindra

Zona A, locirana na strani izduvnog otvora glave cilindra, u delu sa izuzetno dubokim rashladnim rebrima, odlikuje se ravnom i glatkom prelomnom površinom sa jasno vidljivim linijama zaustavljanja, karakterističnim za zamorni lom, a koje su posledica širenja većeg broja inicijalnih prsline sa različitih mesta u različitim, blago nagnutim, ravnima (slika 8).



Slika 8 - Linije zaustavljanja u zoni A prelomne površine

Prslina se u ovoj fazi širila veoma sporo. Radi lakšeg manipulisanja, prelomna površina je odsečena od ostatka dela I u vidu prstena približne debljine 1 cm. Centralni deo zone A je potom, zbog uvođenja i ispitivanja pod stereo mikroskopom Leica M205A, izrezan iz dobijenog prstena. Radi eliminisanja ostataka produkata sagorevanja sa prelomne površine, tretiran je tečnim odmašćivačem u ultrazvučnoj kadi na blago povišenoj temperaturi, a potom očišćen acetonom i etanolom. Ispitivanje pod stereo mikroskopom na malom stepenu uvećanja ($\leq 50\times$), je potvrdilo zamorni karakter loma iniciranog sa više mesta lociranih na unutrašnjoj ivici motora glave cilindra (slika 9).



Slika 9 - Linije zaustavljanja u zoni A prelomne površine snimljene stereo mikroskopom



Slika 10 - Sektor B površine loma sa mestom na kome je prslina dostigla debljinu zida

Ravan prelomne površine u zoni B odlikuje se grubom teksturom i nagnuta je pod uglom od 45° u odnosu na osu glave cilindra (slika 10), što ukazuje na duktilni lom usled zateznog opterećenja. U ovoj fazi svog životnog veka prslina je dostigla lokalnu debljinu zida glave cilindra i „izašla” na spoljašnju stranu. Oblast C prelomne površine izdvaja se jasno uočljivim linijama odmora (slika 11).

Gruba tekstura i krupnozrna struktura prelomne površine u zoni D ukazuju na nestabilan rast prslina i na preopterećenje kao glavni mehanizam loma. Ova oblast je ujedno i oblast konačnog loma, koji je nastupio onog trenutka kada je veličina prslina dostigla svoju kritičnu vrednost i kada preostali nosivi deo materijala nije mogao da izdrži radno opterećenje glave cilindra motora. Konačno, sektor E predstavlja lom koji je nastao mehaničkim otvaranjem prslina i iznosi 20% ukupne površine lokalnog porečnog preseka glave cilindra u ravni loma. Svetlucavost ovog

dela loma je posledica reflektivnih osobina pokidanih kristala materijala. Ono što je takođe neophodno pomenuti jeste činjenica da je kompletna prelomna površina, izuzev sektora E, bila izložena dejstvu vrelih produkata sagorevanja i u tom smislu, i nakon odmašćivanja i čišćenja, značajno kontaminirana.

