



POČETNA ISTRAŽIVANJA S CILJEM RAZVOJA METODOLOGIJE ZA PROCJENU INTEGRITETA CILINDARSKOG SKLOPA AVIONSKOG KLIPNOG MOTORA

Nikola Vučetić¹, Gordana Jovičić², Vladimir Milovanović³, Branimir Krstić⁴,
Dragan Rakić⁵, Radoslav Tomović⁶, Ranko Antunović⁷

Rezime: U radu je dat pregled istraživanja mehaničkih otkaza različitih strukturnih elemenata vazduhoplova, kao u učestalost pojedinih mehanizama otkaza. Naveden je konkretan problem pucanja glave cilindra avionskog vazdušno hlađenog klipnog motora, te je predstavljen plan i cilj istraživanja u cilju razvoja metodologije za procjenu integriteta cilindarskog sklopa. U okviru planiranih istraživanja neophodno bi bilo izvršiti eksperimentalnu analizu mehaničkih karakteristika legure aluminijuma 242.0 na sobnoj i povišenoj temperaturi, kao i numeričku analizu cilindarskog sklopa. Prikazani su očekivani rezultati istraživanja, kao i zaključna razmatranja vezana za značaj samog istraživanja.

Ključne riječi: glava cilindra, mehanički otkaz, procjena integriteta, povišena temperatura, prslina, vazduhoplov.

RESEARCH WITH THE AIM OF METHODOLOGY FOR THE INTEGRITY ASSESSMENT OF AIRCRAFT PISTON ENGINE CYLINDER ASSEMBLY DEVELOPMENT

Abstract: This paper shows an overview of the investigation of various structural elements of the aircraft mechanical failures, as well as frequency of certain failure mechanisms. The specific problem of aircraft air-cooled piston engine cylinder head fracture is presented and the plan and the aim of the research were presented in order to develop a methodology for the integrity assessment of cylinder assembly. Within the planned research it is necessary to perform an experimental analysis of the mechanical properties of aluminum alloy 242.0 at room temperature and elevated temperature, as well as the numerical analysis of the cylinder assembly. The expected results of the

¹ MSc, Nikola Vučetić, Mašinski fakultet, Istočno Sarajevo, BiH, vuceticnikola@yahoo.com (CA)

² Dr, Gordana Jovičić, red. prof, Fakultet inženjerskih nauka, Kragujevac, Srbija, gjovicic.kg.ac.rs@gmail.com

³ Dr, Vladimir Milovanović, docent, Fakultet inženjerskih nauka, Kragujevac, Srbija, vladicka@kg.ac.rs

⁴ Dr, Branimir Krstić, docent, Vojna akademija, Beograd, Srbija, branimir.krstic@va.mod.gov.rs

⁵ Dr, Dragan Rakić, docent, Fakultet inženjerskih nauka, Kragujevac, Srbija, drakic@kg.ac.rs

⁶ Dr, Radoslav Tomović, vanr. prof, Mašinski fakultet, Podgorica, Crna Gora, radoslav@ac.me

⁷ Dr, Ranko Antunović, red. prof, Mašinski fakultet, Istočno Sarajevo, BiH, rankoantunovicmf@gmail.com

research, as well as the final considerations related to the significance of the research are presented.

Key words: cylinder head, mechanical failure, integrity assessment, elevated temperature, crack, aircraft.

