

საქართველოს ეკონომიკისა და მდგრადი განვითარების სამინისტროს
სამოქალაქო ავიაციისა და საზღვაო ტრანსპორტის სფეროებში
მომხდარი სატრანსპორტო შემთხვევებისა და ინციდენტების მოკვლევის
ბიურო

შპს ავიაკომპანია „ავიატორი +“-ს მიერ ექსპლუატირებულ
ვერტმფრენზე BELL-505, სახელმწიფო სარეგისტრაციო ნიშანი 4L-
ADJ, 2019 წლის 6 ივნისს „ყაზბეგი“-ს მუნიციპალიტეტში ფრენების
შესრულებისას, მომხდარი საავიაციო შემთხვევის მოკვლევის ანგარიში



თბილისი 2020 წ.

ვერტმფრენის ტიპი: BELL-505
სახელმწიფო სარეგისტრაციო ნიშანი: 4L-ADJ
ექსპლუატანტი: შპს ავიაკომპანია "ავიატორი +"
შემთხვევის დრო და თარიღი: 10სთ. 57წთ. (ადგ.დრო) 06.06.2019 წ.
შემთხვევის ადგილი: "ყაზბეგი"-ს მუნიციპალიტეტი დაბა „სტეფანწმინდა“
გეოგრაფიული კოორდინატები: N 42°38' 59" E 44°38' 49"



საავიაციო შემთხვევის ან ინციდენტის მოკვლევის ერთადერთი მიზანია მომავალში საავიაციო შემთხვევის ან ინციდენტის თავიდან აცილება. მოკვლევის მიზანი არ არის ვინმეს ბრალეულობის წილის ან პასუხისმგებლობის დადგენა. (ჩიკაგოს 1944 წლის კონვენცია, დანართი 13. მუხლი 3.1.)

სარჩევი

1. ფაქტობრივი ინფორმაცია
 - 1.1. ფრენის ისტორია
 - 1.2. სხეულის დაზიანება
 - 1.3. ვერტმფრენის დაზიანება
 - 1.4. სხვა დაზიანებები
 - 1.5. ინფორმაცია ვერტმფრენის მეთაურზე
 - 1.6. ინფორმაცია ვერტმფრენზე და ძრავზე
 - 1.7. მეტეოროლოგიური ინფორმაცია
 - 1.8. სანავიგაციო საშუალებები
 - 1.9. კავშირი
 - 1.10. ვერტოდრომის მონაცემები
 - 1.11. საბორტო თვითჩამწერები
 - 1.12. მონაცემები ვერტმფრენის ნამსხვრევებსა და შეჯახებაზე
 - 1.13. სამედიცინო და პათოლოგიური მონაცემები
 - 1.14. ხანძარი
 - 1.15. გადარჩენის ფაქტორები
 - 1.16. ტესტირება და კვლევა
 - 1.17. ინფორმაცია ორგანიზაციებზე და ადმინისტრაციულ მოღვაწეობაზე
 - 1.18. საავიაციო შემთხვევის შემდეგ მიღებული უსაფრთხოების ზომები
2. ანალიზი
3. დასკვნა
4. ფრენების უსაფრთხოების უზრუნველყოფის რეკომენდაციები

მოკლე შინაარსი

2019 წლის 6 ივნისს 12სთ. შპს ავიაკომპანია „ავიატორი+“-დან სამოქალაქო ავიაციისა და საზღვაო ტრანსპორტის სფეროებში მომხდარი სატრანსპორტო შემთხვევებისა და ინციდენტების მოკვლევის ბიუროში შემოვიდა შეტყობინება საავიაციო შემთხვევაზე, კერძოდ ავიაკომპანია „ავიატორი+“-ს მიერ ექსპლუატირებული ვერტმფრენით, Bell-505, სახელმწიფო სარეგისტრაციო ნიშანი 4L-ADJ, „ყაზბეგი“-ს მუნიციპალიტეტში ფრენის დროს, მოხდა საავიაციო შემთხვევა.

ვერტმფრენი „ყაზბეგი ჰელიკოპტერსის“ ბაზაზე მოწყობილი, ბეტონისსაფარიანი ასაფრენი მოედნიდან აფრინდა, „სტეფანწმინდას“ სასტუმრო „რუმის“ მიმართულებით და დაახლოებით 2 წუთში განიცადა საავიაციო შემთხვევა - (მიწასთან შეჯახება), ვერტმფრენის მფრინავი და 2 მგზავრი ადგილზე დაიღუპა.

საქართველოს საჰაერო კოდექსის, ეკონომიკისა და მდგრადი განვითარების სამინისტროს დებულების, მოკვლევის ბიუროს დებულების, „სამოქალაქო ავიაციის სფეროში მომხდარი საავიაციო შემთხვევებისა და ინციდენტების სამსახურებრივი მოკვლევის წესი“-ს, საერთაშორისო სამოქალაქო ავიაციის, ჩიკაგოს კონვენციის დანართი 13-ს მოთხოვნების, ასევე საერთაშორისო საუკეთესო პრაქტიკის შესაბამისად, ზემოაღნიშნული საავიაციო შემთხვევის მოკვლევა განხორციელდა, სამოქალაქო ავიაციისა და საზღვაო ტრანსპორტის სფეროებში მომხდარი სატრანსპორტო შემთხვევებისა და ინციდენტების მოკვლევის ბიუროს მიერ.

საერთაშორისო სამოქალაქო ავიაციის, ჩიკაგოს კონვენციის დანართი 13-ს მოთხოვნების შესაბამისად, მოკვლევაში მონაწილეობის მიზნით, საფრანგეთის მხარემ, როგორც Bell-505 ვერტმფრენის მრავის დამპროექტებელმა და დამამზადებელმა სახელმწიფომ, წარმოადგინა უფლებამოსილი წარმომადგენლები, უსაფრთხოების მოკვლევის ბიუროდან

(BEA) და მრჩეველი კონსულტანტი ტექნიკურ საკითხებში ვერტმფრენის ძრავის დამამზადებელი საწარმოდან „Safran Helicopter Engines“.

კანადას მხარემ, როგორც ვერტმფრენის დამამზადებელი საწარმოს სახელმწიფომ წარმოადგინა უფლებამოსილი წარმომადგენელი.

ამერიკის მხარემ, როგორც ვერტმფრენის ქარხნის „Bell Helicopter“ სახელმწიფომ წარმოადგინა ექსპერტი, რომელიც ასევე იყო კანადის ტრანსპორტის უსაფრთხოების მოკვლევის ბიუროს უფლებამოსილი წარმომადგენლის ტექნიკური მრჩეველი.

მოკვლევა დაიწყო

06.06.2019 წ.

მოკვლევა დამთავრდა

27.11.2020წ.

1. ფაქტობრივი ინფორმაცია

1.1. ფრენის ისტორია

როგორც “ყაზბეგი ჰელიკოპტერსის“ ბაზაზე განთავსებული სათვალთვალო ვიდეო კამერების ჩანაწერები გვიჩვენებს, 2019 წლის 06 ივნისს, ვერტმფრენის ანგარის გვერდით მოწყობილ ბეტონისსაფარიან ასაფრენ მოედანზე, ვერტმფრენის ხელით გამოგორებაში, ვერტმფრენის მეთაურს ეხმარებოდა სასტუმრო „რუმსი“-ს 2 თანამშრომელი (შემდგომში გარდაცვლილი მგზავრები).

ვერტმფრენის ფრენისწინა მომზადება განხორციელდა ხომალდის მეთაურის მიერ. დაახლოებით 10 სთ. 55 წთ. ვერტმფრენი სასტუმრო „რუმსი“-ს 2 თანამშრომელთან ერთად აფრინდა დაბა „სტეფანწმინდას“ სასტუმრო „რუმსის“ მიმართულებით. როგორც თვითმხილველის მიერ ტელეფონით გადაღებული ვიდეო კადრები გვიჩვენებს, აფრენა განხორციელდა ვერტიკალურად, შემდგომ მაღალ სიმაღლეზე ვერტმფრენი შეტრიალდა დაბა „სტეფანწმინდას“ მიმართულებით და დაიწყო ჰორიზონტალური სიჩქარის განვითარება.

როგორც “ყაზბეგი ჰელიკოპტერსის“ ბაზაზე განთავსებული, ასევე „სატვირთო ტერმინალის“ და „სოკარის“ საწვავგასამართი სადგურის პერიმეტრზე განთავსებული სათვალთვალო ვიდეო კამერების ჩანაწერები გვიჩვენებს, აფრენიდან დაახლოებით 2 წუთში, ვერტმფრენმა ჰორიზონტალური ფრენის რეჟიმიდან უეცრად დაიწყო სწრაფად დაბლა დაშვება და დაბა „სტეფანწმინდას“ დასაწყისში, საცხოვრებელი სახლებიდან მოშორებით, ეგრეთწოდებული „ყანები“-ს ფერდობზე განიცადა საავიაციო შემთხვევა - (მიწასთან შეჯახება).

1.2. სხეულის დაზიანება

ვერტმფრენის მფრინავი და 2 მგზავრი ადგილზე დაილუპა.

სხეულის დაზიანება	ეკიპაჟი	მგზავრები	სხვა პირები
სიკვდილის დადგომით	1	2	0
სერიოზული	0	0	0
უმნიშვნელო/არ არსებობს	0	0	0

1.3. ვერტმფრენის დაზიანება

ვერტმფრენის კონსტრუქცია მიწასთან შეჯახების შედეგად სრულად დაიმსხვრა. ხანძარს ადგილი არ ქონია. ვერტმფრენზე დამონტაჟებული განგაშის გადამცემი მოწყობილობა (ELT) ავტომატურად გააქტიურდა და დაიწყო სიგნალის გადაცემა.

1.4. სხვა დაზიანებები

ვერტმფრენის მიწასთან შეჯახება მოხდა დაბა „სტეფანწმინდას“ დასაწყისში, საცხოვრებელი სახლებიდან მოშორებით ფერდობზე, მავთულებით და რკინის ბოძებით შემოღობილი მიწის ნაკვეთის გარეთ, შემდგომში ინერციით, ლობის რკინის ბოძებთან შეჯახებით და რამდენიმე ბრუნვითი მოძრაობის შედეგად დაიმსხვრა და გაჩერდა ზემოაღნიშნულ

შემოღობილ მიწის ნაკვეთში. ვერტმფრენს ხვა ობიექტებისთვის ზიანი არ მიუყენებია.

1.5 ინფორმაცია ვერტმფრენის მეთაურზე

ვერტმფრენის მეთაური	საქართველოს მოქალაქე
ასაკი	45 წელი
სქესი	მამრობითი
სპეციალობა	პილოტი
პილოტის ლიცენზიის	
პირველადი გაცემა	15.03.2012წ.
პილოტის ლიცენზიის №	GE-ATPL 00119
გაცემის თარიღი	01.08.2017წ
მოქმედების ვადა	01.08.2019წ
სამედიცინო სერტიფიკატი კლასი I	№ 456/18
მოქმედების ვადა	01.08.2019წ
მართვის ტექნიკის და აერნაოსნობის შემოწმება:	19.04.2019წ
ნაფრენი საერთო	1413:01 სთ.
ნაფრენი BELL-505	85 სთ. 37 წთ.
ნაფრენი BELL-505 მეთაურის რანგში	85 სთ. 37 წთ.
ნაფრენი AS 350	107 სთ. 25
ნაფრენი A 22	7 სთ
ნაფრენი AW109	141 სთ
ნაფრენი MI-8T	172 სთ. 24 წთ.
ნაფრენი MI-8MTV	78 სთ. 03 წთ.

ნაფრენი MI-24	416 სთ. 31 წთ.
ნაფრენი TH-67	210 სთ.
ნაფრენი UH-1H	142 სთ. 50 წთ.
ნაფრენი BELL-212	12 სთ.
ნაფრენი BO-105	4 სთ. 11 წთ.
ნაფრენი 2B-24	36 სთ.

ინფორმაცია სამუშაო დროის შესახებ:

ბოლო 90 დღის ნაფრენი	27 სთ. 05 წთ.
ბოლო 30 დღის ნაფრენი	21 სთ. 48 წთ.
ბოლო 24 საათში ნაფრენი	0. 25 წთ.
საავიაციო შემთხვევა ადრე	არ ქონია

1.6. ინფორმაცია ვერტმფრენზე და ძრავზე

ვერტმფრენის ტიპი	BELL-505
სერიული ნომერი	65074
სახელმწიფო სარეგისტრაციო ნომერი	4L-ADJ
მწარმოებელი ქარხანა	BELL
გამოშვების თარიღი	2018 წლის მარტი
ნამუშევარი საათები:	
ექსპლუატაციის დაწყებიდან	162 სთ.
დაფრენების რაოდენობა	415

მონაცემები ძრავზე:

სახეობა	Arrius 2R
სერიული ნომერი	50065
მწარმოებელი ქარხანა	SAFRAN

გამომწვევის თარიღი	2017 წლის 22 მარტი
ნამუშევარი საათები:	162 სთ.
ექსპლუატაციის დაწყებიდან	162 სთ.
დარჩენილი რესურსი :	2838 სთ.
ციკლი	9585
ვერტმფრენის რედუქტორი	
ტიპი	ARRIUS 2R
ნაწილის ნომერი	p/n 206-040-004-117
სერიული ნომერი	s/n HB 571947
რემონტაშორისი რესურსი	4500 სთ.
დარჩენილი რესურსი	4338 სთ.

TAIL GEAR BOX

p/n	206-040-402-111
s/n	BH 507663
რემონტაშორისი რესურსი	6000 სთ.
დარჩენილი რესურსი	5833 სთ. 8 წთ.

ვერტმფრენს ბოლო პერიოდული ტექნიკური მომსახურეობა ჩაუტარდა 21.05.2019 წელს ტექნიკური ჟურნალის NO 35587. Line Maintenance Work Order # 65074/19/10

ვერტმფრენის ვარგისობის მოწმობა	N°476
ვარგისობის მოწმობის ვადა	29.06.2019წ
გამცემი ორგანო	საქართველოს სამოქალაქო ავიაციის სააგენტო
გაცემის თარიღი	29.06.2018წ
ვერტმფრენის მესაკუთრე	შპს „ავიატორი +“
ვერტმფრენის ექსპლუატანტი	შპს „ავიატორი +“
ვერტმფრენის ექსპლუატანტის მოწმობა	No 086
გაცემის თარიღი	21.11.2018წ
მოქმედების ვადა	22.11.2019წ

1.7. მეტეოროლოგიური ინფორმაცია

დაბა „სტეფანწმინდას“ მიმდებარე ტერიტორიის საფრენოსნო სივრცეში, საავიაციო შემთხვევის დროს ფაქტიური ამინდი იყო საფრენოსნო, მხედველობა 6-7 კმ მეტი, ღრუბლების ქვედა ზღვარი 4000 მეტრი, ქარის მიმართულება 220°/10კვანძი, რაც ხელს არ უშლიდა აღნიშნულ რაიონში ფრენების შესრულებას. ამინდი საავიაციო შემთხვევის გამომწვევი ფაქტორი არ ყოფილა.

1.8. სანავიგაციო საშუალებები

სანავიგაციო საშუალებები საავიაციო შემთხვევასთან კავშირში არ იყო.

1.9. კავშირი

კავშირის საშუალებები საავიაციო შემთხვევასთან კავშირში არ იყო. ფრენა ხორციელდებოდა არაკონტროლირებად საჰაერო სივრცეში. მფრინავის მხრიდან არ ყოფილა გადაცემული „MAYDAY“ სიგნალი.

1.10. ვერტოდრომის მონაცემები

„ყაზბეგი“-ს მუნიციპალიტეტის დაბა სტეფანწმინდაში მოწყობილი „ყაზბეგი ჰელიკოპტერსი“-ს ბაზა და ვერტმფრენის ასაფრენ-დასაფრენი მოედანი შეესაბამებოდა არსებულ მოთხოვნებს.



სატუმრო „Rooms“-ს ტერიტორიაზე მოწყობილი ვერტოდრომი აკმაყოფილებდა არსებულ მოთხოვნებს.



1.11. საბორტო თვითჩამწერი

ვერტმფრენ BELL-505, სახელმწიფო სარეგისტრაციო ნიშანით 4L-ADJ-ზე, ფრენის პარამეტრების (FDR) და მფრინავის კაბინაში ხმოვანი საბორტო თვითჩამწერი (CVR) მოწყობილობების დაყენება კონსტრუქციულად გათვალისწინებული არ არის, შესაბამისად ასეთი მოწყობილობები აღნიშნულ ვერტმფრენზე დამონტაჟებული არ ყოფილა.

1.12. მონაცემები ნამსხვრევებსა და შეჯახებაზე



საავიაციო შემთხვევის შემდეგ, მოკვლევის ბიუროს მიერ შემთხვევის ადგილის დათვალიერებამ გვიჩვენა შემდეგი:

ვერტმფრენი მიწასთან პირველი შეჯახების შემდეგ, ინერციით ღობის რკინის ბოძებთან შეჯახებით და რამდენიმე ბრუნვითი მოძრაობის შედეგად დაიმსხვრა და გაჩერდა პირველი შეხების ადგილიდან 43 მეტრში, ფრენის მიმართულების (ჩრდილო-აღმოსავლეთის მიმართულებით 30°) საწინააგმდეგოდ მობრუნებული, ცხვირით დასავლეთის მიმართულებით 275°, ზღვის დონიდან (ASL) 1797მეტრზე, შემდეგ გეოგრაფიულ კოორდინატებზე :

N 42°38' 59" E 44°38' 49"

საავიაციო შემთხვევის ადგილზე, ვერტმფრენის გარშემო მთელ პერიმეტრზე მიმოფანტულია ვერტმფრენის სხვადასხვა ფორმის მინის, პლასტამის და ლითონის მცირე ფორმის ნამსხვრევები.

ვერტმფრენიდან სამხრეთ-დასავლეთით 43 მეტრში, მიწაზე შეინიშნება 40 სმ სიგრძის ანათხარი კვალი ჩრდილო-აღმოსავლეთის მიმართულებით. (სავარაუდოდ დაფრენის მცდელობის დროს კუდის - ვერტიკალური სტაბილიზატორის შეხების ადგილი).

ვერტმფრენიდან სამხრეთ-დასავლეთით 41 მეტრში, მიწაზე შეინიშნება ორი პარალელური, ორი მეტრის სიგრძის კვალი, რაც გამოწვეულია დასაფრენი სადგამის (თხილამურების) მიწასთან შეხებით, ანათხარი კვალის მიმართულება არსებითად ემთხვევა ფრენის მიმართულებას და მიმართულია წერტილისკენ სადაც ვერტმფრენი შეჯახების შემდეგ საბოლოოდ გაჩერდა.

ვერტმფრენიდან სამხრეთ-დასავლეთით 35 მეტრში, მიწაზე შეინიშნება, ორი პარალელური ანათხარი კვალი (04 და 01 მეტრის). რომლებიც მიმართულია ჩრდილო-აღმოსავლეთის მიმართულებით. (სავარაუდოდ დასაფრენი სადგამის (თხილამურების) მიწასთან შეხების ადგილი).

ვერტმფრენიდან სამხრეთ-დასავლეთის მიმართულებით 30 მეტრში, მიწაზე დევს შავი ფერის ლითონის კონსტრუქცია. ვერტმფრენის მარჯვენა სადგამი (თხილამური).

ვერტმფრენიდან სამხრეთ-აღმოსავლეთის მიმართულებით 30 მეტრში, მიწაზე დევს შავი ფერის ლითონის კონსტრუქცია ვერტმფრენის მარჯვენა სადგამი (თხილამური), მის გვერდით დევს ლითონის მილისებური ფორმის, მუქი წითელი ფერის დეტალი (თხილამურების შემაერთებელი და ფუზელაჟთან სამაგრი), რომელსაც აქვს გარეგნული გრძივი დაზიანებები.

ვერტმფრენიდან სამხრეთ-დასავლეთის მიმართულებით 25 მეტრში, მიწაზე დევს შავი ფერის ლითონის ძელი, ვერტმფრენის მარჯვენა სადგამის ნაწილი.

ვერტმფრენიდან სამხრეთ-აღმოსავლეთის მიმართულებით 155 და 158 მეტრში, მიწაზე დევს მთავარი რედუქტორისა და კუდის რედუქტორის დამაკავშირებელი ლილვი, რომელიც ორ ნაწილადაა გაყოფილი.

ვერტმფრენიდან სამხრეთ-აღმოსავლეთის მიმართულებით 91 მეტრში, მიწაზე დევს მუქი წითელი ფერის მართკუთხა ფორმის ორი გამჭოლი ნახვრეტის მქონე, ვერტმფრენის კუდის დეტალი (ჰორიზონტალური სტაბილიზატორის ნაწილი).

ვერტმფრენიდან აღმოსავლეთის მიმართულებით 66 მეტრში, მიწაზე დევს მართკუთხა ფორმის მუქი წითელი ფერის, ვერტმფრენის კუდის დეტალი (ჰორიზონტალური სტაბილიზატორის ნაწილი).

ვერტმფრენის კუდა ძელი მიწასთან შეჯახების შედეგად მოშორდა ფიუზელაჟს და ორ ნაწილად გაიყო. პირველი ნაწილი დევს ფიუზელაჟიდან სამხრეთის მიმართულებით 9 მეტრში, ხოლო მეორე ნაწილი ფიუზელაჟიდან 57 მეტრში სამხრეთ-აღმოსავლეთის მიმართულებით.

ვერტმფრენიდან სამხრეთ-აღმოსავლეთის მიმართულებით 55 მეტრში, მიწაზე დევს მუქი წითელი ფერის ვერტმფრენის კუდის დეტალი (ჰორიზონტალური სტაბილიზატორის ნაწილი).

ვერტმფრენიდან სამხრეთ-აღმოსავლეთის მიმართულებით 36 მეტრის მანძილზე, მიწაზე დევს ვერტმფრენის თეთრი ფერის ელექტრო სადენი, რომლის ორივე ბოლო გაწყვეტილია, ასევე მის გვერდით დევს მუქი წითელი ფერის მცირე ზომის მართკუთხა ფორმის, ვერტმფრენის კორპუსის გარსაცავის დეტალი.

ვერტმფრენიდან აღმოსავლეთით 30 მეტრში, მიწაზე დევს ვერტმფრენის კუდა ძელის ბოლო ნაწილი, მას მიმაგრებული აქვს ლითონის ტროსი რომელიც ბოლოში გაწყვეტილია. კუდა ძელის გვერდით მიწაზე დევს კუდა ძელის გარსაფარი.

ვერტმფრენიდან აღმოსავლეთით 19 მეტრში მიწაზე დევს ლითონის ტროსის ნაწყვეტი, დაახლოებით 2.7 მეტრის სიგრძის, რომლის ორივე ბოლო გაწყვეტილია.

ვერტმფრენიდან ჩრდილო-აღმოსავლეთის მიმართულებით 12 მეტრში მიწაზე დევს, ვერტმფრენის მიმართულების საჭის ე.წ. თეთრი ფერის „ლოპოტები“ და რედუქტორი. „ლოპოტები“ დაზიანებულია, მათზე შავი ფერის სადენებით მოხმულია ყურსასმენები.

ვერტმფრენიდან სამხრეთის მიმართულებით 9 მეტრში, მიწაზე დევს ვერტმფრენის მოწყვეტილი კუდა ძელი.

ვერტმფრენის ფიუზელაჟის მუცლის მხარეს გარსშემომდენი გაგლეჯილია, მარჯვენა მხარეზე 2 მეტრის მოშორებით, მიწაზე დევს შავი ფერის საწვავის რეზინის დრეკადი ავზი.

ვერტმფრენიდან ჩრდილოეთის მიმართულებით 6 მეტრის მანძილზე, დევს ვერტმფრენის მარცხენა კარი. მისი მინა გაბზარულია.

ვერტმფრენისგან სამხრეთით 4 მეტრის მოშორებით, დევს ვერტმფრენის დაზიანებული მარჯვენა კარი.

ვერტმფრენის კუდის როტორის მამოძრავებელი ლილვების, კუდის როტორის მოწყობილობების და სტაბილიზატორების ადგილმდებარეობა, რომლებიც ვერტმფრენის ნამსხვრევების მარჯვენა მხარეს (ფრენის მიმართულებიდან) იქნა აღმოჩენილი, მიანიშნებს ვერტმფრენის მიწასთან შეჯახებისას მზიდი როტორის ფრთების(ლაპოტების) კუდაძელთან შეჯახებაზე. მზიდი როტორის ფრთების (ლაპოტების) კუდაძელთან შეჯახების მაღალი ენერჯის ძალამ, ზემოაღნიშნული კუდის როტორის მამოძრავებელი ლილვები და კუდის როტორის მოწყობილობები გადაისროლა ვერტმფრენის ძირითადი ნამსხვრევებიდან მნიშვნელოვნად მოშორებით.

ვერტმფრენის ფიუზელაჟის კონსტრუქცია მთლიანად დაზიანებულია და გადატეხილია 2 ნაწილად. ფიუზელაჟის ძირითადი ნაწილი მიწაზე დევს მარცხენა გვერდზე გადაბრუნებულ მდგომარეობაში. ფიუზელაჟის ის ნაწილი სადაც ძრავი, რედუქტორი და სხვა აგრეგატებია განლაგებული, რედუქტორით ქვევით დევს მიწის ზედაპირზე. მეორე ნაწილი იატაკთან და პილოტის კაბინასთან ერთად ზემოდან ადევს ფიუზელაჟის ძირითად ნაწილს. პილოტის კაბინის შემინვა დამსხვრეულია, კარებები მოგლეჯილია, პილოტის მართვის ინსტრუმენტების დაფა მოგლეჯილია და დევს ვერტმფრენიდან მარცხენა მხარეს. მარჯვენა გარმინის (G1000) დისპლეის ეკრანი ჩამსხვრეულია. მფრინავის და მის მარცხნივ დამონტაჟებული მგზავრის სავარძელი დაზიანებულია და იმყოფება თავის ადგილზე. მგზავრების დასამაგრებელი

წელის და მხრების ღვედები გვამების გადმოტანის დროს დაფიქსირებული იყო შეკრულ მდგომარეობაში. მფრინავის დასამაგრებელი წელის და მხრების ღვედები დაუზიანებელია, მფრინავის გვამის გადმოტანის დროს, წელის ღვედები შეკრულ მდგომარეობაში იყო დაფიქსირებული, ხოლო მხრების ღვედები არ იყო შეკრულ მდგომარეობაში იყო დაფიქსირებული.

ვერტმფრენის საჭის სამართავი ბერკეტი იატაკთან დამაგრების ადგილში მოტეხილია. ასევე მოტეხილია ბერკეტის თავზე არსებული მართვის პულტის სახელური. ძრავის მართვის ბერკეტი იატაკთან დამაგრების ადგილას გადატეხილია, ასევე გადატეხილია ბერკეტის პლასტმასის დაბოლოება, რომელზედაც განლაგებულია ძრავის „FLY - ADLE ” ჩამრთველი.

ვერტმფრენის მზიდი როტორის ერთი ლაპოტი (თეთრი) რედუქტორთან ჩამაგრების ადგილიდან ერთ მეტრში გაწყვეტილია მიწასთან შეჯახებით გამოწვეული გადატვირთვის გამო და ფიუზელაჟიდან 14 მეტრის მოშორებით დევს. მზიდი ფრთის მეორე ლაპოტი (წითელი) რედუქტორთან ერთად ვერტმფრენის ქვეშაა მოყოლილი.

ვერტმფრენის მთავარი რედუქტორის გადახრის ავტომატი, ჰიდრაულიკის მილები და აგრეგატები დაზიანებულია. ერთი დახრის მილისა შუაშია გაწყვეტილი, მეორე რედუქტორის ღერძზეა დახვეული და გაქედილ მდგომარეობაშია დაფიქსირებული.

ვერტმფრენის ძრავი დამონტაჟების ადგილზეა, გარეთა დამცავი გარსშემომდენები ნაკლებად დაზიანებულია, ძრავის საქმენი აპარატი დეფორმირებულია.

ვერტმფრენის მგზავრების უკანა სავარძლების სამივე საზურგე დაფიქსირებულია თავის ადგილზე, დაუზიანებელია. მარცხენა უკიდურესი სავარძლის საჯდომის კორპუსი გადატეხილია. მგზავრის დასამაგრებელი ღვედები მარცხენა უკიდურეს სავარძელზე შეკრულ მდგომარეობაშია, საზურგეზე მათი ჩამაგრების ადგილები დაფიქსირებულია და საჯდომთან ჩამაგრების ადგილთან გადაჭრილია გვამის გადმოტანის დროს.

1.13. სამედიცინო და პათოლოგიური მონაცემები

ლევან სამხარაულის სახელობის სასამართლო ექსპერტიზის ეროვნული ბიუროს მიერ ჩატარდა მფრინავის და მგზავრების გვამების სამედიცინო ქიმიურ-ტოქსიკოლოგიური ექსპერტიზა, რომლის შედეგებია:

- ექსპერტის დასკვნა №003887619 – 08/10/2019წ - „ვერტმფრენის მფრინავის გვამიდან აღებულ სისხლში არ აღმოჩნდა მეთილის, ეთილის, იზოპროპილის სპირტები. სისხლში და შინაგან ორგანოებში არ აღმოჩნდა ნარკოტიკული საშუალებები და ფსიქოტროპული ნივთიერებები.

სიკვდილის მიზეზია: სხეულის შერწყმული ბლაგვი ტრამვა ჩონჩხის ძვლებისა და შინაგანი ორგანოების დაზიანება.

- ექსპერტის დასკვნა №003889919 – 07/10/2019წ - „ვერტმფრენის მფრინავის მარცხნივ მჯდომი მგზავრის გვამიდან აღებულ სისხლში და შინაგან ორგანოებში აღმოჩნდა კრუნჩხვის საწინააღმდეგო საშუალება კარბამაზეპინი. სისხლში არ აღმოჩნდა მეთილის, ეთილის, იზოპროპილის სპირტები. სისხლში და შინაგან ორგანოებში არ აღმოჩნდა ნარკოტიკული საშუალებები და ფსიქოტროპული ნივთიერებები.

სიკვდილის მიზეზია: სხეულის შერწყმული ბლაგვი ტრამვა ჩონჩხის ძვლებისა და შინაგანი ორგანოების დაზიანება.

- ექსპერტის დასკვნა №003887819 – 08/10/2019წ - „ვერტმფრენის კაბინაში უკან მჯდომი მგზავრის გვამიდან აღებულ სისხლში არ აღმოჩნდა მეთილის, ეთილის, იზოპროპილის სპირტები. სისხლში და შინაგან ორგანოებში არ აღმოჩნდა ნარკოტიკული საშუალებები და ფსიქოტროპული ნივთიერებები.

სიკვდილის მიზეზია: სხეულის შერწყმული ბლაგვი ტრამვა ჩონჩხის ძვლებისა და შინაგანი ორგანოების დაზიანება.

1.14. ხანძარი

საავიაციო შემთხვევის ადგილზე ხანძარი არ ყოფილა.

1.15. გადარჩენის ფაქტორები

საავიაციო შემთხვევის შემდეგ, პირველად ადგილზე მისული თვითმხილველების (რიგითი მოქალაქეები და პოლიციის თანამშრომლები) ახსნა-განმარტებით, ვერტმფრენში მყოფი 3 ადამიანი იყო გარდაცვლილი, რომლებიც შემდგომში ექსპერტიზის მიზნით გადასვენებულ იქნენ ლევან სამხარაულის სახელობის სასამართლო ექსპერტიზის ეროვნულ ბიუროში.

1.16. ტესტირება და კვლევა

საავიაციო შემთხვევის ადგილზე 06.06.2019 - 07.06.2019 პირველადი მოკვლევა ერთობლივად ჩაატარა ეკონომიკისა და მდგრადი განვითარების სამინისტროს სამოქალაქო ავიაციისა და საზღვაო ტრანსპორტის სფეროებში მომხდარი სატრანსპორტო შემთხვევებისა და ინციდენტების მოკვლევის ბიურომ და შინაგან საქმეთა სამინისტროს საგამოძიებო და კრიმინალისტთა ჯგუფებმა.

მოხდა შემთხვევის ადგილის და მისი მიმდებარე ტერიტორიის (ვერტმფრენის ნამსხვრევების გაფანტვის არე) დათვალიერება და ნივთმტკიცებულებების ფოტო-ვიდეო მასალაზე აღბეჭდვა.

შემდგომ ექსპერტიზაზე გადაგზავნის მიზნით, ამოღებულ და დალუქულ იქნა მოკვლევისთვის საჭირო, როგორც საწვავ-საპოხი მასალების, ასევე სისხლისა და დენემის ნიმუშები.

მოკვლევის ინტერესებიდან და უსაფრთხოებიდან გამომდინარე, 07.06.2019 წელს ვერტმფრენის ფიუზელაჟი, ძრავი და ტერიტორიაზე გაბნეული სხვადასხვა აგრეგატები და ნამსხვრევები სრულად იქნა შეგროვებული და გადატანილი შემთხვევის ადგილიდან სამასი მეტრის მოშორებით მდებარე დაცულ ანგარში. შემდგომში ექსპერტიზა ჩატარდა 10.06.2019 -დან 12.06.2019 -მდე.

ექსპერტიზაში მონაწილეობა მიიღეს:

- ეკონომიკის სამინისტროს საავიაციო და საზღვაო ტრანსპორტის სფეროში მომხდარი სატრანსპორტო შემთხვევებისა და ინციდენტების მოკვლევის ბიურომ.
- საფრანგეთის უსაფრთხოების მოკვლევის ბიურომ (BEA).
- მრჩეველმა კონსულტანტმა ტექნიკურ საკითხებში ვერტმფრენის ძრავის დამამზადებელი საწარმოდან „Safran Helicopter Engines“.
- ტექნიკურმა მრჩეველმა კანადის ტრანსპორტის უსაფრთხოების მოკვლევის ბიუროდან (TSB), რომელიც ასევე წარმოადგენდა ვერტმფრენის დამამზადებელ საწარმოს („Bell Helicopter“).
- კომპანია „ავიატორი +“ -ს წარმომადგენლებმა (პილოტი, ტექნიკოსები).
- შინაგან საქმეთა სამინისტროს კრიმინალური პოლიციის საგამომიებო და ექსპერტ-კრიმინალისტთა ჯგუფებმა

მოკვლევის მსვლელობისას ჩატარდა მოკვლევისათვის აუცილებელი პროცედურები - ვერტმფრენისა და ძრავის დეტალების შემოწმება, დასურათება, სხვადასხვა სახის სინჯების აღება.

ვერტმფრენის ნამსხვრევებზე, ძრავზე, ასევე ფრენის პერიმეტრზე განთავსებული, სხვადასხვა ობიექტებიდან ამოღებული სათვალთვალო კამერების ჩანაწერებზე განხორციელებულმა პირველადმა კვლევებმა აჩვენა, რომ უშუალოდ საავიაციო შემთხვევის დადგომის დროს, მიწასთან შეჯახებისას ვერტმფრენის ძრავი ფრენისათვის საჭირო სიმძლავრეს არ გამოსცემდა.

იმის დასადგენად თუ რატომ არ აწვდიდა ვერტმფრენის ძრავი ფრენისათვის შესაბამის სიმძლავრეს, მხარეთა გადაწყვეტილებით, შემდგომში საფრანგეთში ექსპერტიზის მიზნით, ვერტმფრენიდან და ძრავიდან ამოღებულ და დალუქულ იქნა ვერტმფრენისა და ძრავის მართვის კონტროლის შესაბამისი კომპიუტერული მოწყობილობები.

ივლისის თვეში მოხდა ვერტმფრენის ძრავის გადაგზავნა დამამზადებელ ქარხანაში (Safran Helicopter Engines), ასევე საფრანგეთის ტრანსპორტის უსაფრთხოების მოკვლევის ბიუროში (BEA), ქართული მხარის მიერ, პირადად იქნა ჩატანილი ვერტმფრენისა და ძრავის მართვის კონტროლის

კომპიუტერული მოწყობილობები “EECU – GARMIN”, სადაც 11.06.2019 დან 19.06.2019 ჩათვლით, საფრანგეთის ტრანსპორტის უსაფრთხოების მოკვლევის ბიუროში (BEA) და GARMIN-ს ევროპული წარმომადგენლობის ოფისში (NCE-საფრანგეთი) ჩატარდა ვერტმფრენის მართვის კონტროლის კომპიუტერის GARMIN-ს მონიტორების ასევე ძრავის მართვის კონტროლის კომპიუტერული მოწყობილობა EECU-ს ვიზუალური, რენდგენოსკოპული და მიკროსკოპული შემოწმება.

ვერტმფრენის მართვის კონტროლის კომპიუტერის GARMIN მონაცემები გადაიგზავნა ამერიკაში და გაშიფვრა მოხდა „GARMIN“-ის მთავარ ოფისში.

ძრავის მართვის კონტროლის კომპიუტერის EECU მონაცემები გაიშიფრა საფრანგეთში Safran Helicopter Engines ტექნიკურ ლაბორატორიაში.

ვერტმფრენის მთავარი რედუქტორი ასევე ანტივიბრაციული დემპფერი მარჯვენა და მარცხენა ნაწილის ჩამაგრების მხრებითურთ, ასევე ძრავის სიმძლავრის მართვის ბერკეტი, დაზიანებული თავის ნაწილითურთ, რომელზეც „Fly/Idle“ გადამრთველია მოთავსებული, გამართულობაზე და ვიბრაციაზე შემოწმების მიზნით, ლაბორატორიულ ექსპერტიზაზე გაგზავნილ იქნა „Bell“- 505 ვერტმფრენის დამამზადებელ ქარხანაში („Forth Worth“-ში, ტეხასის შტატში, აშშ). ექსპერტიზა ჩატარდა 24.02.2020 – 27.02.2020 წელს.

ავიაკომპანია ”ავიატორი+“-ს მიერ ექსპლუატირებული ვერტმფრენი BELL-505, სახელმწიფო სარეგისტრაციო ნიშანი 4L-ADJ, „ყაზბეგი“-ს მუნიციპალიტეტში ფრენების შესრულებისას, იყენებდა რეაქტიული ძრავის საწვავს JET A-1, რომელიც შპს ავიაკომპანია ”ავიატორი+“-ს დაბა სტეფანწმინდის „ყაზბეგი ჰელიკოპტერსი“-ს ბაზაზე მიეწოდებოდა შპს „გალფი“-ს მხრიდან.

საწვავის ვარგისიანობაზე შემოწმება განხორციელდა შპს „პეტროკას ფიუელ სერვისიზ ჯორჯია“-ს საგამოცდო ლაბორატორიაში 17.05.2019წ. ოქმი № 66-ს დასკვნაა- ვარგისია გასაცემად, ოქმი №7-ს დასკვნაა - ვარგისია გასაცემად.

საავიაციო შემთხვევის ადგილზე, ვერტმფრენი BELL-505, სახელმწიფო სარეგისტრაციო ნიშანი 4L-ADJ-ს საწვავის ავზიდან, ასევე „ყაზბეგი

ჰელიკოპტერსი“-ს ბაზაზე განთავსებული საწვავის გასამართი სადგურის ავზიდან ამოღებული საწვავის, ასევე ვერტმფრენის ძრავიდან ამოღებული საპოხი ზეთის ნიმუშები, ვარგისიანობაზე და არსებულ მოთხოვნებთან შესაბამისობის დადგენის მიზნით, კვლევისათვის გადაიგზავნა ლევან სამხარაულის სახელობის სასამართლო ექსპერტიზის ეროვნულ ბიუროში.

ექსპერტიზის ეროვნულ ბიუროდან, მიღებული ნავთობპროდუქტების ექსპერტიზის № 005403619 დასკვნაა - „საწვავის და ზეთის ნიმუშები არსებულ მოთხოვნების შესაბამისია“, საწვავი არ იყო დაბინძურებული.

1.17. ინფორმაცია ორგანიზაციებზე და ადმინისტრაციულ მოღვაწეობაზე

შპს ავიაკომპანია ”ავიატორი +” დარეგისტრირებულია 06.04.2016 წლიდან. შპს ავიაკომპანია ”ავიატორი+” საჰაერო ხომალდის ექსპლუატანტის სერტიფიკატით № 086, გაცემის თარიღი 22.11.2018წ და დანართი №1, გაცემის თარიღი 22.11.2018წ, სსიპ სამოქალაქო ავიაციის სააგენტოს მიერ მინიჭებული აქვს უფლება, განახორციელოს კომერციული ექსპლუატაცია, როგორც ეს განსაზღვრულია თანდართულ საექსპლუატაციო სპეციფიკაციებში, იმ მოთხოვნების დაცვით, რომლებიც დადგენილია ფრენის შესრულების სახელმძღვანელოთი, საქართველოს კანონმდებლობით და იკაო-ს სტანდარტებით.

შპს ავიაკომპანია ”ავიატორი+“-ს მიერ ექსპლუატირებულ ვერტმფრენის ოპერატიულ და პერიოდულ ტექნიკურ მომსახურებას 15.05.2018-დან 31.08.2018-მდე ახორციელებდა „BELL helicopter Prague“-ს ტექნიკური მომსახურების სპეციალისტების ჯგუფი, სერტიფიკატი № VAL-124, მოქმედების ვადა 15.05.2018-დან 15.05.2019-მდე, ხოლო შემდეგში საავიაციო ტექნიკის ტექნიკური მომსახურების საწარმო შპს „ეარფლენ ტექნიკსი“, სერტიფიკატი № GE.104. ამოქმედების თარიღი 09.11.2018წ, მოქმედების ვადა 09.11.2019წ. სსიპ სამოქალაქო ავიაციის სააგენტოს მიერ მინიჭებული აქვს

უფლება აწარმოოს საავიაციო ტექნიკის ტექნიკური მომსახურება წინამდებარე სერტიფიკატის დანართის შესაბამისად.

ეკიპაჟის საცხოვრებელი ადგილი იყო დროებითი ბაზირების ადგილზე, დაბა სტეფანწმინდაში სასტუმროს პირობებში, მათი სამუშაო და დასვენების დროის ნორმები შეესაბამებოდა არსებულ მოთხოვნებს.

2. ანალიზი

საავიაციო შემთხვევის ანალიზი გაკეთდა ფაქტობრივი და ოპერატიული ინფორმაციის, ასევე მექანიკური ფაქტორების შესახებ არსებულ დეტალების გათვალისწინებით. მოკვლევის პროცესში ჩატარდა რამდენიმე განხილვა-დისკუსია რომელშიც მონაწილეობა მიიღეს მოკვლევაში ჩართულმა პირებმა და ექსპერტებმა. დისკუსია შეეხო ისეთ საკითხებს როგორცაა: ადამიანური ფაქტორის არსებობის შესაძლებლობა, წესების უგულებელყოფა, საავიაციო შემთხვევის ადგილის პირობები, აეროდინამიკური და სხვა ტექნიკური ასპექტები.

დადგინდა რომ ვერტმფრენის მეთაური იყო სათანადოდ სერტიფიცირებული და მისი კვალიფიკაცია შეესაბამებოდა სამოქალაქო ავიაციის სააგენტოს მიერ წაყენებულ მოთხოვნებს. არ გამოვლენილა მტკიცებულება იმის შესახებ რომ, ადგილი შეიძლება ქონოდა ჯანმრთელობის მდგომარეობის რაიმე სახის გართულებას, რომელსაც შეიძლება თავისმხრივ გავლენა მოეხდინა მფრინავზე ვერტმფრენის მართვისას.

მოცემული ფრენისას ვერტმფრენის ასაფრენი წონა, გაწონასწორება-ბალანსირება შეესაბამებოდა არსებულ მოთხოვნებს.

მოკვლევის მსვლელობისას კომისიამ გაანალიზა ყველა ის შესაძლო ფაქტორი, რომელსაც შესაძლოა უშუალო კავშირი ქონოდა საავიაციო შემთხვევასთან.

დეტალური და ვრცელი ანალიზის შემდეგ, კომისია მივიდა დასკვნამდე, რომლის საფუძველზეც მოხდა უსაფრთხოების რეკომენდაციების გაცემა.

შემთხვევის ადგილის კვლევა

შეჯახებისას მიწის ზედაპირზე დარჩენილი კვალი გვიჩვენებს, რომ ვერტმფრენის მიწასთან შეჯახება მოხდა ვერტიკალურ მდგომარეობაში მცირედით მარჯვენა მხარეზე დაფერდებით, დაახლოებით 275° კურსით. ვერტმფრენის შასის მარჯვენა და მარცხენა თხილამურების მიერ დატოვებული ანათხარი კვალის მიმართულება მიწის ზედაპირზე, ემთხვევა ვერტმფრენის ფრენის მიმართულებას (სურათი1).

განიერი ანათხარი კვალი მიწის ზედაპირზე, მოწმობს საავიაციო შემთხვევის დროს ვერტმფრენის ფიუზელაჟის ქვედა ნაწილით, ძლიერ შეჯახებას მიწასთან. მიწასთან შეჯახების ძირითადი კვალის უკან აღმოჩენილი შეჯახების კვალები, კუდის სტაბილიზატორის მიწის ზედაპირთან ვერტიკალურად შეჯახებას შეესაბამება და მოწმობს, რომ შეჯახების მომენტში ვერტმფრენის კუდი მთლიანი და მიერთებული იყო ფიუზელაჟთან.

ვერტმფრენმა მიწასთან შეჯახებისას მავთულის ღობის გავლით, გააკეთა რამდენიმე ბრუნი და გაჩერდა პირველი შეჯახების ადგილიდან დაახლოებით 30-40 მეტრში. ვერტმფრენის დამსხვრეული ფიუზელაჟის წინა და მარცხენა მხარეზე არსებული გადათელილი და უსიცოცხლო ბალახი მოწმობს, საწვავის დაღვრის ფაქტს ვერტმფრენის საწვავის ავზიდან, რომელიც შეჯახების შემდეგ მოსცილდა ვერტმფრენის ძირითად კონსტრუქციას.

ვერტმფრენის ფიუზელაჟის კონსტრუქცია

ვერტმფრენის ფიუზელაჟზე და პლანერზე არ აღმოჩენილა შეჯახებამდელი დაზიანების კვალი. ყველა აღმოჩენილი დაზიანება მიწასთან შეჯახებით გამოწვეული გადატვირთვის შედეგია.

მფრინავის კაბინა იატაკთან ერთად, შეჯახების დროს გამოწვეული გადატვირთვის გამო მორღვეულია ფიუზელაჟის უკანა ნაწილისგან (სურათი 2). ვერტმფრენის ზედა ნაწილი ხელუხლებელია. ფიუზელაჟის უკანა ნაწილის ფოლადის ფერმული კონსტრუქცია შედარებით დაუზიანებელია, მაგრამ დაზიანებები, რომლებიც შეინიშნება ფიუზელაჟის უკანა ნაწილის ფერმული მილების ქვედა ჩამაგრების ადგილებში, გამოწვეულია მიწასთან ძლიერი შეჯახებით (სურათი 3).