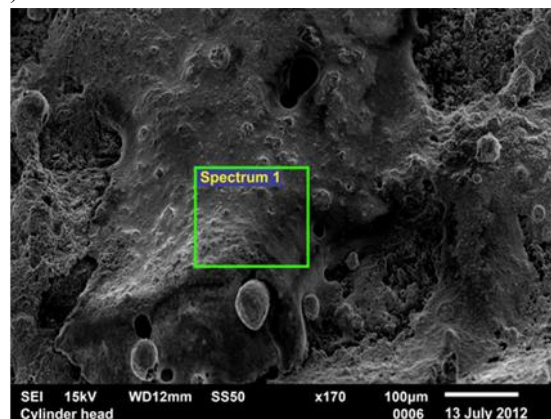


Slika 11 - Linije odmora u sektoru C prelomne površine

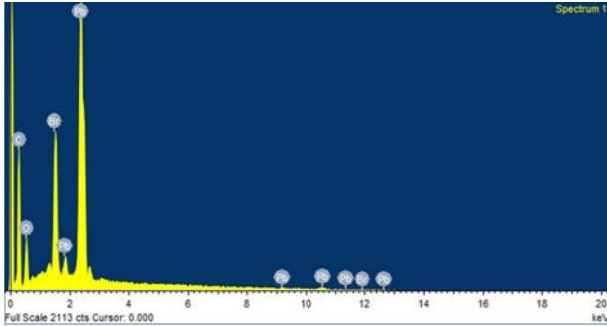
2.3 Mikrofraktografska ispitivanja

U cilju dobijanja detaljnijih informacija o mehanizmu otkaza, prelomna površina ispitana je i pod skenirajućim elektronskim mikroskopom (SEM). Na površini loma registrovana je velika količina depozita (slika 12). Hemijskom analizom otkrivenih depozita pomoću EDS uređaja na SEM, utvrđeno je da oni sadrže visoku koncentraciju olova i broma (slika 13), koji su tipični sastojci avionskih goriva. Sva avionska goriva u sebi sadrže olovo, dok se brom dodaje kao aditiv koji vezuje olovo stvarajući lako isparljivo olovo bromid [8].

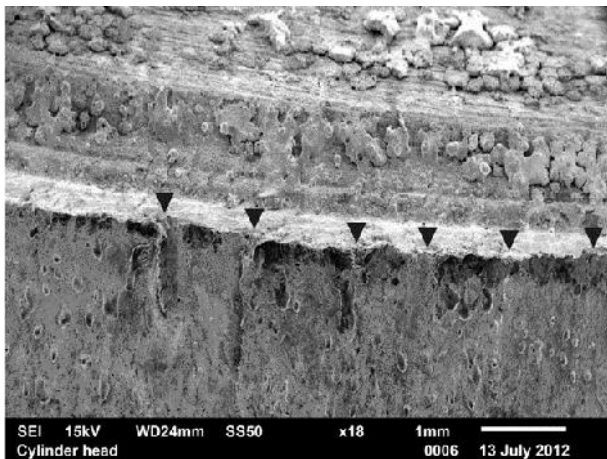
Obzirom da se upotrebom nedestruktivnih metoda nisu mogli ukloniti depoziti, nije bilo moguće dobiti detaljnije informacije o samom mehanizmu loma, tako da je SEM analiza samo potvrdila nalaze makrofraktografskog pregleda. Registrovan je veliki broj linija zaustavljanja na unutrašnjoj ivici glave cilindra u gotovo celom području inicijacije mikroprslina (slika 14).



Slika 12 - SEM snimak prelomne površine u zoni A prekrivene depozitima

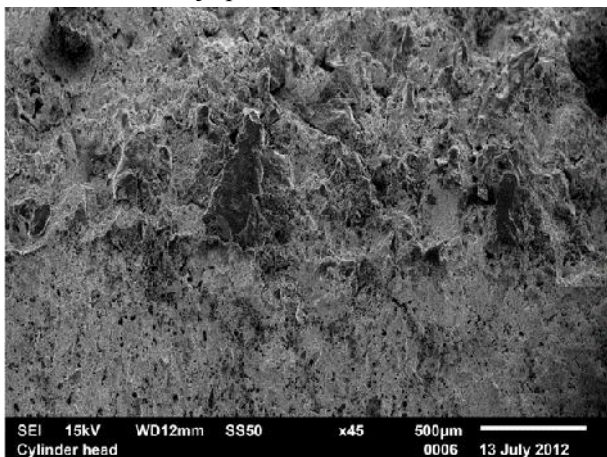


Slika 13 - EDS hemijska analiza depozita na prelomnoj površini u oblasti označenoj na slici 12



Slika 14 - SEM snimak linija zaustavljanja na unutrašnjoj ivici glave cilindra u zoni mesta inicijacije većeg broja mikroprslina

Ovim je potvrđena tvrdnja o postojanju većeg broja mesta odakle su inicirane mikroprsline koje su se kasnije spojile u jednu zamornu prslinu koja je dovela do otkaza, i samim tim eliminisana je mogućnost jednog mesta inicijacije odnosno jednog defekta koji je doveo do iniciranja prslina.