1 UVOD

Mehanički otkazi različitih strukturnih elemenata vazduhoplova su čest slučaj u praksi [1,2,3,4,5,6,7,8,9,10,11,12,13,14,15]. Brojni su uzročnici otkaza poput korozije, grešaka u materijalu, odnosno poroznosti, visokocikličnog zamora i slično. Ovakvi elementi u savremenoj vazduhoplovnoj industriji moraju zadovoljiti povećan nivo pouzdanosti u toku rada. Zamor materijala, praćen korozijom, je bio dominantan uzrok pucanja vratila na kormilu borbenog mlaznog aviona [1]. Branimir Krstić i sar. [2] su analizirali problem pucanja cijevi stajnog trapa helikoptera Gazelle SA 341H. Na osnovu sprovedenog istraživanja, korozija se pokazala kao glavni uzročnik otkaza. Pucanje montažnog vijka na glavnom nosaču mjenjača helikoptera [3] se dogodilo tokom leta, pri čemu se pristupilo analizi i utvrđivanju uzroka otkaza na osnovu spektroskopske, fraktografske, metalografske analize, te analize konačnim elementima na osnovu kojih je potvrđeno da je lom vijka na dva dijela nastao u prisustvu korozije. S ciljem analize uzroka pucanja poluge stajnog trapa civilnog aviona [4], Bagnoli i sar. su izvršili vizuelni pregled, spektrografsku analizu, metalografsku analizu i analizu metodom konačnih elemenata. Na osnovu navedenog utvrdili su da je postojanje inicijalne prsline na spoljašnjoj površini izazvalo prethodni problem. Inspekcijom nakon leta primijećeno je postojanje prsline na APU jedinici vazduhoplova C27-J. Bagnoli i sar. [5] su analizom navedenog problema došli do zaključka da je visokociklični zamor bio presudan za navedeni otkaz. Uzrok pada aviona u Holandiji je bio predmet istraživanja u radu [10]. Fraktografskom analizom je utvrđeno da je naponska korozija dovela do otkaza pogonskog motora. Na šestocilindričnom avionskom motoru nakon, približno, 600 časova rada primijećene su prsline između rashladnih rebara na aluminijumskoj glavi cilindra na strani izduvnog otvora i oko izduvnog ventila [11]. Prsline su otkrivene korišćenjem penetrantske tečnosti. Na osnovu makroskopskog ispitivanja, hemijske analize i mikroskopske analize utvrđeno je da je poroznost materijala bila dominantan uzrok problema. Analizom pucanja preklopne poluge aviona MB339 CD bavili su se Allegrucci i sar. [12]. Elektronskom mikroskopijom je utvrđeno da se prsline pojavile na unutrašnjim ivicama na mjestima sa najvišim naponima, što je potvrđeno i analizom konačnim elementima. Dalja ispitivanja su dovela visokociklični zamor u vezu sa otkazom. U publikaciji [13] je analiziran uzrok pojave zamorne prsline na kućištu cilindra koji predstavlja dio hidrauličnog sistema aviona. Na osnovu analize problema izveden je zaključak da bi promjena geometrije udubljenja cilindra, s ciljem smanjivanja napona, mogla da bude rješenje navedenog istraživanja. Pojava pucanja uljnog katera avionskog klipnog motora [14] navela je da se Zhongjian i sar. posvete analizi navedenog problema. Utvrdili su postojanje visokocikličnog zamora na kliznom ležaju u kućištu uljnog kartera. U radu [15] je prikazan mehanizam loma propelera aviona Cesna-185. Istraživanje je uključivalo metalografiju, test tvrdoće i fraktografsku analizu.

2 UČESTALOST MEHANIZAMA OTKAZA

Na osnovu sprovedenih istraživanja, Findlay i Harrison su dali procjenu učestalosti mehanizama otkaza vazduhoplovnih komponenti [16], tabela 1.

Tabela 1. Učestalost mehanizama otkaza vazduhoplovnih komponenti [16]

Mehanizam otkaza	Zastupljenost otkaza kod vazduhoplovnih komponenti [%]
Zamor	55
Korozija	16
Prerećenje	14
Naponska korozija, zamorna korozija	7
Habanje, abrazija, erozija	6
Korozija usljed povišene temperature	2

Rezultati iz tabele 1 pokazuju da se kod otkaza vazduhoplovnih komponenti kao dominantan uzrok tretira zamor sastavnih komponenti [17,18,19,20].

Jedan od učestalih mehaničkih otkaza na vazdušno hlađenim klipnim avionskim motorima je pucanje glave cilindra. Na osnovu izvještaja nadležnih vazduhoplovnih vlasti zemalja širom svijeta [21,22,23,24] zabilježeno je čak 47 ovakvih otkaza na motorima sa klasičnom vazdušno hlađenom konstrukcijom koja podrazumijeva da je svaki cilindarski sklop (cilindar), koji sačinjavaju tijelo cilindra i glava cilindra, posebna cjelina sa prepoznatljivim i jasno izraženim dubokim rashladnim rebrima na spoljašnjoj strani [25].