ფოლადის ფერმის მარჯვენა ქვედა ნაწილი უფრო მეტადაა დაზიანებული ვიდრე მარცხენა ქვედა ნაწილი. ამასთანავე გადატეხილია ფერმის უკანა განივი ნაწილის კონსტრუქცია.

ვერტმფრენის ელექტრო გადამცემ ხაზებთან შეჯახებას ადგილი არ ქონია.

ფრენის კონტროლი და ჰიდრაულიკა

ვერტმფრენის მართვა ხორციელდებოდა მართვის ბერკეტებით, რომლებიც განლაგებული იყო მხოლოდ ვერტმფრენის მეთაურის მხარეს (მარჯვენა მხარე). ვერტმფრენის ფრენის კონტროლის ბერკეტებზე რაიმე შეჯახებამდელი გაუმართაობა არ შეინიშნებოდა, გარდა ძრავის სიმძლავრის მართვის ბერკეტზე მოთავსებულ „Fly/Idle“ გადამრთველისა, რომელიც „Idle“ პოზიციაში იქნა ნაპოვნი.

ყველა ნაპოვნი დაზიანება გამოწვეული იყო შეჯახების დროს წარმოქმნილი გადატვირთვით.

ძრავის სიმძლავრის მართვის ბერკეტის თავზე მოთავსებულ „Fly/Idle“ გადამრთველი ნაპოვნი იქნა „Idle“ პოზიციაში (სურათი 4).

ძრავის სელექტორის გადამრთველი, მართვის პულტის კონსოლზე ნაპოვნი იქნა „Start/Run“ პოზიციაში (სურათი 5).

ჰიდრაულიკური მილები დაუზიანებელია. მცირე რაოდენობის წითელი ფერის სითხე შეინიშნებოდა ჰიდრაულიკური ავზის სამზერი მინიდან, რაც მოწმობს ჰიდრაულიკური სითხის არსებობას ჰიდრაულიკურ ავზში და ჰიდრაულიკური ფილტრის ბლოკში. წითელი ფერის სითხის დაღვრის კვალი იქნა აღმოჩენილი ჰიდრაულიკური ავზისა და ფილტრის ახლოს, ვერტმფრენზე ჩატარებული ექსპერტიზისას, როდესაც ვერტმფრენი იმყოფებოდა მარცხენა მხარეს დაწვენილ მდგომარეობაში (სურათი 6).

ვერტმფრენის მართვის ბერკეტის თავი გადატეხილია ისევე როგორც ძირი, რაც გამოწვეულია შეჯახებისას მასზე გადატვირთვის ძალების ზემოქმედებით (სურათი 7).

ექსპერტიზისას, შემოწმების მიზნით, სახრახნისი მოთავსებული და გადაადგილებული იქნა ხელით, გრძივი და განივი მიმართულებით ვერტმფრენის მართვის ბერკეტის გადატეხილი ძირის ნაწილში.

ვერტმფრენის მართვის ბერკეტის ორივე მილისა გადატეხილია ძირთან ახლოს, რაც გამოწვეულია მფრინავის კაბინის იატაკის ფიუზელაჟის უკანა ნაწილიდან განცალკევებისას გამოწვეული გადატვირთვის ძალებით (სურათი 8).

შეჯახების დროს წარმოქმნილი გადატვირთვის შედეგად დაზიანებულია (გატეხილია) მფრინავის კაბინის სექტორში განთავსებული ვერტმფრენის მართვის ბერკეტებთან მიერთებული სხვა მილისებიც, რომლებიც დაზიანების მიუხედავად, არ იმყოფებოდნენ გაჭედულ მდგომარეობაში და ექსპერტიზის მსვლელობისას მათზე ჩატარებული შემოწმებისას შესაძლებელი იყო მათი ხელით თავისუფლად გადაადგილება (გამოძრავება). გარდა ამისა, მარცხენა ციკლური ვერტიკალური მილის არა-მზრუნავი შიდა რგოლის (swashplate) მოტეხილობა გამოწვეულია გადატვირთვის ძალებით.

ძრავის სიმძლავრის მართვის ბერკეტის ძირი, შეჯახებისას გამოწვეული გადატვირთვის გამო გადატეხილია (სურათი 9), ასევე გატეხილია ძრავის სიმძლავრის მართვის ბერკეტის თავის ნაწილი, რაც გამოწვეულია შეჯახებისას დამდგარი გადატვირთვის ძალებით (სურათი 10).

შემოწმებისას, ძრავის სიმძლავრის მართვის ბერკეტის იატაკზე დარჩენილი ძირის ნაწილში მოთავსებული იქნა სახრახნისი, რომლის გადაადგილებაც ზემო და ქვემო მიმართულებით შესაძლებელი აღმოჩნდა. შემოწმებისას ასევე მოძრაობის საშუალება ქონდა ძრავის სიმძლავრის მართვის ბერკეტის „მიქშერზე“ მიერთებულ კონტროლის მილისას. ძრავის სიმძლავრის მართვის ბერკეტის სერვომექანიზმის კონტროლის ვერტიკალური მილისა გატეხილია, რაც გამოწვეულია გადატვირთვის ძალებით ქვედა ღერძის დაბოლოებაზე მიქშერის სექციასთან ახლოს, სადაც შეჯახების დროს მფრინავის კაბინის და ფიუზელაჟის უკანა ნაწილის განცალკევება მოხდა (სურათი 8 - ლურჯი წრე).

ძრავის მართვის ბერკეტის ვერტიკალური კონტროლის მილისას ზედა გატეხილი ნაწილი გადაადგილებული იქნა ხელით და აღმოჩნდა, რომ ბერკეტის სერვოსარქველის შემავალი ბერკეტი მოძრაობს თავისუფლად. ძრავის მართვის ბერკეტის სერვომექანიზმის დგუმის ჭოკიდან (რომელიც შეჯახების შედეგად იმყოფებოდა გაჭედებულ მდგომარეობაში) მას შემდეგ, რაც მოსცილდა ორი ფოლადის მილი¹ ჰორიზონტალური და 1 ვერტიკალური ამოძრავდა თავისუფლად.

შეჯახების შედეგად დაზიანდა მფრინავის კაბინაში განლაგებული კუდის როტორის მართვის სატერფულები (სურათი 11). სატერფულები თავისუფლად იქნა ამოძრავებული ხელით, ასევე მოძრაობდა კუდის როტორის ფოლადის ბაგირები, კაბინის იატაკის უკანა ნაწილში მოთავსებული, წინა გორგოლაჟის გავლით. აღნიშნული ბაგირები გაწყვეტილია ორ ადგილას:

პირველი, ფიუზელაჟის უკანა ნაწილის შუა ზედა და უკანა გორგოლაჟებს შორის. მარჯვენა და მარცხენა სატერფულების ბაგირების გაწყვეტა გამოიწვია კაბინის იატაკის ფიუზელაჟის უკანა ნაწილთან განცალკევებამ (სურათი 12).

მეორე, ვერტმფრენის კუდის სექტორში იქ, სადაც კუდის ნაწილის დაზიანება მოხდა, მასზე მთავარი ხრახნის ლაპოტის მოხვედრისას, გაწყდა მარჯვენა და მარცხენა სატერფულების ფოლადის ორივე ბაგირი. ექსპერტიზისას დემონსტრირებული იქნა თავისუფალი დახრის კუთხის

ცვლილება, კუდის რედუქტორის ღერძის გავლით მცოცავას მილიდან კუდის რედუქტორის მორგავამდე (ჰაზამდე).

ძირითადი მართვის სისტემა

ძირითად მართვის სისტემაში, გარდა შეჯახების დროს წარმოქმნილ გადატვირთვის ძალებთან თავსებადი დაზიანებებისა, სხვა რაიმე სახის შეჯახებამდელი გაუმართაობა ვერ იქნა აღმოჩენილი.

მართვის სისტემამ აჩვენა უწყვეტობა (თანმიმდევრულობა), როდესაც მთავარი რედუქტორის ლოპოტების დატრიალება მოხდა ხელით. თავისუფლად ბრუნავდა მთავარი რედუქტორი, მთავარი ამძრავი ლილვი და კუდის ხრახნის მართვის სისტემა.

მთავარი რედუქტორის ზეთი იყო სუფთა და კარამელისფერი (ყავისფერი ელფერი). ზედა და ქვედა ელექტრომაგნიტური სარქველები სუფთა მდგომარეობაში იყო.

ანტივიბრაციული დემპფერის ოთხივე საყრდენი მხრის ჩამაგრების წერტილი ჩამაგრებული იყო კარკასის ფერმულ სტრუქტურასთან (სურათი 13).

ანტივიბრაციული დემპფერის მარჯვენა მხრის შემაერთებელ ხიდზე დამაგრებული ორი ჭანჭიკის კუთხვილი მოცვეთილია და ქანჩები დაკარგულია (სურათი 14). დატვირთვის მიმართულება რამაც განაპირობა ჭანჭიკებზე კუთხვილის დაზიანება, ემთხვევა ვერტმფრენის მიწასთან შეჯახებისას აღძრულ ძლიერ დაღმავალ და განივ ძალებს.

წინა და უკანა ელასტომერული საყრდენები, რომლებიც განლაგებულია ტრანსმისიის საყრდენის უკანა მხარეს დაზიანების გარეშე იყო.

თავისუფალი სვლის ბლოკი შემოწმებული იქნა სათანადოდ მუშაობაზე მონტაჟის დროს. მთავარი ხრახნი დატრიალებულ იქნა ხელით და საქმენიდან ხელით იქნა გაჩერებული დაბალი წნევის ტურბინის თვალი. თუმცა, მთავარი და კუდის ხრახნის წამყვანი ლილვები, მიერთებული თავისუფალი სვლის

ბლოკზე ისევ აგრძელებდნენ ბრუნვას, რაც მოწმობდა, რომ თავისუფალი სვლის ბლოკი მუშაობდა გამართულად.

კუდის ხრახნის მართვის და კუდის ხრახნის სისტემები

კუდის როტორის მართვის სისტემაზე და კუდის როტორის სისტემაზე არ შეინიშნებოდა რაიმე სახის შეჯახებამდელი გაუმართაობები. ყველა დაფიქსირებული დაზიანება გამოწვეული იყო შეჯახებისას აღძრული გადატვირთვის ძალებით.

კუდის როტორის წამყვანი ლილვის სექციები ნაპოვნი იქნა ორ ადგილას. კუდის ხრახნის წამყვანი ლილვის ფიუზელაჟის უკანა ნაწილში მდებარე სექცია, დარჩა ფიუზელაჟის უკანა ნაწილში. ძრავის ქვემოთა ფოლადის ლილვი და ზეთის გამაგრებლის ლილვი, დაუზიანებელ მდგომარეობაში იყო და თავისუფლად ბრუნავდა, მთავარი ხრახნის ხელით დატრიალებისას. კუდის როტორის წამყვანი ლილვის ოთხი სექცია, რომელიც ვერტმფრენის კუდის ნაკვეთურშია მოთავსებული, შეჯახების ადგილიდან დაახლოებით 150 მეტრში იქნა ნაპოვნი (სურათი 15). ლილვზე ისევე როგორც ვერტმფრენის კუდზე შეინიშნებოდა მთავარი როტორის ლაპოტის მორტყმით გამოწვეული დაზიანების კვალი. აღრიცხული და შემოწმებული იქნა კუდის როტორის წამყვანი ლილვის საყრდენი საკისრები, ყველა მათგანი თავისუფლად ბრუნავდა ხელით. კუდის როტორის რედუქტორი თავისუფლად ბრუნავდა ხელით და დაბრუნებისას არ აღენიშნებოდა რაიმე უჩვეულო ხმა. კუდის რედუქტორის ელექტრო-მაგნიტური სარქველი სუფთა იყო ყოველგვარი ჭუჭყისა და ნაწილაკებისაგან.

კუდის როტორის ორივე ლაპოტი დაზიანებულია მიწასთან შეჯახებისგან. (სურათი 16).

კუდის როტორის ერთი ლაპოტი წვერიდან დაახლოებით 30 სანტიმეტრში იყო გატეხილი.

კუდის როტორის მეორე ლაპოტი ჩამაგრებულ მდგომარეობაშია დეფორმირებული. კუდის როტორის მორგვი დაუზიანებელია. დაუზიანებელია შეერთებები კუდის როტორის ლაპოტებთან და დახრის კუთხის ცვლილების ბმულებთან (სურათ 17).

კუდის როტორის მორგვმა და ლაპოტებმა აჩვენეს დახრის კუთხის თავისუფალი ცვლილება მათზე ხელით ჩატარებული მანიპულირებისას.

მთავარი (მზიდი) ხრახნის მორგვი და მართვის მბრუნავი ელემენტები

ვერტმფრენის მთავარი ხრახნის მორგვზე და მართვის მბრუნავ ელემენტებზე რაიმე სახის შეჯახებამდელი გაუმართაობის კვალი არ შეინიშნებოდა. აღმოჩენილი დაზიანებები თავსებადია შეჯახებით გამოწვეულ გადატვირთვის ძალებთან.

მთავარი როტორის მორგვი ჩამაგრებული დარჩა მთავარი ღერძის შლიცებზე (სურათი 18).

მთავარი როტორის თითოეული ლაპოტი ჩამაგრებული დარჩა თავისი ჩამაგრების უღელში. თითოეული ლაპოტის ჩამაგრების სექტორში შეინიშნება შეჯახების ძალასთან თავსებადი საათის ისრის ბრუნვის მიმართულებით დახრილი, გადაჭარბებულ ბრუნთა რიცხვით გამოწვეული დაზიანების კვალი.

წითელი ფერით მონიშნული ლაპოტის მხარეს, გადახრის მექანიზმის მილისა გატეხილია შუა ნაწილში, რაც მისი დეფორმირებისას გამოწვეული გადატვირთვის ძალების შედეგია. (სურათი 19).

წითლად მონიშნული ლაპოტის გადახრის მექანიზმის მილისას ზედა ბოლო ჩამაგრებულ მდგომარეობაშია დარჩენილი ჩამაგრების კვანძთან, ხოლო ქვედა ბოლო დახრის დისკოს მბრუნავი გარე რგოლის წითელ მხართან. თეთრი ფერით მონიშნული მხრის გადახრის მექანიზმის მილისა მთავარ ღერძზე არის შემოხვეული, თუმცა ორივე ბოლოთი ჩამაგრებული და როგორც ზედა ასევე ქვედა ჩამაგრების წერტილები დაუზიანებელია (სურათი 20).

შლიცებიანი ამძრავი საყელური, რომელიც ამძრავ მომენტს გადასცემს მთავარი ღერძიდან დახრის დისკოს, განცალკევებულ მდგომარეობაშია მასთან

მოდებაში მყოფ მთავარი ღერძის შლიცებთან, რაც გამოიწვეულია შეჯახების ძალით (სურათი 21).

ამძრავი საყელურის შლიცები, შეჯახებისას წარმოქმნილი ძალებისგანაა დაზიანებული.

საყელურის ორი ნახევრის ერთმანეთან დმაკავშირებელი ჭანჭიკებიდან ერთერთი დაზიანებულია, მასზე დატანილი კუთხვილი ნაწილობრივ მოცვეთილია, ხოლო ქანჩი დაკარგულია. აღნიშნული დაზიანებები თავსებადია შეჯახების ძალებთან (სურათი 22).

საყელურის დანარჩენი ჭანჭიკები და ქანჩები დაუზიანებელია. შლიცებიანი ამძრავი საყელური უზრუნველოფს დახრის დისკოს მბრუნავი გარე რგოლის ბრუნვით მოძრაობას, როდესაც ის მოდებაშია მთავარი ხრახნის ღერძთან. როდესაც ამძრავი საყელური განცალკევდება მზიდი ხრახნის ღერძისგან მაშინ, როდესაც ღემი განაგრძობს ბრუნვას (ამის შემდეგ დახრის დისკო შეწყვეტს ბრუნვით მოძრაობას), გადახრის მექანიზმის მილისები შეიძლება შემოეხვიოს მთავარ ღერძს და შესაძლებელია გატყდეს. დახრის დისკოს გარე რგოლი ხელით დატრიალებული იქნა თავისუფლად .

მთავარი როტორის ლაპოტები

მთავარი როტორის ლაპოტებზე ვერ იქნა აღმოჩენილი რაიმე სახის შეჯახებამდელი გაუმართაობა, მათზე აღმოჩენილი ყველა დაზიანება შეჯახებისას აღძრული გადატვირთვის ძალებითაა გამოწვეული.

თეთრი ფერის მზიდი როტორის ლაპოტზე აღმოჩენილი დაზიანება, თავსებადია შეჯახების დროს წარმოქმნილ გადატვირთვის ძალებთან (სურათი 23). ლაპოტი გატეხილი იყო ფუძესთან ახლოს, თუმცა ლაპოტის ფუძე ჩამაგრებული დარჩა მთავარი ღერძის მორგვში (სურათი 24). ლაპოტი დეფორმირებული იყო უკანა მხარეს, ბრუნვის მიმართულების საწინააღმდეგოდ, რაც გამოწვეული იყო ბრუნვისას მიწასთან შეჯახებით. ლაპოტის მოწყვეტილი ნაწილი ნაპოვნი იქნა შეჯახების ადგილიდან დაახლოებით 10 მეტრში. ლაპოტის უკანა მხარის დაბოლოება გადაღუნულია და აღენიშნება მიწასთან შეჯახების კვალი.

წითელი ფერის საღებავის კვალი (იგივე საღებავი, რითაც ვერტმფრენის ფიუზელაჟი და კუდია შეღებილი) შეინიშნებოდა ლაპოტის წინა მხარეს დაახლოებით 60 სმ. ლაპოტის წვეროდან (სურათი 25).

წითელი ფერის მზიდი როტორის ლაპოტი ჩამაგრებული დარჩა მორგვში და არ დამტვრეულა, შედარებით დაუზიანებელია (სურათი 26). ლაპოტის გარე სექციაზე წინა მხარეს რამდენიმე ადგილას შეინიშნება დაზიანების კვალი, რაც ვერტმფრენის მიწასთან შეჯახებისას, ლაპოტის აღნიშნული სექტორის ვერტმფრენის კუდზე დარტყმითაა გამოწვეული. დამატებით, ლაპოტის წინა მხარეს დარჩენილი ზოლისებრი კვალის კალაპოტის ზომა და ფორმა თავსებადია ვერტმფრენის კუდში გამავალ კუდის ხრახნის კონტროლის ლითონის ბოგირთან (სურათი 27). ტალახის კვალი იქნა აღმოჩენილი ლაპოტის ქვედა გარე ზედაპირზე, ასევე წვეროთან ზემოთ იყო აღუნული, რაც იყო დამატებითი ნივთმტკიცება შეჯახების დროს ლაპოტის მიწასთან კონტაქტისა.

ვერტმფრენის კუდი

არანაირი შეჯახებამდელი დაზიანება ან გაუმართაობა ვერტმფრენის კუდზე არ შეინიშნებოდა და ყველა დაზიანება, რომელიც ვერტმფრენის კუდს ჰქონდა, თავსებადი იყო მიწასთან შეჯახებით გამოწვეული გადატვირთვის ძალებთან.

ვერტმფრენის კუდის წინა მხარე, რომელიც მიერთებულია ფიუზელაჟის უკანა ნაწილთან, შეჯახებისგან დაზიანებულია (სურათი 28).

ვერტმფრენის კუდის ნაწილზე, მარცხენა მხარეს შეინიშნებოდა წინა ნაწილიდან უკანა ნაწილისკენ დაღმავალი მიმართულების ზოლისებურად დარტყმის კვალი, რაც გამოწვეულია საავიაციო შემთხვევისას მთავარი როტორის ლაპოტის მორტყმით აღნიშნულ სექტორში (სურათი 29).

შუაზე გადატეხილი ვერტმფრენის კუდის უკანა ნაწილი ნაპოვნი იქნა საავიაციო შემთხვევის ადგილიდან დაახლოებით 30-40 მეტრში.

ვერტიკალურ სტაბილიზატორზე, კუდის როტორის სიახლოვეს, შეინიშნებოდა შეჯახების დროს კუდის როტორის კონტროლის ლითონის ბაგირთან კონტაქტით გამოწვეული დაზიანება(სურათი 30).

ვერტიკალური სტაბილიზატორის ქვედა ნაწილზე მდებარე დაზიანების ტიპი და გატეხილ ზედაპირებში მიწის არსებობა მოწმობს, რომ საავიაციო შემთხვევისას ადგილი ჰქონდა სტაბილიზატორის მიწასთან შეჯახების ფაქტს.

შასი

ვერტმფრენის შასზე (თხილამურები) რაიმე სახის შეჯახებამდელი დაზიანება ვერ იქნა აღმოჩენილი, ყველა დაზიანება გამოწვეული იყო ვერტმფრენის მიწასთან შეჯახებით.

შასის კონსტრუქცია დამსხვრეულია, გატეხილია როგორც შასის თხილამურები, ასევე თხილამურების ვერტმფრენის ფიუზელაჟზე მიმაგრების ლითონის კონსტრუქცია (სურათი 31).

შასის მარჯვენა და მარცხენა მხარეებზე აღმოჩენილი დაზიანებების რიცხვი თითქმის ერთნაირი იყო, ცოტათი მეტად იყო დაზიანებული მარჯვენა მხარე, რაც მიუთითებს იმაზე, რომ შეჯახების დროს შასის ორივე მხარის თხილამურების მიწასთან თითქმის ერთდროული კონტაქტისას მარჯვენა თხილამური ოდნავ ქვემოთ იმყოფებოდა.

მარჯვენა მხრის თხილამურის დაზიანებები მოწმობს, რომ შეჯახებით აღძრული გადატვირთვის ძალების დატვირთვა მიმართული იყო თხილამურის შუა ნაწილში.

სავარძლები და უსაფრთხოების ღვედები

ვერტმფრენის სავარძლებსა და უსაფრთხოების ღვედებზე აღმოჩენილი დაზიანებები შეჯახებით გამოწვეული გადატვირთვის ძალების შედეგია, რაიმე სახის შეჯახებამდელი გაუმართაობა მათზე არ შეინიშნებოდა.

მფრინავის კაბინაში განლაგებული ორივე სავარძლის უკანა საყრდენები დამტვრეულია და წანაცვლებულია მარჯვნივ ვერტმფრენის მიწასთან შეჯახების დროს აღძრული ძალების ზეგავლენით (სურათი 32).

მფრინავის კაბინის ორივე, როგორც მფრინავის (მარჯვენა) ასევე მგზავრის (მარცხენა) სავარძლის საზურგის ლითონის საყრდენის მარჯვენა მხარე წანაცვლებულია თავისი პოზიციიდან (სურათი 33). ასევე წანაცვლებული იყო როგორც მფრინავის, ასევე მარცხენა სავარძლის საზურგის მარცხენა მხრის უკანა საყრდენები (სურათი 34).

ასევე გატეხილია ვერტმფრენის პილოტის კაბინაში დამონტაჟებული სავარძლების საყრდენები, რაც მიწასთან შეჯახების შედეგად აღძრული ძალის შესაბამისია.

სავიაციო შემთხვევის შემდეგ პირველი თვითმხილველის მისვლისას, მფრინავი და მარცხენა წინა სავარძელში მყოფი მგზავრი, იმყოფებოდნენ თავის სავარძლებში და უკვე გარდაცვლილები იყვნენ.

უკანა მარცხენა მხარეს მდებარე სავარძელი, შეჯახების ძალით გადატეხილი იყო ქვევით (სურათი 35).

ვერტმფრენის მფრინავი სავარძელზე დაფიქსირებული იყო მხოლოდ წელის უსაფრთხოების ღვედით. მოწოდებული ინფორმაციით, მფრინავი ფრენის დროს არ იყენებდა მხრების უსაფრთხოების ღვედებს. მფრინავის უსაფრთხოების ღვედების შესაკრავი მექანიზმი ღვედის ნახევართან ერთად, ექსპერტიზის მიზნით ამოღებული იყო პოლიციის მიერ.

მფრინავის გვერდითი (წინა მარცხენა სავარძელი)-ს უსაფრთხოების ღვედები და ჩამკეტი მექანიზმი დაუზიანებელია.

უკანა მარცხენა მხარეს მდებარე მგზავრის სავარძლის წელის უსაფრთხოების ღვედი გადაჭრილი იქნა საავიაციო შემთხვევის ადგილას მისული პირველი პირის მიერ (სასტუმრო „Rooms“-ს მთავარი მენეჯერის მძღოლი) (იხილეთ სურათი 36). სავარძელზე დამონტაჟებული მხრის უსაფრთხოების ღვედები დაუზიანებელია.

საწვავის სისტემა

საწვავის სისტემაში აღმოჩენილი დაზიანებები მიწასთან შეჯახებითაა გამოწვეული, რაიმე სახის შეჯახებამდელი გაუმართაობას ადგილი არ ჰქონია.

საწვავის მიწოდების ავარიული ჩამკეტი სარქველის სახელური მფრინავის კაბინაში ჩაკეტვის (გამოწეულ მდგომარეობაში) იქნა ნაპოვნი, ასევე ჩაკეტილი იყო ფიუზელაჟის უკანა ნაწილში მოთავსებული ავარიული სარქველის ბერკეტი.

მფრინავის კაბინაში მდებარე ავარიულად ჩამკეტი სარქველის სახელურზე არ შეინიშნებოდა მექანიკური დაზიანების კვალი, რაც შესაძლებელს გახდიდა გვევარაუდა, რომ შეჯახებისას რაიმე მყარ ზედაპირთან კონტაქტით მოხდა სახელურის გამოწევა (სურათი 37).

ლითონის ბაგირი, რომელიც აერთებს ავარიულ სარქველს მფრინავის კაბინაში მოთავსებულ სახელურთან იყო მთლიანი და არ იყო გაწყვეტილი. შემოწმებული იქნა საწვავის ხაზი ავარიულად ჩაკეტვის სარქველთან, რამაც ცხადყო, რომ ავარიული სარქველი ჩაკეტილ მდგომარეობაში იმყოფებოდა (სურათი 38). შემოწმების მიზნით, კაბინაში მოთავსებული სახელურის პოზიცია რამდენჯერმე იქნა შეცვლილი გაღება-დაკეტვის პოზიციებს შორის და ავარიული სარქველიც, შესაბამისად რეაგირებდა სახელურის პოზიციის ცვლილებისას.

ძრავის ელექტრონული მართვის ბლოკისა „EECU“ და „Garmin“-სგან მიღებული მონაცემები გვიჩვენებს, რომ საავიაციო შემთხვევის დროს ძრავი მუშაობდა თავისუფალი სვლის რეჟიმზე (Idle), აქედან გამომდინარე, შეგვიძლია ვივარაუდოთ, რომ საწვავის მიწოდების ავარიული ჩაკეტვის სახელური ჩაკეტილი იქნა მიწასთან შეჯახებისას.

იმის დასადგენად, ქონდა თუ არა ადგილი საწვავის მიწოდების სისტემაში გამავლობის შემცირების (დახშობის) ფაქტს, მოხდა საწვავის მიწოდების ხაზის ბოროსკოპული შემოწმება „HMU“-დან (ჰიდრომექანიკური მადოზირებელი სისტემა) საწვავის ავზამდე.

საწვავის მიწოდების სისტემაში გამავლობის შემცირების ფაქტი შეინიშნებოდა მხოლოდ ერთ სექტორში - საწვავის ხაზში, საწვავის ავზის ზედა ნაწილიდან გამშვებ ტუმბომდე, რომელიც ფიუზელაჟის უკანა ნაწილში მთავარი რედუქტორის ქვევითაა მოთავსებული.

საწვავის ხაზის დახშობის აღნიშნული ფაქტი დაფიქსირებული იქნა წერტილში, სადაც საწვავის დრეკადი რეზინის მილი აკეთებს 90 გრადუსიან კუთხეს ფიუზელაჟის უკანა ნაწილის ტიხარზე (სურათი 39).

თავად ფიუზელაჟის უკანა ნაწილის ტიხრის სტრუქტურა დეფორმირებულია მიწასთან შეჯახების შედეგად. გამშვები ტუმბო, რომელიც ფიუზელაჟის უკანა ნაწილის ტიხარზეა დამაგრებული, შეჯახების შედეგად ქვევითაა გადაადგილებული, რამაც გამოიწვია საწვავის ხაზის დაჭიმვა და დახშობა 90 გრადუსიანი კუთხის წერტილში. მას შემდეგ, რაც საწვავის ხაზის დახშობის ადგილი იქნა გასწორებული, ბოროსკოპით მაინც ვერ მოხერხდა აღნიშნულ სექტორში გავლა, რის გამოც მოხდა საწვავის მილის გადაჭრა დახშობის წერტილში და აღმოჩნდა, რომ მილის შიგნითა პლასტმასის შრე ჩაკეცილ მდგომარეობაში იყო, რაც გამოწვეულ იქნა ვერტმფრენის მიწასთან შეჯახების შედეგად, ფიუზელაჟის უკანა ნაწილის ტიხრის დეფორმირებისას, საწვავის მილის დაჭიმვით იმ სექტორში, სადაც ის 90 გრადუსიან კუთხეს აკეთებს (სურათი 41).

საწვავის მილის ის სექტორი, რომელსაც არ აღენიშნებოდა დაზიანება, შემოწმების მიზნით, ხელის ძლიერად დაწოლით იქნა ჩაკეცილი და შედეგი იყო იგივე, რაც დაზიანებული მილის შემთხვევაში, საწვავის მილმა დაკარგა გამტარობა. საწვავის მილს დახშობის წერტილიდან საწვავის ავზამდე დაზიანება არ აღენიშნებოდა.

საწვავის ავზის შემოწმების მიზნით, მოხსნილი იქნა ავზის ზედა მეტალის ფირფიტა, საწვავის ავზი გახეული იყო ვერტმფრენის მარცხენა მხარეს მდებარე საწვავის შევსების ყელის სექტორში, სხვა მხრივ საწვავის ავზი დაუზიანებელი იყო. საწვავის ავზში მოთავსებული ფილტრი სუფთა იყო. ასევე ბოროსკოპით შემოწმებული იქნა გახეული საწვავის მილი საწვავის

შევსების ყელის სიახლოვეს, მილი გამტარი იყო ორივე მიმართულებით, ასევე ნაპოვნი იქნა მცირე რაოდენობის ქვიშა.

მთავარი რედუქტორის, ანტივიბრაციული დემპფერის და ძრავის სიმძლავრის მართვის ბერკეტის ექსპერტიზა

2019 წლის მარტში, როდესაც ვერტმფრენის მიერ ნაფრენი საერთო დრო შეადგენდა 120 საათს, ვერტმფრენზე დაფიქსირებულ ვიბრაციის პრობლემის აღმოსაფხვრელად, ავიაკომპანია „ავიატორი“-ს მიერ მოწვეულ იქნა კონტრაქტორი კომპანია „Bell Prague“-ს ტექნიკური სპეციალისტები, რომელთა მიერ ჩატარდა მთავარი როტორის დათვალიერება და ბალანსირება, ანტივიბრაციულ დემპფერში აზოტის წნევის დამატება და კუდის რედუქტორის შეცვლა, რომლიდანაც კუდის ხრახნის გამომავალ ლილვზე ნაკაწრის გამო ლილვის (ე.ი. კუდის როტორის ღერძი) მამჭიდროვებლიდან ზეთი წვეთავდა. აღნიშნული სამუშაოების განხორციელების შემდეგ 19.04.2019წ. ვერტმფრენს მიეცა ფრენის ნებართვა.(AM19/0026; CZ.145.0004)

საავიაციო შემთხვევისას ვერტმფრენის საერთო ნაფრენი დრო შეადგენდა 162 საათს, ამრიგად, აღნიშნული სამუშაოების ჩატარების შემდეგ ვერტმფრენმა საავიაციო შემთხვევამდე იფრინა 42 საათი. ამ 42 საათი საფრენოსნო საქმიანობის მანძილზე, ვერტმფრენის ტექნიკურ ჟურნალში არ ყოფილა ჩანაწერი, ვერტმფრენზე გარკვეული სახის ვიბრაციის არსებობის შესახებ.

გამომდინარე აქედან, იმის გასარკვევად, ქონდა თუ არა ვერტმფრენის გაუმართაობის ფაქტს ადგილი საავიაციო შემთხვევამდე, „Bell“-505 ვერტმფრენის დამამზადებელ ქარხანაში (აშშ), ლაბორატორიული ექსპერტიზისთვის გაგზავნილ იქნა ვერტმფრენის შემდეგი ნაწილები:

- მთავარი რედუქტორი.
- ანტივიბრაციული დემპფერი მარჯვენა და მარცხენა ნაწილის ჩამაგრების მხრებითურთ.
- ძრავის სიმძლავრის მართვის ბერკეტი დაზიანებული თავის ნაწილითურთ რომელზეც „Fly/Idle“ გადამრთველია მოთავსებული.

ვიბრაციის ჩამხშობი მოწყობილობის არცერთ ნაწილზე, მიწასთან შეჯახებამდელი დაზიანებები არ აღმოჩენილა. მოწყობილობის საყრდენ მხრებზე აღინიშნებოდა ბზარები, ხოლო რედუქტორის შემაერთებელი ხიდის ერთ მხარეზე მოცვეთილი იყო კუთხვილი (რეზბა), რაც მიწასთან შეჯახების შედეგია. ასევე BELL 505 ტიპის ვერტმფრენის ექსპლუატაციის ისტორიაში არ დაფიქსირებულა, ვიბრაციის ჩამხშობი მოწყობილობის დაღლილობითი ბზარები, ან კონსტრუქციის რღვევა.

ისტორია და მასთან დაკავშირებული მონაცემები:

- 1) ნაწილის სახელი: იხილეთ ცხრილი 1
- 2) ნაწილის ნომერი. იხილეთ ცხრილი 1
- 3) ნაწილის სერიული ნომერი. იხილეთ ცხრილი 1
- 4) სერთო დრო : 162 საათი
- 5) ვერტმფრენის ტიპი : 505
- 6) სერიული ნომერი: 65074
- 7) ვერტმფრენის მიერ ნაფრენი დრო 162 საათი
- 8) RMA ნომერი: იხილეთ ცხრილი 1

ლაბორატორიული ექსპერტიზა დაიწყო 2020 წლის 24 თებერვალს და მასში მონაწილეობა მიიღეს: საქართველოს საავიაციო შემთხვევებისა და ინციდენტების მოკვლევის ბიურომ, წარმომადგენელმა კანადის ტრანსპორტის უსაფრთხოების მოკვლევის ბიუროდან, კანადის ტრანსპორტის სამინისტროს უსაფრთხოების ინსპექტორმა, ITT Enidine (ვიბრაციის ჩამხშობი მოწყობილობის დამამზადებელი - აშშ)-ს წარმომადგენელმა და ვერტმფრენის ექსპლუატანტმა.

კონტეინერი რომელშიც მოთავსებული იყო ვერტმფრენის გამოსაკვლევი დეტალები (მთავარი რედუქტორი, ვიბრაციის ჩამხშობი აგრეგატი და ძრავის სიმძლავრის მართვის ბერკეტი) მიღებული იქნა საველე ექსპერტიზების ლაბორატორიაში, როგორც ნაჩვენებია სურათზე 1.

ვიბრაციის ჩამხშობ აგრეგატზე ჩატარებული ექსპერტიზის მიზანი იყო დაედგინა ქონდა თუ არა ადგილი რაიმე სახის ვიბრაციას, რომელიც ხელს შეუშლიდა მფრინავს ან შეუძლებელს გახდიდა ავტოროტაციით დაშვების პროცესს.

ვერტმფრენის ძრავის სიმძლავრის მართვის ბერკეტზე ჩატარებული ექსპერტიზის მიზანი იყო დაედგინა მუშაობდა თუ არა fly/idle გადამრთველი გამართულად

ანტივიბრაციული დემპფერი (ვიბრაციის ჩამხშობი მოწყობილობა)

სურათებზე 2 და 3 ნაჩვენებია ვიბრაციის ჩამხშობი დემპფერის და ძირითადი რედუქტორის პილონებზე ჩამაგრების სქემა. ვიბრაციის ჩამხშობი დემპფერი დამაგრებულია შემაერთებელ ხიდზე, რომელიც დამაგრებულია ვერტმფრენის მთავარ რედუქტორზე. ფრენისას, როცა დატვირთვის ტრაექტორია მთავარი რედუქტორის ღერძზე ზემოთაა მიმართული, ვერტმფრენის წონა აწვება შემაერთებელი ხიდის ზედაპირს.

ძირითადი რედუქტორის ვერტიკალური ვიბრაციის ჩახშობა ხდება ანტივიბრაციულ დემპფერში არსებული წნევის საშუალებით. სითხე ზედა და ქვედა რეზერვუარებში, რომლებიც ერთმანეთთან მიღების საშუალებით არიან დაკავშირებულნი, ამცირებს ვიბრაციას ელასტომეტრიულ საკისართან ერთად.

ანტივიბრაციული დემპფერის მარჯვენა შემაერთებელ ხიდზე ჩამაგრებულ 2 კუთხვილიანი ლითონის ჭანჭიკზე კუთხვილი(რეზბა) მოცვეთილი იყო (სურათი 4). ასევე დაკარგული იყო ორივე ქანჩი და ჭანჭიკების შემაერთებელი უსაფრთხოების ლითონის მავთული. აღნიშნული ჭანჭიკები და ქანჩები ამაგრებენ ანტივიბრაციულ დემპფერს ადგილზე.

ვერტმფრენის მიწასთან შეჯახების დროს, სფერული საკისრის მილტუჩი დარჩა ადგილზე, ხოლო რედუქტორის ქვემოთ მიმართულმა ინერციის ძალამ, გამოიწვია ჭანჭიკებზე კუთხვილების დაზიანება. უსაფრთხოების მავთულის გაწყვეტილი ნარჩენი ნაპოვნი იქნა ჭანჭიკზე დატანილ ფოსოში (სურათი 5), რომელიც გაწყვიტა ქანჩმა ვერტმფრენის მიწასთან შეჯახებისას.

სურათი 6 გვიჩვენებს სფერული საკისრის მილტუჩის კორპუსს, ჭანჭიკის კუთხვილის დაზიანების ადგილზე, სადაც არ შეინიშნება ცვეთა ზედაპირების ადგილებში, რომელიც მიაჩნია, რომ ქანჩები ფრენისას არ იყო მოშვებული და დაკარგული.

ანტივიბრაციული დემპფერის მარცხენა მხრის შემაერთებელი ხიდის ჭანჭიკები და სხვა დეტალები დაუზიანებელია, როგორც ნაჩვენებია სურათი 7-ზე. უსაფრთხოების მავთული ისევ თავის ადგილზე იყო.

დემონტაჟის შემდეგ, შემაერთებელი ხიდის ჭანჭიკის ქანჩები დაყენებული იქნა თავის ადგილას, რათა გვენახა თავსებადობა, ჩამაგრების სიმჭიდროვე (მილტუჩის სიმჭიდროვე, შუასადების თავსებადობა და ქანჩის მიერ ნაზოლის გაკეთება არასრული ჩახრახახვის დროს). ჩატარებული შემოწმება თავსებადობაზე მოწმობს რომ ქანჩები მოცვეთილ კუთხვილიან ჭანჭიკებზე სათანადოდ იყო დამაგრებული და არ იყო მოშვებული.

ენერგეტიკულ დისპერსიული რენტგენოლოგიური სპექტროსკოპიით (EDS) განისაზღვრა, რომ დაზიანებული MS51989-105D10 ჭანჭიკების შენადნობის შემცველობა 41xx სერიის ფოლადის მსგავსი იყო. მოთხოვნილი შენადნობი იყო ფოლადი 4130. ჭანჭიკების სიმტკიცე გაიზომა 28 HRC-ით, რომელიც აკმაყოფილებს სპეციფიკაციის მოთხოვნებს, მინიმუმ 26 HRC.

ანტივიბრაციული დემპფერის ქვედა ნახევარის ცენტრალური საყრდენის კონსტრუქცია, დემპფერის ჩამაგრების მხრებთან შეერთების ადგილებში, როგორც მარჯვენა ასევე მარცხენა მხარეს დაზარალებულია (სურათები 8 და 9).

დემპფერის ჩამაგრების მხრები გატეხილია. აღნიშნული დეტალების დამტვრევა და მათზე ბზარების წარმოქმნა გამოწვეულია მიწასთან შეჯახებისას წარმოქმნილი გადატვირთვით. დემპფერის ცენტრალურ საყრდენზე წარმოქმნილმა ბზარებმა საშუალება მისცა დემპფერის შიგნით არსებულ ზეთს დაღვრილიყო, ქვედა ნაწილში მოთავსებული ღრუდან.

ამ დაზიანების გამო ვერ მოხერხდა ანტივიბრაციული დემპფერის სტენდზე ტესტირება.

დემონტაჟის დროს აღმოჩნდა რომ ანტივიბრაციული დემპფერი აღარ იმყოფებოდა წნევის ქვეშ და აკუმულატორში დიაფრაგმა ორივე მხარეს იყო დაზიანებული, აღმოჩენილი იქნა დემპფერში ზეთის არსებობის კვალი.

ენერგეტიკულ დისპერსიული რენტგენოლოგიური სპექტროსკოპიით (EDS) დადგინდა, რომ ანტივიბრაციული დემპფერის ცენტრალური საყრდენის შენადნობის შემადგენლობა (SLS-010-211) შეესაბამება მოთხოვნილ ალუმინის შენადნობს.

დემპფერის ცენტრალური დამჭერის სიმტკიცე შეესაბამება გათვლებით მოთხოვნილ მინიმუმს. კონდუქტიულობა შეესაბამება აუცილებელ მინიმუმს მითითებული შენადნობისთვის და თერმული დამუშავებისთვის.

მთავარი რედუქტორი.

მთავარი რედუქტორის ღერძი თავისუფლად ბრუნავს ხელით, მთავარი როტორის მბრუნავი ლილვის საშუალებით, რომელიც მბრუნავ მომენტს გადასცემს პლანეტარული კბილანის კვანძს. სურათი 10-ზე ნაჩვენებია შემოწმებისთვის დეტალურად დაშლილი მთავარი რედუქტორი. ცენტრალურ კბილანაზე (მზისებრი კბილანა) შეინიშნებოდა ღერძული თავისებურება, რომელიც ირეკლავდა უფრო მეტ შუქს ვიდრე მის ირგვლივ არსებული ღარულად დამუშავებული ზედაპირები. აღნიშნული თავისებურება წარმოადგენდა ღერძულ ზოლებს და გაპრიალებულ დაღარულ ზედაპირებს, რომლის კვალიც ცენტრალურ კბილანას მთელ სიგრძეზე გასდევდა. პრიალა ნაწილზე შეინიშნებოდა ნაკაწრები.

ნაკაწრების სტრუქტურის გამოსაკვლევად მთლიანი ცენტრალური კბილანა ფლუორესცენციურ მაგნიტურ ნაწილაკებზე იქნა შემოწმებული. კვლევის შედეგად აღმოჩენილ არ იქნა ბზარები. ცენტრალური კბილანის საწარმოო დაგეგმვის ჩანაწერებში რაიმე სახის რემონტი ან შეუსაბამობა არ გამოვლენილა.

ძრავის სიმძლავრის მართვის ბერკეტი

ვერტმფრენზე დამონტაჟებული იყო მხოლოდ ძრავის სიმძლავრის მართვის ერთი ბერკეტი ხომალდის მეთაურისთვის. ძრავის სიმძლავრის მართვის ბერკეტი დაზიანებულია (გადატეხილი აქვს თავი) როგორც სურათი 11-ზეა ნაჩვენები. fly/Idle გადამრთველი საავიაციო შემთხვევის ადგილზე ნაპოვნი იქნა “Idle” პოზიციაში. გადამრთველის ელექტრული წრედის უწყვეტობა შემოწმებული იქნა BELL-ს ლაბორატორიაში, მულტიმეტრის (ტესტერი) საშუალებით შემაერთებელ კონტაქტებზე 1 და 2. არსებული მოთხოვნების შესაბამისად, როდესაც გადართვა მოხდა “Fly” პოზიციიდან (ღია წრედი) “Idle” პოზიციაზე წრედი ჩაიკეტა. ვიზრაციაზე შემოწმების მიზნით, ლაბორატორიაში გაკეთდა ვიზრაციის მოდელირება გადამრთველის მაგიდაზე შეჯახებით, სადენი მოწყდა კონტაქტიდან ხოლო გადამრთველი ისევ მუშაობდა არსებული მოთხოვნების შესაბამისად (ჭარბი წრედი). ძრავის სიმძლავრის მართვის ბერკეტზე არსებული სადენები, დამცავი მილისის სექტორში გაშიშვლებული არ იყო.

მართვის ბერკეტის ძირი გადატეხილია გადატვირთვის გამო. მართვის ბერკეტის თავის ნაწილის გატეხვა გამოწვეულია, მასთან მიმართებაში აღმავალი მიმართულებით წარმოქმნილი გადატვირთვით. გადამრთველი მუშაობს გამართულად.

ცხრილი 1. ექსპერტიზისთვის მიღებული დეტალები.