Slika 15 - SEM snimak prelazne oblasti sa zamornog na duktilni lom

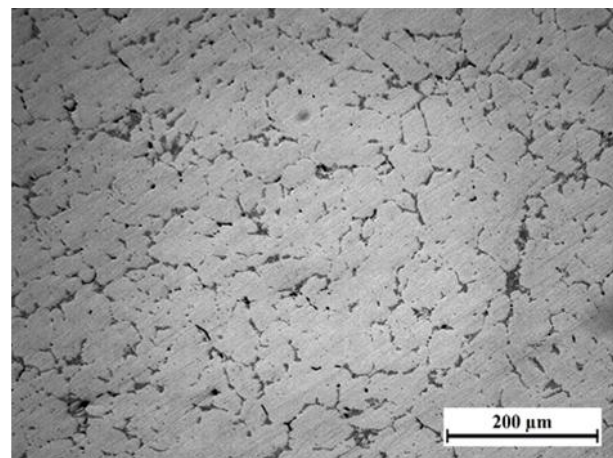
Na slici 15 prikazan je SEM snimak prelaza sa zamornog na duktilni lom.

2.4 Metalografska ispitivanja

Metalografsko ispitivanje mikrostrukture materijala izvršeno je na uzorku uzdužnog preseka upravnog na ravan površine loma uzetog sa mesta koje odgovara mestu nastanka najveće zamorne prslina (isprekidana linija na slici 16). Uzorak je najpre brušen brusnim papirom do finoće 2500, a potom poliran dijamantskom pastom 7/5, 5/3 i 3/2 μm . Završno poliranje urađeno je dijamantskom pastom finoće 1 μm . Ispitivanje je izvršeno u poliranom stanju uzorka pod LeitzMetalloplan svetlosnim mikroskopom. Rezultati ispitivanja mikrostrukture materijala prikazali su standardnu mikrostrukturu livačke legure aluminijuma sa bakrom kao glavnim legirajućim elementom [9] (slika 17).

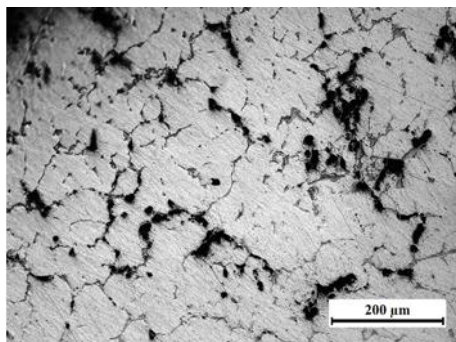


Slika 16 - Mesto odakle je pripremljen uzorak za metalografska ispitivanja



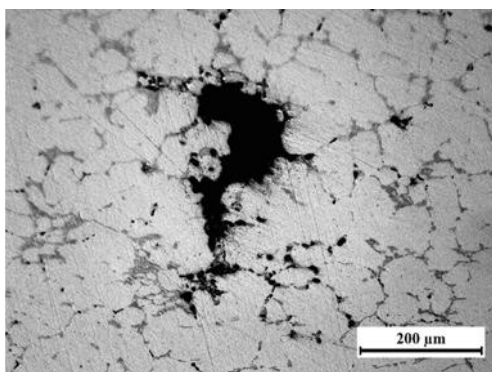
Slika 17 - Mikrostruktura materijala glave cilindra motora

Međutim, u okviru ove standardne mikrostrukture otkriveni su i brojni defekti u materijalu, karakteristični za proces livenja. Uočena je izuzetno izražena mikroporoznost, u obliku grupisanih šupljina raspoređenih po granicama dendrita [10], kako u unutrašnjosti tako i u neposrednoj blizini spoljne površine materijala glave cilindra (slika 18).