3 PREDMET I CILJ ISTRAŽIVANJA

Ovaj rad predstavlja nastavak istraživanja uzroka problema pucanja glave cilindra školskog aviona Utva [25,26,27,28] u cilju razvoja metodologije za procjenu integriteta cilindarskog sklopa avionskog klipnog motora izloženog visokocikličnom mehaničkom i termičkom opterećenju.

Poseban značaj, doprinos i kompleksnost istraživanja ogleda se u činjenici da u literaturi nema zastupljenih radova koji se odnose na eksperimentalno utvrđivanje mehaničkih karakteristika navedenog materijala, za razliku od mnogobrojnih legura aluminijuma koje su bile čest predmet istraživanja brojnih autora [29,30,31,32,33,34].

Razmatranje navedenog problema bi zahtjevalo sprovođenje eksperimentalnih ispitivanja legure aluminijuma 242.0, kao sastavne legure glave cilindra, gdje bi se, pored karakteristika na sobnoj temperaturi, odredile i mehaničke karakteristike materijala na povišenoj temperaturi koja predstavlja temperaturu koja se javlja u toku eksploatacije.

3.1 Hemijska analiza materijala

Analiza hemijskog sastava aluminijuma 242.0, od koga je izrađena glava cilindra avionskog motora Lycoming IO-360-B1F, je urađena metodom fluorescentne spektografije H-zracima. Hemijska analiza legure aluminijuma 242.0 je izvršena u Laboratoriji za ispitivanje materijala/proizvoda u okviru preduzeća Orao a.d. iz Bijeljine.

Rezultati analize hemijskog sastava materijala u potpunosti odgovaraju standardnoj specifikaciji za aluminijumu leguru 242.0, tabela 2.

Tabela 2. Rezultati hemijskog sastava aluminijske legure 242.0

Element	Cu	Cr	Fe	Mg	Mn	Ni	Si	Ti	Zn
Удио [%]	4,02 (3,5- 4,5)	0,20 (0- 0,25)	0,45 (0- 1,0)	1,52 (1,2- 1,8)	0,06 (0- 0,35)	2,29 (1,7- 2,3)	0,46 (0- 0,7)	0,15 (0- 0,25)	0,03 (0- 0,35)


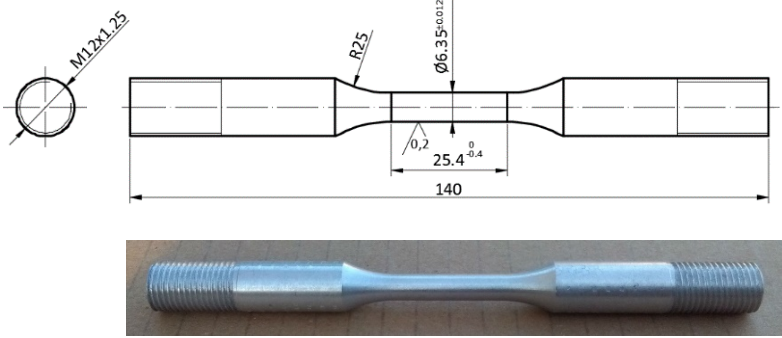
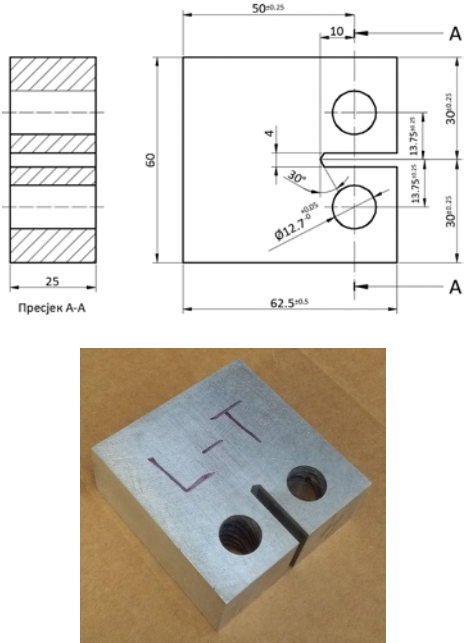
Inače, osnovna primjena navedene legure je izrada cilindarskih glava vazdušno hlađenih avionskih motora.