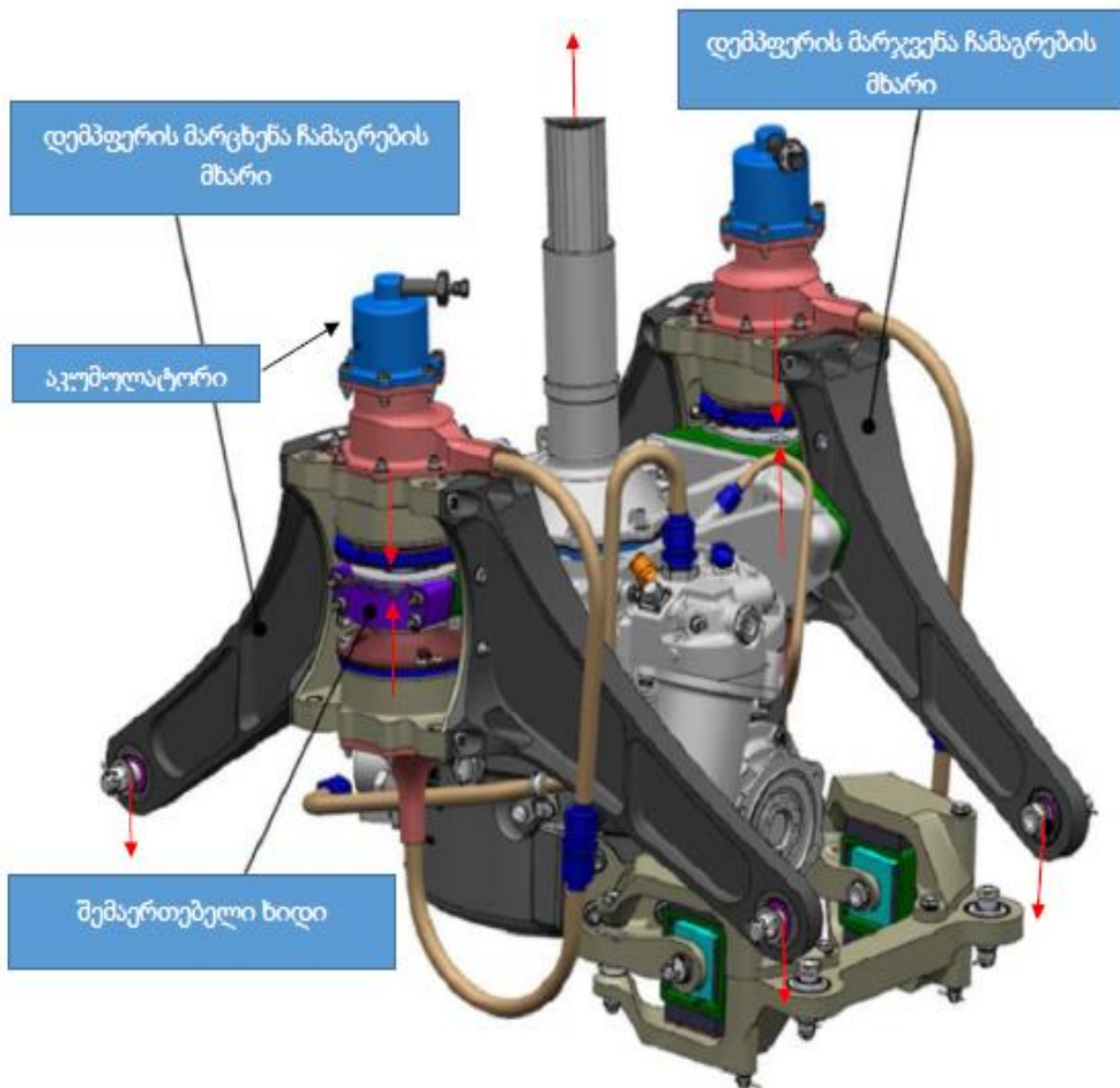
ნაწილის სახელი	ნაწილის ნომერი	სერიული ნომერი	RMA
ანტივიბირა. დემპფ.	SLS-010-200-202	IE000016	65083542
ანტივიბირა. დემპფ.	SLS-010-200-201	IE000018	65083543
მთავარი რედუქტ.	206-040-004-117	BH571947	65083544
ძრავ. სიმ. მარ. ბერკ.	M207-20M478-041	820022405	65083714



ძრავის სიმძლავრის მართვის ბერკეტი



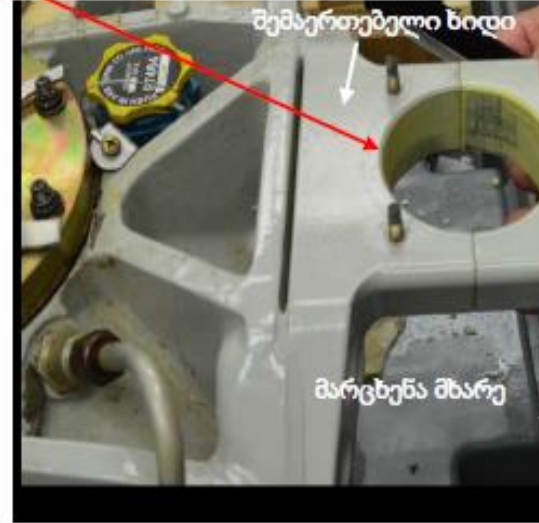
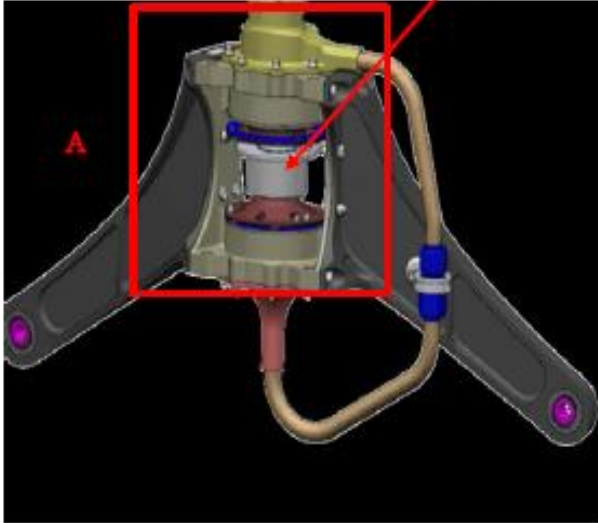
სურათი 1. ექსპერტიზისთვის მიღებული კონტეინერის და მასში მოთავსებული დეტალების(მთავარი რედუქტორი და მასზე დამონტაჟებული ანტივიბრაციული დემპფერი, ძრავის სიმძლავრის მართვის ბერკეტი) საერთო ხედი.



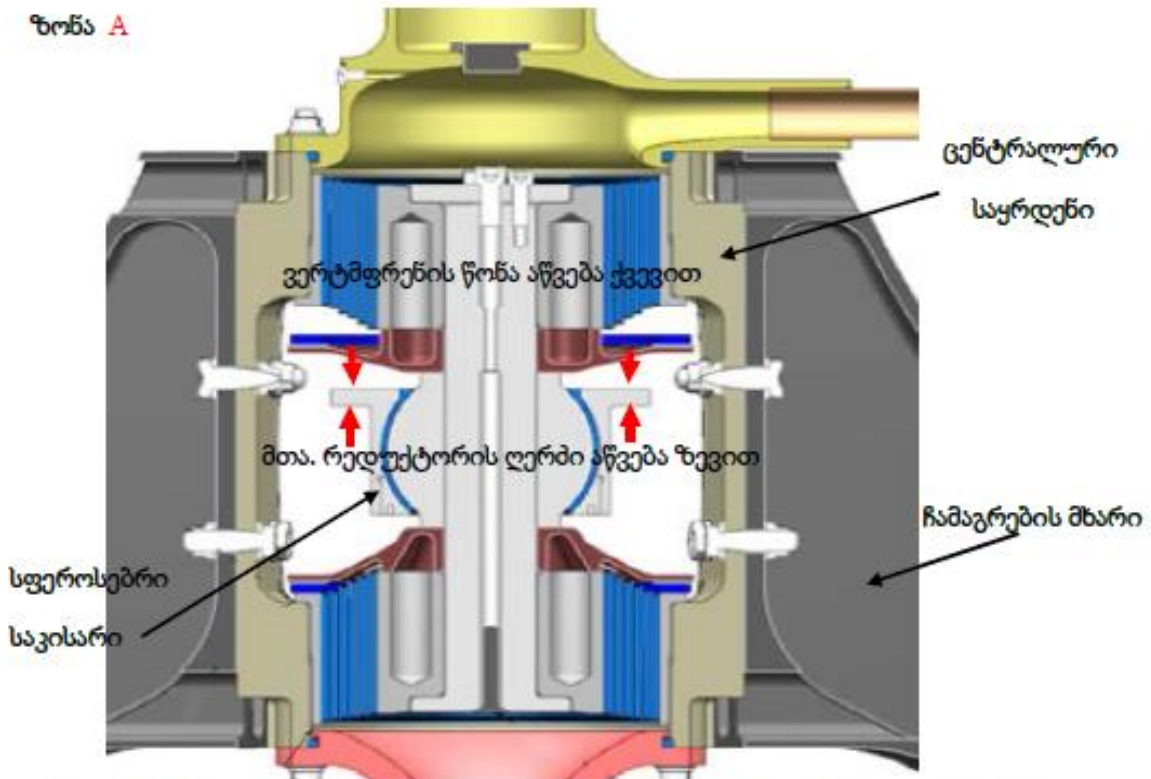
სურათი 2: მთავარი რედუქტორის და დემფერის ფიუზელაჟთან ჩამაგრების სტრუქტურული სქემა. ანტივიბრაციული დემფერი ჩამაგრების მხრების საშუალებით ოთხ წერტილშია დამაგრებული ფიუზელაჟთან. (წითელი ისრებით აღნიშნულია დატვირთვის მიმართულებები-ასევე იხილეთ სურათი 3)

დემფერის მდებარეობა(შემაერთებელი ხიდის გავლით)

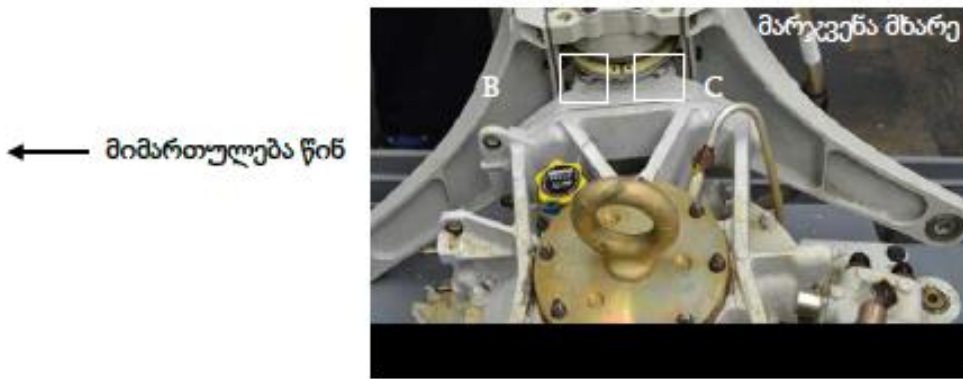
შემაერთებელი ხიდი



ზონა A

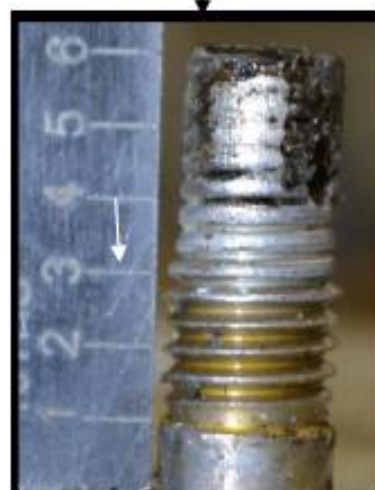
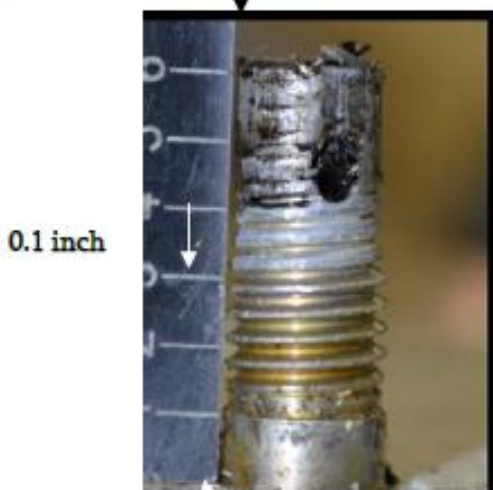
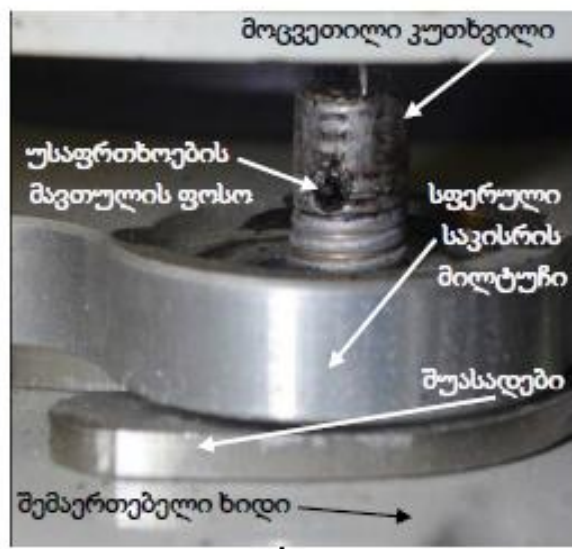
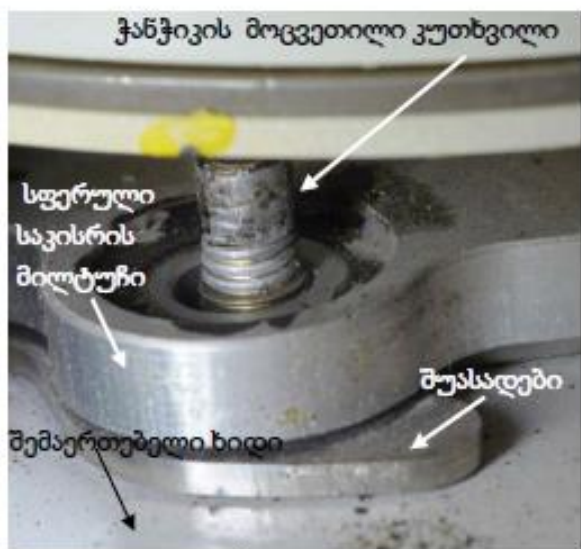


სურათი 3. ფრენის დროს ფიუზელაჟის წონა აწვება დამაკავშირებელ ხიდს, შეკუმშვისას სფერული საკისარსა და შემაერთებელ ხიდს შორის ურთიერთკავშირის სქემა. ვერტიკალური ვიზრაციის შეკავება ხორციელდება დემფერის დატვირთვის კვანძის გავლით.

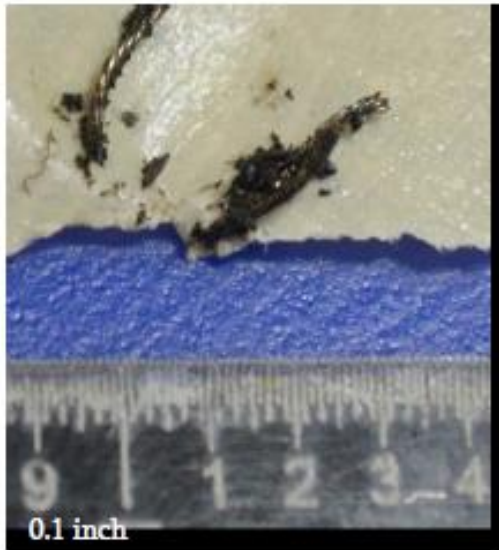


ზონა B

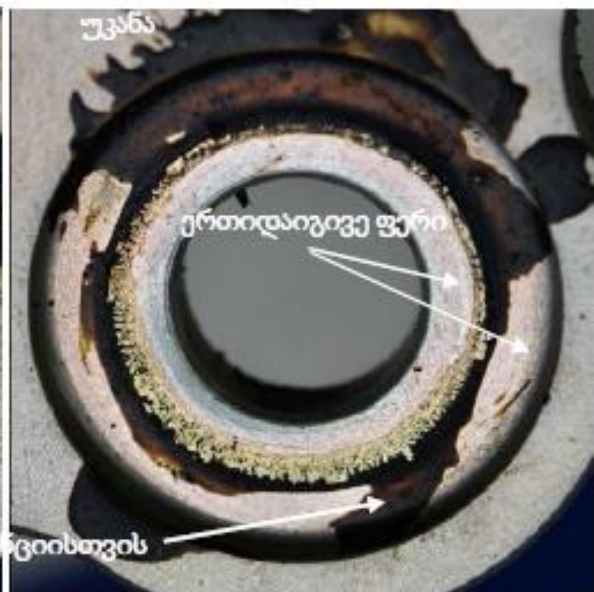
ზონა C



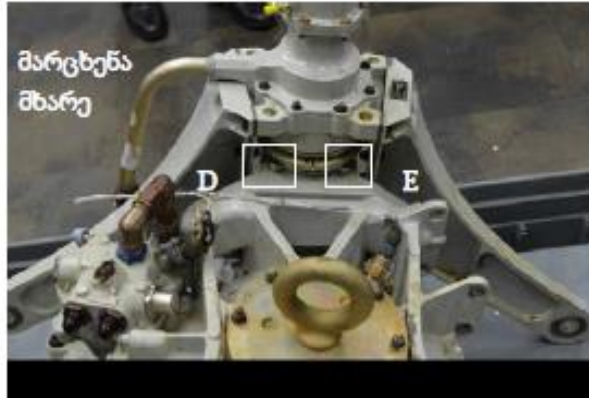
სურათი 4. ზედა სურათი გვიჩვენებს ანტიგებრაციული დემფერის მარჯვენა მხარეს. შემაერთებელი ხიდის ორივე ჭანჭიკზე კუთხვილი დაზიანებულია, რაც გამოწვეულია შეჯახებისას აღძრული ვერტმფრენის ცხვირისკენ მიმართული ძალით.



სურათი 5: უსაფრთხოების მავთულის წარჩენი ნაპოვნნი იქნა ჭანჭიკზე დატანილ ფოსოში.



სურათი 6. დაზიანებული კუთხვილიან ჭანჭიკებთან შეხებაში მყოფი მარჯვენა მხარის სფეროსებრი საკისრის მილტუჩის (ფლანეცის) ხედი. კვალი იმისა რომ ქანჩები მოშვებული იყო არ შეინიშნება.



წინ →

ზონა D



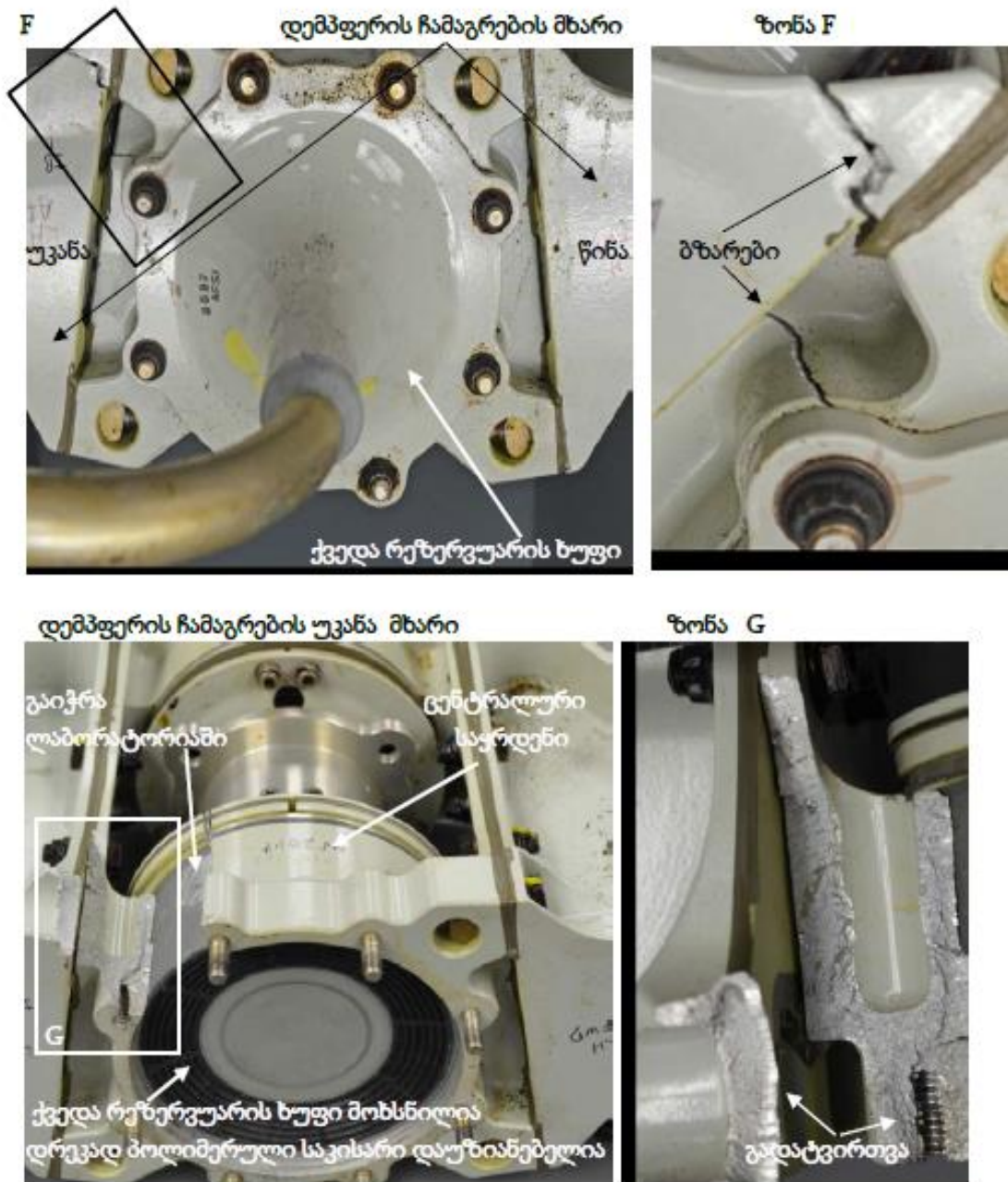
ზონა E



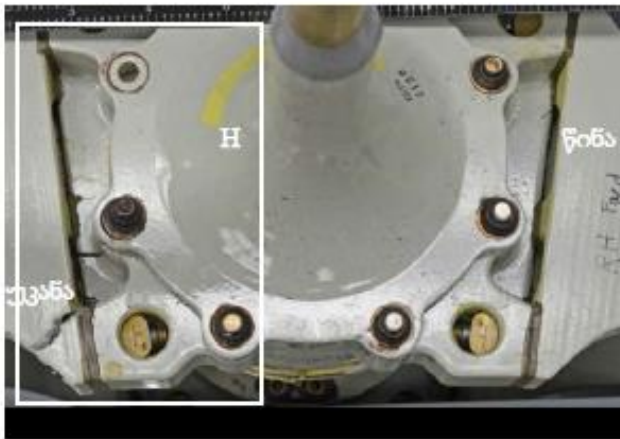
მოხდა ქანჩის დაყენება უკან, თავის პირვანდელ პოზიციაში რათა გვეჩვენებინა მარჯვენა მხრის ჭანჭიკებზე დაზიანებული სექტორის ზომა



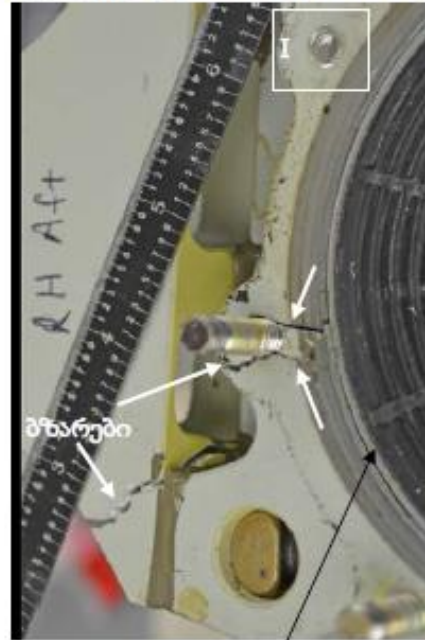
სურათი 7: . ზედა სურათი გვიჩვენებს ანტივიბრაციული დემფერის მარცხენა მხარეს. შემაერთებელი ხიდის ჭანჭიკები, ქანჩები და უსაფრთხოების მკვთული დაზიანებულია.



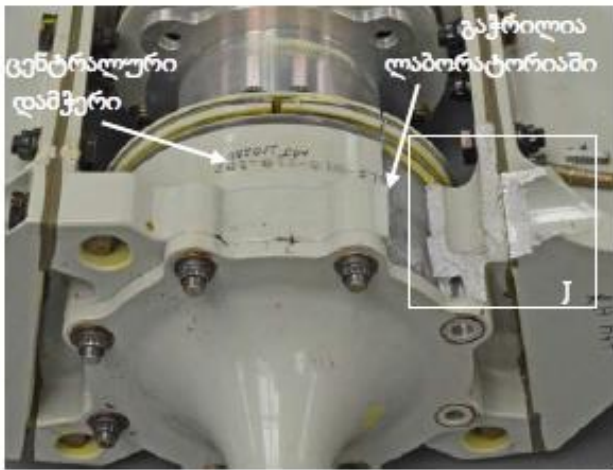
სურათი 8: ანტივიბრაციული დემფერის ქვედა ნახევარის ცენტრალური საყრდენის კონსტრუქციაზე. დემფერის ჩამაგრების მხრებთან შეერთების ადგილებში, მარცხენა მხარეს წარმოქმნილი ბზარების საერთო ხედი. ბზარების წარმოქმნა მიწასთან შეჯახებისგან გამოწვეულმა გადატვირთვამ განაპირობა. დემფერში არსებული სითხე (ზეთი) დაიღვარა ცენტრალური საყრდენის დაბზარული კორპუსიდან.



ზონა H
(ქვედა რეზერვუარის ხუფი მოხსნილია)



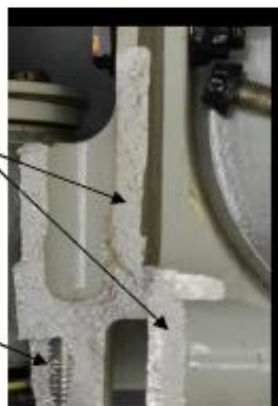
დრეკად პოლიმერული საკისარი დაუზიანებელია



ზონა J

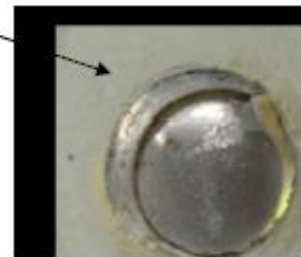
გადატვირთვა

ჭანჭიკი გამოვარდა გახსნისას

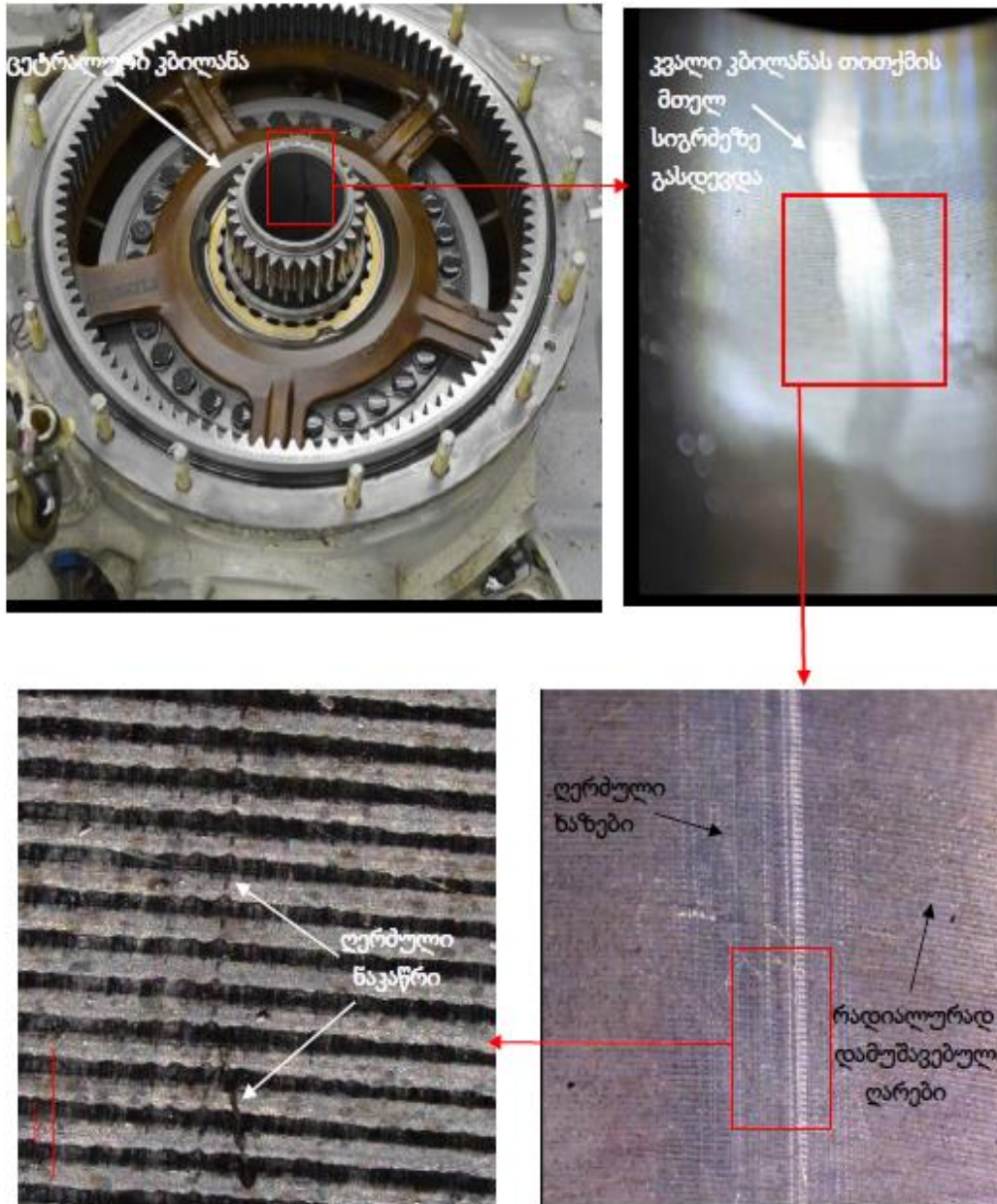


ზონა I

გადატვირთვისგან ამოგლეჯილი ჭანჭიკი



სურათი 9 : ანტივიბრაციული დემფერის ქვედა ნახევარის ცენტრალური საყრდენის კონსტრუქციაზე , დემფერის ჩამაგრების მზრებთან შეერთების ადგილებში, მარჯვენა მხარეს წარმოქმნილი ბზარების საერთო ხედი. ბზარების წარმოქმნა მიწასთან შეჯახებისგან გამოწვეულმა გადატვირთვამ განაპირობა. დემფერში არსებული სითხე (ზეთი) დაიღვარა ცენტრალური საყრდენის დაზარალი კორპუსიდან.



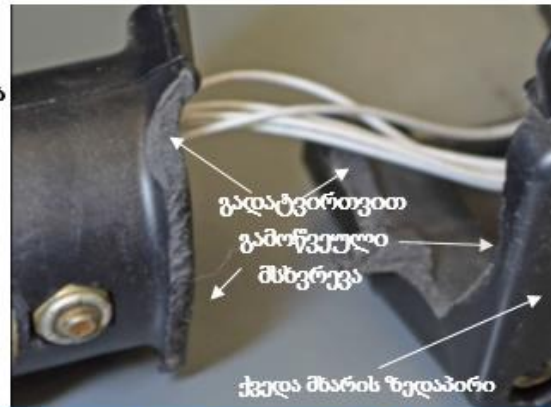
სურათი 10 : დაშლილი მთავარი რედუქტორის ხედი პლანეტარულ კბილანურ კვანძთან ერთად. ცენტრალურ კბილანის ერთ სექტორში შეინიშნებოდა ღერძული გაპრიალების კვალი. ნაპოვნი იქნა ნაკაწრები. ჩატარებულმა ლაბორატორიულმა კვლევამ ბზარების არსებობა ვერ გამოავლინა. სხვა რაიმე სახის ანომალია რედუქტორში არ შეინიშნებოდა.



ქვევით

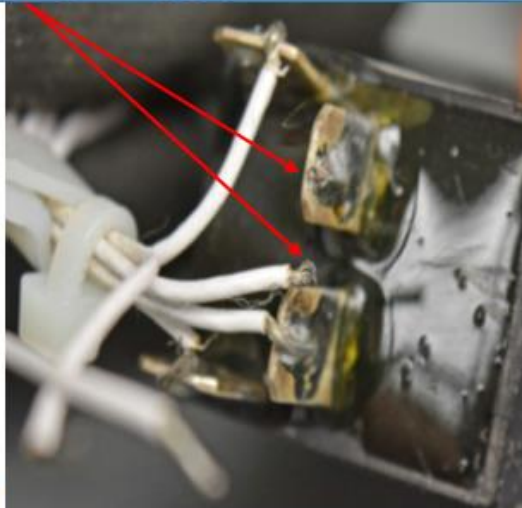
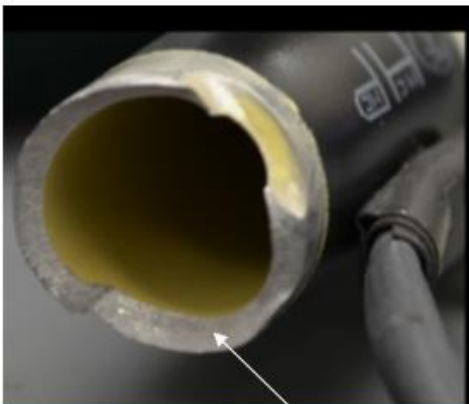
ზონა L-L

ზონა K-K **გადამრთველი "Idle" პოზიციაშია**



სადენი გაწყდა ლაბორატორიაში მაგიდაზე განმეორებითი დარტყმისას, გადამრთველი მუშაობს გამართულად

ზონა M-M



ბერკეტის ქვედა მხარის გატეხვის მიზეზი შეუჯახებისას წარმოქმნილი გადატვირთვაა

სურათი 11: ძრავის სიმბლავრის მართვის ბერკეტის ხედი. fly/idle გადამრთველი მუშაობს გამართულად, მას შემდეგაც კი, რაც ლაბორატორიაში შემოწმებისას გადამრთველის მაგიდაზე დარტყმისას სადენი მოწყდა კონტაქტიდან.

„Bell“-ის საინჟინრო ანალიზი

ჩატარებულ ლაბორატორიულ კვლევაში მონაწილეობა მიიღო „Bell“-ის დინამიკის ინჟინერმა, რომელიც მონაწილეობდა მოდელ „Bell-505“-ს სერტიფიცირების და მათ შორის ანტივიბრაციული სისტემის ვერტმფრენზე დამონტაჟების ღონისძიებებში. მის მიერ მოწოდებული იქნა ინფორმაცია ანტივიბრაციული დემპფერის ვერტმფრენზე დამონტაჟებისა და „Bell“-ს ინჟინრების მიერ „Bell-505“-ზე სერტიფიცირებისას ჩატარებული ღონისძიებების (შეემცირებინათ ვიბრაცია მფრინავის კაბინაში) შესახებ. მანამ სანამ ანტივიბრაციული დემპფერი იქნებოდა დაყენებული ვერტმფრენის კონსტრუქციაზე იმ მიზნით რომ შეემცირებინა მზიდი როტორის ვერტიკალური ვიბრაცია მისაღებ ღონემდე, მფრინავ გამომცდელებმა 533 საათის განმავლობაში უსართხოდ იფრინეს ვერტმფრენ „Bell- 505“-ზე. დინამიკის ინჟინერმა მოამზადა შემაჯამებელი ანგარიში სატესტო ფრენების განმავლობაში ჩატარებული დინამიკური სამუშაოების შესახებ, ასევე განხილვა იმ ფრენის შესახებ რომლის დროსაც საავიაციო შემთხვევა მოხდა. ამ ორივე საინჟინრო ანგარიშთან ერთად ასევე მოწოდებულ იქნა ამერიკული ვერტმფრენების საზოგადოების (AHS) 2017 წლის დოკუმენტი, ანტივიბრაციული დემპფერის ვერტმფრენ „Bell-505“-ს კონსტრუქციაზე დაყენების შესახებ.

დადგინდა, რომ ვერტმფრენზე რომელმაც განიცადა საავიაციო შემთხვევა, ანტივიბრაციული დემპფერის სავარაუდო მტყუნების ფაქტი (რომლის მტკიცებულებაც ვერ იქნა ნაპოვნი), მფრინავისთვის ვერტმფრენის მართვისას ვერ იქნებოდა ხელისშემშლელი ფაქტორი. ასევე საინჟინრო ანალიზის თანახმად, ანტივიბრაციული დემპფერის ჩამაგრების მხრების გატეხვა და შემაერთებელი ხიდის ჭანჭიკების დაზიანება თავსებადია დატვირთვასთან, რომელიც ვერტმფრენის მიწასთან შეჯახებამ გამოიწვია.

ანტივიბრაციული დემპფერის მარჯვენა მხრის შემაერთებელ ხიდზე დამაგრებული 2 ჭანჭიკის კუთხვილი(რეზბა) მოცვეთილია ვერტმფრენის მიწასთან შეჯახების შედეგად.

უსაფრთხოების ლითონის მავთულის გაწყვეტილი ნარჩენი ნაპოვნია ჭანჭიკზე დატანებულ ფოსოში, რაც ადასტურებს, რომ მავთულის გაწყვეტა მოხდა ერჯერადი ძლიერი დარტყმის შედეგად.

ასევე ანტივიბრაციული დემპფერის, მარჯვენა მხრის შემაერთებელ ხიდზე დამაგრებულ 2 რეზბამოცვეთილ ჭანჭიკზე, ანტივიბრაციული დემპფერის ჩამაგრების ფლანეცის შესაბამის ზედაპირზე, არ არსებობს მტკიცებულება იმისა, რომ რეზბის მოცვეთა მოხდა მოშვებული ქანჩების გამო.

ანტივიბრაციული დემპფერის ქვედა ნახევარის, ცენტრალური საყრდენის კონსტრუქცია დაზნარულია, უკანა შიდა დემპფერის ჩამაგრების მხრებთან შეერთების ადგილებში, როგორც მარჯვენა ასევე მარცხენა მხარეს, რაც გამოწვეულია მიწასთან შეჯახებით.

არ არსებობს მტკიცებულება იმისა, რაც დაადასტურებდა ანტივიბრაციული დემპფერის არასათანადო დამონტაჟებას ან არასათანადო ტექნიკურ მომსახურებას, რაც გამოიწვევდა მისი ფუნქციონირების შეზღუდვას.

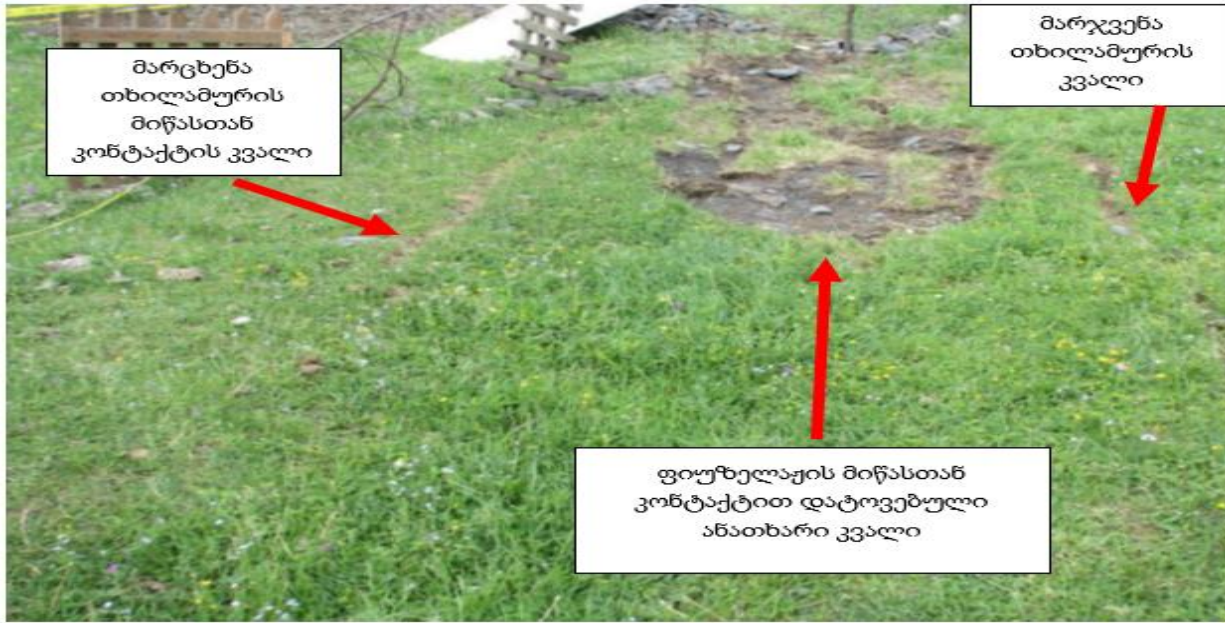
ძრავის სიმძლავრის მართვის ბერკეტზე დამონტაჟებული fly/Idle გადამრთველი შემოწმდა ელექტრული წრედის უწყვეტობაზე. გადამრთველი მუშაობს გამართულად.

„Bell“-ის საწვრთნელ აკადემიაში, საფრენოსნო საწვრთნელ სიმულატორზე განხორციელებული მოდელირებული ფრენა.

„Bell“-ის საწვრთნელი აკადემიის ტექნიკური უზრუნველყოფა, საფრენოსნო სიმულატორი და მფრინავ ინსტრუქტორი იქნა გამოყენებული, უშუალოდ საავიაციო შემთხვევის იდენტური ფრენის მოდელირების მიზნით.

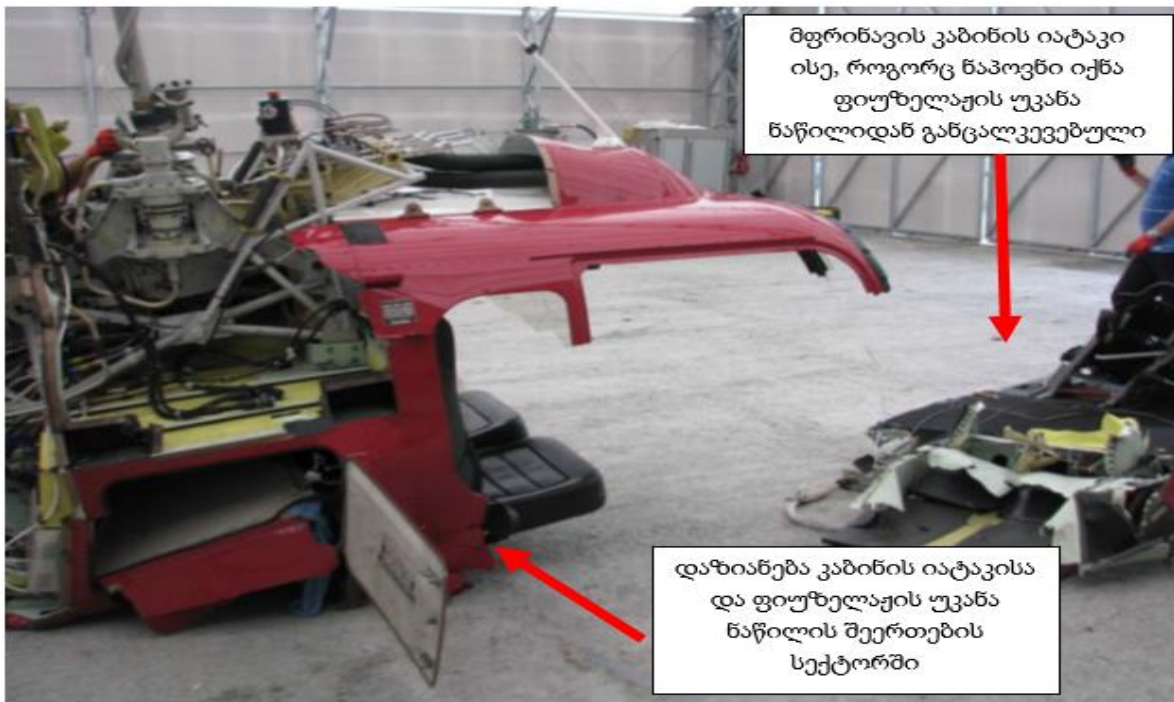
მფრინავი ინსტრუქტორის მიერ, საავიაციო შემთხვევის პროფილით, მსგავსი შემადგენლებიდან, მსგავსი ტექნიკური და საფრენოსნო მონაცემებით, შესრულდა ფრენა.

გაირკვა რომ მთავარი მზიდი როტორის სიმძლავრე მნიშვნელოვნად დავარდა-შემცირდა მას შემდეგ რაც გადამრთველი “Fly” პოზიციიდან გადართული იქნა „Idle“ პოზიციაზე და ძრავის სიმძლავრის მართვის ბერკეტი არ იქნა დაშვებული სრულად.



სურათი 1

ვერტმფრენის მიწასთან შეჯახებისას ფიუზელაჟის და შასის თხილამურების კვალი მიწის ზედაპირზე



სურათი 2. ფიუზელაჟის მარჯვენა მხარე, მფრინავის კაბინის იატაკი ფიუზელაჟის უკანა ნაწილთან განცალკევებულია



სურათი 3 მიწასთან ძლიერი შეჯახებით გამოწვეული დაზიანება ფერმის ქვედა ჩამაგრების ადგილას



სურათი 4

„Fly/Idle“ გადამრთველი ძრავის სიმძლავრის მართვის ბერკეტზე ნაპოვნი იქნა „Idle“ პოზიციაში.