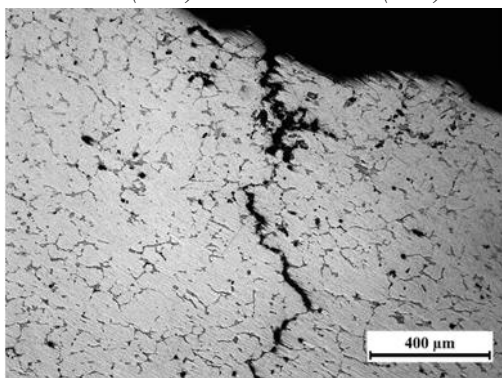


Slika 18 - Mikroporoznost materijala glave cilindra u obliku grupisanih šupljina raspoređenih po granicama dendrita

Neke od uočenih šupljina dostizale su dužinu od 400 μm (slika 19). Intergranularni lom, formiran mehanizmom spajanja susednih šupljina u materijalu, koji izlazi na ravan površine loma prikazan je na slici 20.



Slika 19 - Šupljina (crno) okružena primarnim dendritima (belo) i eutektikumom (sivo)



Slika 20 - Intergranularni lom na metalografskom uzorku nastao spajanjem susednih šupljina u materijalu

Tabela 3. Vrednosti izmerene tvrdoće

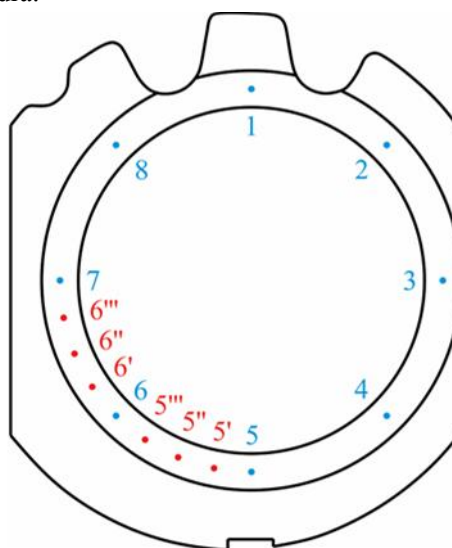
Merna tačka	Tvrdoća (HB)
1	71
2	75
3	76
4	76
5	86
5'	93
5''	100
5'''	102
6	111
6'	102
6''	96
6'''	92
7	87
8	71

2.5. Analiza hemijskog sastava materijala

Analiza hemijskog sastava materijala od kojeg je izrađena glava cilindra urađena je metodom fluorescentne spektroskopije X-zracima. U tom cilju, uzet je uzorak materijala iz neoštećenog dela glave cilindra. Rezultati analize hemijskog sastava materijala u potpunosti odgovaraju standardnoj specifikaciji za aluminijumsku leguru 242.0. Inače, osnovna primena ove legure je izrada cilindarskih glava vazdušno hlađenih avionskih motora [11].

2.6. Mehanička ispitivanja materijala

Od mehaničkih svojstava materijala glave cilindra, standardnom metodom Brinela ispitana je tvrdoća. Tvrdoća je ispitana na prstenu debljine 1 cm, dobijenom odsecanjem prelomne površine od ostatka dela I glave cilindra.