3.2 Eksperimentalna ispitivanja mehaničkih karakteristika

U tabeli 3 prikazane su planirane vrste ispitivanja nad navedenom legurom aluminijuma u cilju određivanja mehaničkih karakteristika materijala i osnovnih parametara mehanike loma neophodnih pri daljoj analizi problema.

Tabela 3. Ispitivanje mehaničkih karakteristika legure aluminijuma 242.0

Vrsta ispitivanja	Crtež i izgled epruvete
Ispitivanje statičkih karakteristika na sobnoj temperaturi	
Ispitivanje statičkih karakteristika na povišenoj temperaturi	
Ispitivanje zamornih karakteristika na sobnoj temperaturi	

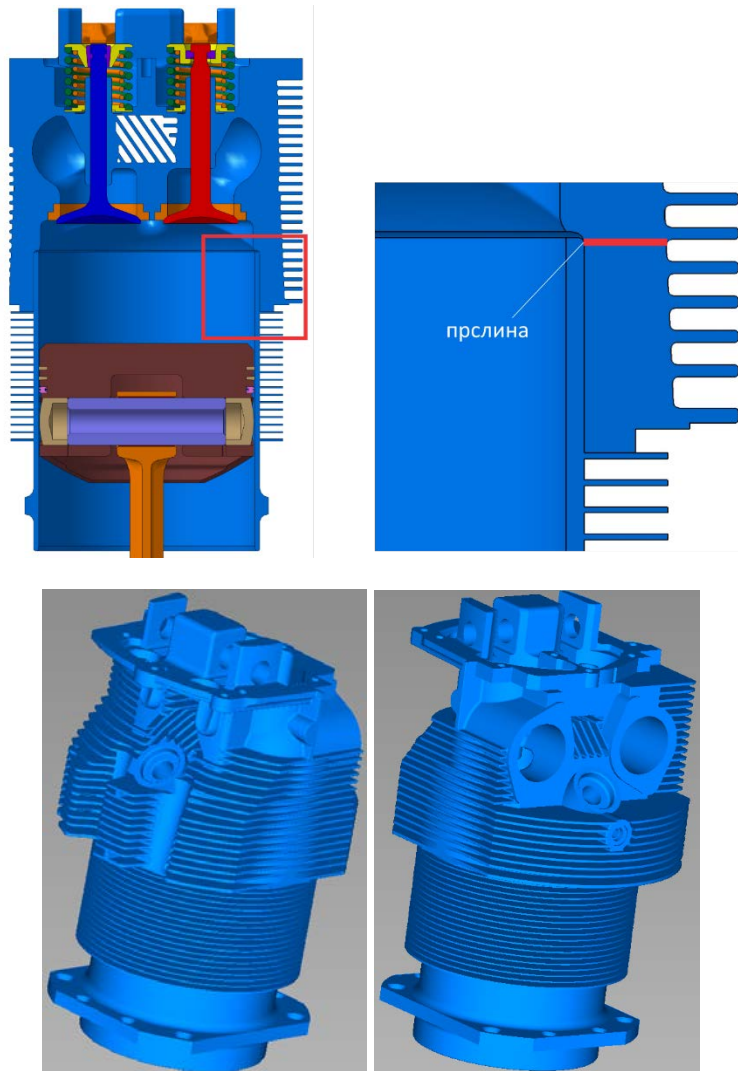
	
<p>Ispitivanje zamornih karakteristika na povišenoj temperaturi</p>	
<p>Ispitivanje lomne žilavosti na sobnoj i povišenoj temperaturi</p>	

Eksperimentalno određene rezultate bi pratila numerička analiza u okviru koje bi se modeliralo složeno termomehaničko opterećenje.

3.3 Numerička analiza cilindarskog sklopa

Cilindarski sklop je vazdušno hlađen i čine ga tijelo (cilindar) i glava cilindra. Tijelo cilindra je izrađeno od otkivka CrNiMo čelika oznake AISI 4140 (prema American Iron and Steel Institute sistemu označavanja). Unutrašnji dio cilindra je brušen i honovan, a na spoljašnjem dijelu su duboka rashladna rebra. Veza cilindra sa kućištem motora je ostvarena preko osam vijaka.