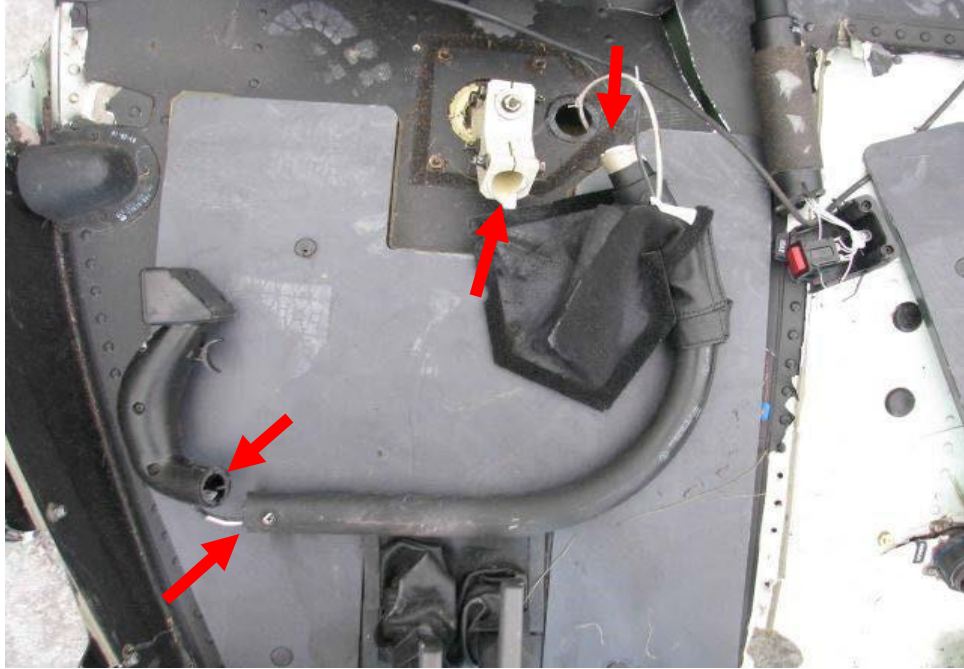
სურათი 5

ძრავის სელექტორი ნაპოვნის იქნა „Start/Run“ პოზიციაში



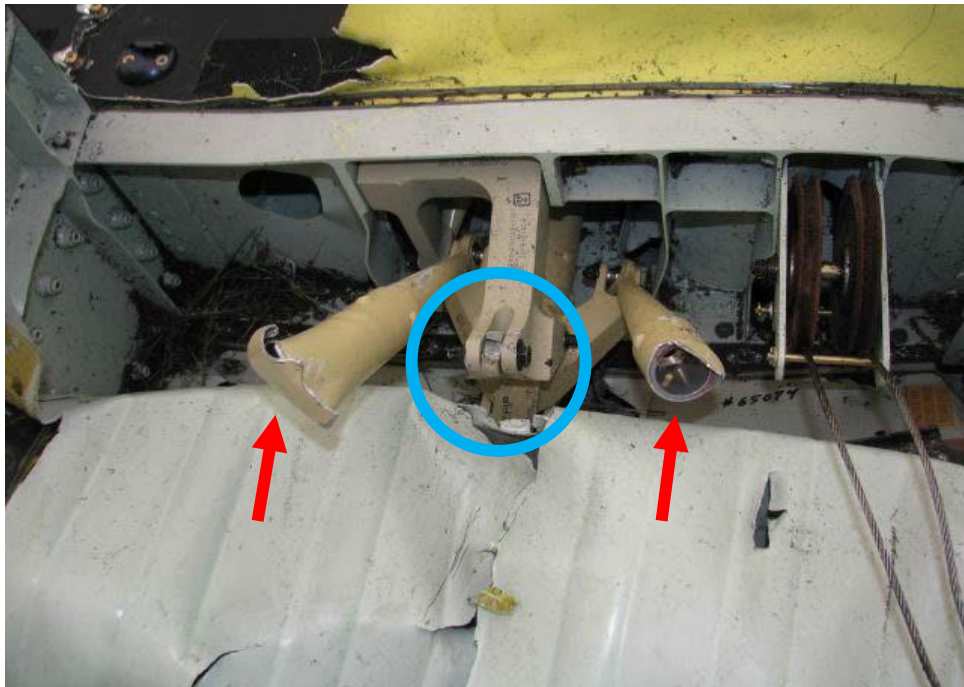
სურათი 6

დეფლექტორზე ნაპოვნის ჰიდრავლიკური სითხე . ჰიდრავლიკური რეზერვუარი დაუზიანებელია.



სურათი 7

ვერტმფრენის მართვის ბერკეტი გადატვირთვის გამო გატეხილია როგორც ფუძის, ასევე თავის ნაწილში (წითელი ისრები)



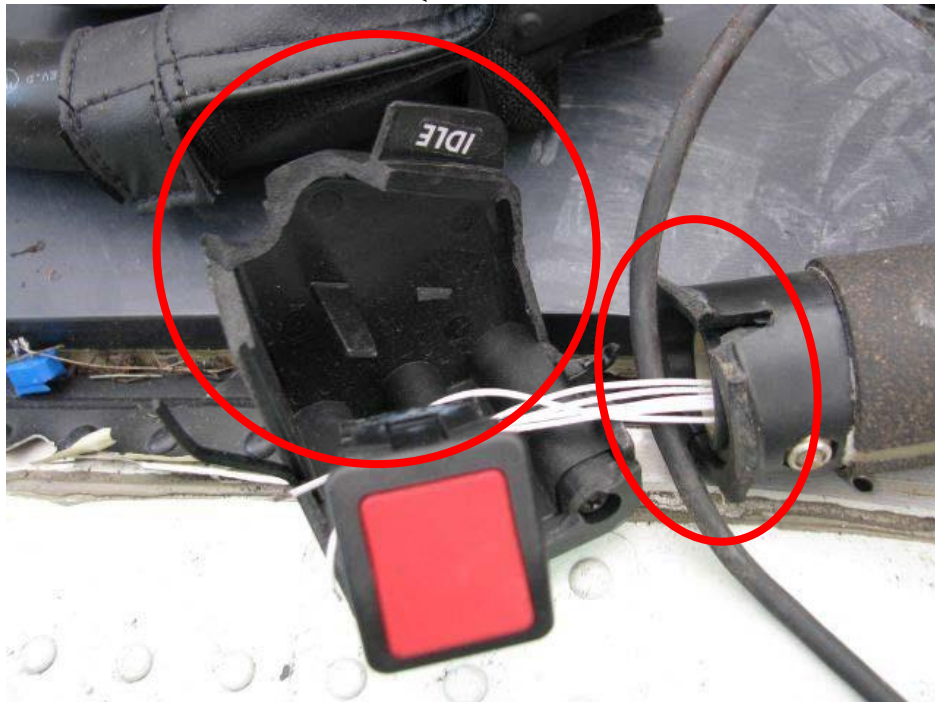
სურათი 8

ვერტმფრენის მართვის (წითელი) და ძრავის სიმძლავრის მართვის (ლურჯი) კონტროლის მილისეზი დამტკრეულია გადატვირთვის ძალების ზემოქმედებით



სურათი 9

ძრავის სიმძლავრის მართვის ბერკეტი გადატვირთვის ძალების გამო გადატეხილია ძირის მიდამოში.



სურათი 10

შეჯახებით გამოწვეული გადატვირთვის ძალების მოქმედებით გატეხილია ძრავის სიმძლავრის მართვის ბერკეტის თავის ნაწილიც



სურათი11

შეჯახების ძალით დაზიანებულია მიმართულების საჭის მართვის სატერფულები



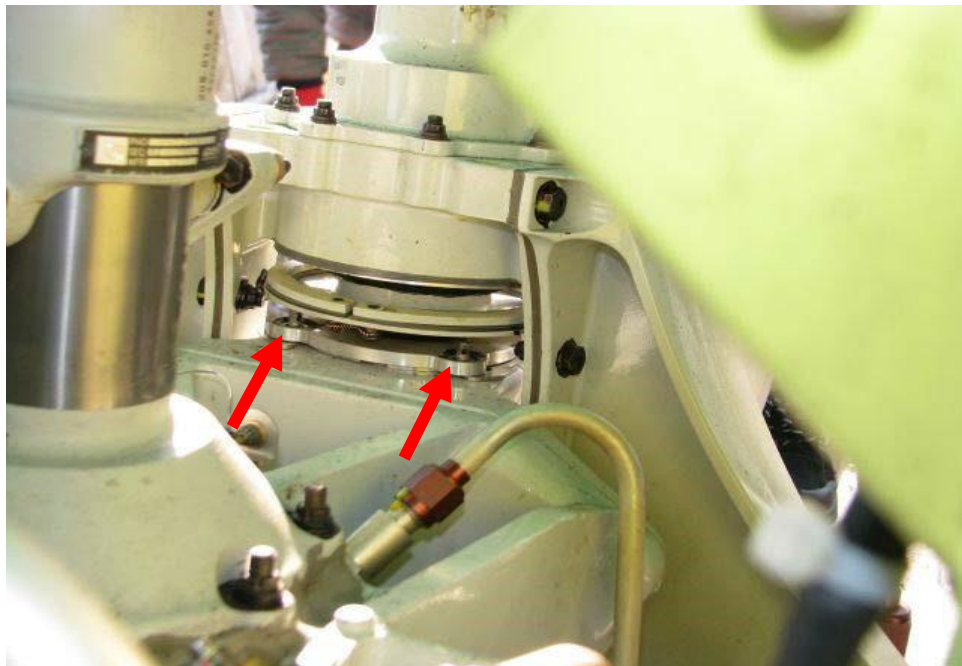
სურათი 12

კუდის ხრახნის კონტროლის გაწყვეტილი ლითონის ბაგირები, მათი გაწყვეტა გამოწვეულია შეჯახებისას მფრინავის კაბინის იატაკის და ფიუზელაჟის უკანა ნაწილის განცალკევებით.



სურათი 13

ანტივიბრაციული დემპფერის საყრდენი მხრის ჩამაგრების წერტილი ფერმულ სტრუქტურასთან დაუზიანებელია. დანარჩენი სამი ჩამაგრების წერტილიც დაუზიანებელია.



სურათი 14

ანტივიბრაციული დემპფერის მარჯვენა მხრის შემაერთებელ ხიდზე დამაგრებული ორი ჭანჭიკის კუთხვილი მოცვეთილია და ქანჩები დაკარგულია



სურათი 15

კუდის ხრახნის წამყვანი ლილვის ოთხი სექცია, რომელიც ვერტმფრენის კუდის ნაკვეთურშია მოთავსებული, შეჯახების ადგილიდან დაახლოებით 150 მეტრში იქნა ნაპოვნი, რაც გამოიწვეულია მთავარი ხრახნის ლაპოტის ვერტმფრენის კუდზე დარტყმით.



სურათი 16

კუდის ხრახნის ორივე ლაპოტს აღნიშნება შეჯახებით გამოწვეული დაზიანებები



სურათი 17

კუდის ხრახნის მორგვი დაუზიანებელია, დაუზიანებელია შეერთებები კუდის ხრახნის ლაპოტებთან და დახრის კუთხის ცვლილების ბმულებთან



სურათი 18

დაუზიანებელი მთავარი ხრახნის მორგევი ჩამაგრებული დარჩა მთავარი ღერძთან



სურათი 19

წითელი ფერით მონიშნული ლაპოტის მხარეს, გადახრის მექანიზმის მილისა გატეხილია შუა ნაწილში, რაც გამოწვეულია შეჯახებისას აღძრული გადატვირთვის ძალებით.



სურათი 20

თეთრი ფერით მონიშნული ლაპოტის გადახრის მექანიზმის მილისა მთავარ ღერძზე არის შემოხვეული, თუმცა ორივე ბოლოთია ჩამაგრებული და როგორც ზედა ასევე ქვედა ჩამაგრების წერტილები დაუზიანებელია



სურათი 21

შლიცებიანი ამძრავი საყელური განცალკევებული მდგომარეობაშია მასთან მოდებაში მყოფ მთავარი ღერძის შლიცებთან, რაც შეჯახების ძალით არის გამოწვეული



სურათი 22

საყელურის ორი ნახევრის ერთმანეთან დმაკავშირებელი ჭანჭიკებიდან ერთ-ერთი დაზიანებულია, მასზე დატანილი კუთხვილი ნაწილობრივ მოცვეთილია ხოლო ქანჩი დაკარგულია.



სურათი 23

თეთრი ფერის მზიდი როტორის ლაპოტი დაზიანებულია ფუძესთან ახლოს



სურათი 24

მზიდი როტორის თეთრი ფერის ლაპოტის გატეხვის ადგილი



სურათი 25.

წითელი საღებავის კვალი თეთრი ფერის ლაპოტის წინა მხარეს ემთხვევა ვერტმფრენის კუდის ფერს.



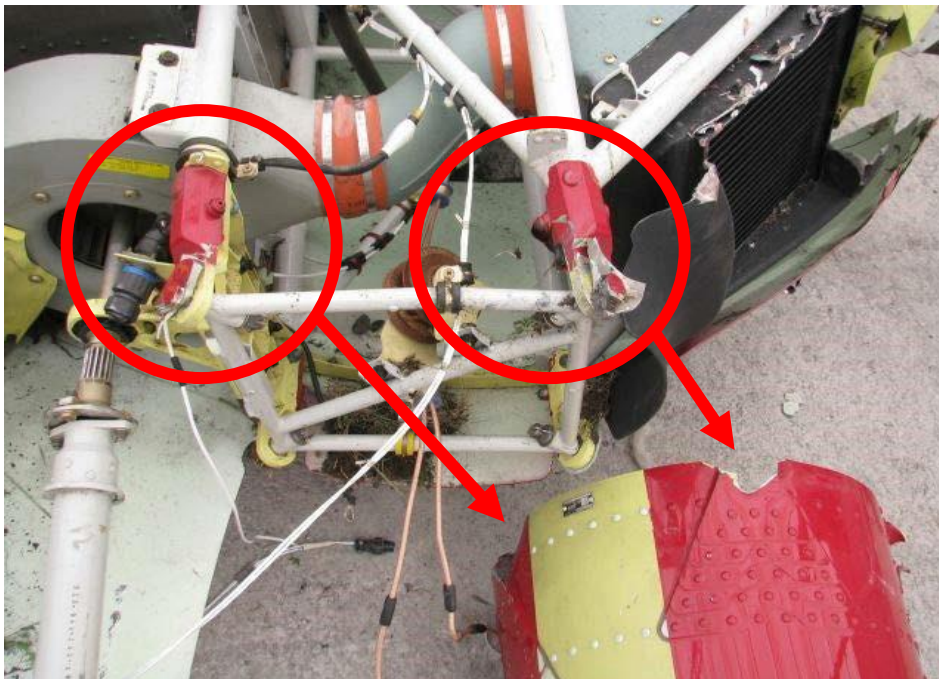
სურათი 26

წითელი ფერის მზიდი როტორის ლაპოტი შედარებით დაუზიანებელია



სურათი 27

მზიდი როტორის წითელი ფერის ლაპოტის წინა მხარის დაზიანებული ადგილის სპეციფიკა მოწმობს ლაპოტის კონტაქტს კუდის როტორის კონტროლის ბაგიერთან.



სურათი 28

შეჯახებით გამოწვეული დაზიანებები ფიუზელაჟის უკანა ნაწილის და ვერტმფრენის კუდის განცალკევების სექტორში



სურათი 29

ზოლური დარტყმის კვალი ვერტმფრენის კუდის მარცხენა მხარეს ადასტურებს მზიდი როტორის ლაპოტის ვერტმფრენის კუდზე დარტყმის ფაქტს.



სურათი 30

ვერტიკალურ სტაბილიზატორზე კუდის როტორის კონტროლის, ლითონის ბაგირთან კონტაქტით გამოწვეული დაზიანება და მიწის კვალი ქვედა ნაწილის გატეხილ ზედაპირებში.



სურათი 31

დამსხვრეული შასის კონსტრუქცია, შედარებით მეტადაა დაზიანებული მარჯვენა მხარე.



სურათი 32

მფრინავის კაბინის სავარძლები მარჯვენაა წანაცვლებული და მათი უკანა საყრდენები დამტვრეულია.



სურათი 33

ვერტმფრენის მფრინავის (წინა მარჯვენა) სავარძლის საყრდენის დაზიანება.



სურათი 34

მფრინავის მარცხენა გვერდითი სავარძლის საყრდენის დაზიანება.



სურათი 35

უკანა მარცხენა სავარძელის (რომელზეც მგზავრი იჯდა) საჯდომი ქვემოთაა გადატეხილი.



სურათი 36

მგზავრის (უკანა მარცხენა) სავარძლის წელის უსაფრთხოების ღვედი გადაჭრილია, როგორც მოხსენებულ იყო შემთხვევის ადგილზე მისული პირველი პირის მიერ.



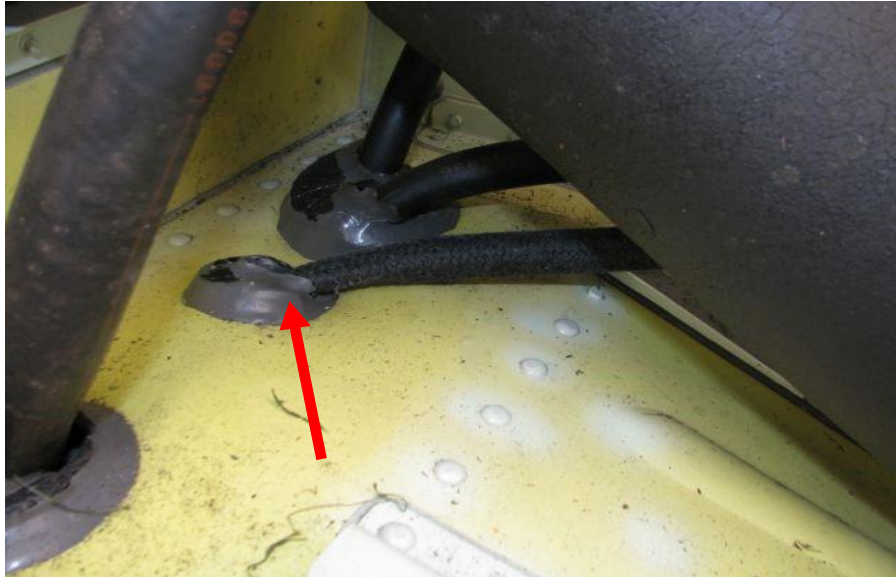
სურათი 37

საწვავის მიწოდების ავარიული ჩაკეტვის ბერკეტის სახელური ჩაკეტილ (გამოწეულ) მდგომარეობაში იყო, სახელურს დაზიანების კვალი არ აღენიშნება



სურათი 38

საწვავის ავარიული ჩაკეტვის სარქველი ჩაკეტულ მდგომარეობაში იქნა ნაპოვნი.



სურათი 39

საწვავის მილი ჩაკეცილ (გამავლობა იყო დახშული) მდგომარეობაში იყო იქ, სადაც ის ფიუზელაჟის უკანა ნაწილის ტიხარზე 90° კუთხით უხვევს.



სურათი 40

საწვავის მილი მოხსნილი იქნა, დახშობის სექტორი აღმოჩნდა მილის 90°-ით მობრუნების ადგილას.



სურათი 41

მოხდა საწვავის მილის გადაჭრა დახშობის წერტილში და აღმოჩნდა, რომ მილის შიგნითა პლასტმასის შრე ჩაკეცილ მდგომარეობაში იყო.

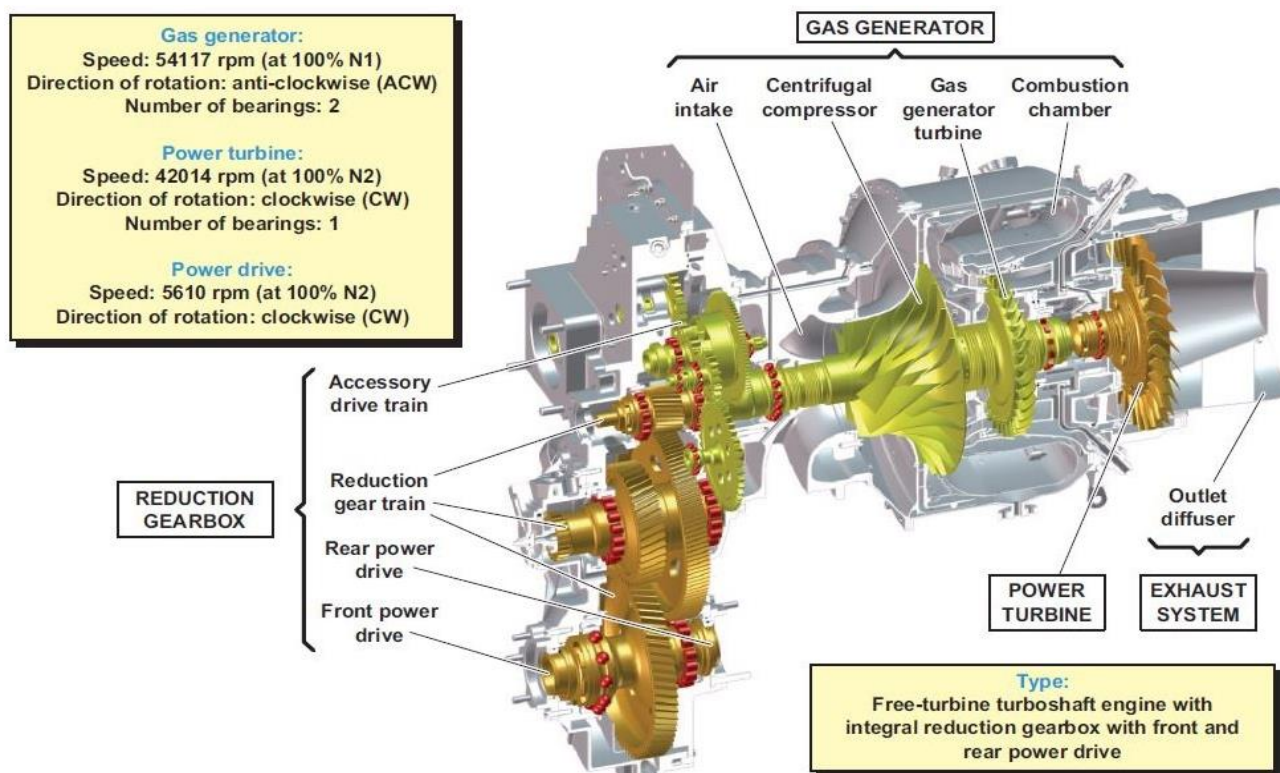


სურათი 42

მოდული 01 ელექტრო-მაგნიტურ სარქველზე ნაპოვნი მცირე ზომის მეტალის ნატეხები (წითელი ისარი).

ექსპერტიზა ძრავზე

Arrius 2R არის ტურბოხრახნული ძრავი ერთსაფეხურიანი კომპრესორით, უკუდინების წრიული წვის კამერით, ერთსაფეხურიანი მაღალი წნევის ტურბინით და რედუქტორით 5834 ბრ.წ. 104% თავისუფალი ტურბინის რეიტინგით, რომელის მუშა რეიტინგი Bell 505 ტიპის ვერტმფრენისთვის არის (100% თავისუფალი ტურბინის მუშა ნომინალური რეიტინგია 5610 ბრ.წ.)



ჩატარდა ძრავის როგორც ვიზუალური ასევე ბოროსკოპული შემოწმება დემონტაჟის გარეშე. შემდგომი ექსპერტიზისთვის მოხსნილი იქნა შემდეგი კომპონენტები:

- საწვავისა და ზეთის ფილტრები. დაილუქა შემდგომი ექსპერტიზისთვის.
- ძრავის ორი ელექტრო-მაგნიტური სარქველი. დაყენდა თავის ადგილზე შემოწმების შემდეგ.

- ძრავის მარცხენა მხრის მაალებელი და გამშვები მფრქვევანა. შემოწმების შემდეგ დაყენდა თავის ადგილზე.
- ჰაერმიმღების ორივე ტუჩი და ბადეები. დაყენდა თავის ადგილზე.
- ძრავის ელექტრონული მართვის ბლოკი (EECU). დაილუქა შემდგომი ექსპერტიზისთვის.
- ბოროსკოპული შემოწმებისათვის განკუთვნილი ხვრელის სარქველი ძრავის მარცხენა მხარეს, წვის კამერის სექტორში. ექსპერტიზის შემდეგ დაყენდა თავის ადგილას.

➤ **მოდული 01. გადაცემათა კოლოფი.**

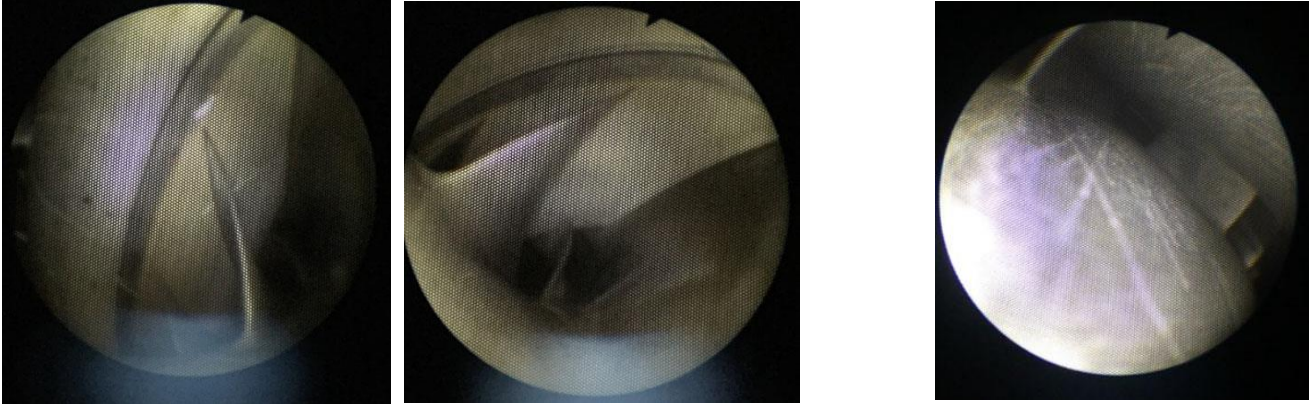
გადაცემათა კოლოფი მუშაობს ნორმალურად, რადგან შემოწმების შემდეგ გამოჩნდა, რომ თავისუფალი ტურბინის ლილვი ჩვეულებრივ გადასცემს მბრუნავ მომენტს, როგორც ძირითადი როტორის ასევე კუდის როტორის ლილვებს.

ექსპერტიზის მოცემულ ეტაპზე შეუძლებელია მთლიანად შემოწმდეს მოდულ 01 დაზიანებების ხარისხი. შესაძლო მტკიცებულებების შენარჩუნების მიზნით გადაწყდა, მოდულ 01-ს მომდევნო ექსპერტიზამდე აღარ მოხსნილიყო სხვა დეტალები.

➤ **მოდული 02. ჰაერმიმღები და კომპრესორი:**

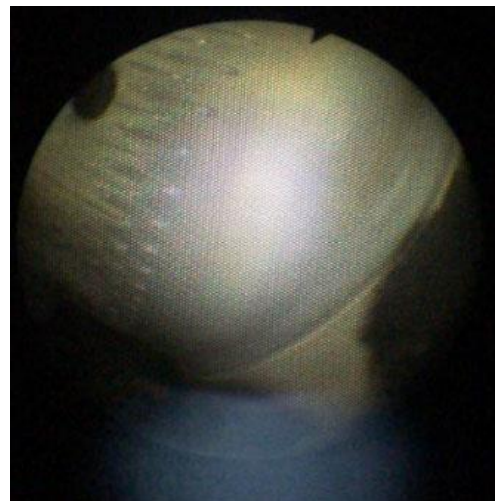
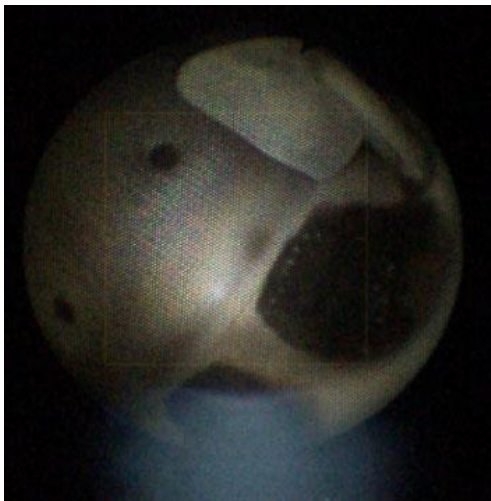
ჰაერმიმღებისა და კომპრესორის შესამოწმებლად ჩატარდა ბოროსკოპული ექსპერტიზა. ჰაერმიმღებისა და კომპრესორის ფრთებზე ვიზუალური ნაკაწრები, ეროზია და უცხო ობიექტებით მიყენებული დაზიანებები არ შეინიშნება.

ფერების სხვაობა ნორმალურია, ცენტრაფუგის დიფუზორის ფრთებზე შემოწმების სექტორში ვიზუალური ნაკაწრები და დაზიანებები არ აღინიშნება.



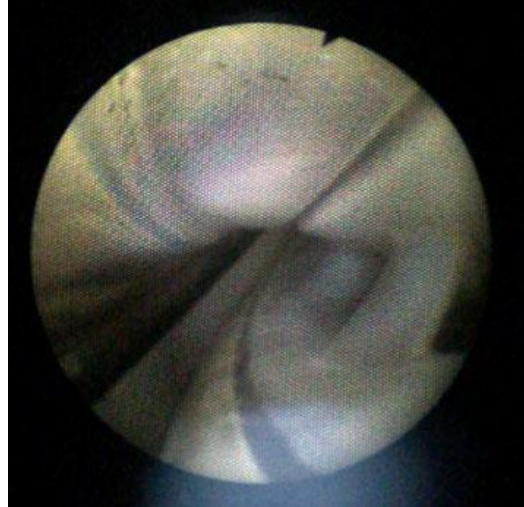
➤ მოდული 02. წვის კამერა:

წვის კამერა შემოწმდა ბოროსკოპულად კარგ მდგომარეობაშია, დაზიანების კვალი არ შეინიშნება.



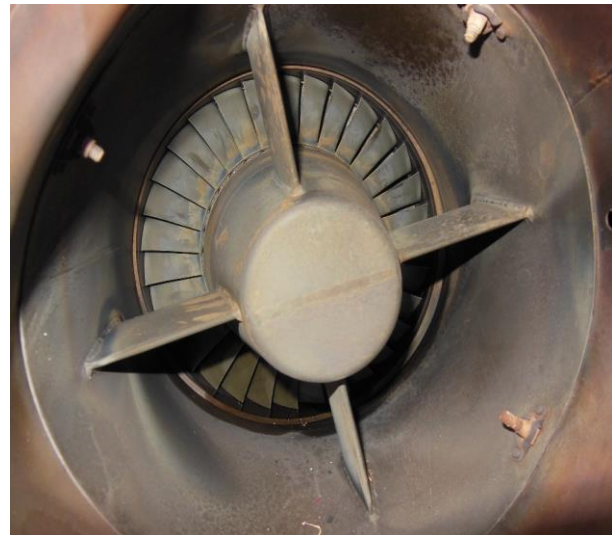
➤ მოდული 02. მაღალი წნევის ტურბინა:

ბოროსკოპულმა კვლევამ აჩვენა რომ მაღალი წნევის ტურბინის მიმმართველი კარგ მდგომარეობაშია, შემოწმებულ სექტორებში დაზიანება ვერ იქნა ნაპოვნი. ტურბინის ფრთები შემოწმება ვერ მოხერხდა.



➤ მოდული 02. ძალური ტურბინა:

ძალური ტურბინის მიმმართველი ფრთები ინსპექტირების სექტორში კარგ მდგომარეობაშია, ვიზუალური დაზიანებების გარეშე, ისევე როგორც ძალური ტურბინის ფრთები. სითხის მცირე კვალი აღინიშნებოდა შემონაკერის ქვედა ნაწილში.



➤ ძრავის გამონაბოლქვის მილი:

ძრავის გამონაბოლქვის მილი საავიაციო შემთხვევისას მიწასთან შეჯახების შედეგად დეფორმირებულია.

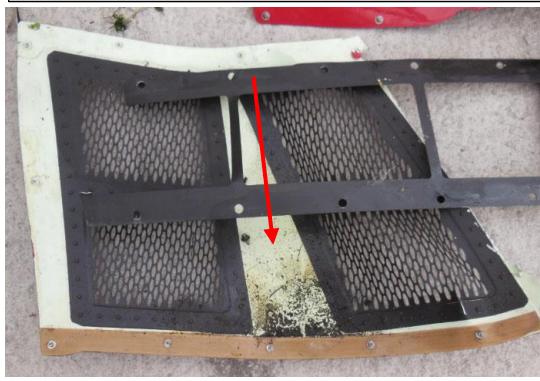


➤ ძრავის შეზეთვისა და საწვავით მომარაგების სისტემები:

ძრავის შეზეთვის სისტემა.

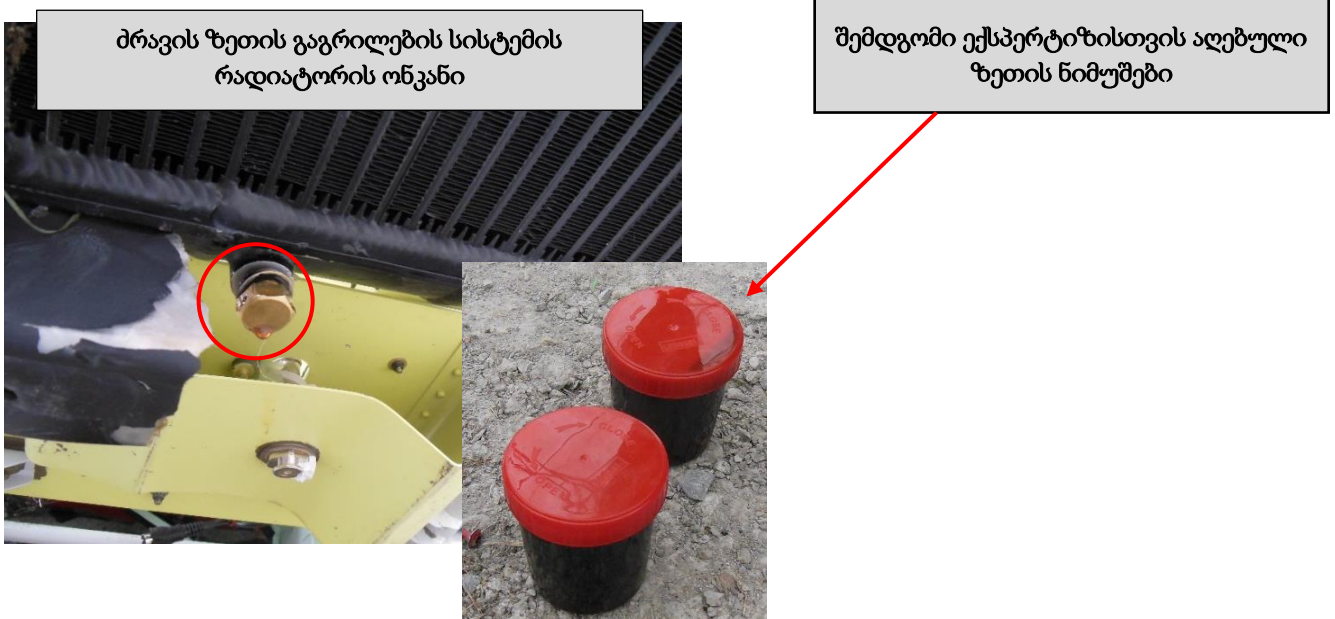
- ზეთის ავზი ცარიელია.
- ზეთის დაღვრის კვალი იქნა ნაპოვნი ჰაერის დეფლექტორზე.
- მოხსნილი იქნა ზეთის ფილტრი.

ზეთის დაღვრის კვალი დეფლექტორზე



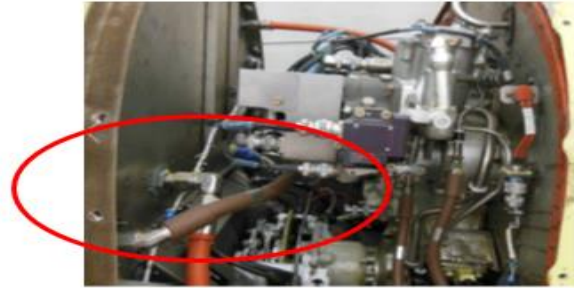
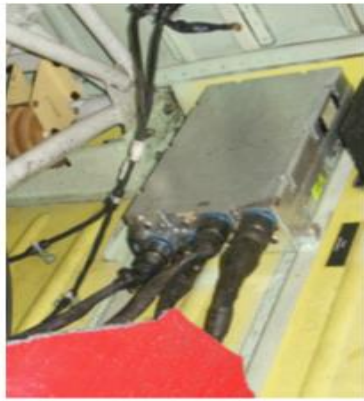
შემოწმების დროს ზეთის ავზი ცარიელ მდგომარეობაში იყო.

- ძრავის შეზეთვის სისტემის სხვა ელემენტებზე და მილებზე სხვა რაიმე დაზიანება არ შეინიშნება.
- შემდგომი ექსპერტიზისთვის ზეთის ნიმუში აღებული იქნა ძრავის ზეთის გაგრილების სისტემის აგრეგატიდან.

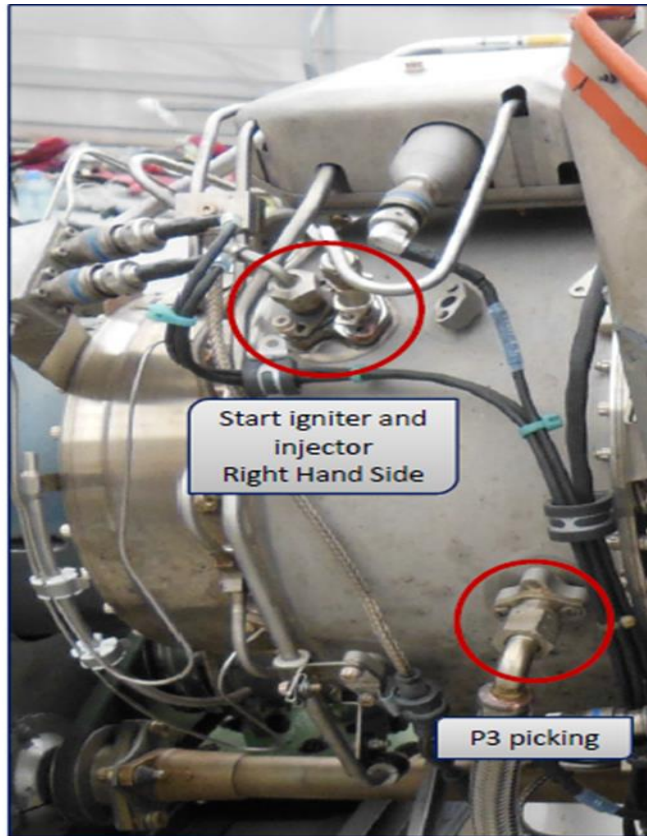
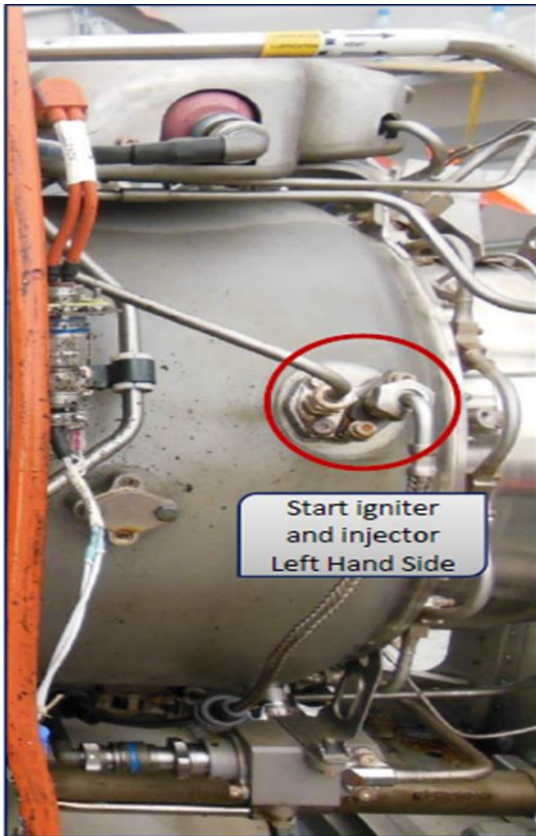


სადენები, მილები და ელექტრო მაერთებლები:

- საწვავი: შემოწმდა საწვავის მილები თბოიზოლაციის ტიხრიდან HMU-დე, ვიზუალური დათვალიერებით დაზიანება არ შეინიშნება.
- სადენები, მილები და ელექტრო მაერთებლები: რაიმე სახის სპეციფიკური დაზიანების კვალი მათზე ვერ იქნა ნაპოვნი, განსაკუთრებით შემოწმდა EECU-ს შემაერთებლები - აღმოჩნდა სუფთა მდგომარეობაში.

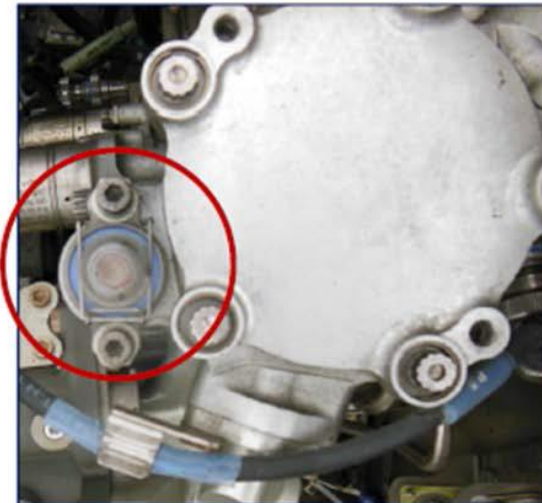


შემოწმებული იქნა აალების სისტემის დეტალები (მაალებლები, მილები და შემაერთებლები): რაიმე სახის სპეციფიკური დაზიანება არ აღმოჩენილა.



ფილტრები და ინდიკატორები

- მოიხსნა საწვავის ფილტრი, რომელზეც ერთ წერტილში შიდა პერიმეტრზე შეინიშნება ჟანგის კვალი. სხვა რაიმე სახის ჭუჭყის ან მნიშვნელოვანი უცხო ნაწილაკების კვალი ვიზუალური დათვალიერების შედეგად არ აღმოჩენილა. საწვავის ფილტრი დაილუქა და შენახული იქნა შემდგომ ექსპერტიზაზე გადასაგზავნად.
- საწვავის ფილტრის ბლოკირების ინდიკატორი გააქტიურებული არ არის

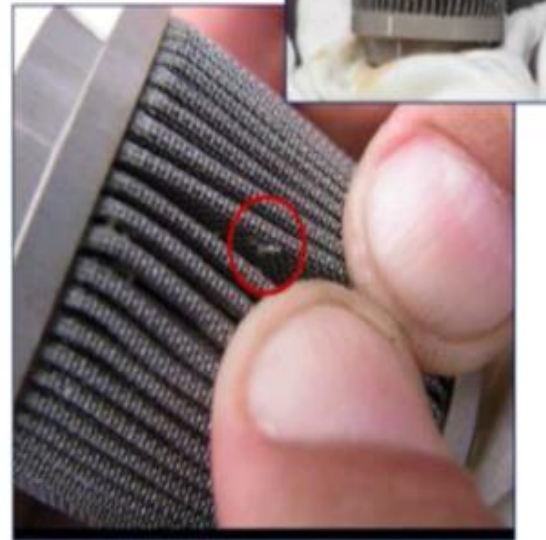


-ზეთის ფილტრი

-მოიხსნა ზეთის ფილტრი და დათვალიერდა ვიზუალურად, ნაპოვნი იქნა მეტალის პატარა ნაწილაკი.

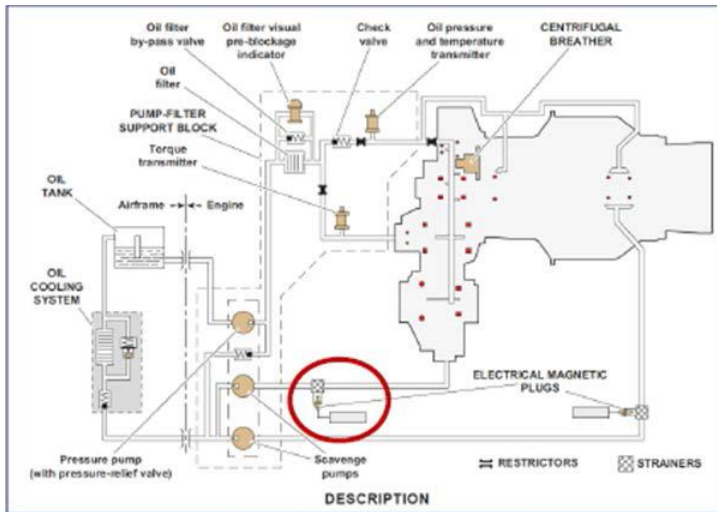
-ზეთის სისტემის წინასწარი ბლოკირების ინდიკატორი არ არის გააქტიურებული

-ზეთის სისტემის წინასწარი ბლოკირების ინდიკატორი არ არის გააქტიურებული



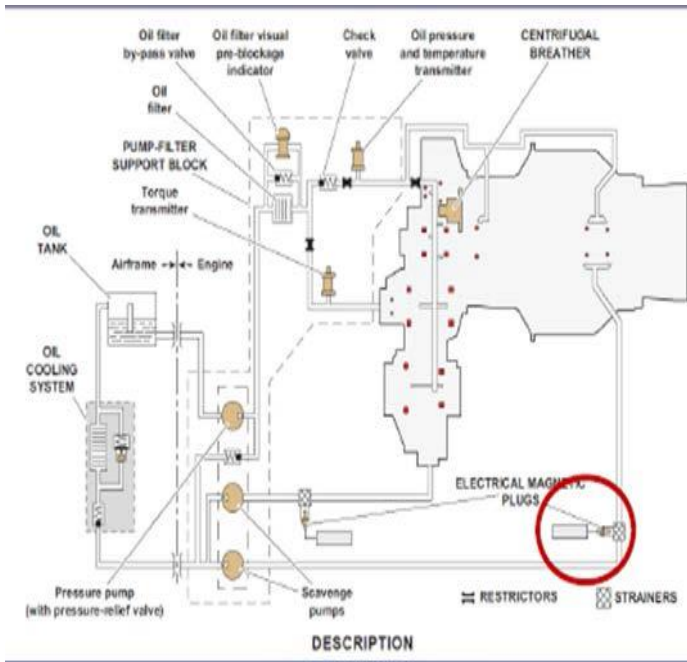
ელექრო-მაგნიტური სარქველები: მოდული 1 გადატუმბვის ხაზი

ელექრო-მაგნიტური სარქველის კორპუსის მაგნიტურ ნაწილში ნაპოვნი იქნა მეტალის სამი პატარა ზომის დეტალი (საკისრის სალტის დამჭერის მოტეხილი ნაწილი)



ელექრო-მაგნიტური სარქველები: მოდული 2 გადატუმბვის ხაზი

მოდული 2-ის ელექტრო-მაგნიტური სარქველი ნაპოვნი იქნა სუფთა მდგომარეობაში.

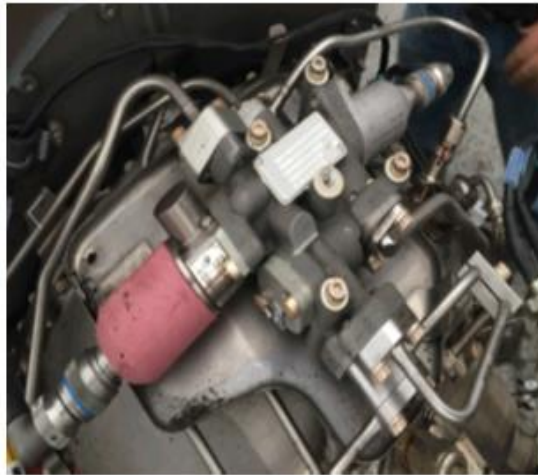


ძირითადი მოწყობილობები

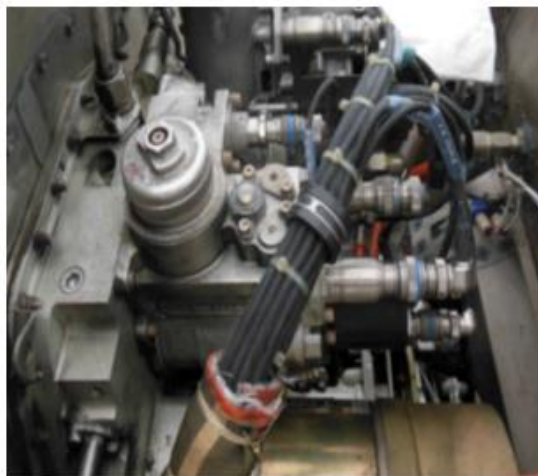
- შემოწმებული იქნა ჰიდრომექანიკური მადოზირებელი სისტემა (HMU) (შეიცავს საწვავის ტუმბოებსაც): ვიზუალური დათვალიერებით დაზიანება არ შეინიშნება.