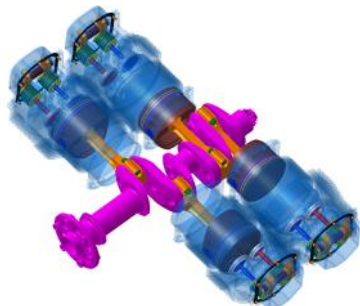
Slika 21 - Raspored mernih tačaka na kojima je merena tvrdoća materijala glave cilindra

Izmerena je tvrdoća u osam mernih tačaka ravnomerno radijalno raspoređenih po obimu prstena (plave tačke na slici 21), u ravni suprotnoj ravni prelomne površine. U tački 6 izmerena je tvrdoća od 111 HB, što je značajno više od vrednosti izmerenih u drugim tačkama. Obzirom da se tačka 6 nalazi u centralnom delu sektora A, na lokaciji gde je inicirana zamorna prslina koja je dovela do pucanja glave cilindra, izvršeno je dodatno merenje tvrdoće u šest tačaka u neposrednoj okolini tačke 6 (crvene tačke na slici 21). Konačni rezultati merenja tvrdoće dati su u tabeli 3.

2.7. Numerička simulacija naponskog stanja

Za analizu naponskog stanja glave cilindra korišćena je linearna metoda konačnih elemenata. Na osnovu opsežnih merenja realnog modela motora Lycoming IO-360-B1F, u softverskom paketu Catia V5-6R2013, izrađen je trodimenzionalni solid model kompletnog motora (slika 22).

U softverskom paketu su kreirana dva nova materijala čije su karakteristike identične mehaničkim karakteristikama materijala glave (aluminijumska legura 242.0) i tela cilindra (legirani čelik AISI 4140) [12] i dodeljena solid modelima glave odnosno tela cilindra. Kontinuum 3D solid modela cilindarskog sklopa (slika 23) je diskretizovan upotrebom 4-čvornih linearnih tetraedarnih elemenata u Catia V5-6R2013 Generative Structural Analysis modulu. Tako je kreiran numerički, konačnoelementni, model sa 1378196 čvorova i 5920151 elementom (slika 24).



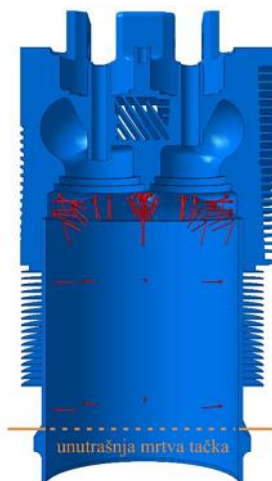
Slika 22 - Trodimenzionalni solid model motora Lycoming IO-360-B1F



Slika 23 - Trodimenzionalni solid model sklopa cilindra



Slika 24 - Numerički konačnoelementni model sklopa cilindra



Slika 25 - Numerička simulacija radnog opterećenja sklopa cilindra

Radno opterećenje glave cilindra predstavljeno srednjim efektivnim pritiskom (slika 25) od 998 kPa dobijenog na osnovu jednačine [13]

$$p = \frac{P n_R \times 10^3}{V n}$$

gde je:

P – nominalna snaga motora izražena u kW,

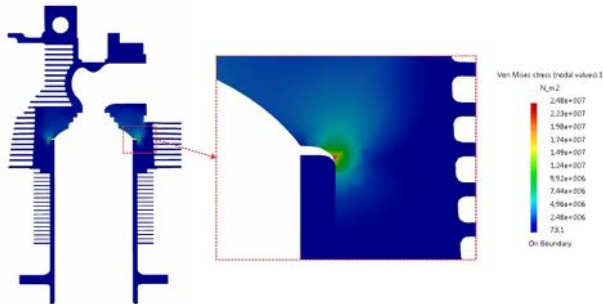
n_R – broj obrtaja radilice po jednom radnom ciklusu, $n_R = 2$ za četvorotaktne motore,

V – radna zapremina motora izražena u dm^3 ,

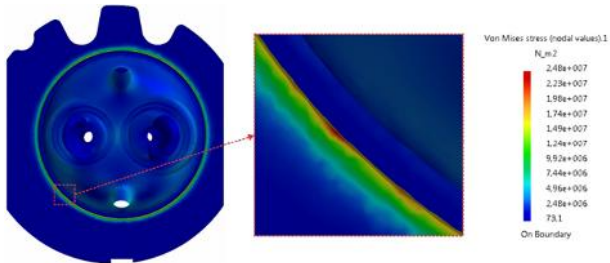
n – nominalni broj obrtaja motora izražen u obrtajima u sekundi.