Model cilindarskog sklopa Lycoming IO-360-B1F agregata prikazan je na slici 1.



Slika 1. Model cilindarskog sklopa avionskog klipnog motora

Zbog zahtjeva za dobrom toplotnom provodljivošću i dobrim mehaničkim karakteristikama na povišenim temperaturama, glava cilindra je izrađena postupkom livenja od legure aluminijuma oznake 242.0 (prema American National Standard Institute sistemu označavanja) sa mašinski obrađenom komorom za sagorijevanje. Na spoljašnjoj strani glave cilindra se, takođe, nalaze duboka rashladna rebra.

Stoga, granični uslovi bi trebali da se razmotre pažljivo i da se što realnije simuliraju realna ograničenja i opterećenja, kao i tip konačnog elementa, te gustina konačno-elementne mreže. Veza tijela i glave cilindra se ostvaruje na način da se glava cilindra zagrijava do temperature od približno 350°C, pa se tako zagrijana pričvršćuje na tijelo cilindra navojnom vezom preko navoja na spoljašnjoj strani tijela cilindra i

unutrašnjoj strani glave cilindra. Hlađenjem glave cilindra ostvaruje se čvrsto nalijeganje u zoni navoja, kao i između glatkih cilindričnih površina iznad navojnog spoja. Dakle, veza cilindra i glave bi bila numerički simulirana kao kruta veza. Postolje cilindra bi bilo fiksirano, što odgovara i realnom slučaju, jer je u praksi tijelo cilindra vezano vijcima za kućište motora. Opterećenje bi bilo modelirano kao složeno mehaničko (pritisak na glavu cilindra) i termičko koje odgovara temperaturi kojoj je izložena glava cilindra u toku eksploatacije. Prethodni problem bi bio razmatran u nekom od numeričkih programskih paketa zasnovanih na analizi metodom konačnih elemenata.

4 OČEKIVANI REZULTATI

Primjenom prethodno navedenih istraživanja očekuju se sljedeći ključni rezultati:

- Određivanje mehaničkih karakteristika materijala legure aluminijuma 242.0 na sobnoj i povišenoj temperaturi;
- Određivanje parametara mehanike loma legure aluminijuma 242.0: prag faktora intenziteta napona, žilavost loma, brzina rasta prsline;
- Utvrđivanje potencijalnog uzroka pojave prsline na glavi cilindra avionskog vazdušno hlađenog klipnog motora i otkaza istog;
- Razvoj metodologije za procjenu integriteta cilindarskog sklopa avionskog vazdušno hlađenog klipnog motora pri visokocikličnom mehaničkom i termičkom opterećenju;
- Određivanje broja ciklusa do otkaza, odnosno radnog vijeka cilindarskog sklopa sa inicijalnom prslinom;
- Utvrđivanje mogućih daljih pravaca istraživanja;

5 ZAKLJUČAK

U naučnoj domaćoj i svjetskoj literaturi je, uprkos velikom broju slučajeva otkaza cilindarskih sklopova vazdušno hlađenih avionskih klipnih motora usljed postojanja prsline, zabilježen mali broj radova koji su razmatrali navedenu problematiku. Na osnovu navedene činjenice moguće je spoznati važnost istraživanja koje bi, na osnovu eksperimentalno određenog dovoljnog broja podataka o ispitivanom materijalu, te na osnovu numeričke analize modela cilindarskog sklopa, omogućilo da se u potpunosti i sa dovoljnom sigurnošću i tačnošću procijeni integritet cilindarskog sklopa avionskog klipnog motora.

Cilj ove disertacije bi bio razvoj metodologije za eksperimentalnu i numeričku procjenu integriteta cilindarskog sklopa avionskog klipnog motora sa uočenom prslinom na glavi cilindra izloženog promjenljivom mehaničkom i termičkom opterećenju, a koja bi mogla da bude primjenljiva i na ostale konstruktivne mašinske elemente. To bi omogućilo da se na jednostavan i brz način izvrši procjena integriteta cilindarskog sklopa klipnog motora sa uočenom prslinom, zahvaljujući čemu bi se postigle značajne uštede u troškovima projektovanja, proizvodnje, kao i ispitivanja drugih vitalnih elemenata motora sa unutrašnjim sagorijevanjem koji su bili ili se još uvijek nalaze u fazi eksploatacije, što bi navedenu metodologiju činilo efektivnom i efikasnom u primjeni.