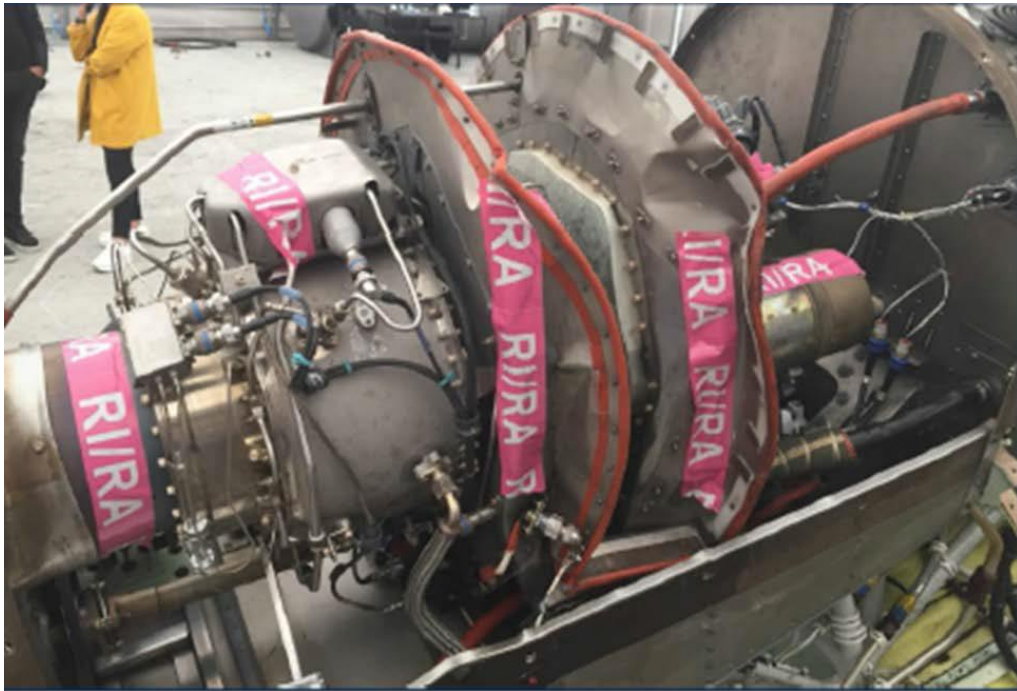
- შემოწმდა საწვავის სარქველების კომპლექტი: დაზიანება ვერ იქნა ნაპოვნი.



- ძრავის შეზეთვის სისტემის ტუმბოსა და ფილტრის მხარდაჭერის ბლოკზე დაზიანება არ შეინიშნება.



ექსპერტიზის დასასრულს, იქ მყოფი ექსპერტებისა და კრიმინალური პოლიციის წარმომადგენლების ზედამხედველობის ქვეშ მოხდა ძრავის დალუქვა.



ძრავის ექსპერტიზის შედეგად აღმოჩენილი იქნა საკისრის სალტის დამჭერის ტიპის, მეტალის ნატეხები ძრავის ქვედა ელექტრო-მაგნიტურ სარქველზე (იხილეთ სურათი 42), თუმცა ძრავის უკანა ელექტრო-მაგნიტურ სარქველზე (ნაპოვნი იქნა სუფთა მდგომარეობაში) არ აღმოჩნდა მსგავსი ტიპის მეტალის ნაწილები.

შემოწმებამ აჩვენა რომ, როგორც ჰაერის ასევე ძალური ტურბინები (Ng;Np) ხელით თავისუფლად ბრუნავდნენ.

მოგვიანებით, კომპანია „ავიატორი“-ს პერსონალის მიერ მოხდა ძრავის დემონტაჟი და გამზადება საფრანგეთში ვერტმფრენის ძრავის დამამზადებელ ქარხანაში „Safran Helicopter Engines“ გასაგზავნად, სადაც ჩატარდა ძრავის, მისი მბრუნავი ნაწილების, მაგნიტური საცობების და მალელებების შემოწმება ტესტირება. ასევე განხორციელდა გადაცემათა კოლოფის მოხსნა (მოდული M01) შემდეგში მისი გახსნა და კბილანური გადაცემის მდგომარეობის შემოწმება.

აბრევიატურები

EMP : electrical magnetic plug - ელექტრო-მაგნიტური სარქველი

FH/fh : flight hours - ფრენის საათები

P/N : part number - ნაწილის ნომერი

RPM : revolutions per minute - ბრუნვათა რიცხვი წუთში

S/N : serial number - სერიული ნომერი

T41 : combustion chamber exit's temperature - აირის ტემპერატურა წვის კამერის გამოსასვლელთან

T45 : turbine outlet temperature - აირის ტემპერატურა ტურბინის გამოსასვლელთან

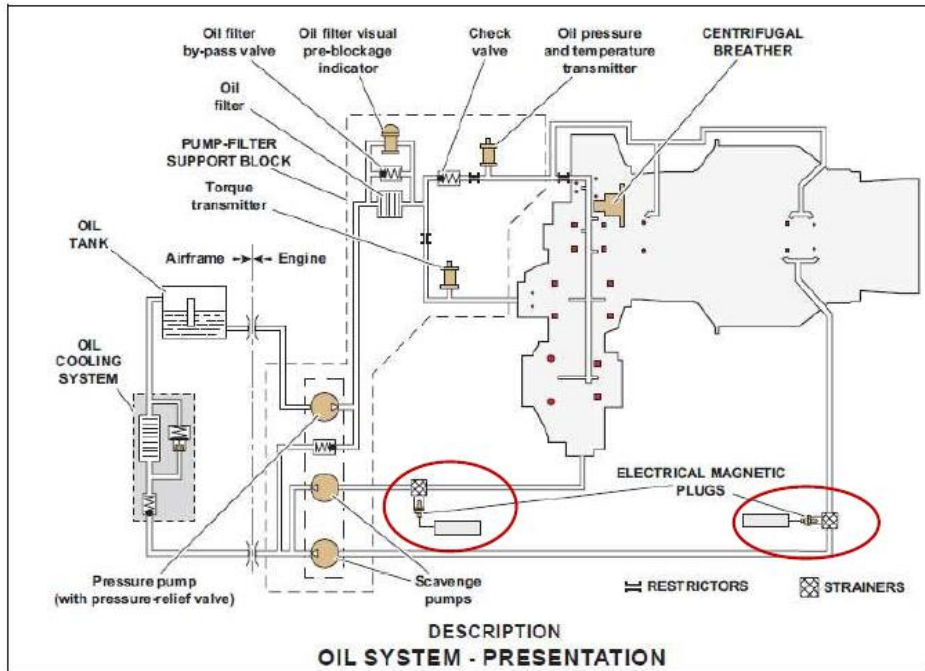
HMU : hydromechanical metering unit - ჰიდრომექანიკური მადლოზირებელი ხელსაწყო

TSN/TSO : time since new/time since overhaul - დრო ექსპლუატაციის დაწყებიდან / დრო კაპიტალური რემონტიდან



სურათი 4: ძრავა დამონტაჟდა სამუშაო სტენდზე

ელექტრო მაგნიტური სარქველების აღწერა



სქემა 1: ძრავ „arrius 2R“-ის შეზეთვის სისტემა და ორივე ელექტრო-მაგნიტური სარქველი

ელექტრო-მაგნიტური სარქველები (EMP) იზიდავს და ინარჩუნებს მეტალის ნაწილაკებს თუ ისინი მოხვდნენ ძრავის შეზეთვის სისტემაში, ასევე ნაწილაკების აღმოჩენისას უზრუნველყოფს შეტყობინების გაგზავნას მფრინავის კაბინაში. სარქველები განლაგებულია თითოეული მოდულის გადამტუმბ ხაზში: M01 და M02.

თითოეული ელექტრო-მაგნიტური სარქველი შედგება მაგნიტური ზონდისგან, რომელიც შედგება ორი ნაწილისგან, ნაწილები ერთმანეთისაგან გამოყოფილია იზოლატორით (საიზოლაციო, დიელექტრიკური მასალა). ეს ორი ნაწილი იზიდავს და ინარჩუნებს მეტალის ნაწილაკებს, რომელიც, თუ საკმარისი რაოდენობით არის, ქმნის ხიდს იზოლატორზე და ამრიგად უზრუნველყოფს ელექტრული წრედის შეკვრას და ელექტრო სადენებით მფრინავის კაბინაში გადაცემა გამაფრთხილებელი CAS (Crew Alerting System) სიგნალი, რომელიც გამოჩნდება მფრინავის მონიტორზე.

ელექტრომაგნიტური სარქველების შემოწმება

საავიაციო შემთხვევის ადგილზე ჩატარებული ექსპერტიზის დროს მოდული M01-ში მდებარე ელექტრო-მაგნიტურ სარქველზე ნაპოვნი იქნა მეტალის პატარა ნაწილაკები. გარდა ამისა, ავიონიკიდან მიღებული მონაცემების გამოკვლევის პროცესში, დადგინდა, რომ ავიონიკის მიერ არ არის დაფიქსირებული „CAS“ შეტყობინება მაგნიტური ნაწილაკების აღმოჩენის შესახებ. ამიტომ საჭირო იყო Arrius 2R S / N 50065 მოდულ M01 და M02-ის ელექტრო მაგნიტური სარქველების ფუნქციონალური შემოწმება, ერთიდაიგივე პროტოკოლით.

ეს ტესტი ემყარებოდა რეზისტენტული დენის გაზომვას სამ სხვადასხვა კონფიგურაციაში. იგი შესრულდა სპეციალური ხელსაწყოთა საშუალებით, სადაც შესაძლებელი იყო მულტიმეტრული მოწყობილობის ჩართვა.

ელექტრული წრედის უწყვეტობის ტესტი უშუალოდ ელექტრო მაგნიტური სარქველის კაბინასთან დამაკავშირებელი სადენების გავლით.

- ელექტრული წრედის უწყვეტობის ტესტი ელექტრო-მაგნიტური სარქველის მოხსნის შემდეგ
- ელექტრული წრედის უწყვეტობის ტესტი ელექტრო-მაგნიტური სარქველის ორ განცალკევებულ ნაწილს შორის

ეს პროტოკოლი პირველად დადასტურდა სხვა ელექტრო მაგნიტური სარქველზე ჩატარებული ტესტირებით, რის შემდეგაც იქნა გამოყენებული აღნიშნული ელექტრო მაგნიტური სარქველების ტესტირებისას.

ელექტრული წრედის უწყვეტობის ტესტი უშუალოდ ელექტრო მაგნიტური სარქველის კაბინასთან დამაკავშირებელი სადენების გავლით.

ორივე მოდულის ელექტრო-მაგნიტური სარქველის რეზისტენტული მნიშვნელობები გაზომვისას შეადგენდა 60kΩ. რაც ნიშნავს რომ წრედი იყო ღია და მაგნიტური ნაწილაკი ვერ იქნა აღმოჩენილი.

შესაბამისად, ამ კონფიგურაციაში ელექტრო-მაგნიტური სარქველის მიერ არ შეიძლებოდა მომხდარიყო მაგნიტური ნაწილაკის აღმოჩენა. ეს რეზულტატი ასევე ხსნის იმ ფაქტს, თუ რატომ არ დაფიქსირდა უკანასკნელი ფრენის დროს, ელექტრო-მაგნიტურ სარქველზე მაგნიტური ნაწილაკების არსებობა.



სურათი 5: მოდულ 01-ის ელექტრო-მაგნიტური სარქველის ავიონიკასთან დამაკავშირებელი სადენების ელექტრული წრედის უწყვეტობაზე ტესტირება



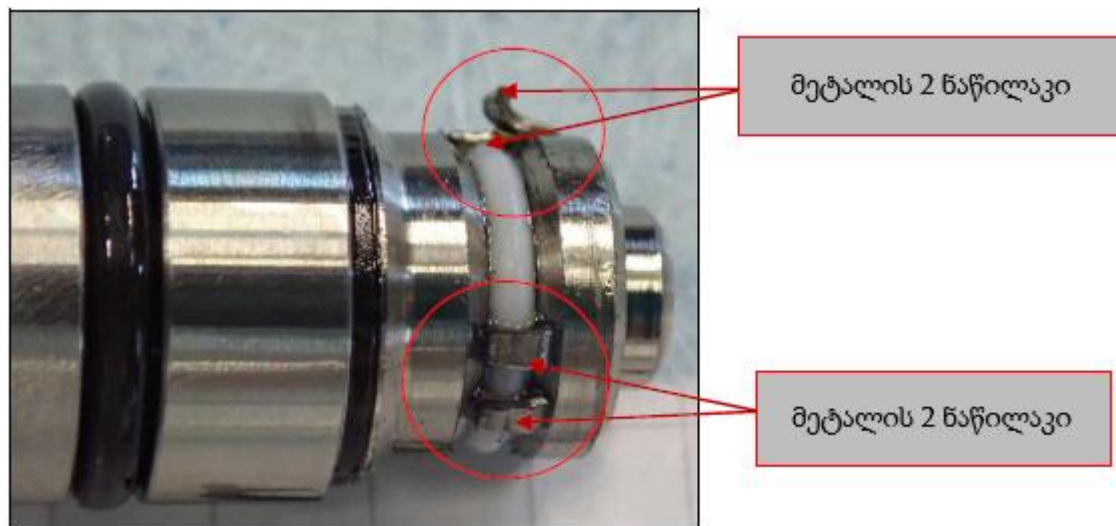
სურათი 6: მოდულ 02-ის ელექტრო-მაგნიტური სარქველის სადენების ელექტრული წრედის უწყვეტობაზე ტესტირება

ელექტრული წრედის უწყვეტობის ტესტი ელექტრო-მაგნიტური სარქველის მოხსნის შემდეგ

მოდული 01-ის ელექტრო-მაგნიტური სარქველი მოხსნილი იქნა პრავიდან და მასზე ორ განცალკევებულ ნაწილს შორის მიკრული აღმოჩნდა 4 ერთეული საკისრის სალტის დამჭერის მოტეხილი ნაწილი



სურათი 7: მოდულ 01-ის ელექტრო-მაგნიტური სარქველი მეტალის ნაწილაკებითურთ.



სურათი 8: მოდულ 01-ის ელექტრო-მაგნიტური სარქველი მეტალის 4 ნაწილაკებითურთ.

ჩატარდა ელექტრული უწყვეტობის ტესტი მაგნიტურ სარქველზე ნაპოვნი მეტალის ნაწილაკებით იგივე პოზიციაში, როგორც დაფიქსირდა აღმოჩენისას. წინააღმდეგობის გაზომილმა მაჩვენებელმა (60kOhm) დაადასტურა, რომ მეტალის ნაწილაკები ასეთ პოზიციაში ვერ კრავენ წრედს ელექტრო-მაგნიტური სარქველის ორ მაგნიტურ ნაწილს შორის.

ეს რეზულტატი ასევე ხსნის იმ ფაქტს, თუ რატომ არ დაფიქსირდა უკანასკნელი ფრენის დროს, ელექტრო-მაგნიტურ სარქველზე მაგნიტური ნაწილაკების არსებობა.

შემდეგ ძრავიდან მოიხსნა მოდული 02-ის ელექტრო-მაგნიტური სარქველი. მას შემდეგ რაც დადგინდა, რომ აღნიშნულ ელექტრო-მაგნიტურ სარქველს არ ქონდა დაჭერილი მეტალის ნაწილაკები, ჩატარდა ტესტი ელექტრულ უწყვეტობაზე: წინააღმდეგობის გაზომილი მნიშვნელობა (60 კ.ომი) ადასტურებს, რომ სარქველი ფუნქციონირებდა მოთხოვნის შესაბამისად.



სურათი 9: მოდული 02-ის ელექტრო-მაგნიტური სარქველი სუფთაა.

ელექტრული წრედის უწყვეტობის ტესტი ელექტრომაგნიტური სარქველის ორ განცალკევებულ ნაწილს შორის

ორივე მოდულის ელექტრო-მაგნიტურ სარქველებზე ჩატარებული ბოლო ტესტისას, სარქველის ორ მაგნიტურ ნაწილს შორის განზრახ მოხდა ელექტრული კონტაქტის დამყარება.

თავდაპირველად, ელექტრო-მაგნიტური სარქველის ფუნქციონირების შემოწმება მოხდა წინასწარ განსაზღვრული მეტალის დეტალის საშუალებით.

შემოწმებისას ნაჩვენებმა (10 Ohms)-ზე ნაკლებმა წინაღობამ აჩვენა, რომ წრედი შეიკრა სარქველების ორ მაგნიტურ ნაწილს შორის რაც ადასტურებს რომ ორივე სარქველი ფუნქციონირებდა მოთხოვნების შესაბამისად.

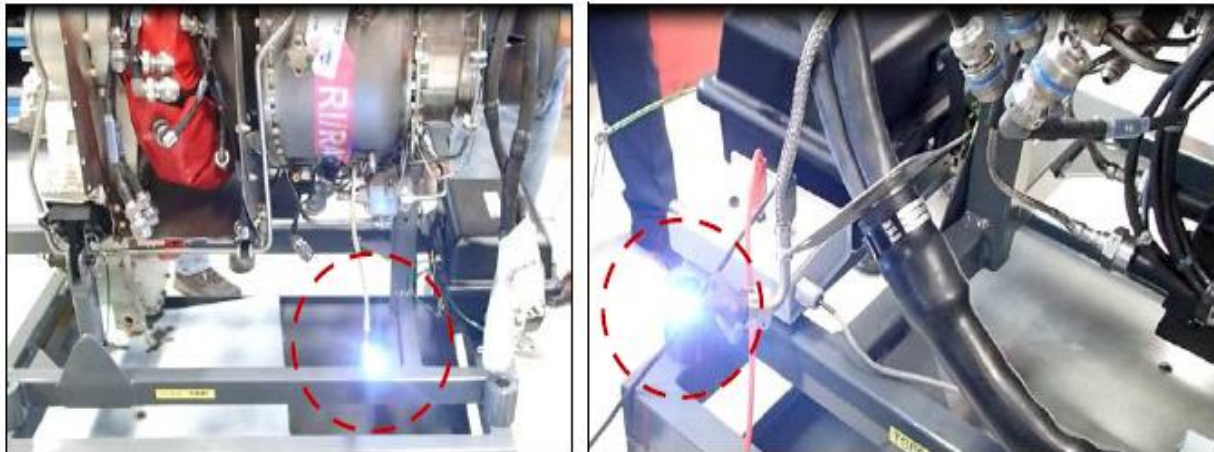


სურათი 10: მოდულის M01-ს ელექტრო-მაგნიტური სარქველის ორ მაგნიტურ ნაწილს შორის განზრახ წრედის შეკვრა, მეტალის დეტალით - სარქველზე ისევ მიკრულია ნაპოვნი მეტალის ნაწილაკები.

შემდეგ ჩატარდა შემოწმება კონკრეტულად მოდულ 01-ის ელექტრო-მაგნიტურ სარქველზე, იგი შესრულდა უშუალოდ პასუხისმგებელი მომკვლევის („IIC“) მიერ, რომელიც თითებით უზიძგებდა ნაპოვნ მეტალის ნაწილაკებს მანამ, სანამ ელექტრული კონტაქტი (წრედის შეკვრა) არ დადასტურდებოდა ტესტერის საშუალებით.

გამშვები მაალებლების შემოწმება

გამშვები მაალებლებზე მოთხოვნილის შესაბამისად („პასუხისმგებელი მომკვლევის“ მიერ) განხორციელებული მოკვლევისას, ორივე მაალებელი ნაპოვნი იქნა გამართულ მდგომარეობაში.



სურათები 11 და 12 : მარჯვენა და მარცხენა მხრის მაალებლების ტესტირება

ძრავის შეფასება

ძრავის შეფასება მოხდა Arrius-ის სპეციალისტის მიერ ჩვეულებრივი სარემონტო კრიტერიუმების გათვალისწინებით.

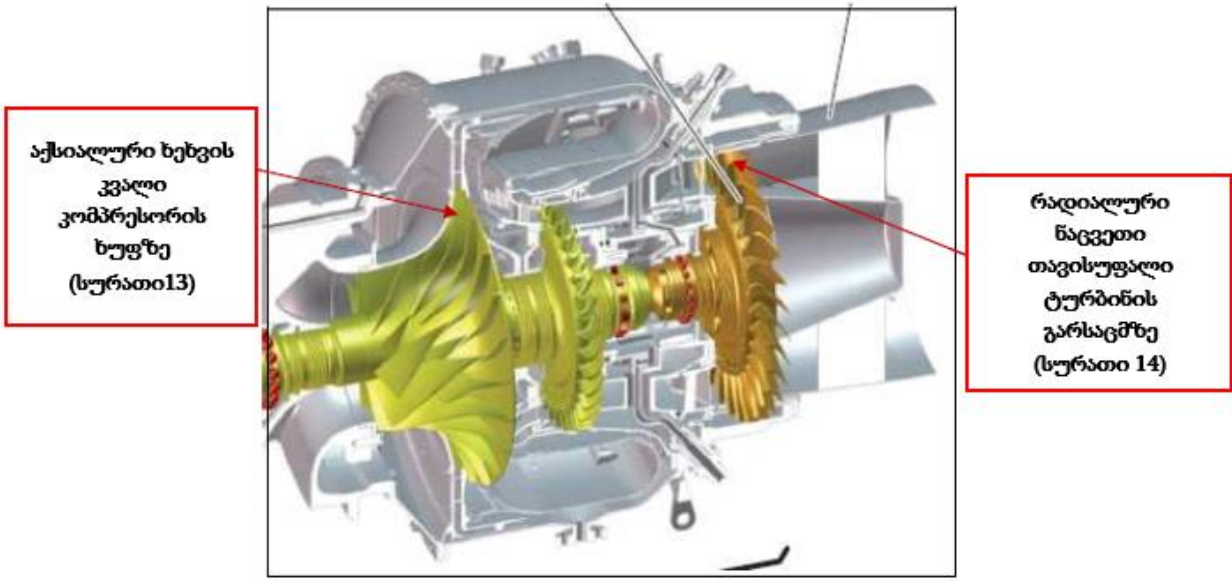
ორივე N1 და N2 ლილვების მდორედ და თავისუფლად დატრიალებისას რაიმე უჩვეულო ხმაური არ გამოვლენილა.

ძრავის ყველა საფეხურის დეტალურმა ბოროსკოპულმა კვლევამ, მსგავსად შემთხვევის ადგილზე ჩატარებული ანალოგიური სახის კვლევისა ცხადყო, რომ ძრავის შიდა დეტალები ვიზუალურად კარგ მდგომარეობაში იყო, მიუხედავად ამისა დამატებით ნაპოვნი იქნა ორი ახალი გარემოება:

- აქსიალური ნახები (დერძული ნაცვეთი) კვალი კომპრესორის ხუფზე, ფრთიანი მუშა თვალის უკანა პირთან.
- რადიალური ნაცვეთი თავისუფალი ტურბინის გარსაცმზე.

ხახუნის შედეგად გამოწვეული აღნიშნული ორი კვალი შემთხვევის ადგილზე ჩატარებული ექსპერტიზისას არ დაფიქსირებულა. ისინი არ მიეკუთვნება მნიშვნელოვან დაზიანებებს: აღნიშნული შეუმჩნეველი დაზიანებები გამოწვეულია დაბალი ენერჯის მოდებით ლილვზე მათი წარმოქმნის მომენტში.

გამომდინარე იქედან რომ ექსპერტიზის დროს აღარ ხდებოდა დაზიანებების არეში მყოფი ზედაპირების ერთმანეთთან შეხება, შეგვიძლია ვივარაუდოთ რომ ისინი წარმოქმნილია ვერტმფრენის მიწასთან შეჯახების მომენტში.



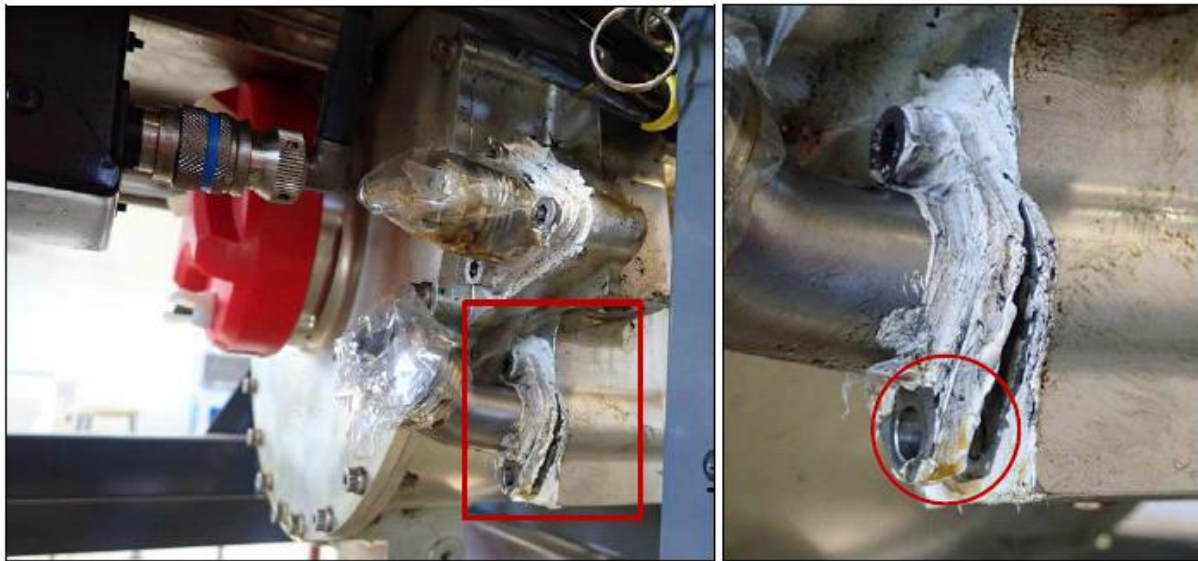


სურათი 13: კვალი კომპრესორის ხუფზე, მბრუნავი მუშა თვლის უკანა პირის სექტორში (წითელი მართკუთხედი)



სურათი 14: დაზიანების კვალი თავისუფალი ტურბინის გარსაცმზე (წითელი მართკუთხედი)

როგორც ვიზუალურმა დათვალიერებამ აჩვენა ძრავის მოდულ 01-ს ზეთით მომარაგების ხაზის აგრეგატების მთლიანობა დარღვეულია, ზეთის ავზთან დამაკავშირებელი მილტუჩის ორიდან ერთერთი ჭანჭიკი დაკარგულია. ამით შეიძლება აიხსნას, რატომ იქნა ნაპოვნი შემთხვევის ადგილზე ცარიელი ზეთის ავზი. მსგავსი სახის დაზიანება გამოსწორებადია, პერსპექტივაში - ძრავის საცდელი გაშვების შემთხვევაში.



სურათები 15 და 16: მოდული 01-ის ზეთით მომარაგების ხაზის მთლიანობა დარღვეულია და ჭანჭიკი არის დაკარგული.

ვიზუალური დათვალიერება ჩაუტარდა ზეთის ტუმბოს, რომელიც მოგვიანებით იქნა მოხსნილი: დაზიანება ვერ იქნა ნაპოვნი.

შეფასების ამ შედეგების მიხედვით, Safran Helicopter Engines-ის წარმომადგენლების ასევე მოკვლევის ბიუროს და ექსპერტიზაში მონაწილე სხვა ექსპერტების მიერ დადგინდა რომ შეფასების ამ შედეგების მიხედვით შესაძლებელია ძრავის საცდელი გაშვება სტენდზე, მაგრამ მოკვლევაზე

პასუხისმგებელი პირის (IIC) მხრიდან მოთხოვნილი იქნა ძრავის მოდული 01 გახსნა და დეტალური შესწავლა საცდელი გაშვების ნაცვლად.

მოდული 01-ს დემონტაჟი

მოკვლევაზე პასუხისმგებელი პირის (IIC) მოთხოვნის თანახმად ძრავის შეფასების შემდეგ გახსნილი იქნა მოდული M01.

ზეთის ნიმუშები და ზეთის ფილტრაცია.

ეს ღონისძიება მოთხოვნილი იქნა მოკვლევაზე პასუხისმგებელი პირის (IIC) მხრიდან ექსპერტიზის მსვლელობისას.

მანამ სანამ მოდულ 01-ზე რაიმე სახის სამუშაოები ჩატარდებოდა გადაცემათა კოლოფიდან ამოღებული ზეთი გაფილტრული იქნა მასში ნაწილაკების არსებობის შემოწმების მიზნით.

ამ ფილტრაციის შედეგად არ გამოვლენილა რაიმე სახის მნიშვნელოვანი და არც დამატებითი ინფორმაცია.



სურათი 17: გადაცემათა კოლოფიდან ამოღებული ძეთის გაფილტვრა.

„HMU“-ს (ჰიდრომექანიკური მადოზირებელი მოწყობილობა)
დემონტაჟი

„HMU“ მოხსნილი იქნა მოდულ 01-დან. პოზიციონირების ღერო ადგენს HMU-ს კუთხის პოზიციას მოდულ M01-ის კორპუსზე. ღეროს კორპუსთან ჩამაგრების სექტორში შეინიშნება მცირე დაზიანების კვალი. დაზიანების სპეციფიკა თავსებადია შეჯახების მომენტში აღძრულ გადატვირთვის ძალებთან. სხვა რაიმე სახის დაზიანება აღნშნულ სექტორში არ აღმოჩენილა.



სურათი 18: პოზიციონირების ღერო, დაზიანების სექტორი.



სურათი 19: პოზიციონირების ღეროს სექტორში დაზიანების (ოვალიზაცია) ტიპი.

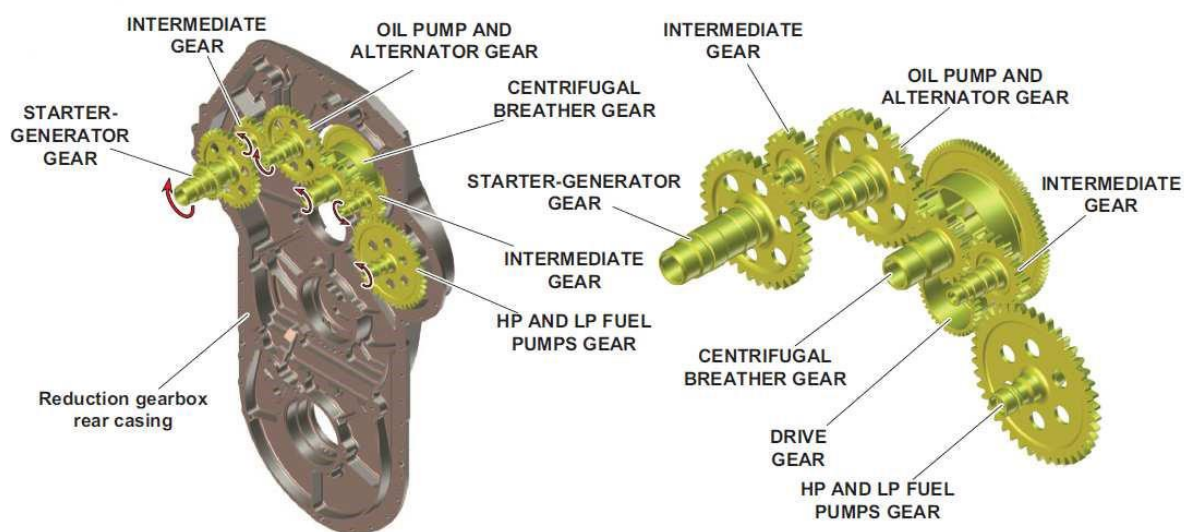
იმის დასადასტურებლად, რომ HMU-ს ლილვს რედუქტორისაგან და განსაკუთრებით შუალედური კბილანასგან მბრუნავი მომენტი სათანადოდ გადაეცემოდა, შესრულებულ იქნა გადაცემათა კოლოფის მექანიკური უწყვეტობის შემოწმება. შემოწმებისას, მდორე და თავისუფალი დატრიალების დროს რაიმე სახის უჩვეულო ხმა არ დაფიქსირებულა.



სურათი 20: გადაცემათა კოლოფის მექანიკური უწყვეტობის ტესტი.

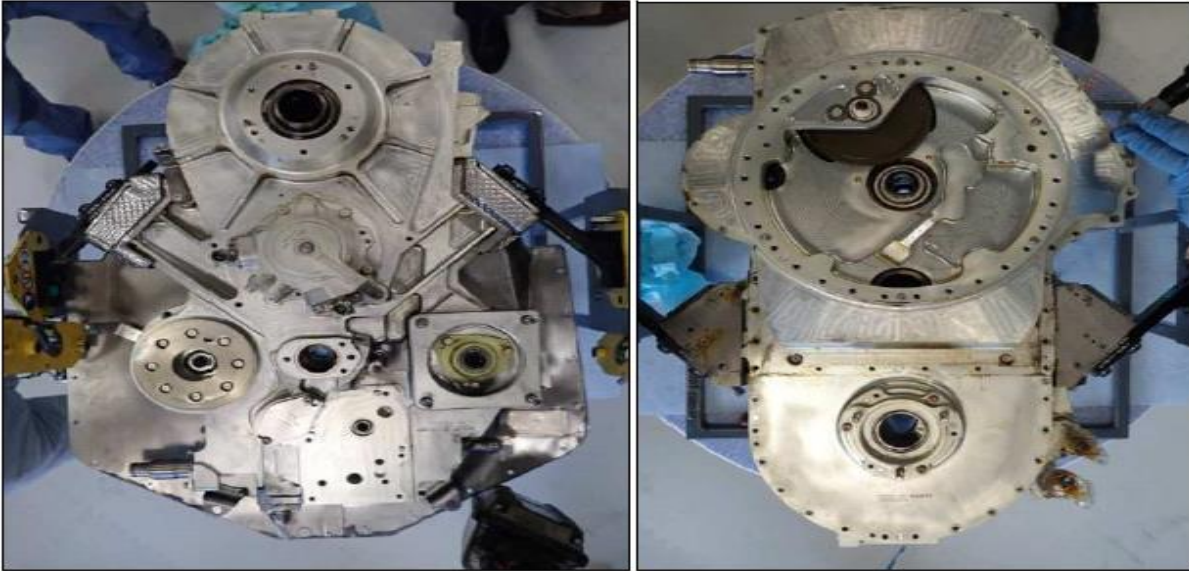
გდაცემათა კოლოფის შემოწმება

მას შემდეგ რაც მოდულ 01-ის ელექტრო-მაგნიტურ სარქველზე აღმოჩენილი იქნა მეტალის ნაწილაკები, მსგავსი შემთხვევების პრაქტიკიდან გამომდინარე მიღებული იქნა გადაწყვეტილება, შემოწმებულიყო კბილანური გადაცემის აგრეგატი მათზე ხილული დაზიანებების აღმოჩენის და აღმოჩენილი მეტალის ნაწილაკების წარმოშობის დადგენის მიზნით.



სქემა 2: კბილანური გადაცემის დეტალები.

პირველი ღონისძიება მოიცავს მოდულ 01-ის დემონტაჟს და გახსნას

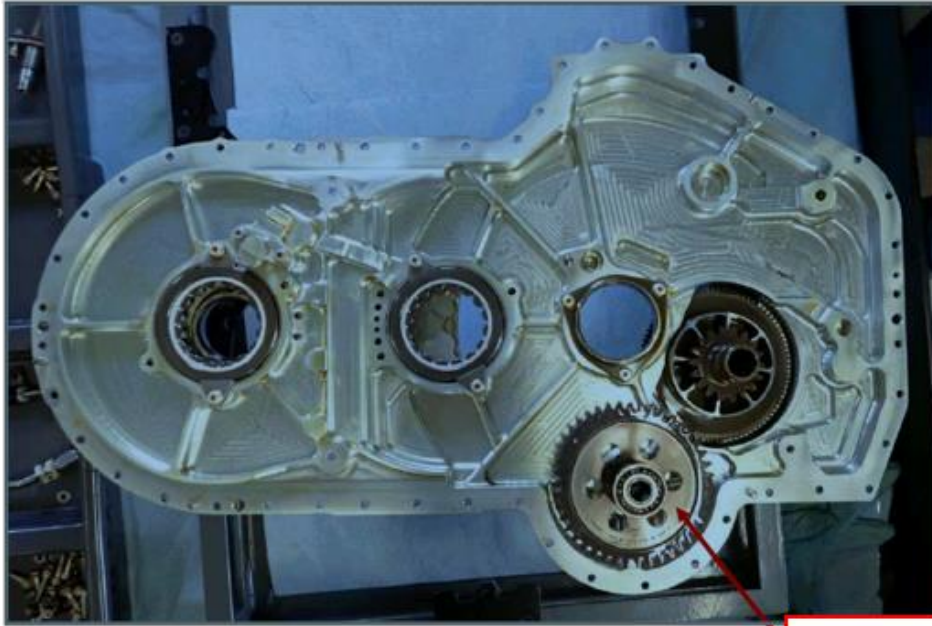


სურათები 21 და 22: მოდული 01-ის წინა და უკანა მხარეები.



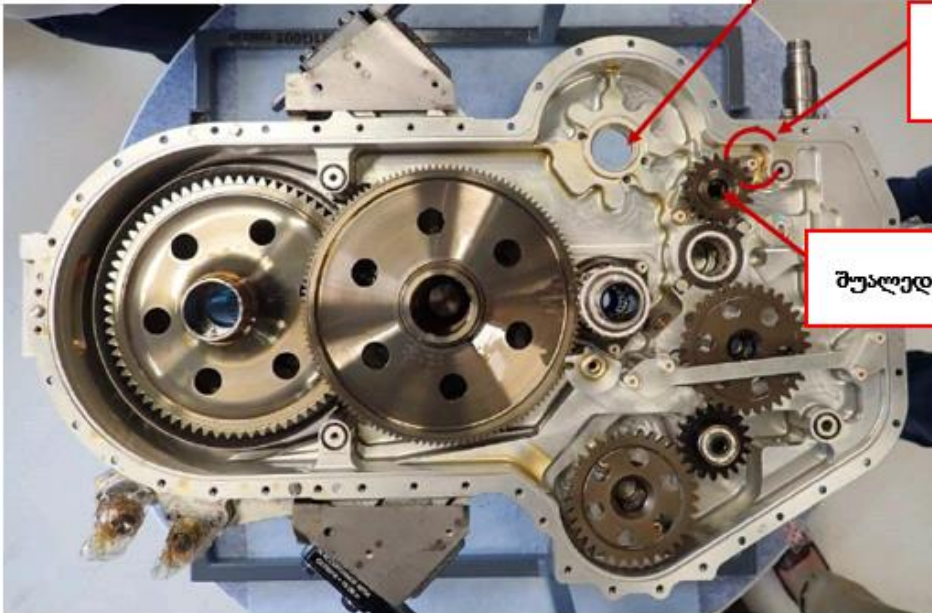
სურათი 23: მოდული 01-ის გახსნა

მოხდა კბილანური გადაცემის დეტალების ვიზუალური დათვალიერება, მას შემდეგ რაც მოიხსნა მოდულ M01-ის წინა ხუფი. დეტალებზე რაიმე დაზიანება ვიზუალურად არ შეინიშნებოდა. საკისრის სალტის მოტეხილი დამჭერები ნაპოვნი იქნა „HMU“-ს შუალედური კბილანის ერთერთ ფოსოში.



სურათი 24: მოდულ 01-ს კბილანები, უკანა ხუფის წინა მხარე.

„HMU“-ს კბილანა



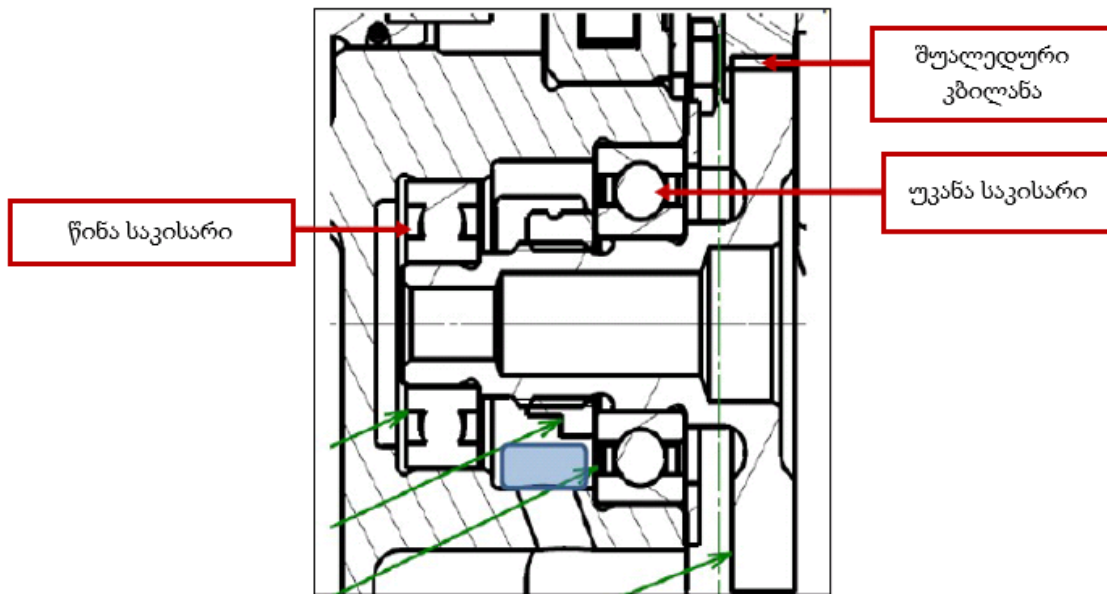
მეტალის
ნაწილაკების
მდებარეობა

შუალედური კბილანა(HMU)

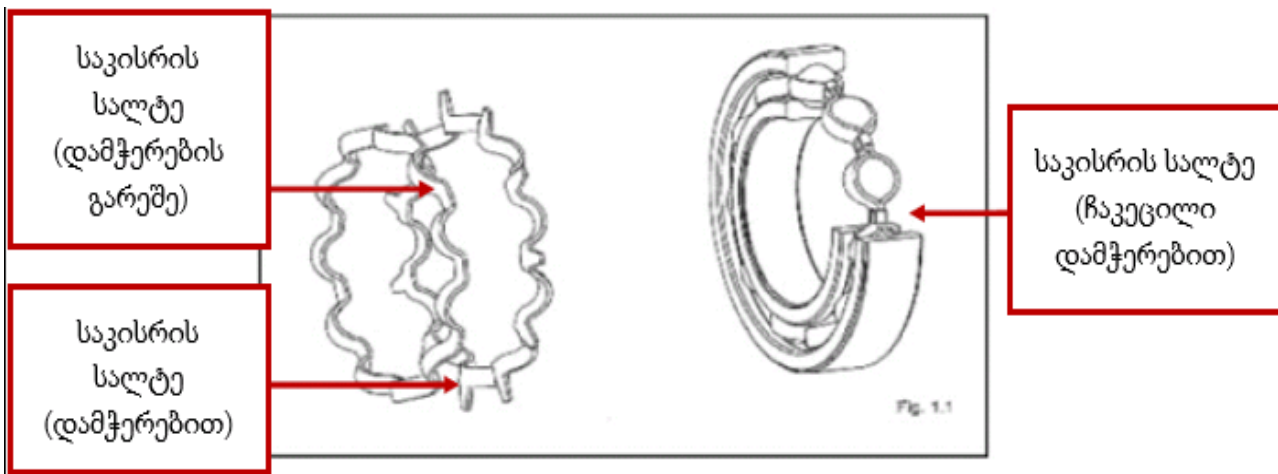
სურათი 25: მოდული 01-ს კბილანები, წია ხუფის უკანა მხარე. მეტალის ნაწილაკების მდებარეობა აღნიშნულია წითელი წრით.

„HMU“-ს შუალედური კბილანა

მოდული 01-ის წინა გარსაცმის მოცილებამ შესაძლებელი გახადა „HMU“-ს შუალედური კბილანის დათვალიერება.



სქემა 3: შუალედური კბილანის სქემა.



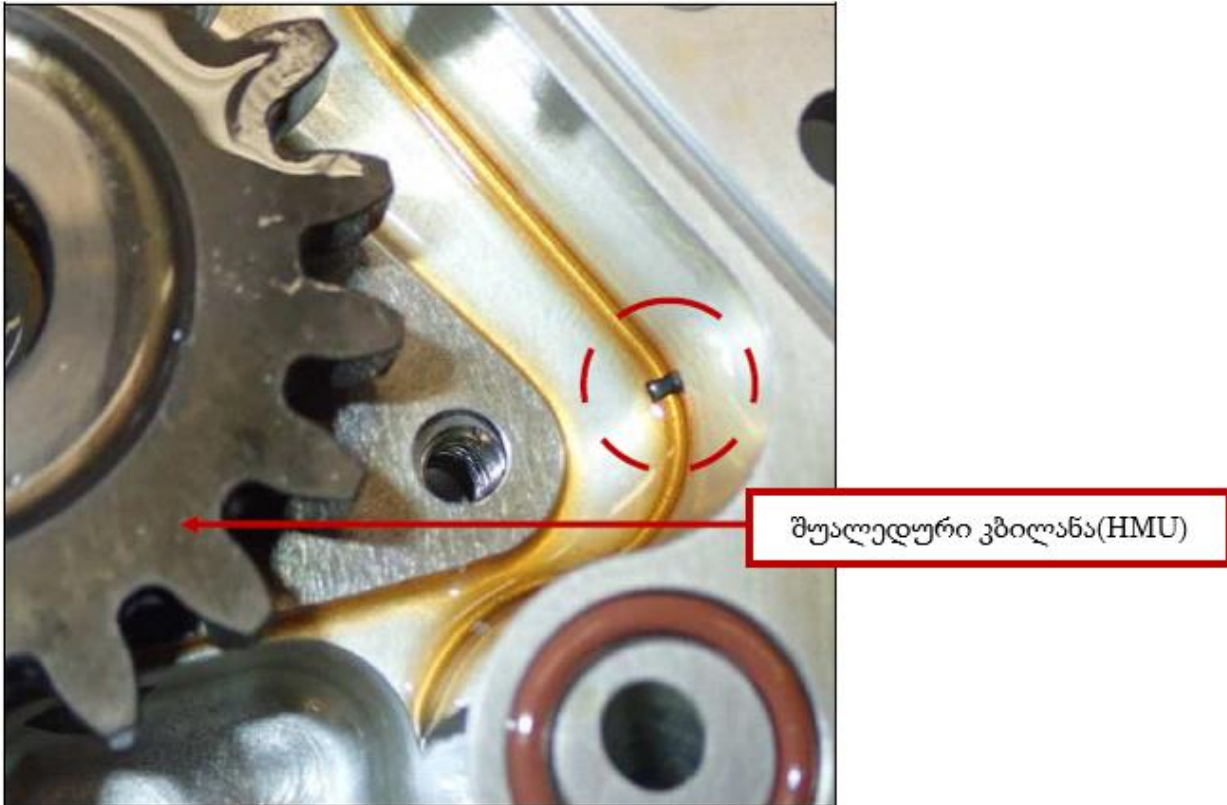
სქემა 4: შუალედური გადაცემათა კოლოფის წინა საკისრის სქემა.