Uzimajući u obzir tehnološki postupak montiranja glave na telo cilindra, veza glave i tela cilindra modelirana je kao čvrsto naleganje. Donji deo tela cilindra, kojim cilindar naleže na kućište motora je fiksiran tj. onemogućena su pomeranja čvorova koji se nalaze u toj ravni. Ostali delovi sklopa cilindra nisu bili fiksirani. Rezultati naponske analize glave cilindra dobijeni su na osnovu Von Mises-ove pretpostavke o naponima i pokazali su da se mesto nastanka loma nalazi u području sa najvećom koncentracijom napona.

Maksimalni naponi se javljaju na unutrašnjem zaobljenju glave cilindra, na prelazu iz cilindričnog u sferni deo, na strani izduvnog otvora. Tačka u kojoj napon dostiže maksimalnu vrednost odgovara mestu nastanka glavne zamorne prslina (slike 26 i 27).



Slika 26 - Tačka maksimalnog napona – uzdužni presek sklopa cilindra



Slika 27 - Tačka maksimalnog napona – poprečni presek sklopa cilindra

2.8. Analiza dobijenih rezultata

Rezultati fraktografske analize površine loma nedvosmisleno ukazuju na zamor materijala kao glavni uzrok pucanja glave cilindra. Analizirajući tragove zamora u vidu linija odmora i linija zaustavljanja prslina, utvrđeno je da je zamor iniciran sa većeg broja mesta na unutrašnjoj ivici, u zoni zaobljenja na prelazu sa cilindričnog na sferni deo glave cilindra. Ovaj podatak ukazuje na postojanje više pojedinačnih defekata u materijalu koji su doveli do formiranja zamorne prslina. Analiza naponskog stanja glave cilindra pokazuje da se mesta nastanka mikroprslina nalaze u zoni najvećih napona. Konačno pucanje glave cilindra odvijalo se u više faza. Najpre je došlo do spajanja većeg broja mikroprslina u jednu zamornu makroprslinu, čiji se front radijalno širio kroz materijal u obliku karakterističnog luka. U ovoj fazi svog životnog veka prslina se širila veoma sporo. Nakon što je veličina prslina dostigla vrednost jedne trećine lokalne debljine zida glave cilindra, nosivost materijala je bila značajno redukovana. Smanjena nosivost preostalog dela glave cilindra u kombinaciji sa lokalnom poroznošću materijala u oblasti mesta nastanka loma, dovela je do toga da, usled preopterećenja, veličina prslina dostigne vrednost lokalne debljine zida i izađe na spoljašnju površinu glave cilindra u zoni između V i VI rashladnog rebra. Produkti sagorevanja su od tog trenutka počeli