Poseban doprinos ove disertacije bi se ogledao kroz kompleksnost prirode opterećenja razmatranog problema u kome se pojavljuju, pored dinamičkih, i termička opterećenja koja bi se morala uzeti u obzir pri eksperimentalnoj i numeričkoj analizi u okviru graničnih uslova i zadatih opterećenja.

Ovakvi rezultati bi bili od velikog značaja, kako pri izradi ove disertacije, tako i za dalja istraživanja u oblasti mehanike loma i zamora vezana za problematiku pucanja konstruktivnih elemenata izrađenih od pomenutog materijala za koji se, u trenutno dostupnoj literaturi, ne može pronaći dovoljan broj eksperimentalnih rezultata utvrđenih na sobnoj, a posebno na povišenoj temperaturi. Doprinos i značaj ove disertacije bi se ogledao u spoznaji učestalosti problema pucanja glave cilindra avionskog vazdušno hlađenog klipnog motora, kao i u mogućnosti razvoja iznad pomenute metodologije.

6 LITERATURA

- [1] Trifković, D., Stupar, S., Bošnjak, S., Milovančević, M., Krstić, B., Rajić, Z., Dunjić, M. (2011). Failure analysis of the combat jet aircraft rudder shaft. *Engineering Failure Analysis*, Vol. 18, pp. 1998-2007.
- [2] Krstić, B., Rebhi, L., Trifković, D., Khetrou, N., Dodić, M., Perić, S., Milovančević, M. (2016). Investigation into recurring military helicopter landing gear failure. *Engineering Failure Analysis*, Vol. 63, pp. 121-130.
- [3] Krstić, B., Rebhi, L., Ilić, N., Dodić, M., Dinulović, M., Andrić, P., Trifković, D. (2016). Failure of mounting bolt of helicopter main gearbox support strut. *Engineering Failure Analysis*, Vol. 70, pp. 351-363.
- [4] Bagnoli, F., Dolce, F., Colavita, M., Bernabei, M. (2008). Fatigue fracture of a main landing gear swinging lever in a civil aircraft. *Engineering Failure Analysis*, Vol. 15, pp. 755-765.
- [5] Bagnoli, F., Bernabei, M., Ciliberto, A. (2011). Failure analysis of an aircraft auxiliary power unit air intake door. *Engineering Failure Analysis*, Vol. 18, pp. 284-294.
- [6] ASM International (1994). Handbook of Case Histories in Failure Analysis, Vol. 1.
- [7] ASM International (1994). Handbook of Case Histories in Failure Analysis, Vol. 2.
- [8] <http://www.dviaviation.com/engine-failures.html>, pristupljeno 14.03.2017.
- [9] <http://www.flyingmag.com/technique/accidents/aftermath-pattern-failure>, pristupljeno 14.03.2017.
- [10] Kolkman, H.J., Kool, G., Wanhill, R.J.H. (1996). Aircraft crash caused by stress corrosion cracking. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, Vol. 118, pp. 146-149.
- [11] Ortiz, A.F., Rodriguez, S.A., Coronado, J.J. (2013). Failure analysis of the engine cylinder of a training aircraft. *Engineering Failure Analysis*, Vol. 35, pp. 686-691.
- [12] Allegrucci, L., Amura, M., Bagnoli, F., Bernabei, M. (2009). Fatigue fracture of a aircraft canopy lever reverse. *Engineering Failure Analysis*, Vol. 16, pp. 391-401.
- [13] Diltemiz, S.F., Uzunonat, Y., Kushan, M.C., Celik, O.N. (2009). Effect of dent geometry on fatigue life of aircraft structural cylinder part. *Engineering Failure Analysis*, Vol. 16, pp. 1203-1207.
- [14] Zhongjian, P., Qinghua, H. (2015). High cycle fatigue analysis for oil pan of piston aviation kerosene engine. *Engineering Failure Analysis*, Vol. 49, pp. 104-112.
- [15] Kushan, M.C., Diltemiz, S.F., Sackesen, I. (2007). Failure analysis of an aircraft propeller. *Engineering Failure Analysis*, Vol. 14, pp. 1693-1700.
- [16] Findlay, S.J., Harrison, N.D. (2002). Why aircraft fail. *Materials Today*, Vol. 5, pp. 18-25.
- [17] Silva, F.S. (2006). *Fatigue on engine pistons-a compendium of case studies*. *Engineering Failure Analysis*, Vol. 13, pp. 480-492.