შუალედური გადაცემათა კოლოფის წინა საკისარი შედგება:

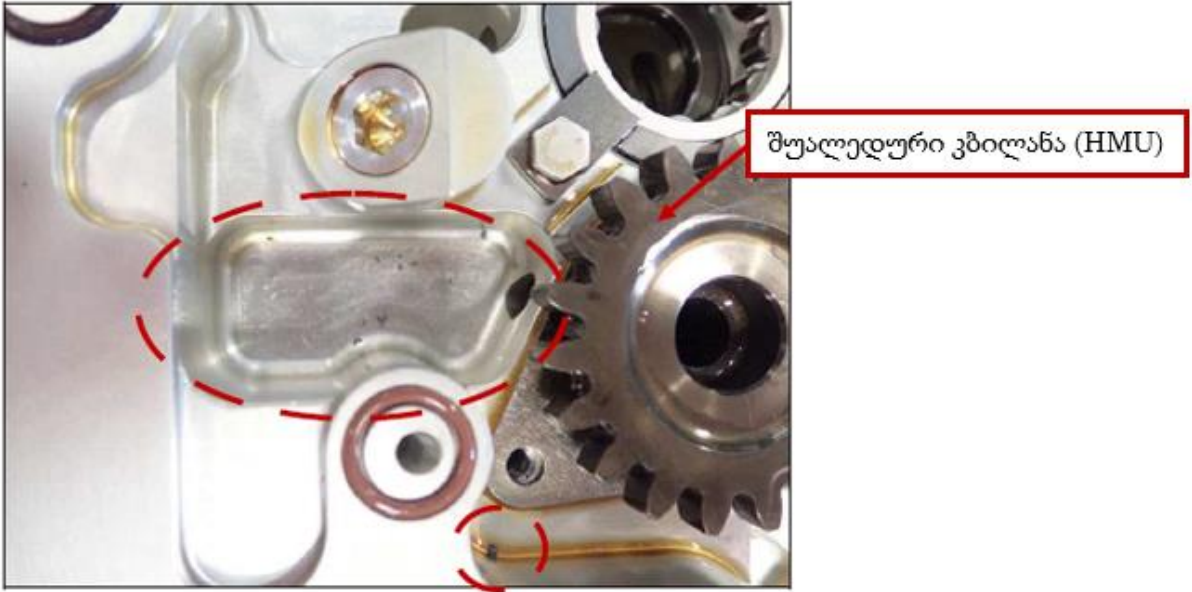
- ერთი გარე და შიგნითა რგოლო;
- 8 ბურთულა;

- ორი განცალკევებული საკისრის გარსაკრი (სალტე), რომელთაგან ერთერთზე მოთავსებულია 8 დამჭერი, რომელთა საშუალებითაც ხდება ორი გარსაკარის ერთმანეთთან დაკავშირება და ბურთულეების ჩაკეტვა.

შუალედური კბილანა მოხსნილი იქნა მის ორ საკისართან ერთად.



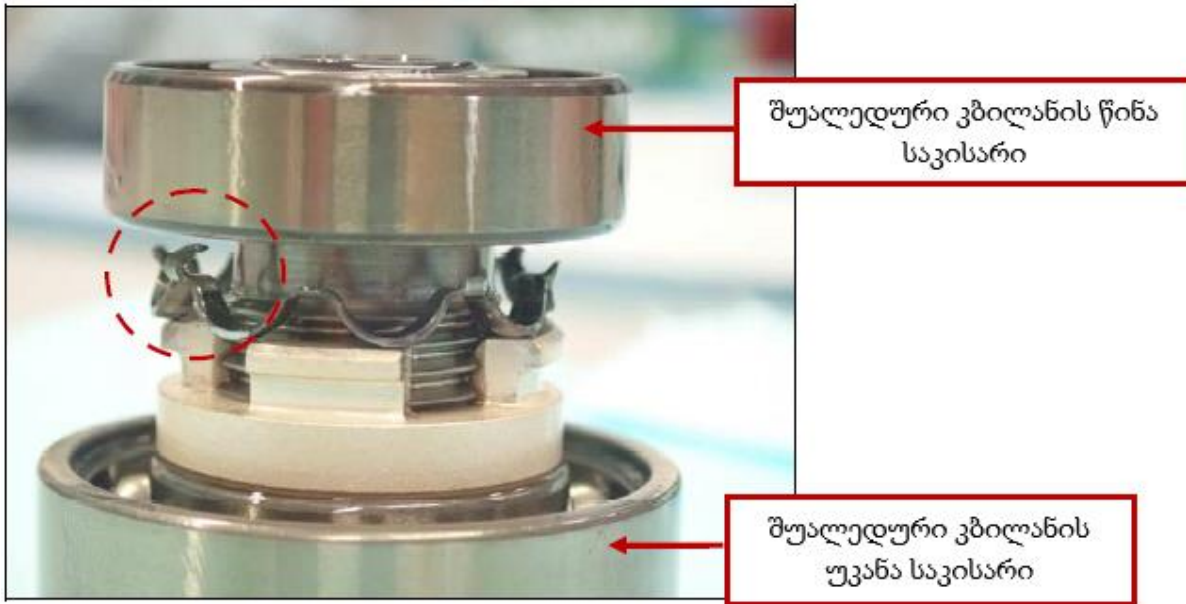
სურათი 26: მეტალის მაწილაკის მდებარეობა (წითელი წრე) შუალედური კბილანის ბუდეში.



სურათი 27: უცნობი მასალის მტვერი დაფიქსირდა ერთ შუალედური საკისრის ბუდის გვერდით მდებარე ბუდეში. იგი ჩადებული იქნა სპეციალურ პლასტიკურ პაკეტში ნაპოვნ მეტალის დამჭერებთან ერთად.



სურათი 28: ორი გარსაკრიდან ერთერთი ნაპოვნი იქნა შუალედური კბილანის წინა საკისრის ბუდეში. გარსაკრის დამჭერების დაკარგვის გათვალისწინებით ეს იყო მოსალოდნელი შედეგი კბილანის მოხსნის შემდეგ.



სურათი 29: საკისრის გარსაკრის უკანა ნახევარი მასზე დარჩენილი ერთადერთი დამჭერთ რომელიც არ იყო მოტეხილი.



სურათი 30: „HMU“-ს შუალედური კბილანის წინა საკისარი: ბურთულები არ იყო დაკარგული.

დადგინდა საკისარის გარსაკრის 8 დამჭერიდან 7-ის დაკარგვა:

- ერთი დამჭერი ისევ შენარჩუნებული იყო გარსაკრზე
- 4 დამჭერი მოდულ 01-ის ელექტრო-მაგნიტურ სარქველზე იქნა ნაპოვნი
- 1 დამჭერი ნაპოვნია შუალედური კბილანის ბუდეში
- 2 დამჭერი დაკარგულია

წინა საკისარის კოლიცოზე და 8 ბურთულაზე შესამჩნევი დაზიანება არ აღმოჩენილა.

ზემოაღნიშნული საწვავის ტუმბოს, შუალედური გადაცემის კბილანას საკისრის გარსაკრის დამჭერების მტყუნების ფაქტები Safran Helicopter Engines საწარმოსთვის ცნობილი იყო ადრეც, რის გამოც შეიმუშავა საკისარის ახალი დიზაინი და 2018 წლის დეკემბრიდან გამოაქვეყნა “Tf 90” სერვის მომსახურების ბიულეტენი [2] SB 319 72 4090.

ახალი ტიპის საკისრის დიზაინში განცალკევებული გარსაკრები ჩანაცვლდა მჭიდროდ დამაგრებული გარსაკარით. საკისრის გარსაკარის ზემოაღწერილი დეფექტები გამოწვეული იყო წარმოების პროცესში, გარსაკრის დამჭერების ჩაკეცვით, რა დროსაც ხდებოდა დამჭერის კეცვის ზედაპირების სექტორში ბზარების ინიცირება, რაც საბოლოოდ მეტალის დაღლილობით რღვევას იწვევდა.

საკისარის 8 დამჭერიდან 7-ის დაკარგვა მომსახურების გამოცდილების ნაცნობი თემაა. ძრავი Arrius 2R ექსპლუატაციის გამოცდილების საფუძველზე დადგინდა რომ მსგავსი სახის დაზიანება ხელს ვერ შეუშლიდა ძრავის ფუნქციონირებას (იხილეთ Safran Helicopter Engines მიერ წარმოდგენილი ახსნა-განმარტება. დანართი 1.)

ძრავის მოდულის M01 გამოკვლევის თანახმად, არანაირი კავშირი არ შეიძლება გაკეთდეს „HMU“-ს შუალედური გადაცემის წინა საკისრის გარსაკრის დამჭერების დაკარგვასა და საავიაციო შემთხვევის გამომწვევ მიზეზს შორის.

ძრავის ელექტრონული მართვის ბლოკის EECU, Garmin-ის მრავალფუნქციური ეკრანის (MFD) და პირველადი ფრენის ეკრანის (PFD) ექსპერტიზა

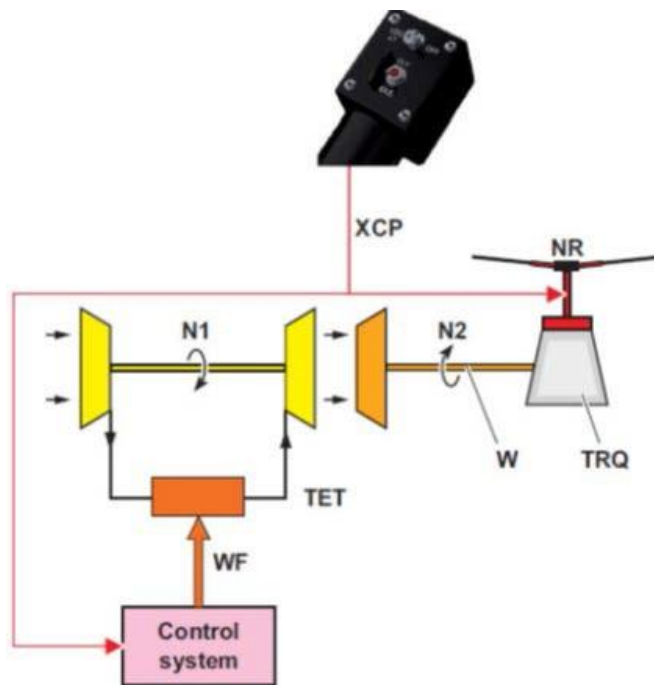
ტერმინების ლექსიკონი

CAS	ეკიპაჟის გამაფრთხილებელი სისტემა	Crew-Alerting System
DIN	დისკრეტული შეყვანის ნომერი	Discrete Input Number
EECU	ძრავის ელექტრონული მართვის ბლოკი	Electronic Engine Control Unit
IIC	პასუხისმგებელი მომკვლევია	Investigator In Charge
MFD	მრავალფუნქციური დისპლეი	Multi-Function Display
PFD	ფრენის პირველადი დისპლეი	Primary Flight Display
PON	ჩართვის ნომერი	Power-On Number
POT	ჩართვის დრო	Power-On Time
SafranHE	ვერტ. ძრავის მწარმოებელი საწარმო	Safran Helicopter Engines
TAIIB	მოკვლევების ბიურო	Transport Accident/Incident Investigation Bureau
UTC	კოორდინირებული უნივერსალური დრო	Coordinated Universal Time
WOG	წონა ადგილზე	Weight On Ground

ძრავის კონტროლის მიმოხილვა

EECU-ს მიზანია შეინარჩუნოს ძალური ტურბინის სიჩქარე (N2) და შესაბამისად როტორის სიჩქარე (NR) ნომინალურ ნიშნულზე. ის ამას

ახორციელებს სიჩქარის (N1) და შესაბამისად ჰაერის გენერატორის მიერ გამომუშავებული სიმძლავრის შეფასებით. მიზნობრივი ნიშნული N1 მიიღწევა ძრავში საწვავის რაოდენობის მიწოდების (WF) ცვლილებით. ძრავის სიმძლავრის მართვის ბერკეტის (XPC) ან/და მიმართულების მართვის პედლების (XPA) ზემოქმედებამ შეიძლება იქონიოს გავლენა-ეფექტი ნიშნულ N1 - ზე და საწვავის ნაკადზე.



სქემა 1. ძრავის მართვის სქემა

EECU-ს ექსპერტიზა

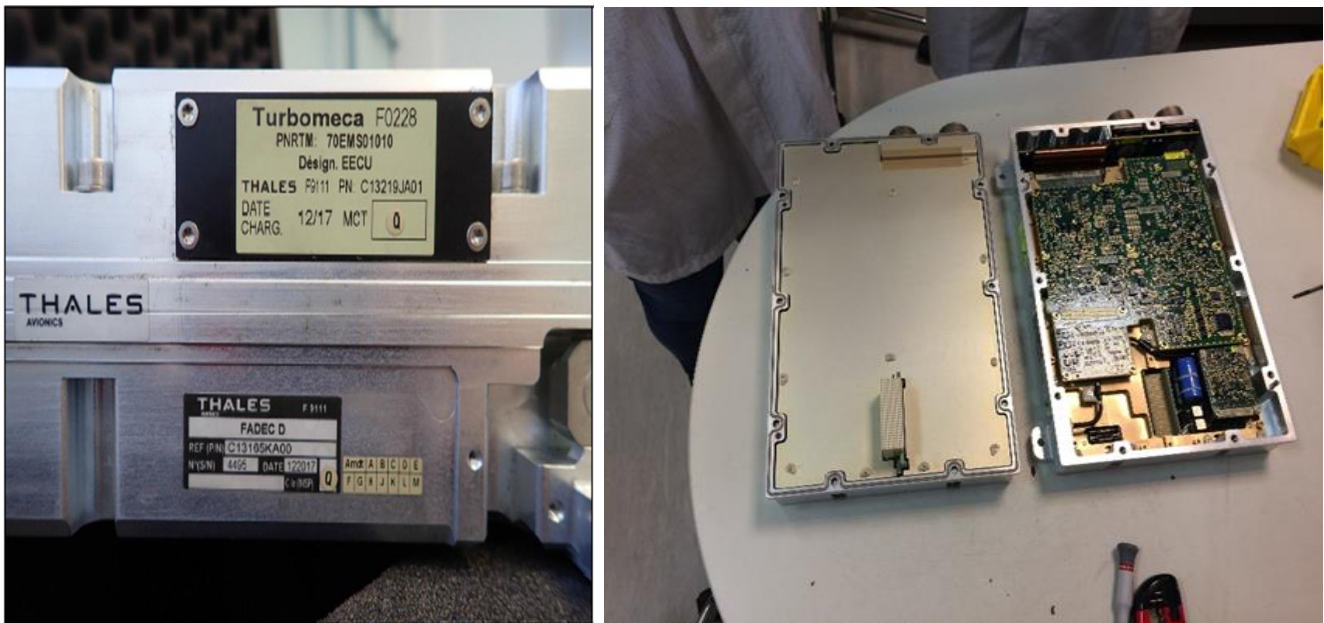
EECU-ს წინასწარი შემოწმება BEA-ში

2019 წლის 15 ივლისს, პარიზში BEA-ს მიერ ორგანიზებული შეხვედრის ფარგლებში, BEA-ს სპეციალისტების მიერ მოხდა EECU-ს გადამოწმება მის მთლიანობაზე და შიდა მეხსიერების ჩიპების დაუზიანებლობაზე. რის შემდეგაც მოხდა მისი გადაცემა Safran Helicopter

Engines - თვის, სადაც განხორციელდა შემდგომი ექსპერტიზა.
 Safran Helicopter Engines - ის ბაზაზე ჩატარებული ვიზუალური ექსპერტიზა
 EECU შემოვიდა დამცავი კონტეინერით (დალუქულია BEA-ს შენობაში).
 რომლებიც შემოწმდა ვიზუალურად და კარგ მდგომარეობაში აღმოჩნდა.



სურათი 1 და 2: EECU დალუქულ მდგომარეობაში, თავისივე გადასატან კონტეინერში.



სურათი 3. EECU

წინასწარი ელექტრონული შემოწმებები „SAFRAN HELICOPTER ENGINES“- ის ბაზაზე

ინფორმაციის ჩამოტვირთვის წინ, პოტენციური შიდა დაზიანების მოსაძებნად EECU-ს კონექტორებზე გაკეთდა ელექტრული შემოწმება. მას შემდეგ რაც ელექტრული შემოწმების შედეგები დამაკმაყოფილებელი აღმოჩნდა, განხორციელდა მონაცემების ჩამოტვირთვა.



სურათი 4: EECU SN4495 დაკავშირებულია ელექტრონულ სატესტო მოწყობილობასთან და მოწმდება წრედის უწყვეტობაზე.

სისტემის აღწერილობა

G1000 PFD	G1000 MFD	EECU
-----------	-----------	------



მწარმოებელი	Garmin	Garmin	Thales
ნაწილის ნომერი	01100972-20	01100972-20	70EMS010100
(Sd cards- მეხსიერების ბარათების) ნაწილის და სერიული ნომრები	010-00330-4G 65074 - PFD	010-00330-4G 65074 - MFD	4495
მოწყობილობის სერიული ნომერი (EECU)			

EECU

EECU არის, ორმაგი მოდულის მქონე, ძრავის ციფრული მართვის ბლოკი, რომელიც ახორციელებს საწვავის რეგულირებას, ძრავის პარამეტრების მართვას და ძრავის მონაცემების ჩაწერას. ერთ მოდულს უწოდებენ „არხ A“ -ს

ხოლო მეორეს „არხ B“-ს. ერთი არხი ახორციელებს კონტროლს მოცემულ დროში, ხოლო მეორე არხი აკონტროლებს სისტემას ლოდინის რეჟიმში, რათა გააკონტროლოს სისტემა იმ შემთხვევისთვის თუ ადგილი ექნება შიდა მტყუნებას. ტექნიკური მიზნებისთვის, თითოეულ მოდულში ძრავის პარამეტრები, პირობითად „ლოგიკური სიტყვებისა“ და „მტყუნებების ალმების“ ფორმატში, ინახება ენერგოდამოუკიდებელ „სტატიკური მეხსიერების“ (მეხსიერების მოწყობილობა, რომელიც მუშაობის პროცესში კვების წყაროს გამორთვის შემთხვევაში ინფორმაციას არ კარგავს) კომპონენტში.

ვერტმფრენზე 4L-ADJ EECU-ს პროგრამული უზრუნველყოფის ვერსია იყო L13100_0503.

EECU-ს მეხსიერებიდან შესაძლებელია შემდეგი სახის ინფორმაციის მიღება:

- ალმები: მტყუნებები, რომლებიც იქნა დაფიქსირებული იმ მომენტში როდესაც მოხდა EECU-ს ჩართვა.
- ლიმიტები: დარღვეული ლიმიტები (ზღვრული მნიშვნელობები), რომლებიც დაფიქსირდა EECU-ს ჩართვის დროს.
- უწყვეტი ჩანაწერი - A და B არხები: ძრავის მონაცემები იწერება 1 წამი დისკრეტიზაციის (ციფრირულ მნიშვნელობაში გადაყვანა) სიხშირით.
- კონტექსტი ძრავის გაშვება - არხები A და B: ძრავის მონაცემები და ლოგიკური სიტყვები ჩაწერილია 20 ms დისკრეტიზაციის სიხშირით, ლიმიტირებული დროის განმავლობაში. თეორიულად იწყება გამომწვევ მოვლენამდე (კერძოდ „მტყუნების ალამი“) 4 წმ-ით ადრე და მთავრდება მოვლენიდან 4წმ-ს შემდეგ, როდესაც ძრავი მუშაობდა.
- კონტექსტური ძრავა არ მუშაობს - არხები A და B: ძრავის მონაცემები და ლოგიკური სიტყვები ჩაწერილია 20 ms დისკრეტიზაციის სიხშირით,

ლიმიტირებული დროის განმავლობაში. თეორიულად იწყება გამომწვევ მოვლენამდე (კერძოდ „მტყუნების ალამი“) 4 წმ-ით ადრე და მთავრდება მოვლენიდან 4წმ-ს შემდეგ, როდესაც ძრავი მუშაობდა.

EECU აღრიცხავს თითოეულ ფრენას და უკავშირებს მას PON-ს (ჩართვის ნომერი). დროის ნიშნულის სახით იგი იყენებს წამების რაოდენობას EECU-ს ჩართვის მომენტიდან. ამ პარამეტრს ეწოდება POT (ჩართვის დრო).

EECU უწყვეტი ჩაწერა:

- იწყება აკუმულატორის ჩართვისას.
- ჩერდება, როდესაც ძრავის მართვის ბერკეტზე მოთავსებული გადამრთველი გადართულია IDLE პოზიციაზე.

ეს დიზაინი შემუშავებულია SafranHE-ს ინჟინრების მიერ, რათა არსებულ მეხსიერებაში შესაძლებელი იყოს უფრო მეტი ფრენის მონაცემების ჩაწერა.

EECU კონტექსტური ჩანაწერები შეიცავს ძრავის პარამეტრებს, ასევე

„ლოგიკურ სიტყვებს“, რომელთა საშუალებითაც ხდება ინფორმაციის გაცვლა საბორტო ელექტრო მოწყობილობებს და EECU-ს შორის. მაგალითისთვის, მართვის რეჟიმებისა და რეგულირების სტატუსის სინქრონიზაციის მიზნით, EECU - ს და ავიონიკას შორის ხდება მხოლოდ ორი „ლოგიკური სიტყვის“ გაცვლა.

G1000H აღწერა

ავიონიკის პაკეტი G1000H შედგება ორი მონიტორისაგან , ერთი MFD (მარცხენა მონიტორი) და ერთი PFD (მარჯვენა მონიტორი). ორივე მონიტორზე ვერტიკალურად განლაგებულია მეხსიერების ბარათის ბუდეები, მეხსიერების ბარათებზე ფიქსირდება:

o MFD და PFD მონიტორების მახსიერების ზედა ბარათებზე:

- CAS შეტყობინებები, მტყუნებები და 1 Hz მონაცემები CSV ფაილის ფორმატში.

o MFD მონიტორის ქვედა ბარათებზე:

- რელიეფის და სანავიგაციო პარამეტრების მონაცემთა ბაზები, CAS შეტყობინებები, მტყუნებები და 1 Hz მონაცემები, Garmin-ს სპეციალურ ფორმატში.

o PFD ეკრანის ქვედა ბარათებზე:

- რელიეფის და სანავიგაციო პარამეტრების მონაცემთა ბაზები.

Garmin-ის უწყვეტი ჩაწერა:

- o იწყება, როდესაც ძრავა იწყებს მუშაობას
- o Garmin-ის მოწყობილობები ახორციელებს მონაცემების ჩაწერას უწყვეტ რეჟიმში, მაშინ როდესაც ძრავა მუშაობს.
- o Garmin-ის დრო არის UTC (უნივერსალური კოორდინირებული დრო)

ფრენისას, როდესაც ადგილი ქონდა საავიაციო შემთხვევას, Garmin-ი ვერტმფრენის მიწასთან შეჯახებამდე განაგრძობდა მონაცემების უწყვეტ რეჟიმში ჩაწერას.

ჩაწერილი მტყუნებები

ამ ნაწილში აღწერილია მხოლოდ მნიშვნელოვანი მტყუნებები.

მტყუნება «Low RPM» ფიქსირდება მაშინ, როცა Garmin-ი აღმოაჩენს, რომ როტორის RPM (ბრუნვათა რიცხვი წუთში) ძალიან დაბალია. ეს მტყუნება ფიქსირდება ჩვეულ რეჟიმში შემდეგ პირობებში:

- o RPM შეტყობინება: $20\% \leq NR < 97\%$
- o Low RPM აუდიო სიგნალი (გაფრთხილება): $80\% < NR < 97\%$

ამ მტყუნების აღმოჩენისას ინსტრუმენტთა პანელზე ნაჩვენებია CAS შეტყობინება. აღნიშნული CAS შეტყობინება ასევე იწერება Garmin- ის მიერ.

შესრულებული სამუშაოები მონაცემების ამოღება

EECU

EECU კარგ მდგომარეობაში იყო. ასევე კარგ მდგომარეობაში აღმოჩნდა ელექტრონული დაფებიც (მიკროსქემა), რომელთა ვიზუალურად შემოწმება EECU-ს გახსნის შემდეგ განხორციელდა მიკროსკოპის-გამადიდებლის საშუალებით.

2019 წლის 16 ივლისს SafranHE-ს ლაბორატორიაში EECU-ს კომპიუტერი BEA-ს და მწარმოებლის ყველა პროცედურის დაცვით შემოწმებული იქნა საცდელ სტენდზე.

გადმოწერილი იქნა შემდეგი ფაილები:

DUMP_C13165KA00_ECU004495_20190716_115446.dmp

მოხდა შემდეგი მონაცემების გადატანა csv ფორმატის ფაილებში:

- Flags - EXPORT_LGBK_FAIL_C13165KA00_ECU004495_20190716_160802.csv

- Limits - *EXPORT_LGBK_LIM_C13165KA00_ECU004495_20190716_160823.csv*

- Continuous recording - Channels A and B -
EXPORT_LGBK_CONT_A_C13165KA00_ECU004495_20190716_160501.csv and
EXPORT_LGBK_CONT_B_C13165KA00_ECU004495_20190716_160545.csv

- Context Engine Running - Channels A and B -
EXPORT_LGBK_TRCRUN_A_C13165KA00_ECU004495_20190716_160649.csv and
EXPORT_LGBK_TRCRUN_B_C13165KA00_ECU004495_20190716_160621.csv

- Context Engine Not Running - Channels A and B -

EXPORT LGBK TRCNONRUN A C13165KA00 ECU004495 20190716 160714.csv

and

EXPORT LGBK TRCNONRUN B C13165KA00 ECU004495 20190716 160732.csv

EECU მონაცემების მიხედვით, PON (ჩართვის ნომერი) 348, A და B არხებზე იდენტიფიცირებული იქნა, როგორც საავიაციო შემთხვევის PON. საავიაციო შემთხვევის ფრენა არხი A-ს საშუალებით კონტროლდებოდა.

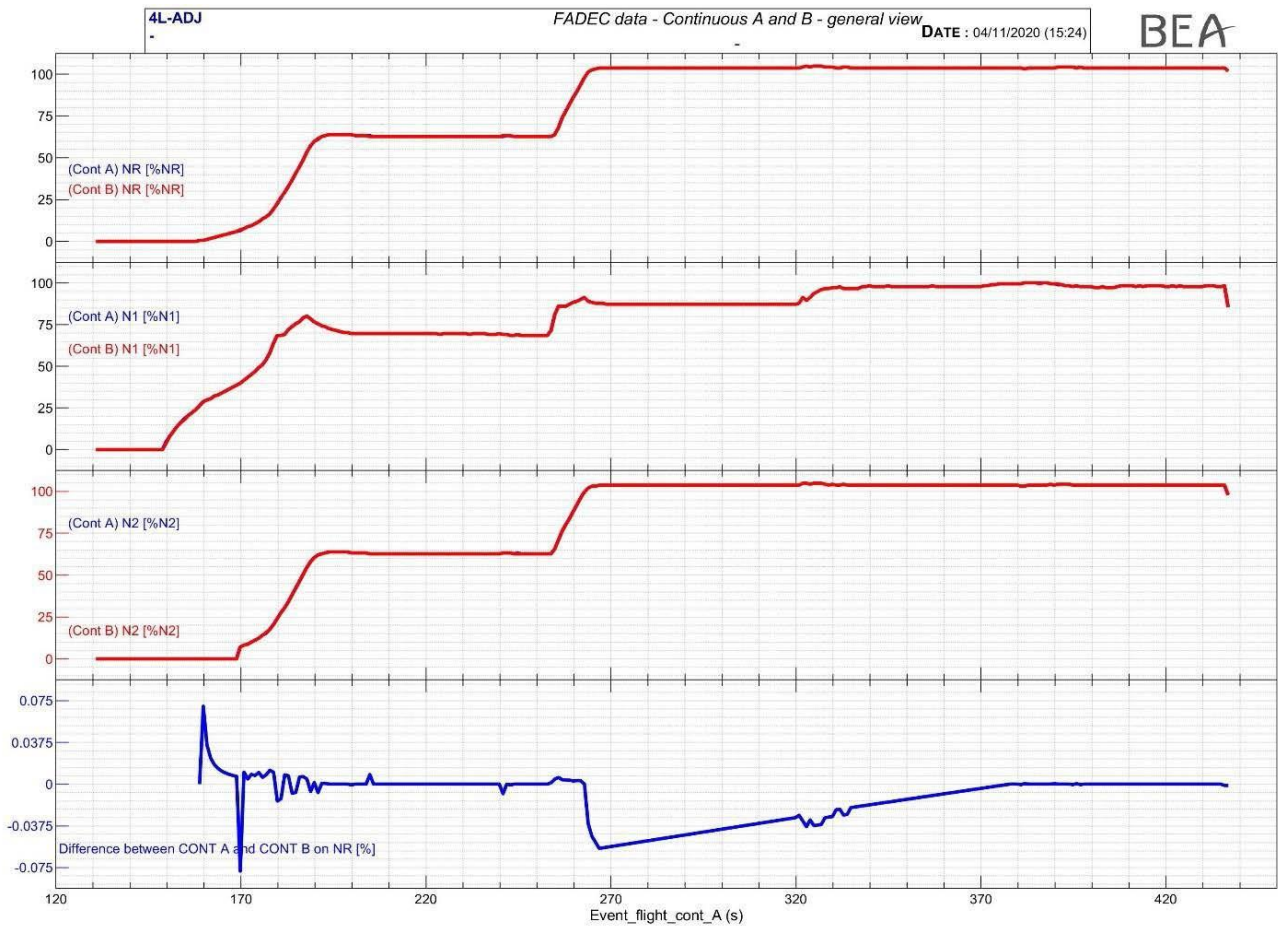
უწყვეტი ჩანაწერები EECU-ს ორივე არხის მიერ იქნა ჩაიწერილი. ქვემოთ მოცემულია ჩაწერის დროის ინტერვალი (მოცემულია EECU დისკრეტული დრო = $POT / 100$):

- EECU არხი A: [132.76 – 436.76] s

- EECU არხი B: [130.83 – 436.83] s

შედარებული იქნა EECU-ს A და B არხებიდან მიღებული უწყვეტი ჩანაწერები: A და B არხებით ჩაწერილი მნიშვნელობები ერთმანეთის თანმიმდევრული იყო

ქვემოთ მოცემული სურათი 1 გვიჩვენებს ამ თანმიმდევრულობის მაგალითს (შესაბამისი პარამეტრების შედარებისთვის იხილეთ დანართი 1)



სურათი 1: მნიშვნელობების თანმიმდევრულობის მაგალითი A და B არხებს შორის

სპეციალური პროგრამული უზრუნველყოფის საშუალებით გადმოწერილი, გაშვებული და არ გაშვებული ძრავის კონტექსტური ჩანაწერები არ იყო ერთმანეთთან თანხვედრაში.

SafranHE-ს სპეციალისტებთან ჩატარებულმა კვლევამ აჩვენა, რომ აღნიშნული შეუსაბამობის გამომწვევი ყველაზე სავარაუდო მიზეზი, იყო პროგრამული უზრუნველყოფა, რომელიც გამოყენებული იქნა მონაცემების ჩამოსატვირთად. ამის შემდეგ იქნა მიღებული გადაწყვეტილება ისევ მომხდარიყო EECU-ს ჩრთვა და იგივე მონაცემების გადმოწერა „Hyper Terminal“-ის საშუალებით, რაც იძლევა საშუალებას შეგროვდეს მონაცემები txt ფორმატში პროგრამული უზრუნველყოფის გარდაქმნის პროცესის გარეშე.

HyperTerminal გამოყენებით მონაცემების ჩამოტვირთვა მოხდა SafranHE-ის ბაზაზე მეორე დღეს. შეკრებილი იქნა ოთხი txt ფაილი:

- NOvram_B_sn4495.TXT
- NOvram_A_sn4495.TXT
- FLASH_B_sn4495.TXT
- FLASH_A_sn4495.TXT

SafranHE-ს ექსპერტების მიერ გაშიფრული იქნა ძრავის მუშაობის კონტექსტური ჩანაწერები A და B არხებიდან. მათ მიერ მოხდა აღნიშნული ფაილების BEA- სთვის მიაწოდება ორი ფაილის სახით, სახელწოდებით

Appendix_7-6_context_records.xlsx (2019 წლის 12 ნოემბერი) არხი A-ს კონტექსტისთვის და 4L-ADJ_Context Record_Channel B.xlsx (2020 წლის 4 აგვისტო) არხი B-ს კონტექსტისთვის.

კონტექსტური ჩანაწერები ჩაწერილი იქნა A არხის ექვს სხვადასხვა ბლოკში:

- [431.9 – 435.9] s
- [445.94 – 449.94] s
- [450.02 – 454.02] s
- [454.1 - 458.1] s
- [459.1 – 463.1] s
- [465.38 – 466.36] s

კონტექსტური ჩანაწერები ჩაწერილი იქნა B არხის ოც განსხვავებულ ბლოკში:

- [193.19 – 197.19] s
- [197.27 – 201.27] s
- [201.35 – 205.35] s

- [213.19 – 217.19] s
- [217.27 – 221.27] s
- [377.09 – 381.09] s
- [381.17 – 385.17] s
- [385.25 – 389.25] s
- [431.85 – 435.85] s
- [435.93 – 436.89] s
- [436.97 – 440.97] s
- [441.05 – 445.05] s
- [445.93 – 449.93] s
- [449.97 – 449.97] s
- [450.07 – 450.07] s
- [450.37 – 450.37] s
- [450.01 – 454.01] s
- [455.91 – 457.91] s
- [463.07 – 463.07] s
- [467.47 – 467.47] s

G1000H MFD

G1000H-ის MFD (მარცხენა მონიტორი) კარგ მდგომარეობაში იყო. მეხსიერების ბარათი იყო მხოლოდ ქვედა ბუდეში, ხოლო ზედა მეხსიერების ბარათის ბუდე ცარიელი აღმოჩნდა. ქვედა ბუდიდან მოხდა მეხსიერების ბარათის ამოღება და კომპიუტერზე მიერთება. მონაცემები იქნა დაკოპირებული და ამერიკაში Garmin-ის მთავარ ოფისში გასაშიფრად გადაგზავნილი.

Garmin-ის სპეციალისტების მიერ მოხდა, როგორც საავიაციო შემთხვევის ფრენის, ასევე წინა პერიოდის ფრენების შემდეგი მონაცემების გაშიფრა:

- o 1 Hz მონაცემები: ძრავის პარამეტრების და ფრენის მონაცემების უწყვეტი ჩანაწერი
- o CAS-ის ისტორია: დათარიღებული მტყუნებები, რომლებიც ნაჩვენებია იყო როგორც CAS შეტყობინებები
- o მტყუნებები: დათარიღებული მტყუნებები რომლებიც იქნა აღმოჩენილი და ჩაწერილი Garmin-ის მიერ.

შემდეგი ფაილები იდენტიფიცირდა, როგორც საავიაციო შემთხვევის ფრენის მონაცემები:

1 Hz მონაცემები : 2019-06-06_064851_URMO_7.csv

- CAS ისტორია : 2019-06-06_064851_URMO_8.csv

- მტყუნებები : 2019-06-06_064849_URMO_2.csv

შემდეგ პარაგრაფში გამოყენებული დრო დაფიქსირებულია როგორც Garmin-ის დრო, რაც წარმოადგენს UTC დროს. უწყვეტი ჩანაწერი რომელიც ასახავს საავიაციო შემთხვევის ფრენის მონაცემებს ჩაწერილია 06:48:53 - დან 06:53:49 საათამდე.

შედგენილ იქნა შესაბამისი თანმიმდევრული პარამეტრები (იხ. დანართი 2). ასევე იქნა ჩაწერილი საავიაციო შემთხვევის ფრენის, ზოგიერთი მტყუნება და ზოგიერთი CAS შეტყობინება.

G1000H PFD

G1000H PFD (მარჯვენა მონიტორი) დაზიანებული იყო. მონიტორის ეკრანი დამსხვრეული, ხოლო კორპუსი დეფორმირებული იყო. მეხსიერების ბარათი იყო ქვედა ბუდეში, ხოლო ზედა მეხსიერების ბარათის ბუდე ცარიელი აღმოჩნდა. მოხდა კორპუსის გახსნა და ქვედა მეხსიერების ბარათის ამოღება

ბუდიდან, ბარათის კომპიუტერზე მიერთების შემდეგ მონაცემები დაკოპირდა და ამერიკაში Garmin-ის მთავარ ოფისში გასაშიფრად გადაიგზავნა.

ვერ მოხერხდა ფრენების ჟურნალის აღდგენა აღნიშნული მეხსიერების ბარათიდან, რომელიც მხოლოდ ადგილმდებარეობის და დაბრკოლებების შესახებ მონაცემთა ბაზებს შეიცავს. გამომდინარე აქედან სხვა რაიმე სახის სამუშაოები მასზე არ შესრულებულა.

ექსპერტიზების დასრულების შემდეგ ყველა მეხსიერების ბარათი და ყველა არსებული მონაცემი გადაეცა მოკვლევაზე პასუხისმგებელ პირს, საქართველოს მოკვლევის ბიუროს -TAIIB.

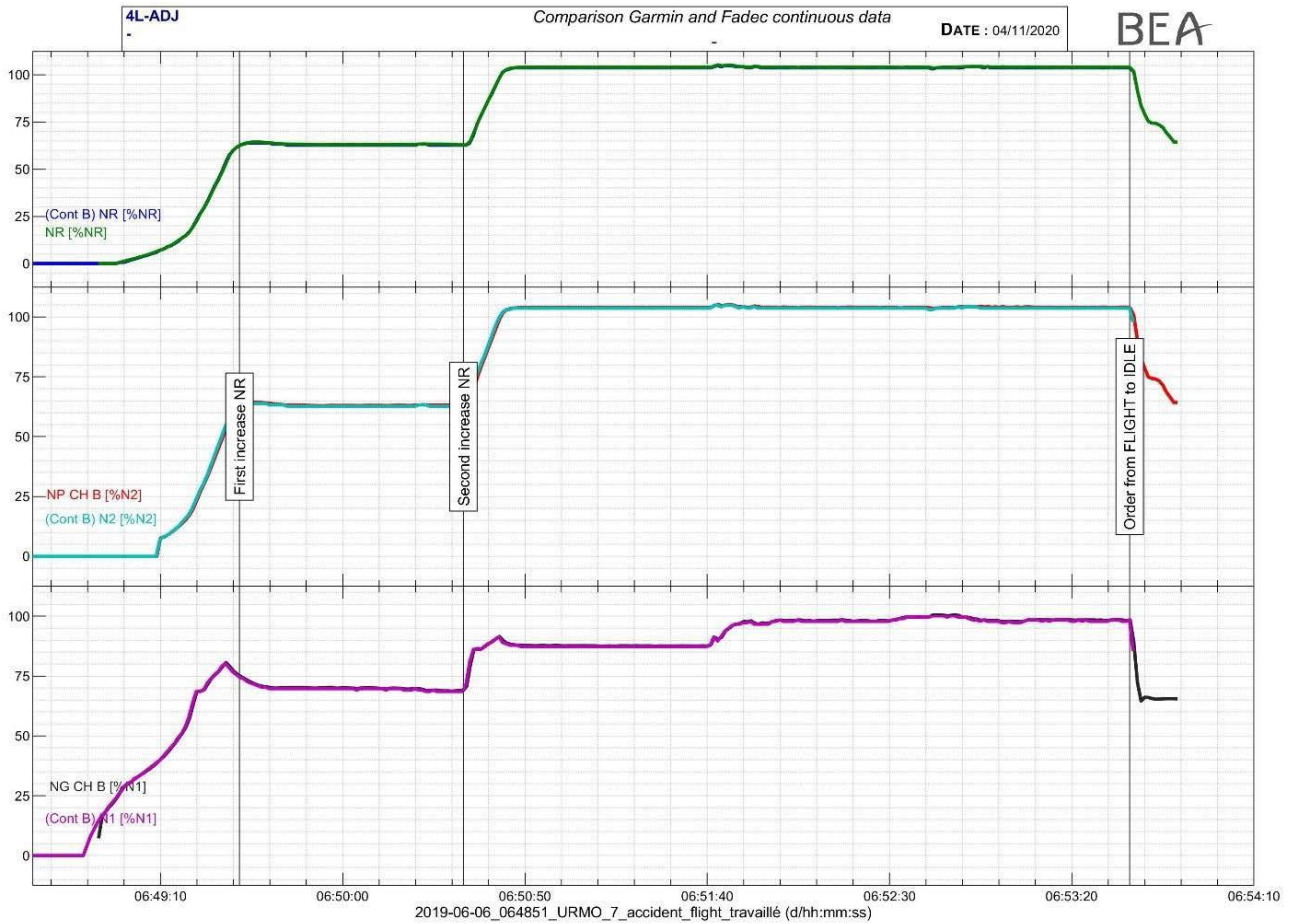
სხვადასხვა დროის სინქრონიზაცია

ძრავის მონაცემებსა და TAIIB-ს მიერ შეკრებილ სხვა ფაქტობრივ ინფორმაციებს შორის შედარების გასაადვილებლად მიღებული იქნა გადაწყვეტილება, რომ გამოყენებულ იქნას Garmin-ს დრო (რომელიც UTC დროა). ამრიგად, მოხდა EECU-ს დროს გარდაქმნა Garmin-ის დროში.

მონაცემთა ორი ნაკრების სინქრონიზაციის მიზნით, NR-ის ორი ზრდა იქნა მიღებული მონაცემთა ორივე ნაკრებში, როგორც ეს ნაჩვენებია ქვემოთ მოცემულ სურათზე. ამ მოვლენების სინქრონიზაცია მოხდა დროის შემდეგნაირი გარდაქმნის გამოყენებით:

$$EECU \text{ time (s)} + 24380 \text{ (s)} = \text{Garmin UTC time.}$$

ეს სინქრონიზაცია დადასტურდა NR, N1 და N2-ს მნიშვნელობების შემცირების დაწყებისთანავე, რაც ნაჩვენებია როგორც მესამე მოვლენა ქვემოთ მოცემულ სურათზე. ვინაიდან მონაცემთა ორი ნაკრების დისკრეტიზაციის სიჩქარეა 1წმ. მონაცემთა ორი ნაკრების სინქრონიზაცია ხორციელდება 2 წამამდე სიზუსტით.



სურათი 2: EECU-ს და Garmin-ის დროის სინქრონიზაცია

ამ დროიდან დასრულებამდე სრულებამდე გამოყენებულ იქნება Garmin UTC დრო.

მონაცემების ანალიზი

უწყვეტი მონაცემების სხვადასხვა ჯგუფის შედარება

დროის გარდაქმნის შემდეგ, მონაცემთა უწყვეტი ნაკრებების სხვადასხვა დროის ინტერვალი არის:

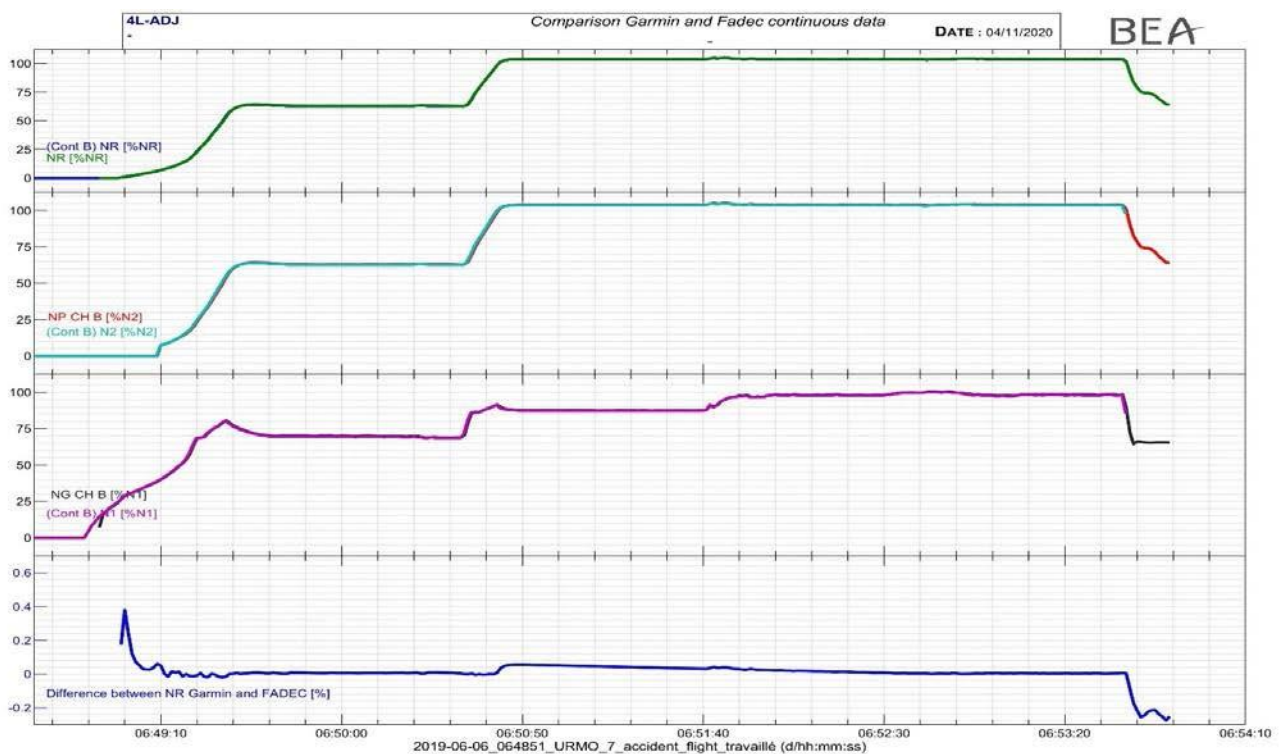
- EECU არხი A: [06: 48: 32.76 - 06: 53: 36.76] წმ

- EECU არხი B: [06: 48: 30.83 - 06: 53: 36.83] წმ

- Garmin 1 ჰერციანი მონაცემები: [06:48:53 - 06:53:49] წმ

შეინიშნებოდა, რომ მონაცემთა სხვადასხვა წყაროს ინტერვალი იდენტური არ იყო. ეს აიხსნება კომპიუტერის მიერ გამოყენებული ჩაწერის დაწყებისა და შეჩერების ლოგიკას შორის არსებული განსხვავებებით, როგორც ეს აღწერილია ზემოთ წარმოდგენილი სისტემის პრეზენტაციაში.