da „cure“ u atmosferu kroz prslinu. Pritisak gasa u komori sagorevanja se osetno smanjio i širenje prslina usled preopterećenja se trenutno zaustavilo. Međutim, činjenice do kojih se došlo tokom ekspertske analize, ukazuju na to da je motor u ovim uslovima nastavio i dalje da se eksploatiše. Pre svega, na mestu gde je prslina „izašla“ napolje, kao i na samim prelomnim površinama, pronađene su velike količine ostataka produkata sagorevanja u vidu gareži. Takođe, na poslednjem kompresionom testu, sprovedenom neposredno pre pojave otkaza, rezultat testa za cilindar I iznosio je 64 psi, što je značajno ispod minimalne dozvoljene vrednosti od 70 psi. Pritisak produkata sagorevanja, koji su jednim delom „curili“ u spoljašnju okolinu, je sada delovao na obe površine loma. Ovo naizmenično promenljivo aksijalno opterećenje dovelo je do ponovne pojave zamora (sektor C prelomne površine). Konačno pucanje glave cilindra (sektor D) je nastupilo onog trenutka kada su oba kraka, levi i desni, ovako nastale zamorne prslina dostigla svoju kritičnu vrednost. Gornji deo glave cilindra se tom prilikom nije potpuno odvojio od preostalog dela, već je ostao vezan preko preostalog, neoštećenog, dela lokalnog poprečnog preseka (sektor E). Ovaj deo, koji je iznosio oko 20% pune površine preseka, je kasnije mehanički otvoren za potrebe ispitivanja. Metalografskim ispitivanjem uzorka uzetog na mestu koje odgovara mestu nastanka glavne zamorne prslina, utvrđeno je značajno prisustvo poroznosti u formi grupisanih šupljina, neposredno ispod spoljne površine materijala. Dimenzije ovih šupljina bile su u intervalu 100-300 μm , dok je dužina najvećih dostizala i 400 μm . Usled veoma složenih i promenljivih radnih opterećenja glave cilindra, tokom eksploatacije došlo je do međusobnog spajanja susednih šupljina u materijalu i formiranja intergranularnih prslina od kojih većina izlazi na ravan loma. Poroznost materijala je direktna posledica loše projektovanog procesa livenja glave cilindra. Defekti u materijalu nastali kao posledica procesa livenja predstavljaju potencijalna mesta nastanka prslina, degradiraju mehanička svojstva i smanjuju vek materijala pod zamorom, kako smanjivanjem vremena širenja prslina tako i skraćivanjem potrebnog vremena za njenu inicijaciju [14, 15]. Zamorni vek materijala, dobijenih livenjem aluminijumskih legura, koji sadrže klasične defekte livenja u vidu pora i šupljina može biti kraći dva ili više puta u odnosu na materijale bez ovih defekata [16, 17]. Smanjenje zamornog veka materijala je obrnuto proporcionalno veličini poroznih formi [18-20], što su pore i šupljine veće zamorni vek materijala je kraći i obratno. Kompleksnost geometrije glave cilindra, sa čestim i naglim promenama debljine zidova takođe predstavlja dodatni uzrok otkaza. Značajno povećanje tvrdoće materijala u zoni mesta nastanka loma (sektor A) posledica je smanjene žilavosti

i ubrzava rast prsline [21, 22]. Analiza hemijskog sastava materijala potvrdila je činjenicu da je glava cilindra izrađena od aluminijumske legure 242.0 tj. Prema proizvođačkoj specifikaciji.

3. ZAKLJUČAK

Na osnovu dobijenih rezultata ekspertske analize može se zaključiti da je otkaz glave cilindra avionskog klipnog motora Lycoming IO-360-B1F nastao kao posledica zamora materijala, iniciranog prethodno postojećim defektima u vidu grupisanih šupljina na unutrašnjem zaobljenju, na prelasku iz cilindričnog u sferni deo, glave cilindra koji je ujedno i mesto najveće koncentracije napona. Navedeni defekti u materijalu su najverovatnije nastali tokom procesa livenja glave cilindra, a usled neadekvatnih parametara procesa (neadekvatna brzina hlađenja odlivka, nedovoljni broj odušnih otvora na kalupu, neadekvatne temperature liva).