- [18] Yu, Z.W., Xu, X.L. (2006). Failure analysis and metallurgical investigation of diesel engine exhaust valves. *Engineering Failure Analysis*, Vol. 13, pp. 673-682.
- [19] Martin, G.G. (2004). Failure of stationary pump engine piston. *Journal of Failure Analysis and Prevention*, Vol. 4, pp. 37-39.
- [20] Yu, Z.W., Xu, X.L. (2005). Failure analysis of a diesel engine crankshaft. *Engineering Failure Analysis*, Vol. 12, pp. 487-495.
- [21] Airworthiness Directive (AD) (2008). Federal Aviation Administration of the USA.
- [22] Safety recommendation A-12-7 (2012). National Transportation Safety Board of the USA.
- [23] Guertsman, V., Dionne, S., Crosby, T. (2009). *Engineering report number LP085/2009*, Transportation Safety Board of Canada.
- [24] Guertsman, V., Dionne, S., Crosby, T. (2010). *Engineering report number LP077/2010*, Transportation Safety Board of Canada.
- [25] Krstić, B., Rašuo, B., Trifković, D., Radisavljević, I., Rajić, Z., Dinulović, M. (2015). Ispitivanje uzroka mehaničkog otkaza glave cilindra avionskog klipnog motora, *Tehnika-Mašinstvo*, Vol. 64, pp. 71-80.
- [26] Krstić, B., Rašuo, B., Trifković, D., Radisavljević, I., Rajić, Z., Dinulović, M. (2016). Fatigue as a cause of failure of aircraft engine cylinder head. *Handbook of Materials Failure Analysis with Case Studies from the Aerospace and Automotive Industries*, pp. 191-214.
- [27] Krstić, B., Rašuo, B., Trifković, D., Radisavljević, I., Rajić, Z., Dinulović, M. (2013). Failure analysis of an aircraft engine cylinder head. *Engineering failure analysis*, Vol. 32, pp. 1-15.
- [28] Krstić, B., Rašuo, B., Trifković, D., Radisavljević, I., Rajić, Z., Dinulović, M. (2013). An investigation of the repetitive failure in an aircraft engine cylinder head. *Engineering failure analysis*, Vol. 32, pp. 1-15.
- [29] Liang, X., Xiang, Y., Li, H., Song, Z. (2016). Fatigue life prediction of aviation aluminium alloy based on quantitative pre-corrosion damage analysis. *Transactions of Nonferrous Metals Society of China*, Vol. 27, pp. 1353-1362.
- [30] Borrego, L.P., Abreu, L.M., Costa, J.M., Ferreira, J.M. (2004). Analysis of low cycle fatigue in AlMgSi aluminium alloys. *Engineering Failure Analysis*, Vol. 11, pp. 715-725.
- [31] Couper, M.J., Nesson, A.E., Griffiths, J.R. (1990). Casting defects and the fatigue behavior of an aluminium casting alloy. *Fatigue and Fracture of Engineering Materials and Structures*, Vol. 13, pp. 213-227.
- [32] Casari, D., Fortini, A., Merlin, M. (2013). *Fracture behaviour of grain refined A356 cast aluminium alloy: tensile and Charpy impact specimens*. XXII Convegno Nazionale IGF, Roma, Italia, 1st-3rd Luglio, pp. 314-321.
- [33] Tocci, M., Pola, A., Montesano, L., Merlin, M., Garagnani, G.L., La Vecchia, G.M. (2017). Tensile behaviour and impact toughness of an AlSi3MgCr alloy. *Procedia Structural Integrity*, Vol. 3, pp. 517-525.
- [34] Jurczak, W., Kyzioł, L. (2012). Dynamic properties of 7000 – series aluminum alloys at large strain rates. *Polish Maritime Research*, Vol. 19, pp. 38-43.