მონაცემთა ამ ორ ჯგუფის (EECU და Garmin) შედარებამ აჩვენა, რომ საერთო ინტერვალებით, მონაცემები თანმიმდევრული იყო. ქვემოთ მოცემულ ნახაზზე მოცემულია ძრავის პარამეტრების მონაცემები, რომლებიც მოდის EECU-ს არხი B-დან და Garmin-დან. მიწასთან შეჯახებამდე NR-ის განსხვავება ორივე ჯგუფიდან მიღებულ მონაცემებს შორის უმნიშვნელოა.



დიაგრამა 3: Garmin-ის და EECU-ს მიერ დაფიქსირებული მონაცემების შედარების მაგალითი

შედარება EECU-ს მონაცემებსა და Garmin-ის მონაცემებს შორის მოცემულია დანართ 3-ში.

ამრიგად, ანგარიშის დასრულებამდე, ერთადერთი უწყვეტი მონაცემები, რომელიც გამოყენებული იქნება, იქნება გარმინების მონაცემები, რადგანაც გარმინმა ჩაწერა მონაცემები მიწასთან შეჯახებამდე.

მტყუნებები და CAS შეტყობინებები

EECU-ს მიერ ჩაწერილი მტყუნებები

ქვემოთ მოცემულია EECU-ს ორივე არხის მიერ საავიაციო შემთხვევის ფრენისას დაფიქსირებული მტყუნებები.

	Time	Engine running	Channel triggered	Alert name
Block 1	06:46:34	False	A and B	T45 conformation
	06:46:34	False	A and B	TQ conformation
	06:46:34	False	A and B	Other Helicopter data erroneous
	06:46:34	False	A and B	Helicopter conformation data
	06:46:34	False	A	T45 conformation other channel
	06:46:34	False	A	TQ conformation other channel
	06:46:34	False	A	Other Helicopter data erroneous other channel
	06:46:34	False	A	Helicopter conformation data other channel
	06:46:34	False	A	Other Helicopter data erroneous other channel padding
	06:46:34	False	A	Helicopter conformation data other channel padding
Block 2	06:49:10	True	B	T4_1
	06:49:10	True	B	T4_2
Block 3 (from 06:53:50 to 06:54:07)	06:53:50	True	A and B	N2
	06:53:50	True	A and B	28V H/C
	06:53:50	True	A and B	ARINC 429
	06:53:50	True	A and B	XPC engine
	06:53:50	True	B	T4_1
	06:53:50	True	B	T4_2
	06:53:50	True	A and B	Main selector stop / idle / flight
	06:53:50	True	A and B	Inconsistency N2_A/ N2_B
	06:53:50	True	A and B	N2 other channel
	06:53:50	True	A and B	28V H/C other channel
	06:53:50	True	A and B	ARINC 429 other channel
	06:54:03	True	A and B	Fuel pressure / filter outlet
	06:54:07	True	A and B	Fuel pressure / filter inlet

შეიძლება გამოიყოს მტყუნებების სამი ბლოკი:

-მტყუნებების პირველი ბლოკი 06:46:34 საათზე. ეს ბლოკი შეესაბამება ინციალიზაციის ჩავარდნებს, რომლებიც დაკავშირებულია ავიონიკასა და EECU-ს შორის დაწყების პროცესში გარკვეულ შეუსაბამობებთან. მიუხედავად იმისა, რომ ამ ფაზის დიზაინში ნაჩვენებია შესაბამისობის საკითხები, მწარმოებლის აზრით, ამ ტიპის მტყუნებების შეტყობინებები მოსალოდნელია ჩვეულებრივი ჩატვირთვისას.

- მტყუნებათა მეორე ბლოკი 06:49:10 საათზე. მტყუნებების ეს ბლოკი უკავშირდება T4 წინაღობის გაზომვის შეუსაბამობას EECU-ს ორ არხს შორის გაჩერების/გაშვების ფაზაში. მწარმოებლის აზრით, მტყუნება არ არის კრიტიკული.

- მესამე ბლოკი 06:53:50 საათიდან 06:54:07 საათამდე. ეს ბლოკი შეიძლება ასოცირდეს მიწასთან კონტაქტთან. დაფიქსირებული მტყუნებები შეიძლება ასოცირდებოდეს ARINC კაბელის გაწყვეტასთან, ძრავის მართვის ბერკეტის დაზიანებასა და საწვავის მიწოდების სისტემის დაზიანებასთან.

EECU-ს მიერ ჩაწერილი მონაცემის ანალიზი გვიჩვენებს რომ ვერტმფრენის მიწასთან შეჯახებამდე რაიმე მნიშვნელოვანი მტყუნება არ ფიქსირდება.

Garmin-ის მიერ ჩაწერილი მტყუნებები

Time	Alert Name	Description	Helicopter status
06:48:49	GEN	Generator offline due to engine start	WOG
06:48:51	ENG OIL PSI LO	CH A Oil Pressure Min Active	WOG
06:48:51	ENG OIL PSI LO	CH B Oil Pressure Min Active	WOG
06:48:51	ENGINE OUT	NG < 50% or failed	WOG
06:48:51	FUEL PRESS	CH A Low Fuel Pressure Active	WOG
06:48:51	FUEL PRESS	CH B Low Fuel Pressure Active	WOG
06:48:51	XMSN OIL PRESS	GIA XOP Low Discrete active	WOG
06:48:51	XMSN OIL PRESS	ECU CH A XOP Low Active	WOG
06:48:51	XMSN OIL PRESS	ECU CH B XOP Low Active	WOG
06:48:57	FUEL PRESS	CH B Low Fuel Pressure Active	WOG
06:48:58	FUEL PRESS	CH A Low Fuel Pressure Active	WOG
06:49:11	ENG OIL PSI LO	CH A Oil Pressure Min Active	WOG
06:49:11	ENG OIL PSI LO	CH B Oil Pressure Min Active	WOG
06:49:11	ECU MAINT	CHA & CHB FAILURE Level 1 ARINC Status Active	WOG
06:49:18	GEN	Generator Fail input to GIA63H active	WOG
06:49:20	RPM	NR outside normal operating parameters	WOG
06:49:20	XMSN OIL PRESS	XSMN Oil Press < 24psi with NR >20% and <80%	WOG
06:49:21	XMSN OIL PRESS	GIA XOP Low Discrete active	WOG
06:49:21	XMSN OIL PRESS	XSMN Oil Press < 24psi with NR >20% and <80%	WOG
06:49:21	XMSN OIL PRESS	ECU CH A XOP Low Active	WOG
06:49:21	XMSN OIL PRESS	ECU CH B XOP Low Active	WOG
06:50:44	RPM	NR outside normal operating parameters	HOVER
06:53:39	RPM	NR outside normal operating parameters	Forward flight

მტყუნებათა პირველი ბლოკი ჩაწერილია 06:48:49 სთ-დან 06:49:21 სთ-მდე შუალედში მაშინ როდესაც ვერტმფრენი იმყოფებოდა მიწაზე. ეს მტყუნებები წარმოადგენს Garmin-ის მიერ დაფიქსირებულ გამაფრთხილებელ- ინფორმაციულ შეტყობინებებს რომლებიც ჩვეულებრივ ფიქსირდება ძრავის გაშვებისას.

მტყუნება რომელიც Garmin-ის მიერაა დაფიქსირებული 06:50:44სთ-ზე მაშინ როდესაც ვერტმფრენი იმყოფებოდა 5მ. სიმაღლეზე გვაწვდის ინფორმაციას იმის შესახებ, რომ მთავარი მზიდი როტორის ბრუნვის სიჩქარე ცდება დასაშვებ ზღვარს.

ვერტმფრენის პირდაპირი ფრენის დროს ფიქსირდება მხოლოდ ერთი მტყუნება - მთავარი მზიდი როტორის სიჩქარე დასაშვებ მინიმალურ ზღვარზე ნაკლებია. (მტყუნება დაფიქსირდა ვერტმფრენის მიწასთან შეჯახების სავარაუდო დროსთან

ახლოს 06:53:39 სთ-ზე) Garmin-ის მიერ დაფიქსირებული NR-ის მნიშვნელობა მოცემულ მომენტში შეადგენდა 84 %.

Garmin-ის მიერ ჩაწერილი CAS შეტყობინებები

Time	Alert	Phase of flight
06:48:51	WOG	WOG
06:48:51	ENGINE OUT	WOG
06:48:51	ENGINE OIL PSI LO	WOG
06:48:51	FUEL PRESSURE	WOG
06:48:51	XMSN OIL PRESS	WOG
06:48:51	GEN	WOG
06:48:51	START	WOG
06:49:11	ECU MAINT	WOG
06:49:18	GEN	WOG
06:49:19	OK TO SHUTDOWN	WOG
06:49:20	RPM	WOG
06:49:45	BATT CHARGING	WOG
06:53:39	RPM	FORWARD FLIGHT

CAS შეტყობინებების პირველი ბლოკი ჩაწერილია 06:48:51 სთ-დან 06:49:45სთ-მდე დროის ინტერვალში მაშინ როდესაც ვერტმფრენი იმყოფებოდა მიწაზე. ეს შეტყობინებები ჩვეულებრივი გაფრთხილებებია, რომლებიც შენახულია Garmin-ის მოწყობილობაში.

პირდაპირი, ჰორიზონტალური ფრენისას მხოლოდ ერთი CAS შეტყობინება იყო Garmin-ის ეკრანზე გამოტანილი. მტყუნება დაბალი RPM-ის მნიშვნელობის შესახებ, რომელიც დაფიქსირდა 06:53:39 სთ-ზე, იმ დროისთვის როცა მოხდა ვერტმფრენის მიწასთან შეჯახება. ეს CAS შეტყობინება შეესაბამება იმ მტყუნებას, რომელიც ასევე იყო დაფიქსირებული Garmin-ის მიერ იგივე დროს.

CAS შეტყობინებები და Garmin-ში ჩაწერილი მტყუნების შეტყობინებები შეესაბამება ფრენას, რომლის დროსაც ადგილი ქონდა საავიაციო შემთხვევას.

დასკვნა, რომელიც ეყრდნობა დაფიქსირებული მტყუნებების და CAS შეტყობინებების ანალიზს.

Garmin-სა და EECU- ში დაფიქსირებული მტყუნებების ანალიზმა აჩვენა, რომ:

- ვერტმფრენის მიწასთან შეჯახებამდე არ დაფიქსირებულა მნიშვნელოვანი სახის მტყუნება
- განგაშის შეტყობინება დაბალი RPM-ის შესახებ დაფიქსირდა 06:53:39 სთ-ზე და მასთან დაკავშირებული CAS შეტყობინება ნაჩვენები იყო მფრინავის Garmin-ის ეკრანზე.

ლოგიკური სიტყვების ანალიზი

ზოგიერთი ლოგიკური სიტყვა იცვლება Garmin-სა და EECU-ს შორის. ეს ლოგიკური სიტყვები საშუალებას აძლევს EECU-ს და ავიონიკას დაუკავშირდნენ ერთმანეთს სტატუსის შესახებ მოხსენებებზე. ისინი დისკრეტული მნიშვნელობებია. მაგალითად, ძრავის სტატუსი არის ერთ-ერთი ინფორმაცია, რომელიც იგზავნება ამ საკომუნიკაციო არხით (STOP, START, FREEZE, INITIATION, RUN UP, IDLE, FLIGHT).

საავიაციო შემთხვევის ფრენისას, სისტემის სტატუსის შესაგროვებლად EECU-ს კონტექსტურ ჩანაწერებში გამოვლენილია ორი ლოგიკური სიტყვა: ლოგიკური სიტყვა 1 და ლოგიკური სიტყვა 2

- ლოგიკური სიტყვა 2 წარმოადგენს EECU-ს მიერ ავიონიკისგან მიღებული ბრძანებების თარგმნას ARINC ბმულის საშუალებით
- ლოგიკური სიტყვა 1 წარმოადგენს რეგულირების მდგომარეობას, რომელიც ავიონიკას დაუბრუნდება

ამ ორ სიტყვაში მოცემული შესაბამისი დისკრეტული პარამეტრები მოცემულია დანართში 4 (სურათი 3.3.3 პუნქტში მოცემულია შედარება A არხიდან და B არხიდან წამოსულ დისკრეტულ პარამეტრებს შორის). ორივე არხის მიერ ჩაწერილი მონაცემები შესაბამისობაში იყო ერთმანეთთან.

ლოგიკური სიტყვა 2

ლოგიკური სიტყვა 2 წარმოადგენს EECU– ს მიერ ავიონიკისგან ARINC ბმულის გავლით მიღებული ბრძანების თარგმნას. ლოგიკური სიტყვა იწერება ყოველ 20 მილიწამში.

ლოგიკურ სიტყვაში 2 ჩასმული ზოგიერთი ორობითი სიტყვას ეწოდება დისკრეტული შეყვანის ნომრები (DIN). ორი მათგანი შეესაბამება ძრავის რეგულირების ბერკეტზე მოთავსებული გადამრთველის მოთხოვნილ მდგომარეობას (FLIGHT ან IDLE), DIN4 შეესაბამება (IDLE პოზიციას) და DIN10 (FLIGHT პოზიციას).

ამ ლოგიკურ სიტყვასთან ასოცირებულმა DIN– მა აჩვენა შემდეგი ფაქტები

06: 53: 35.88 საათამდე ავიონიკის მიერ მოცემული ბრძანების თარგმანი იყო შემდეგი:

- ფრენის რეჟიმი (DIN10 მნიშვნელობა 1-ზე)
- დამხმარე აღრიცხვის ერთეული იყო ნეიტრალურ მდგომარეობაში (DIN14 მნიშვნელობა 1-ზე)
- Garmin-ში მოცემული შენატანები არის ნომინალური ფრენის დროს მოსალოდნელი მონაცემები.

ამ მონაცემების ანალიზმა აჩვენა რომ:

ავიონიკის მიერ, 06: 53: 35.88 სთ–სა და 06: 53: 35.9სთ –ს შორის გაგზავნილი ბრძანების თარგმანი წარმოადგენს ცვლილებას FLIGHT- იდან IDLE- ზე.

- DIN10 გადავიდა 1 – დან 0 – მდე

- DIN4, რომელიც ახასიათებს IDLE რეჟიმს, გადართულია 0-დან 1-

მდე

- დამხმარე აღრიცხვის განყოფილება ნეიტრალურ მდგომარეობაში დარჩა

06: 53: 50.02 საათზე დაფიქსირდა კიდევ ერთი ცვლილება:

- DIN4 გადავიდა 1-დან 0-მდე
- DIN10 დარჩა 0-ზე
- დამხმარე აღრიცვის განყოფილება ნეიტრალურ მდგომარეობაში დარჩა

B	C	D	R	V	AB	AC	AD	AE	AY	AZ	BA	BB	BC
PON	Date écriture message (s)	POT (s)	- DIN3 - Auxiliary metering unit neutral position	- DIN10 - Flight ()	- DIN4 - Idle ()	- DIN3 (spare)	- DIN2 (spare)	- DIN1 - Stop ()	- STOP ()	- START ()	- IDLE ()	- FLIGHT ()	- RUN-UP ()
				348	435,9	435,8	1	1	0	0	0	0	0
348	435,9	435,82	1	1	0	0	0	0	0	0	0	1	0
348	435,9	435,84	1	1	0	0	0	0	0	0	0	1	0
348	435,9	435,86	1	1	0	0	0	0	0	0	0	1	0
348	435,9	435,88	1	1	0	0	0	0	0	0	0	1	0
348	435,9	435,9	1	0	1	0	0	0	0	0	1	0	0
348	449,94	445,94	1	0	1	0	0	0	0	0	1	0	0
348	449,94	445,96	1	0	1	0	0	0	0	0	1	0	0
348	449,94	445,98	1	0	1	0	0	0	0	0	1	0	0
348	449,94	446	1	0	1	0	0	0	0	0	1	0	0
348	449,94	446,02	1	0	1	0	0	0	0	0	1	0	0
348	449,94	446,04	1	0	1	0	0	0	0	0	1	0	0
348	449,94	446,06	1	0	1	0	0	0	0	0	1	0	0
348	449,94	446,08	1	0	1	0	0	0	0	0	1	0	0
348	449,94	446,1	1	0	1	0	0	0	0	0	1	0	0

ლოგიკური სიტყვა 2: FLIGHT და IDLE რეჟიმი

ლოგიკური სიტყვა 1: EECU კონტროლის რეჟიმები

ლოგიკური სიტყვა 1 წარმოადგენს რეგულაციის მდგომარეობას, რომელიც იგზავნება ავიონიკებში. ლოგიკური სიტყვა იწერება ყოველ 20 მილიწამში

-ლოგიკურ სიტყვა 1-თან ასოცირებულმა DIN- მა აჩვენა შემდეგი ფაქტები:

06: 53: 35.88 საათამდე ავიონიკასთან დაუბრუნებული კონტროლის სტატუსი იყო:

- FLIGHT კონტროლის სტატუსი (BIT 17 მნიშვნელობა 1-ზე)
- კონტროლი იყო ავტომატურ რეჟიმზე

- EECU-ს A არხი კონტროლდებოდა
- აქტიური იყო N2 ცვლადი მონაცემები

კონტროლის ეს სტატუსი შეესაბამება ჰორიზონტალური ფრენის ნორმალურ ფაზას.

06: 53: 35.88 და 06: 53: 35.9-ს შორის, EECU კონტროლის სტატუსი FLIGHT-დან გადავიდა IDLE- ში. ეს ცვლილება ჩაიწერა ორი დისკრეტული საშუალებით, რომლებიც შეიცვალა 20 მილიწამის განმავლობაში:

- BIT17 გადავიდა 1-დან 0-მდე
- BIT16, რომელიც ახასიათებს IDLE კონტროლის რეჟიმს, გადავიდა 0 – დან 1 – მდე
- აქტიური იყო N2 ცვლადი მონაცემები
- EECU-ს A არხს კონტროლდებოდა
- კონტროლი იყო ავტომატურ რეჟიმში

06: 53: 50,02 საათზე დაფიქსირდა კონტროლის სტატუსის კიდევ ერთი ცვლილება:

- BIT16 გადავიდა 1 – დან 0 – მდე, BIT17 დარჩა 0 – ზე
- ძრავის გამორთვის ავტორიზაცია 0-დან 1-მდეა შეცვლილი

06: 53: 50.08 საათზე დაფიქსირდა ბოლო ცვლილება:

- BIT18, რომელიც ახასიათებს RUN-UP კონტროლის რეჟიმს, გადავიდა 0-დან 1-მდე

B	C	D	R	V	AB	AC	AD	AE	AY	AZ	BA	BB	BC
PON	Date écriture message (s)	POT (s)	- DIN3A - Auxiliary metering unit neutral position	- DIN10 - Flight ()	- DIN4 - Idle ()	- DIN3 (spare) ()	- DIN2 (spare) ()	- DIN1 - Stop ()	- STOP ()	- START ()	- IDLE ()	- FLIGHT ()	- RUN-UP ()
348	435,9	435,8	1	1	0	0	0	0	0	0	0	1	0
348	435,9	435,82	1	1	0	0	0	0	0	0	0	1	0
348	435,9	435,84	1	1	0	0	0	0	0	0	0	1	0
348	435,9	435,86	1	1	0	0	0	0	0	0	0	1	0
348	435,9	435,88	1	1	0	0	0	0	0	0	0	1	0
348	435,9	435,9	1	0	1	0	0	0	0	0	1	0	0
348	449,94	445,94	1	0	1	0	0	0	0	0	1	0	0
348	449,94	445,96	1	0	1	0	0	0	0	0	1	0	0
348	449,94	445,98	1	0	1	0	0	0	0	0	1	0	0
348	449,94	446	1	0	1	0	0	0	0	0	1	0	0
348	449,94	446,02	1	0	1	0	0	0	0	0	1	0	0
348	449,94	446,04	1	0	1	0	0	0	0	0	1	0	0
348	449,94	446,06	1	0	1	0	0	0	0	0	1	0	0
348	449,94	446,08	1	0	1	0	0	0	0	0	1	0	0
348	449,94	446,1	1	0	1	0	0	0	0	0	1	0	0

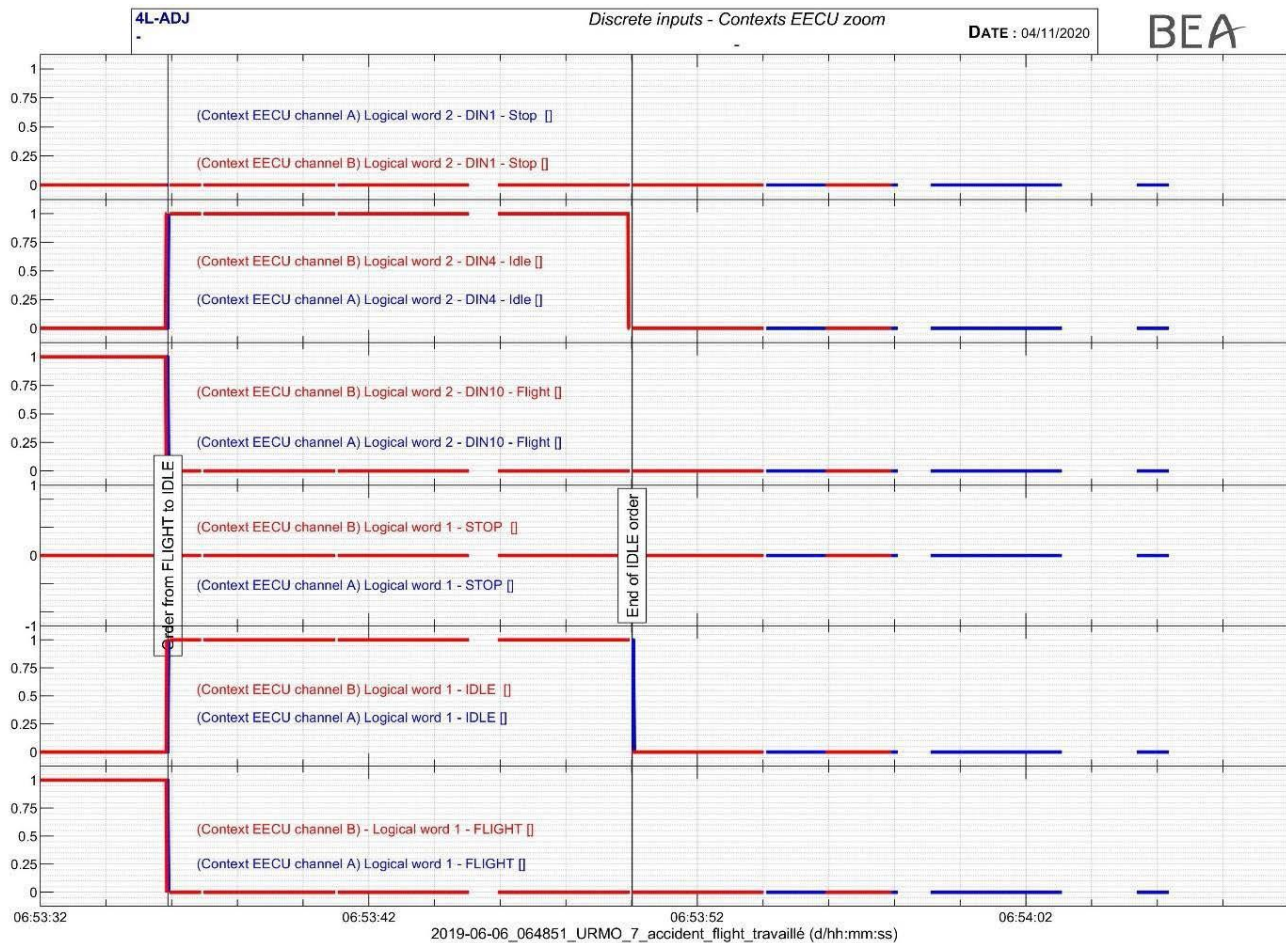
ლოგიკური სიტყვა 1: FLIGHT და IDLE რეჟიმი

ლოგიკური სიტყვების ანალიზი

მიღებული მონაცემების ანალიზმა გვიჩვენა:

- ძრავის რეგულირების გადამრთველის FLIGHT პოზიციიდან IDLE პოზიციაზე გადართვის მოთხოვნა EECU-ს მიერ დაფიქსირებული იქნა 06:53:35.88სთ-ზე
- FLIGHT- დან IDLE- ზე გადასვლის კონტროლის სტატუსი ავიონიკას დაუბრუნდა 06: 53: 35.9 საათზე
- დროის ინტერვალი ბრძანებასა და სტატუსის განახლებას შორის შეადგენდა 20 მწ, რაც ჯდება მწარმოებლის მიერ განსაზღვრულ დასაშვებ ზღვრებში.

06: 53: 50.02 საათზე ლოგიკური სიტყვა 1 გადავიდა IDLE- დან RUN-UP- ზე და ძრავის გათიშვის ავტორიზაცია გაიგზავნა ავიონიკებში. ეს ავტორიზაცია აცნობებს მფრინავს, რომ არსებობს პირობები ძრავის გასათიშად.



სურათი 4: დისკრეტული საშუალებების შედარების მაგალითი

შიდა გადამოწმება ხდება EECU-ს მიერ ყოველ 20 მწმ – ში, რათა შეამოწმოს შეყვანის და გამომავალი მონაცემების შესაბამისობა

თუ შეუსაბამობა გამოვლინდა (მაგალითად, თუ EECU-ს მიერ ორი ბრძანება FLIGHT და IDLE ერთდროულად ითარგმნება ლოგიკურ სიტყვაში 2), EECU-ში იწერება მტყუნება. სტანდარტულად, თუ ორივე ბრძანება მიიღება 30მწმ-ს ფარგლებში EECU-ს მიერ, EECU რეგულირების რეჟიმი დარჩება FLIGHT რეჟიმში.

მსგავსი ტიპის მტყუნება აღნიშნული ფრენისას არ დაფიქსირებულა.

კონტექსტური ჩანაწერების ანალიზი

კონტექსტური ჩანაწერების ანალიზი კონტექსტური

ჩანაწერების ანალიზი - არხი A

დროის გარდაქმნის შემდეგ, არხ A-სთვის სხვადასხვა დროის ინტერვალით, რომელიც ჩაწერილია EECU- ში, იყო:

- Context 1: [06:53:31.9 – 06:53:35.9] s
- Context 2: [06:53:45.94 – 06:53:49.94] s
- Context 3: [06:53:50.02 – 06:53:54.02] s
- Context 4: [06:53:54.1 - 06:53:58.1] s
- Context 5: [06:53:59.1 – 06:54:03.1] s
- Context 6: [06:54:05.38 – 06:54:06.36] s

Context number	Triggering cause	Description of the recording
Context 1	Switch from flight to idle	According to the manufacturer, this context is recorded anytime a switch is made from flight to idle, even without any failure
Context 2	May be associated to the group failures due to the impact with the ground	This context is related to some failures and has a duration of 4 seconds
Context 3	Associated to the group failures due to the impact with the ground	This context is related to some failures and has a duration of 4 seconds
Context 4	Associated to the group failures due to the impact with the ground	This context is related to some failures and has a duration of 4 seconds
Context 5	Associated to the group failures due to the impact with the ground	This context is related to some failures and has a duration of 4 seconds
Context 6	Associated to the group failures due to the impact with the ground	This context is related to some failures. It was noted that the context only had a duration of 98 ms

კონტექსტური ჩანაწერების ანალიზი - არხი B

დროის გარდაქმნის შემდეგ, არხ B- სთვის სხვადასხვა დროის ინტერვალით, რომელიც ჩაწერილია EECU- ში, კონტექსტური ჩანაწერები იყო :

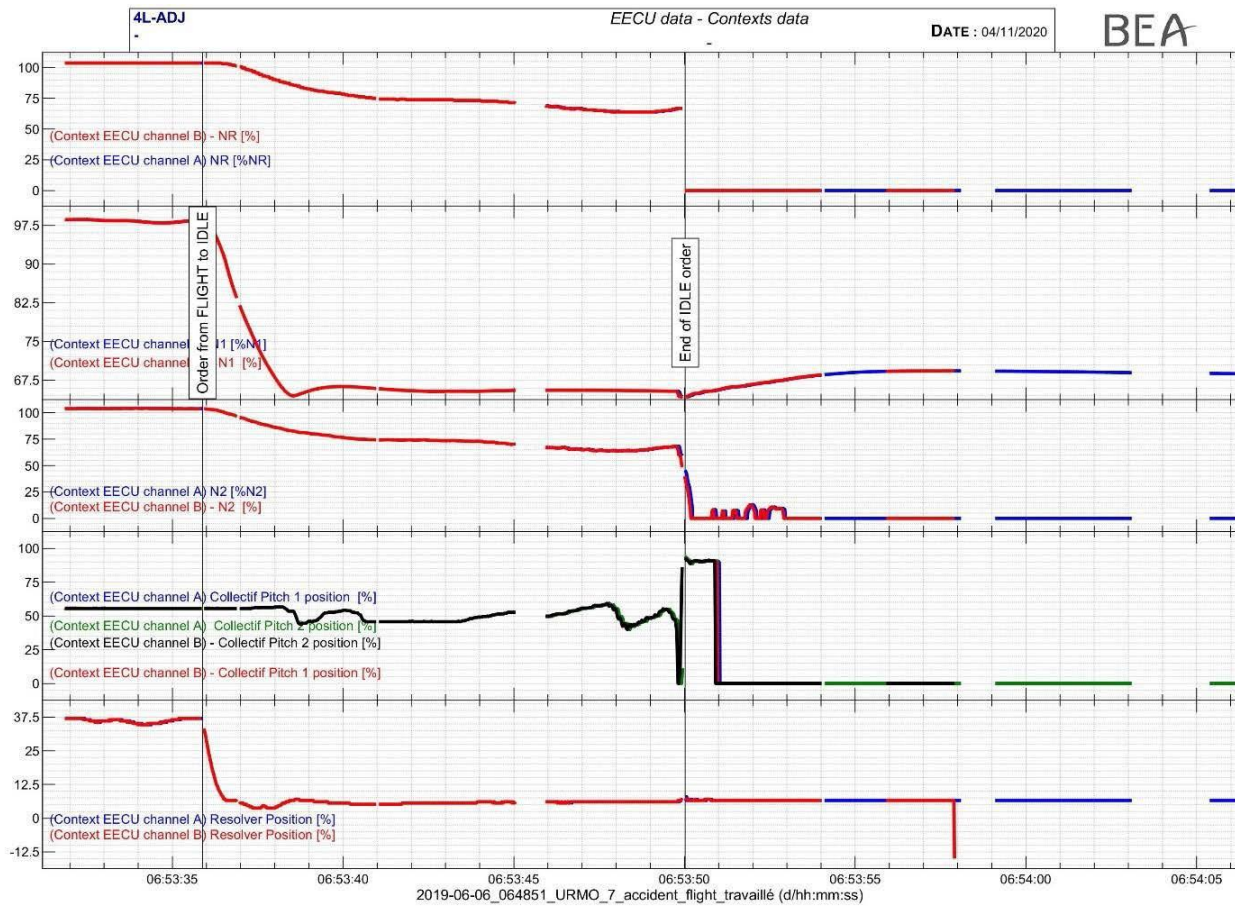
- Context 1: [06:49:33.19 – 06:49:37.19] s
- Context 2: [06:49:37.27 – 06:49:41.27] s
- Context 3: [06:49:41.35 – 06:49:45.35] s
- Context 4: [06:49:53.19 - 06:49:57.19] s
- Context 5: [06:49:57.27 – 06:50:01.27] s
- Context 6: [06:52:37.09 – 06:52:41.09] s
- Context 7: [06:52:41.17 – 06:52:45.17] s
- Context 8: [06:52:45.25 – 06:52:49.25] s
- Context 9: [06:53:31.85 – 06:53:35.85] s
- Context 10: [06:53:35.93 - 06:53:36.89] s
- Context 11: [06:53:36.97 – 06:53:40.97] s
- Context 12: [06:53:41.05 – 06:53:45.05] s
- Context 13: [06:53:45.93 – 06:53:49.93] s
- Context 14: [06:53:49.97] s
- Context 15: [06:53:50.07] s
- Context 16: [06:53:50.37] s
- Context 17: [06:53:50.01 – 06:53:54.01] s
- Context 18: [06:53:55.91 – 06:53:57.91] s
- Context 19: [06:54:03.07] s
- Context 20: [06:54:07.47] s

Context number	Triggering cause	Explanation of the recording
Context 1	Unknown	This context wasn't associated to any failure recorded by the EECU.
Context 2	Unknown	This context wasn't associated to any failure recorded by the EECU.
Context 3	Unknown	This context wasn't associated to any failure recorded by the EECU.
Context 4	Unknown	This context wasn't associated to any failure recorded by the EECU.
Context 5	Unknown	This context wasn't associated to any failure recorded by the EECU.
Context 6	Unknown	This context wasn't associated to any failure recorded by the EECU.
Context 7	Unknown	This context wasn't associated to any failure recorded by the EECU.
Context 8	Unknown	This context wasn't associated to any failure recorded by the EECU.
Context 9	Switch from flight to idle	According to SafranHE engineers, this context is recorded anytime a switch is made from flight to idle, even without any failure
Context 10	Unknown	This context wasn't associated to any failure recorded by the EECU.
Context 11	Unknown	This context wasn't associated to any failure recorded by the EECU.

Context 12	Unknown	This context wasn't associated to any failure recorded by the EECU.
Context 13	Unknown	This context wasn't associated to any failure recorded by the EECU.
Context 14	Associated to the group failures due to the impact with the ground	This context is related to some failures. It was not determined why the context had a duration of less than 20 ms
Context 15	Associated to the group failures due to the impact with the ground	This context is related to some failures. It was noted that the context had a duration of less than 20 ms
Context 16	Associated to the group failures due to the impact with the ground	This context is related to some failures It was noted that the context had a duration of less than 20 ms
Context 17	Associated to the group failures due to the impact with the ground	This context is related to some failures and has a duration of 4 seconds
Context 18	Associated to the group failures due to the impact with the ground	This context is related to some failures. It was noted that the context only had a duration of 2 s
Context 19	Associated to the group failures due to the impact with the ground	This context is related to some failures. It was noted that the context had a duration of less than 20 ms
Context 20	Associated to the group failures due to the impact with the ground	This context is related to some failures. It was noted that the context had a duration of less than 20 ms

დასკვნა კონტექსტურ ჩანაწერებზე

სურათი 5-ს სქემაზე მოცემულია რამდენიმე შესაბამისი პარამეტრი A და B არხებისთვის.



სურათი 5: კონტექსტური მონაცემები EECU-ს ორივე არხისთვის

დაახლოებით 06: 53: 35.9 საათზე, ლოგიკური სიტყვა 2 გადავიდა FLIGHT–
 იდან IDLE– ზე და ლოგიკურმა სიტყვამ 1 დაადასტურა ეს ცვლილება 20
 მილი.წმ – ში.

ზემოთ მოყვანილ ფიგურაზე ჩანს, რომ ლოგიკურ სიტყვებში ნაჩვენები
 FLIGHT– დან IDLE– ზე გადართვის ბრძანების შესაბამისად, N1 ჩაწერილი
 მნიშვნელობები შემცირდა და IDLE– ს ნომინალურმა მნიშვნელობამ 65% –ს
 მიაღწია. ეს შემცირება შეესაბამება სტანდარტული N1 შემცირებას IDLE
 ბრძანების შემთხვევაში. ეს გვიჩვენებს, რომ IDLE ბრძანება
 გათვალისწინებული იქნა ძრავას მიერ. ძრავის დანარჩენი პარამეტრების
 შემცირება მოჰყვა IDLE ბრძანებას (შემცირება N2, T4, P3).

შეინიშნებოდა, რომ A და B არხების კონტექსტური ჩანაწერები ჩაიწერა სხვადასხვა დროის ინტერვალებით. მხოლოდ ორი კონტექსტი შეიძლება შეესაბამებოდეს ორ არხს:

- A არხის კონტექსტი 1 შეიძლება შეესაბამებოდეს B არხის მე -9

კონტექსტს

- A არხის კონტექსტი 3 შეიძლება შეესაბამებოდეს B არხის მე -17

კონტექსტს

ასევე შეინიშნებოდა, რომ ზოგიერთი კონტექსტური ჩანაწერი არ ასოცირდებოდა EECU-ს B არხში დაფიქსირებულ ჩავარდნებთან.

შემდეგი შეუსაბამობები შეინიშნებოდა ამ ჩანაწერებში:

- ზოგიერთი კონტექსტი ჩაიწერა B არხში, ყოველგვარი ასოცირებული ჩავარდნების გარეშე

- ზოგიერთ კონტექსტს, მიწასთან შეჯახების შემდეგ, ჰქონდა შეუსაბამო განგრძობა.

- კონტექსტებთან ასოცირებული პარამეტრების უმეტესობა არ იქნა ჩაწერილი B არხში.

შესაბამისი ნახაზები მოცემულია მე -5 დანართში, სადაც ნაჩვენებია სხვადასხვა კონტექსტური ჩანაწერები და მათთან დაკავშირებული დისკრეტული ინფორმაცია.

დასკვნა ძრავზე

ფრენისას, რომლის დროსაც ვერტმფრენმა განიცადა საავიაციო შემთხვევა EECU-ს მიერ 06:53:35.88 სთ-ზე დაფიქსირებული იქნა ვერტმფრენის FLIGHT რეჟიმიდან IDLE რეჟიმზე გადართვის ბრძანება.

EECU-მ შესაბამისად უპასუხა მიღებულ ბრძანებას (ბრძანებაზე დასტური ავიონიკას გაეგზავნა 20 მილიწმ-ის შემდეგ).

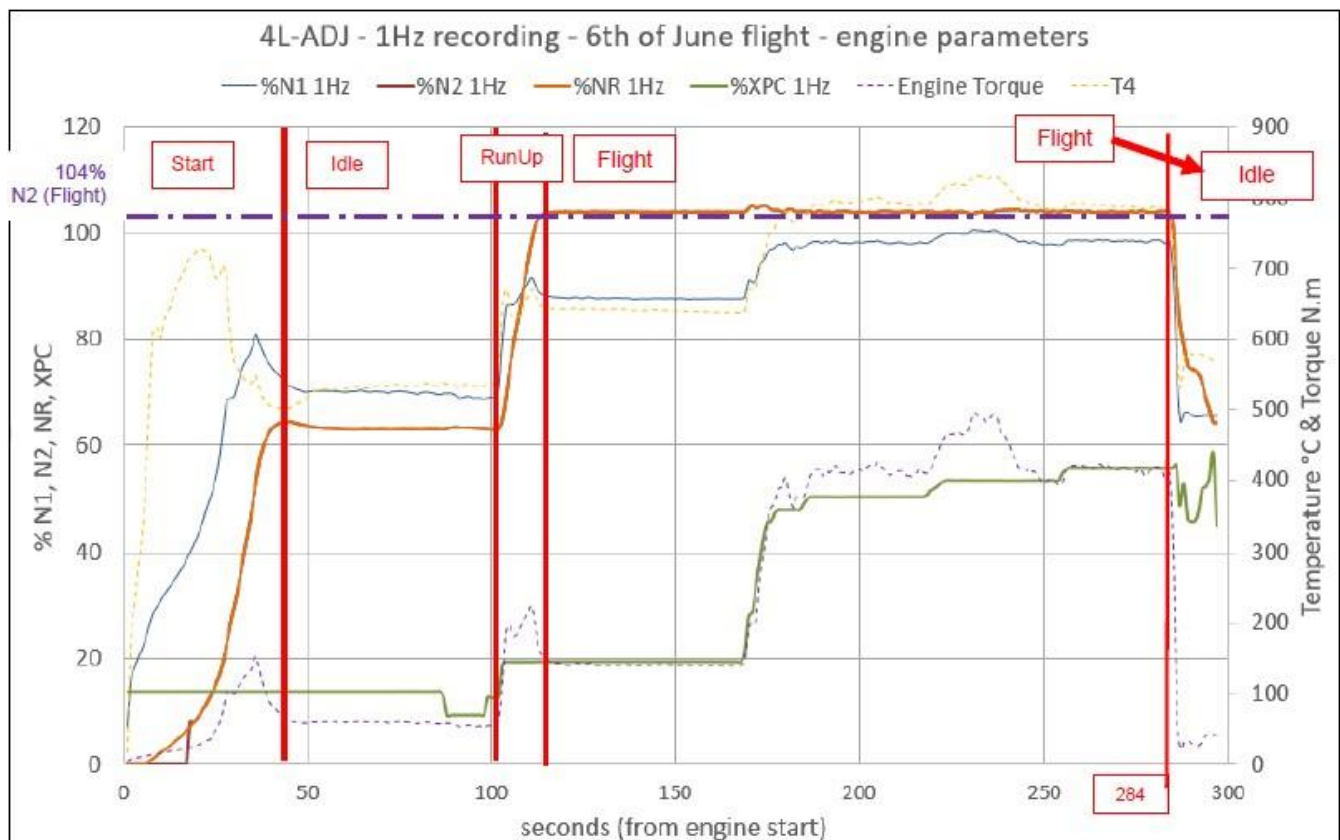
ჩაწერილმა ძრავის პარამეტრებმა აჩვენა რომ IDLE რეჟიმზე გადასვლის ბრძანებაზე ძრავმა სათანადო რეაგირება მოახდინა.

მიუხედავად იმისა რომ EECU-ს ორივე არხით გაკეთებულ კონტექტუალურ ჩანაწერებში აღმოჩენილი იქნა გარკვეული სახის შეუსაბამობები, ექსპერტიზამ ვერ გამოავლინა ძრავის მტყუნების რაიმე მტკიცებულება.

ძრავის ჩაწერილ პარამეტრებში ვერ იქნა ნაპოვნი ძრავის მტყუნების რაიმე სახის ნიშნები.

სქემა 1-ზე ნაჩვენებ ძრავის პარამეტრების თანახმად:

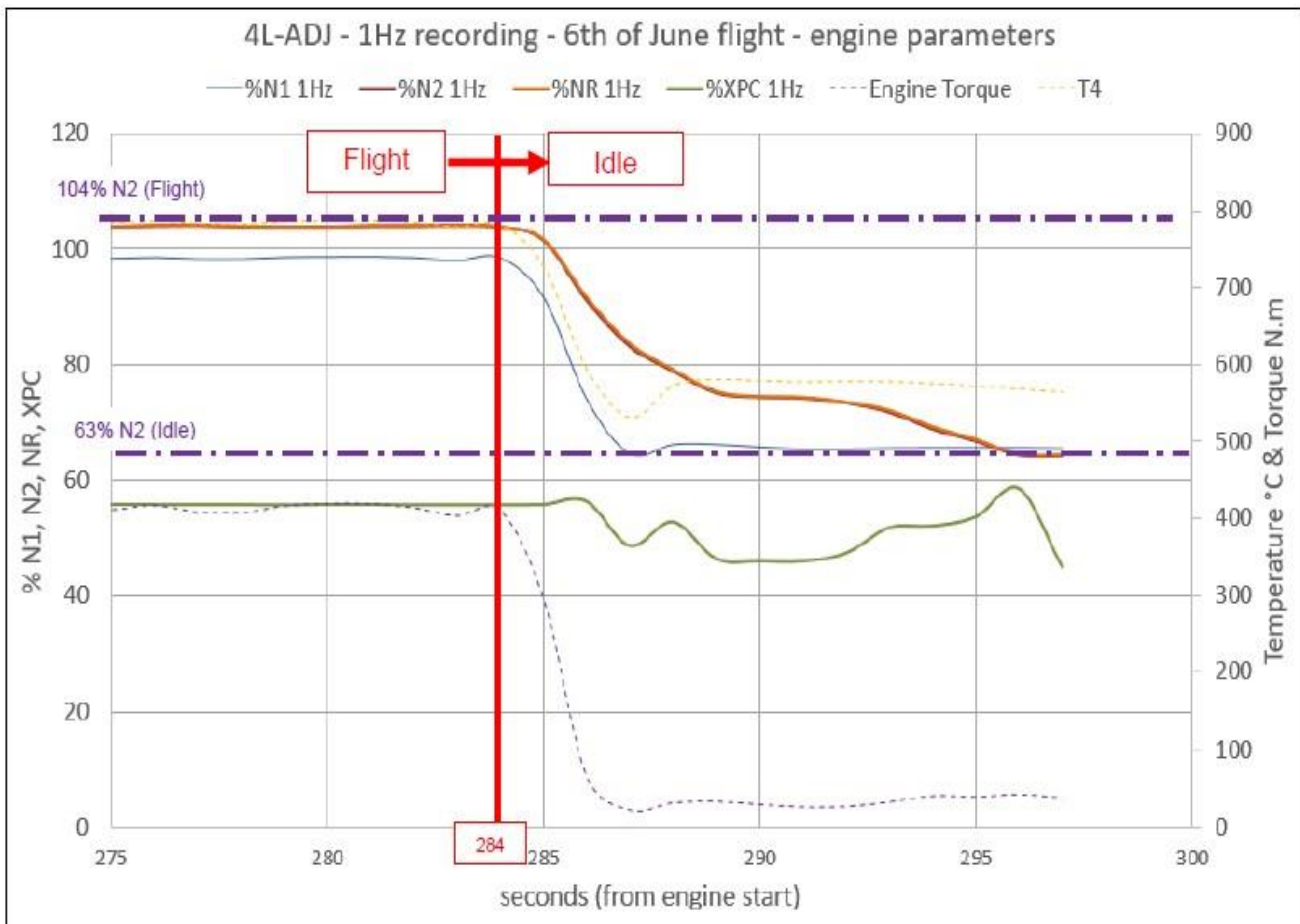
- ძრავის პარამეტრები ემთხვეოდა ძრავის მუშაობას ძრავის გაშვებიდან Idle-დე და Idle-დან flight პოზიციებამდე, იქ სადაც N2 მნიშვნელობა 104% იყო.
- ძრავის გაშვებიდან 284 წამში, N1, N2, NR-ის მნიშვნელობები მოულოდნელად იწყებს დავარდნას, რაც ჩაწერილი მონაცემების მიხედვით შეესაბამებოდა ფრენის რეჟიმის ცვლილებას flight-დან Idle-ზე.