LITERATURA

- [1] National Research Council. Future Flight: A Review of the Small Aircraft Transportation System Concept - Special Report 263. Washington, DC: The National Academies Press, 2002.
- [2] Airworthiness Directive (AD) 2008-19-05, Federal Aviation Administration of the USA.
- [3] Safety recommendation A-12-7. National Transportation Safety Board of the USA, 2012.
- [4] V. Guertsman, S. Dionne, T. Crosby, Engineering report number LP085/2009, Transportation Safety Board of Canada, 2009.
- [5] V. Guertsman, S. Dionne, T. Crosby, Engineering report number LP077/2010, Transportation Safety Board of Canada, 2010.
- [6] Operator's manual -Textron Lycoming O-360, HO-360, IO-360, AIO-360, HIO-360 & TIO-360 series aircraft engines, Part No.60297-12, Rev. No. 60297-12-6, Textron Lycoming, 2000.
- [7] Overhaul manual - Lycoming direct drive aircraft engines, Part No. 60294-7, Rev. No. 60294-7-10, Textron Lycoming, 2007.
- [8] ASTM Standard D910-11, Standard specification for aviation gasolines, West Conshohocken (PA), ASTM International, 2011, DOI:10.1520/D910-11, www.astm.org.
- [9] V. S. Zolotarevsky, N. A. Belov, M. V. Glazoff, Casting Aluminum Alloys, first ed., Elsevier, 2007.
- [10] J.P. Anson, J. E. Gruzleski, The quantitative discrimination between shrinkage and gas microporosity in cast aluminum alloys using spatial data analysis, Material Characterization, 43, 319-355, 1999.
- [11] B. Rašuo, Tehnologija proizvodnje letelica, Mašinski fakultet, Beograd, 1995.
- [12] W. F. Brown, Jr., Aerospace Structural Metals Handbook, Metals and Ceramics Information Center, Columbus, 1989.
- [13] J.B. Heywood, Internal Combustion Engine Fundamentals, first ed., McGraw-Hill, New York, p.50, 1988.
- [14] Handbook of Case Histories in Failure Analysis, Vol. 1. ASM International, 1994.
- [15] Handbook of Case Histories in Failure Analysis, Vol. 2. ASM International, 1994.
- [16] O. Kuwazuru, Y. Murata, Y. Hangai, T. Utsunomiya, S. Kitahara, N. Yoshikawa, X-ray CT inspection for porosities and its effect on fatigue of die cast aluminium alloy, J. Solid Mech. Mater. Eng. 2, 1220-1231, 2008.
- [17] B. Skallerud, T. Iveland, G. Harkegard, Fatigue life assessment of aluminum alloys with casting defects, Eng. Fracture Mech. 44, 857-874, 1993.
- [18] Q. G. Wang, D. Apelian, D. A. Lados, Fatigue behavior of A356-T6 aluminum cast alloys. Part I. Effect of casting defects. J. Light Metals 1, 73-84, 2001.
- [19] M. J. Couper, A. E. Nesson, J. R. Griffiths, Casting defects and the fatigue behavior of an aluminium casting alloy, Fatigue Fract. Eng. Mater. Struct. 13, 213-227, 1990.
- [20] B. Rasuo, Experimental techniques for evaluation of fatigue characteristics of laminated constructions from composite materials: full-scale testing of the helicopter rotor blades, J. Testing Eval. ASTM 39, 237-242, 2011.
- [21] Y. Murakami, Metal fatigue: effects of small defects and non-metallic inclusions, Elsevier, Oxford (England), 2002.
- [22] A. J. McEvily, Metal Failures: Mechanisms, Analysis, Prevention, first ed., John Wiley & Sons. Inc., New York, 2002.

SUMMARY

INVESTIGATION OF MECHANICAL FAILURE CAUSE OF AN AIRCRAFT PISTON ENGINE CYLINDER HEAD

The piston engine of the training aircraft Utva-75 malfunctioned during the flight mission due to the cracking of its cylinder head. After successful forced landing, the damaged cylinder assembly was removed from the engine and sent to the lab for forensic expertise. Fractographic examination of the mating fracture surfaces revealed that the fatigue was the main cause of the cylinder head failure. The metallography examination has shown that the fatigue was promoted from pre-existing material defect due to an elevated presence of porosity forms at the crack initiation zone. The finite element method, utilized to determine the stress state of the cylinder assembly, confirmed that the crack origin was located at the most stress area.

Key words: *aircraft piston engine, cylinder head, failure analysis, fatigue, porosity*