სქემა 1. ძრავის პარამეტრები ძრავის გაშვებიდან ჩაწერის ბოლომდე.

სქემა 2-ზე ნაჩვენებია ძრავის პარამეტრები ძრავის გაშვებიდან 284 წამის შემდეგ:

- ძრავების ყველა პარამეტრი შეესაბამებოდა Idle რეჟიმის მახასიათებლებს (სქემა 2: N2(idle) = 63%)
- NR და N2 მონაცემები ემთხვოდა ერთმანეთს
- XPC ყოველთვის 46%-ზე მაღალი იყო



სქემა 2. ძრავის პარამეტრები, 1Hz უწყვეტი ჩანაწერის ბოლო 25 წამი.

დასკვნა ვერტმფრენის ნამსხვრევებზე

საავიაციო შემთხვევის ადგილზე ვერტმფრენის ნამსხვრევების, მზიდი როტორის, მართვის საჭის როტორის, ტრანსმისიის, შასების - თხილამურების და ძრავის მოდულების ფაქტიური მდგომარეობის შესწავლით და დაზიანების ხასიათით გამოვლინდა:

- საავიაციო შემთხვევამდე ფრენა მიმდინარეობდა საშტატო რეჟიმში, შენიშვნების გარეშე.
- ფრენისას ვერტმფრენის კონსტრუქციის ჰაერში დაშლას ადგილი არ ქონია.
- კონსტრუქციის დამსხვრევა მოხდა მიწასთან შეჯახების შედეგად.

ფრენის ანალიზი

როგორც ვერტმფრენი 4L-ADJ-ს ძრავის მართვის კომპიუტერული მოწყობილობა „EECU“- დან და ნავიგაციური მართვის მოწყობილობა „GARMIN“- დან ამოღებული შიდა მეხსიერების ბარათების ჩანაწერები, ასევე ვერტმფრენის აფრენის ადგილზე („ყაზბეგი“-ს ვერტმფრენების ბაზა), ანგართან განთავსებული სათვალთვალ ვიდეო კამერების ჩანაწერები და უშუალოდ ანგარის მიმდებარედ მყოფი თვითმხილველების მიერ, მობილური ტელეფონით გადაღებული, ვერტმფრენის აფრენის ამსახველი ვიდეო ჩანაწერების გაშიფვრის მონაცემები გვიჩვენებს, რომ 06:06:2019 წელს ვერტმფრენის მეთაური, ფრენის დაწყებამდე ასრულებს სტანდარტულ, ვერტმფრენის ფრენისწინა შემოწმება-მომზადებას, რომლის შემდეგაც წესისამებრ, აფრენაზე ნებართვის მიღების მიზნით, მობილური ტელეფონით უკავშირდება შპს „საქაერონავიგაცია“-ს შესაბამის სამსახურს და იღებს ფრენის შესრულების ნებართვას (ნივთმტკიცებულება - შპს „საქაერონავიგაცია“-დან გამოთხოვილი ამონაწერი).

06:52:40 სთ (UTC) = 10:52:40 სთ ადგილობრივი დროს.

06:52:40 სთ-ზე ვერტმფრენის მეთაურმა ორ მგზავრთან ერთად, „ყაზბეგი“-ს ვერტმფრენების ბაზის ანგარის წინ მოწყობილი ბეტონის საფარიანი ასაფრენი მოედნიდან განახორციელა ვერტმფრენით 4L – ADJ აფრენა. აფრენა 170 მეტრის სიმაღლემდე განხორციელდა ვერტიკალურად აფრენის რეჟიმში.

170 მეტრის სიმაღლეზე ვერტმფრენი გადადის ჰორიზონტალური ფრენის რეჟიმში, იწყებს სიჩქარის განვითარებას და მიემართება წინასწარ დაგეგმილი, სასტუმრო „რუმსი-ყაზბეგი“-ს დასაფრენი მოედნის მიმართულებით.

06:53:36 სთ-მდე, ფრენის სიმაღლე 170 მეტრი, ფრენის სიჩქარე 104, ფრენა მიმდინარეობს საშტატო რეჟიმში, შენიშვნების გარეშე.

06:53:37 სთ-ზე ხდება ძრავის გადაყვანა „FLY“(ფრენის) რეჟიმიდან „IDLE“(ძრავის მუშაობის ყველაზე დაბალ) რეჟიმზე და იწყება ვერტმფრენის ფრენის სიმაღლის სწრაფი შემცირება (დაშვების რეჟიმში გადასვლა), რაც 06:53:50 სთ-ზე მთავრდება ვერტმფრენის მიწასთან შეჯახებით.

როგორც ზემოაღნიშნული ფრენის პარამეტრების ჩანაწერების გაშიფვრამ გვიჩვენა, ფრენის მოცემულ კრიტიკულ მომენტში, დრო 06:53:36, როცა ძრავის მართვის ბერკეტის პოზიცია 56%, ხდება ძრავის გადაყვანა “FLY” რეჟიმიდან „IDLE“ რეჟიმზე, შემდეგ 3 წამში 06:53:39 ხდება ძრავის მართვის ბერკეტის დაბლა დაშვება 46% -ზე, შემდეგ 2 წამში 06:53:41 ხდება ძრავის მართვის ბერკეტის მაღლა აწევა 54%, შემდეგ 2 წამში 06:53:43 ხდება ძრავის მართვის ბერკეტის დაბლა დაშვება 47%-ზე, შემდგომ ხდება ყოველ წამიერად მაღლა აწევა, 06:53:45სთ-ზე ძრავის მართვის ბერკეტი 56%-ზე იყო ხოლო 06:53:47სთ-ზე აიწია 60%-მდე და 06:53:47სთ-ზე ხდება დაბლა დაშვება 46%-მდე.

იმ მომენტში, ფაქტიურად არ მომხდარა ძრავის მართვის ბერკეტის ბოლომდე დაბლა დაწევა, რაც ავტოროტაციის შენარჩუნების აუცილებელი პირობაა.

კრიტიკული მომენტის დაწყებიდან 06:53:36სთ, გაუარესდა ვერტმფრენის მზიდი როტორის აეროდინამიკური მახასიათებლები, რაც გამოიხატა ვერტმფრენის მზიდი როტორის ბრუნვათა რიცხვის შემცირებით, ამწევი ძალის შემცირებით, ვერტიკალური ვარდნის სიჩქარის გაზრდით, რამაც გამოიწვია ვერტმფრენის მართვის ეფექტურობის კრიტიკულად შემცირება, რამაც

შეუძლებელი გახადა ვერტმფრენისთვის შესაბამისი სიჩქარის, სიმაღლის და მიმართულების შენარჩუნება და უსაფრთხო დაფრენის განხორციელება.

ვერტმფრენის მზიდი როტორის ბრუნვათა რიცხვა (RPM NR) დაიწყო შემცირება და ვერტმფრენის მიწასთან შეჯახების მომენტში შეადგინა 65%, რაც არ არის საკმარისი სიმძლავრე ავტოროტაციის რეჟიმში უსაფრთხო დაფრენის განსახორციელებლად . (იხილეთ გრაფიკი 1, რომელიც გვიჩვენებს „Garmin“-ის მონაცემებს.)

გამომდინარე იქიდან, რომ ფრენა ხორციელდებოდა არაკონტროლირებად საჰაერო სივრცეში, როგორც წესი ამ ზონაში ფრენისას, მფრინავი საჰაერო მოძრაობის მეთვალყურესთან კავშირზე არ იმყოფება. მფრინავი ცენტრალურ სადისპეჩეროს გადასცემს მხოლოდ ფრენის რეგიონს, ფრენის დაწყების და დამთავრების დროს. შესაბამისად კონკრეტული ფრენის დროს, (კრიტიკული სიტუაციის განვითარებიდან მიწასთან შეჯახებამდე დრომ შეადგინა 13 წამი), მფრინავი მოკლებული იყო შესაძლებლობას ვინმესთვის შეეტყობინებინა იძულებითი დაშვების მიზეზი.

როგორც მოცემული ფრენის შესრულების მანერა - დინამიკა გვიჩვენებს, მოცემულ შემთხვევაში, ყველაზე დიდი ალბათობით მფრინავი ასრულებდა პროცედურებს, რაც ითვალისწინებდა დაუყოვნებლივ იძულებითი დაფრენის განხორციელებას ავტოროტაციის რეჟიმში. ვერტმფრენის ავტოროტაციის რეჟიმში გადაყვანა კი მოითხოვს, დაუყოვნებლივ ძრავის მართვის ბერკეტის ბოლომდე დაბლა დაშვებას, რისი მტკიცებულებაც არსებულ ჩანაწერებში არ არის.

1.18.საავიაციო შემთხვევის შემდეგ Safran Helicopter Engines–ის მიერ მიღებული უსაფრთხოების ზომები

4L-ADJ ვერტმფრენზე დამონტაჟებული ძრავის მართვის ელექტრონული ბლოკი EECU შემუშავებული იყო პროგრამული ვერსიით V501.

EECU-ს ახალი პროგრამული უზრუნველყოფის ვერსია V601 (მოდიფიკაცია Tf91) უკვე შემუშავებულია, წარმოებაშია ხელმისაწვდომია

მოდერნიზაციისთვის და მოიცავს პარამეტრების უწყვეტ ჩაწერას EECU– ში, ძრავის ამუშავებიდან (ზუსტად N1– დან > 7%) ძრავის გაჩერებამდე (ზუსტად N1– მდე) <5% ან, თუ N1 არ მოქმედებს, N2 <5%), მიუხედავად იმისა თუ ძრავი რომელ რეჟიმებზე (IDLE, FLIGHT, STOP) იქნება. დაგეგმილია 2021 წლის იანვარში ფლოტის 91% აღჭურვა V601 პროგრამული უზრუნველყოფით.

3. დასკვნა

აღმოჩენილი მტკიცებულებები:

1. საავიაციო შემთხვევის დროს, ვერტმფრენის რეგისტრაციის სერტიფიკატი, ვარგისიანობის სერტიფიკატი და ექსპლუატანტის სერტიფიკატი იყო მოქმედი.
2. ვერტმფრენისა და ძრავების ტექნიკური მომსახურეობა მიმდინარეობდა სამოქალაქო ავიაციის სააგენტოს მიერ დამტკიცებული უწყვეტი ტექნიკური მომსახურეობის პროგრამით.
3. ვერტმფრენის მეთაურს გააჩნდა მოქმედი, სამედიცინო და სამოქალაქო ავიაციის სააგენტოს მიერ გაცემული საფრენოსნო ლიცენზია.
4. მფრინავის საერთო ნაფრენი დრო შეადგენდა 1413 საათს, საიდანაც 85 საათი ნაფრენი ქონდა მეთაურის რანგში, ვერტმფრენ Bell 505-ზე.
5. ვერტმფრენის მართვა ხორციელდებოდა ვერტმფრენის (მარჯვენა) სავარძლიდან.
6. ვერტმფრენის კაბინაში, გაუქმებული და დემონტირებული იყო მარცხენა მხარეს დაყენებული მართვის საშუალებები (მიმართულების საჭის სატერფულები, ვერტმფრენისა და ვერტმფრენის ძრავის მართვის ბერკეტები).
7. არსებული იფორმაციის და მოპოვებული მონაცემების საფუძველზე დადგინდა, რომ მფრინავისთვის ფრენის რეგიონი იყო ნაცნობი და მას არაერთი ფრენა ქონდა შესრულებული აღნიშნულ ტერიტორიაზე.
8. ვერტმფრენის ასაფრენი წონა და ბალანსირება დადგენილ ფარგლებში იყო.

9. ვერტმფრენის მეტაურის ფრენისწინა დასვენების დრო შეესაბამებოდა არსებულ მოთხოვნებს.
10. საავიაციო შემთხვევის დროს ფაქტიური ამინდი იყო კარგი, გამომდინარე აქედან, ამინდი არ იყო საავიაციო შემთხვევის ხელშემწყობი ფაქტორი.
11. ვერტმფრენის კაბინაში მოთავსებული ძრავისთვის საწვავის მიწოდების ავარიულად გადაკეტვის სახელური ნაპოვნია გამორთულ მდგომარეობაში.
 - შესაძლებელია მფრინავმა, იგრძნო რა მიწასთან შეჯახების გარდაუვალობა, რასაც შეიძლებოდა მოჰყოლოდა ხანძარი, მან მიწასთან შეჯახებამდე ავარიულად ჩაკეტა ძრავის საწვავით მომარაგების ხაზი. (კონსტრუქციულად, სარქველის ავარიულად ჩაკეტვის შემდეგ, ძრავა კვლავ განაგრძობს მუშაობას, რადგან 15 წამის განმავლობაში კვლავ მიეწოდება საწვავის ხაზებში დარჩენილი საწვავი, რასაც ადასტურებს გაშიფრული ჩანაწერები).
 - ასევე შესაძლებელია საწვავის მიწოდების ავარიულად გადაკეტვა მოხდა მფრინავის ჩარევის გარეშე, მიწასთან შეჯახების შედეგად, კონსტრუქციის დეფორმირების დროს საწვავის ჩამკეტი ლითონის ბაგირის გაწელვის დროს.
12. მფრინავის სხეულზე ჩატარებულმა ქიმიურ-ტოქსიკოლოგიურმა ექსპერტიზამ აჩვენა, რომ ვერტმფრენის მფრინავის გვამიდან აღებულ სისხლში არ აღმოჩნდა მეთილის, ეთილის, იზოპროპილის სპირტები. სისხლში და შინაგან ორგანოებში არ აღმოჩნდა ნარკოტიკული საშუალებები და ფსიქოტროპული ნივთიერებები. სიკვდილის მიზეზია: სხეულის შერწყმული ბლავგი ტრამვა ჩონჩხის ძვლებისა და შინაგანი ორგანოების დაზიანება.
13. მფრინავის მარცხნივ მჯდომი მგზავრის სხეულზე ჩატარებულმა ქიმიურ-ტოქსიკოლოგიურმა ექსპერტიზამ აჩვენა, რომ გვამიდან აღებულ სისხლში და შინაგან ორგანოებში აღმოჩნდა კრუნჩხვის საწინააღმდეგო საშუალება „კარბამაზეპინი“. სისხლში არ აღმოჩნდა მეთილის, ეთილის, იზოპროპილის სპირტები. სისხლში და შინაგან ორგანოებში არ აღმოჩნდა ნარკოტიკული საშუალებები და ფსიქოტროპული ნივთიერებები.

სამედიცინო გამოკვლევით შესაძლებელი არ არის იმის ახსნა, მოხდა თუ არა მგზავრის კრუნჩხვით შეპყრობა ფრენის დროს.

სიკვდილის მიზეზია: სხეულის შერწყმული ბლავგი ტრამვა ჩონჩხის ძვლებისა და შინაგანი ორგანოების დაზიანება.

14. ვერტმფრენის კაბინაში უკან მჯდომი მგზავრის სხეულზე ჩატარებულმა ქიმიურ-ტოქსიკოლოგიურმა ექსპერტიზამ აჩვენა, რომ გვამიდან აღებულ სისხლში არ აღმოჩნდა მეთილის, ეთილის, იზოპროპილის სპირტები. სისხლში და შინაგან ორგანოებში არ აღმოჩნდა ნარკოტიკული საშუალებები და ფსიქოტროპული ნივთიერებები.

სიკვდილის მიზეზია: სხეულის შერწყმული ბლავგი ტრამვა ჩონჩხის ძვლებისა და შინაგანი ორგანოების დაზიანება.

15. ვერტმფრენის ძრავის მართვის ბერკეტიდან აღებული დნმ-ის ტესტირებამ გვიჩვენა, რომ ძრავის მართვის ბერკეტის თავზე მოთავსებულ "fly-adle" გადამრთველის პლასტმასის გატეხილ ნაწილებზე ნაპოვნია მხოლოდ მფრინავის დნმ.

16. ძრავის მართვის ბერკეტის თავზე მოთავსებული "fly-Idle" გადამრთველი შემოწმდა ელექტრული წრედის უწყვეტობაზე. გადამრთველი მუშაობდა გამართულად, მოთხოვნის შესაბამისად.

17. არ არსებობს არანაირი მტკიცებულება იმის შესახებ, რომ ადგილი ქონდა რაიმე სახის პრობლემას „ანტივიბრაციული დემპფერის“ დამონტაჟებისას ან რაიმე ტექნიკურ შეუსაბამობას, რაც შეზღუდავდა მის ფუნქციონირებას.

18. „HMU“-ს შუალედური გადაცემათა კბილანის წინა საკისარი ნაპოვნი იქნა დაზიანებულ მდგომარეობაში. „Safran Helicopter Engines“-ის განმარტებით საკისრის გარსაკარის 8 დამჭერიდან 7-ის დაკარგვა არის არცთუ ისე იშვიათი შემთხვევა, რომლის მსგავსი შემთხვევების გამოცდილება საკმაოდ დაგროვდა ძრავ Arrius 2R-ის მომსახურებისას, ამ გამოცდილების საფუძველზე დადგინდა რომ მსგავსი სახის დაზიანება ხელს ვერ შეუშლიდა ძრავის ფუნქციონირებას (იხილეთ „Safran Helicopter Engines „-ს მიერ წარმოდგენილი პრეზენტაცია. დანართი 1).

19. ძრავის მოდულის M01 გამოკვლევის თანახმად, „HMU“-ს შუალედური გადაცემის წინა საკისარის გარსაკრის დამჭერების დაკარგვა არ შეიძლება იყოს კავშირში საავიაციო შემთხვევის გამომწვევ მიზეზებთან.
20. „EECU“-ს უწყვეტი ჩაწერა იწყება აკუმულატორის ბატარეის ჩართვისას და წყდება, როდესაც ძრავის გადართვა ხდება IDLE რეჟიმში. ეს დიზაინი შემუშავებულია Safran HE- ს ინჟინრების მიერ, იმ მოსაზრებით, რომ მათ შეძლონ მეხსიერებაში მეტი ფრენის მონაცემების ჩაწერა.
21. ძრავა Arrius 2R S / N 50065, რომელიც აღჭურვილია EECU P / N 70EMS01010 S / N 4495, ჩატარებული მოკვლევის დროს გაირკვა, რომ 2019 წლის 6 ივნისის ფრენის დროს ძრავა flight რეჟიმიდან გადაყვანილი იქნა Idle რეჟიმზე. მანამდე ფრენის განმავლობაში ძრავა მუშაობდა მოთხოვნების შესაბამისად.

საავიაციო მოვლენა, რომელიც მოხდა 2019 წლის 6 ივნისს, ყაზბეგის მუნიციპალიტეტში, BELL-505 ტიპის ვერტმფრენზე, სარეგისტრაციო ნიშნით 4L-ADJ, კლასიფიცირდება როგორც საავიაციო შემთხვევა.

გამომდინარე იქიდან, რომ ვერტმფრენ BELL-505, სახელმწიფო სარეგისტრაციო ნიშნით 4L-ADJ-ზე, ფრენის პარამეტრების (FDR) და კაბინის ვიზუალური ან ხმოვანი (CVR) საბორტო თვითჩამწერი მოწყობილობების დაყენება კონსტრუქციულად გათვალისწინებული არ არის, შეუძლებელია მოცემული ფრენის დროს პილოტის კაბინაში განვითარებული კრიტიკული სიტუაციის ზუსტად აღწერა.

მოკვლევის მსვლელობისას შესრულებულმა სამუშაოებმა- ექსპერტიზებმა, ტესტირებებმა და კვლევებმა გვიჩვენა, რომ მონაცემებს რომლებიც იქნა ჩამოტვირთული ვერტმფრენის კომპიუტერული მოწყობილობებიდან „Garmin“ და „EECU“ არ შეუძლიათ ახსნან ის მიზეზი, თუ რატომ იქნა ვერტმფრენის ძრავის მართვის ბერკეტზე განთავსებული გადამრთველი „fly“ პოზიციიდან „Idle“ პოზიციაზე გადართული, ისევე როგორც მიზეზი იმისა, თუ რატომ არ მოხდა ძრავის მართვის ბერკეტის დაბლა ბოლომდე დაშვება, რაც ავტოროტაციის რეჟიმში დაფრენის განხორციელების აუცილებელი პირობაა.

4. უსაფრთხოების რეკომენდაციები

ფრენის უსაფრთხოების გაუმჯობესების და მომავალში საავიაციო შემთხვევების პრევენციისა და რისკების შემცირების მიზნით, მოცემული საავიაციო შემთხვევის მოკვლევის საბოლოო ანგარიში დაეგზავნოთ:

- საქართველოს სამოქალაქო ავიაციის სააგენტოს;
- საფრანგეთის უსაფრთხოების მოკვლევის ბიუროს (BEA);
- ვერტმფრენის ძრავის დამამზადებელ საწარმოს „Safran Helicopter Engines“ (საფრანგეთი);
- კანადის ტრანსპორტის უსაფრთხოების მოკვლევის ბიუროს (TSB)
- ვერტმფრენის დამამზადებელ საწარმოს „Bell Helicopter“ (აშშ);

საქართველოს სამოქალაქო ავიაციის სააგენტომ უზრუნველყოს:

1. გაძლიერებული კონტროლი ვერტმფრენების ექსპლუატანტებზე.
2. განიხილოს ქვეყანაში დამატებითი გამკაცრებული რეგულაციის მიღების შემდეგი საკითხები:
 - მთიან რეგიონებში ვერტმფრენების ორი მფრინავით ოპერირების მოთხოვნები;
 - მთიან რეგიონებში მფრინავების ფრენებზე დაშვების (კონკრეტული ტიპის ვერტმფრენზე მეთაურის რანგში ნაფრენი საათების და გამოცდილების გათვალისწინებით განსაზღვრა) საკითხი.

ვერტმფრენის ძრავის დამამზადებელ საწარმო „Safran Helicopter Engines“ უზრუნველყოს:

1. მიუხედავად იმისა, რომ ძრავზე ექსპერტიზისას, ელექტრომაგნიტურ სარქველზე აღმოჩენილი, საწვავის ტუმბოს „HMU“-ს შუალედური გადაცემის წინა საკისრის გარსაკრის 4 დამჭერის ფაქტი, საავიაციო შემთხვევის გამომწვევ მიზეზად არ დადგინდა, გთხოვთ განიხილოთ ძრავის Arrius 2R ელექტრო-მაგნიტური სარქველის დიზაინის

გაუმჯობესების საკითხი, რითაც ელექტრო-მაგნიტურ სარქველზე პატარა ზომის მეტალის ნაწილაკის არსებობის შემთხვევაშიც კი შესაძლებელი იქნება, ავიონიკის მიერ „CAS“ ტიპის გამაფრთხილებელი შეტყობინების დაფიქსირება.

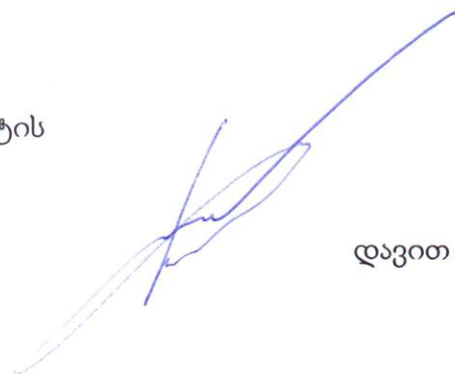
ვერტმფრენის დამამზადებელმა საწარმო „Bell Helicopter“ უზრუნველყოს:

1. განიხილოს ვერტმფრენის მფრინავების კაბინაში ვიდეო ჩამწერი მოწყობილობის დამონტაჟების საკითხი;
2. ვერტმფრენის მფრინავების კაბინაში, მფრინავების სავარძლებს შორის გამჭვირვალე გამყოფი ტიხარის (რომელიც გამოყენებულ იქნება მფრინავის გვერდით სავარძელში მგზავრის არსებობისას) დამონტაჟების საკითხი.

შენიშვნა: საფრანგეთის უსაფრთხოების მოკვლევის ბიუროს (BEA) აკრედიტებული წარმომადგენელი, არ ეთანხმება საქართველოს მოკვლევის ბიუროს მიერ, ვერტმფრენის ძრავის დამამზადებელ საწარმო „Safran Helicopter Engines“-თვის ძრავის Arrius 2R ელექტრო-მაგნიტური სარქველის დიზაინის გაუმჯობესების მიზნით მიცემულ რეკომენდაციას.

სამოქალაქო ავიაციის საერთაშორისო ორგანიზაცია ICAO-ს დანართი 13, პარაგრაფი 6.3. შესაბამისად მოცემულ მოკვლევას დამატების სახით ერთვება მათ მიერ წარმოდგენილი ტექსტი. (იხილეთ დამატება 1. დედანში ინგლისურ ენაზე).

სამოქალაქო ავიაციისა და საზღვაო ტრანსპორტის
სფეროებში მომხდარი სატრანსპორტო
შემთხვევებისა და ინციდენტების მოკვლევის
ბიუროს უფროსი



დავით გიუნაშვილი

დამატება 1. საფრანგეთის უსაფრთხოების მოკვლევის ბიუროს (BEA) აკრედიტებული წარმომადგენლის მიერ წარმოდგენილი მოსაზრება.

Electrical Magnetic Plugs design

The Electrical Magnetic Plugs are designed to detect metal particles that are generated by the engine and that are drained into the oil system. The size of a particle that can reach the Electrical Magnetic Plug is limited because of the strainer which is located upstream in the oil circuit. Moreover, the functional specification for this kind of design is not tied to the metallic article size, but rather to the magnetic strength as well as as the air gap length.

The Arrius 2R Electrical Magnetic Plug is of the same technology as the whole Arrius 2 fleet electrical magnetic plugs, which global in-service experience show that no Uncommanded In Flight Shut Down ever occurred following an accessory gear bow bearing failure. All accessory gear bearings or gears failure have systematically led to chip detection.

In the case of a loss of a tab from an accessory gear box bearing, combined with no chip light early warning, it was demonstrated with engine bench tests and analysis (and shared with EASA) that :

- The loss of all tabs is necessary to initiate a bearing ball contact,
- This ball contact is generating a flaking wear which is very slow (more than 50 running hours),
- This flaking will lead to a scattering of metallic particles into the oil system that would eventually be detected by the Electrical Magnetic Plug.

In 2019, SafranHE worked and designed a modification “Tf90” (SB_319_72_4090) of the forward HMU shaft bearing which replaced the “stamped” design by a “riveted” design to avoid tabs to be lost by the separator cage (hence, that also avoids the tabs to go into the oil system).

Additionally, in 2021, a complementary modification “Tf96” will be implemented to replace all stamped type bearings into the accessory gear box of Arrius 2R by riveted design.

As a summary, the following paragraph of the draft Final Report shall be reviewed and amended taking into account the above explanations:

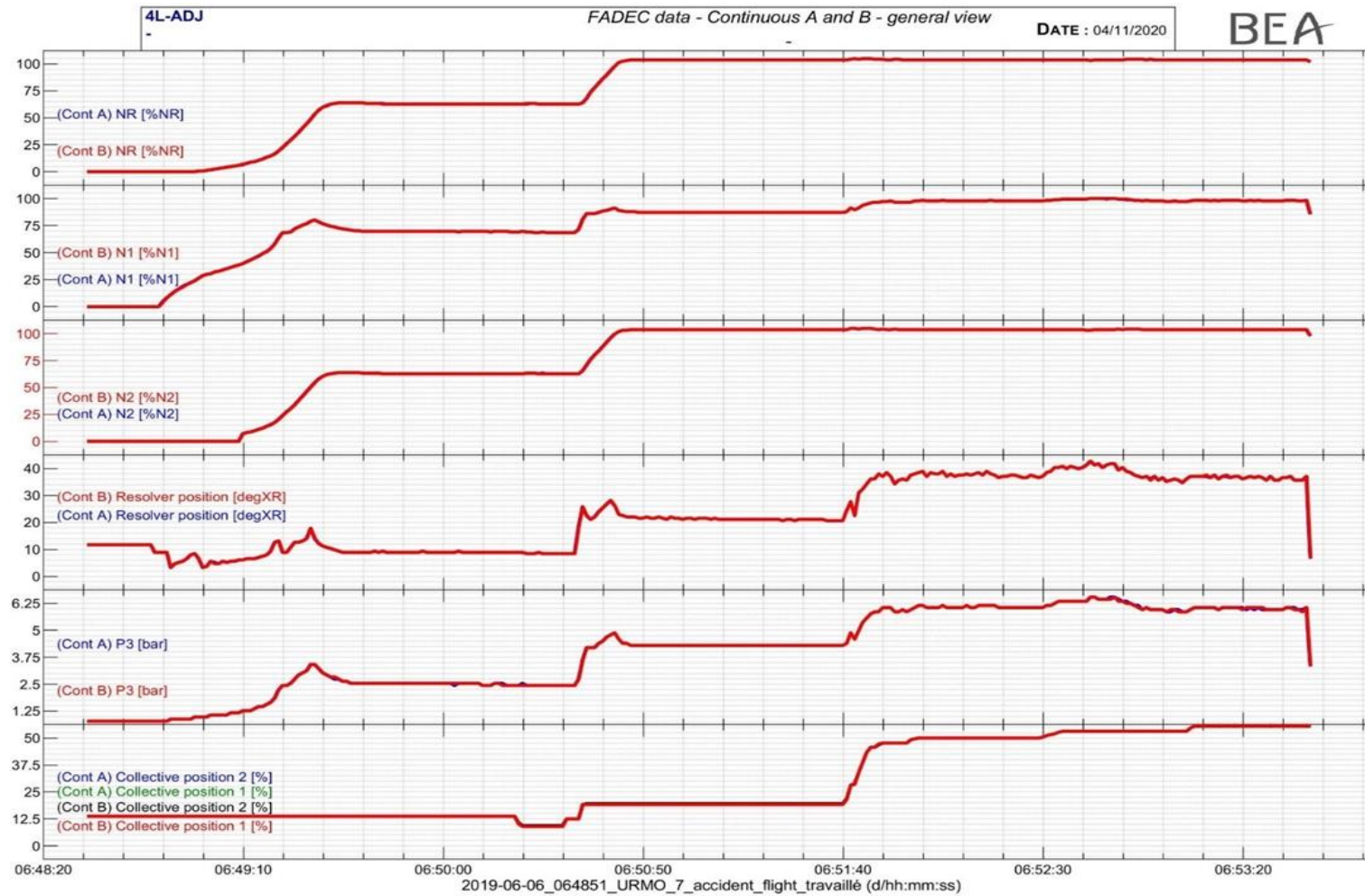
- Safety recommendations

“To change design of Electrical Magnetic Plugs of the engine, which will gives result - chip CAS message by the avionic even in the presence of small parts of metal shavings.”

The BEA proposes to remove this recommendation since the present design of the magnetic plugs allows to detect small metallic particles and the loss of the tabs was not a contributing factor to the accident.

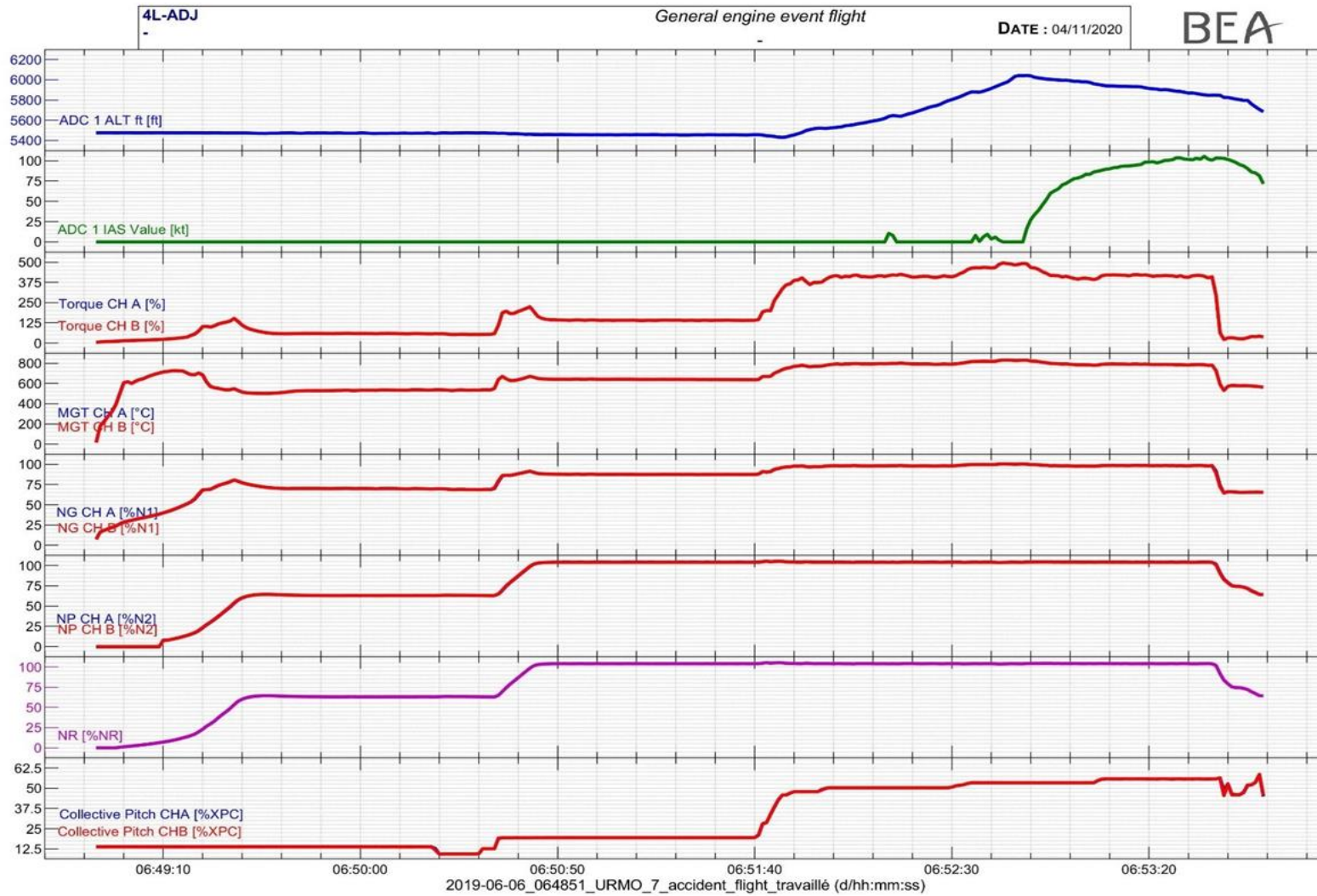
დანართები

დანართი 1. EECU-ს მონაცემები - უწყვეტი ჩანაწერი A და B - მთელი ფრენა



დანართი 2 GARMIN-ს ჩანაწერები

2.1 ძრავასთან დაკავშირებული პარამეტრები GARMIN-ის უწყვეტ ჩანაწერებში - საავიაციო შემთხვევის ფრენა

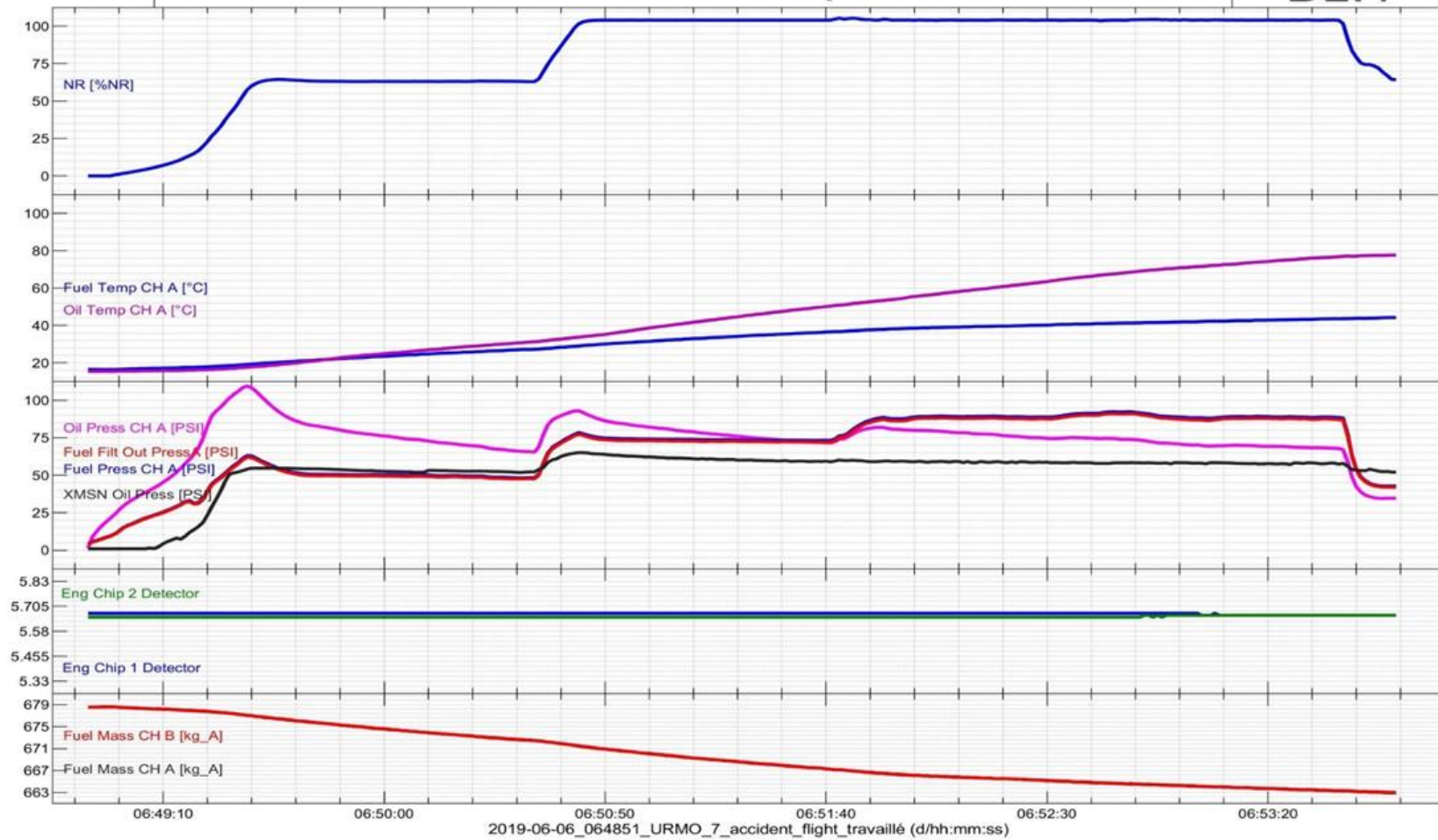


4L-ADJ

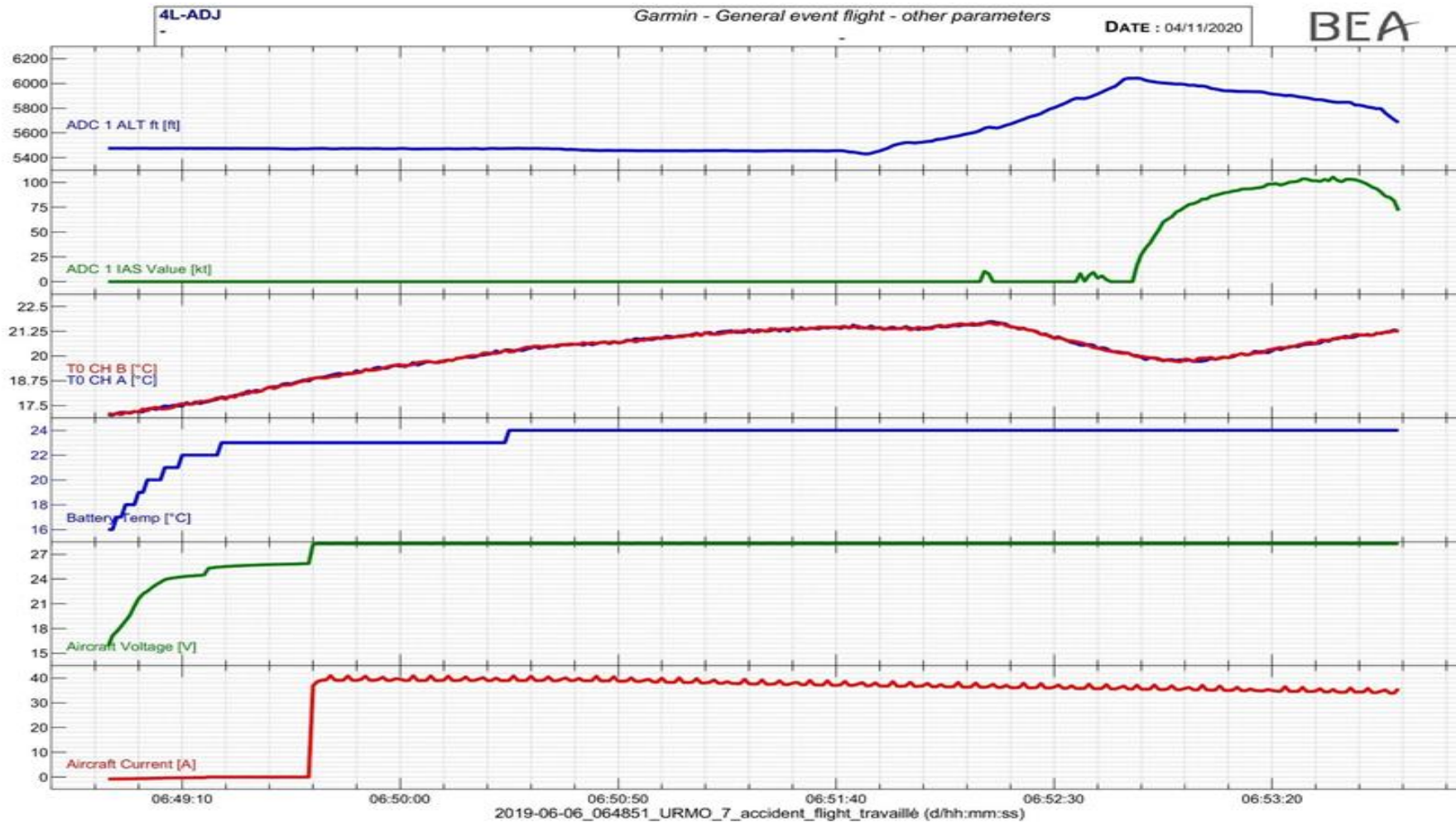
Health Engine Event Flight

DATE : 04/11/2020

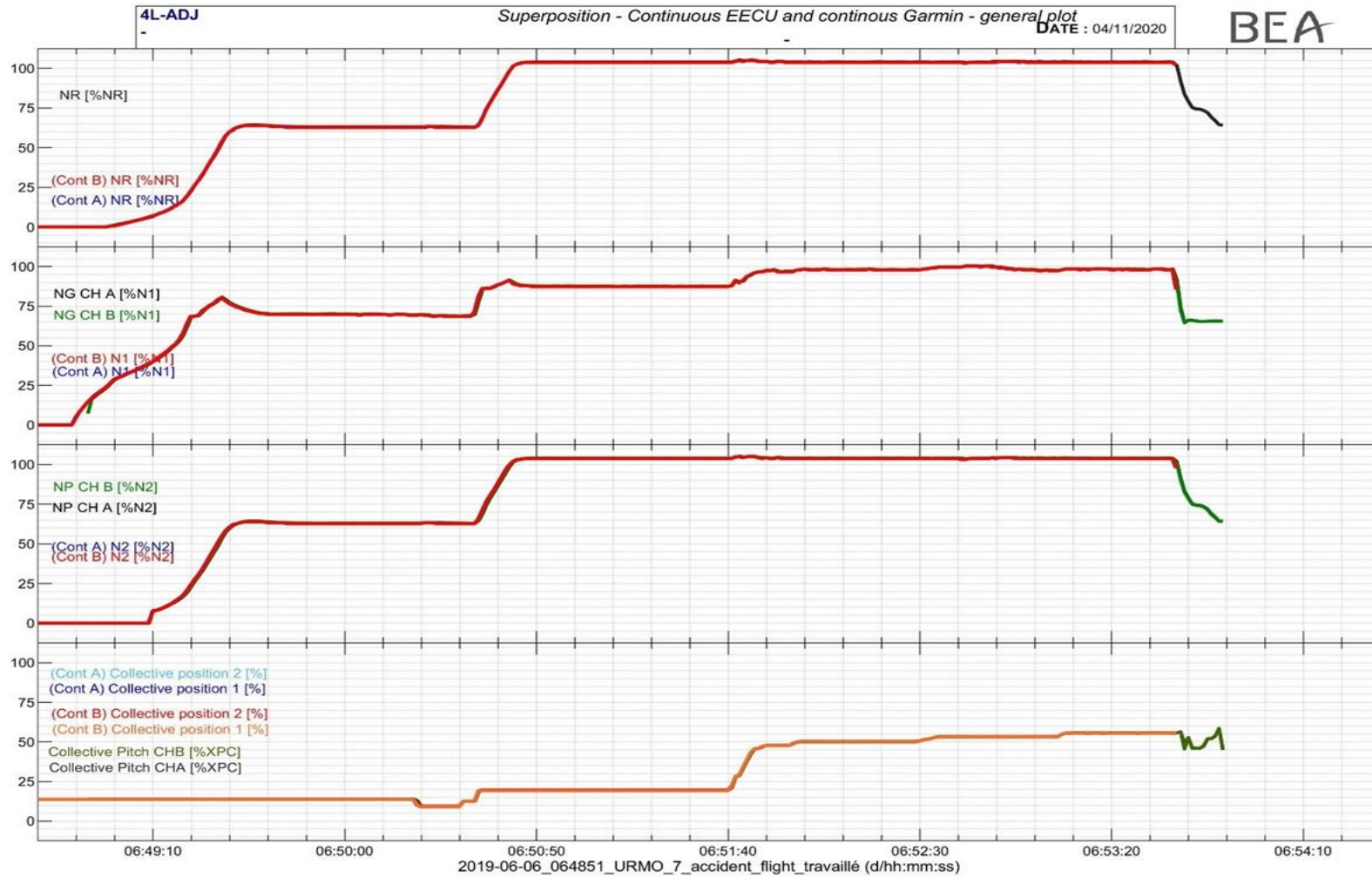
BEA



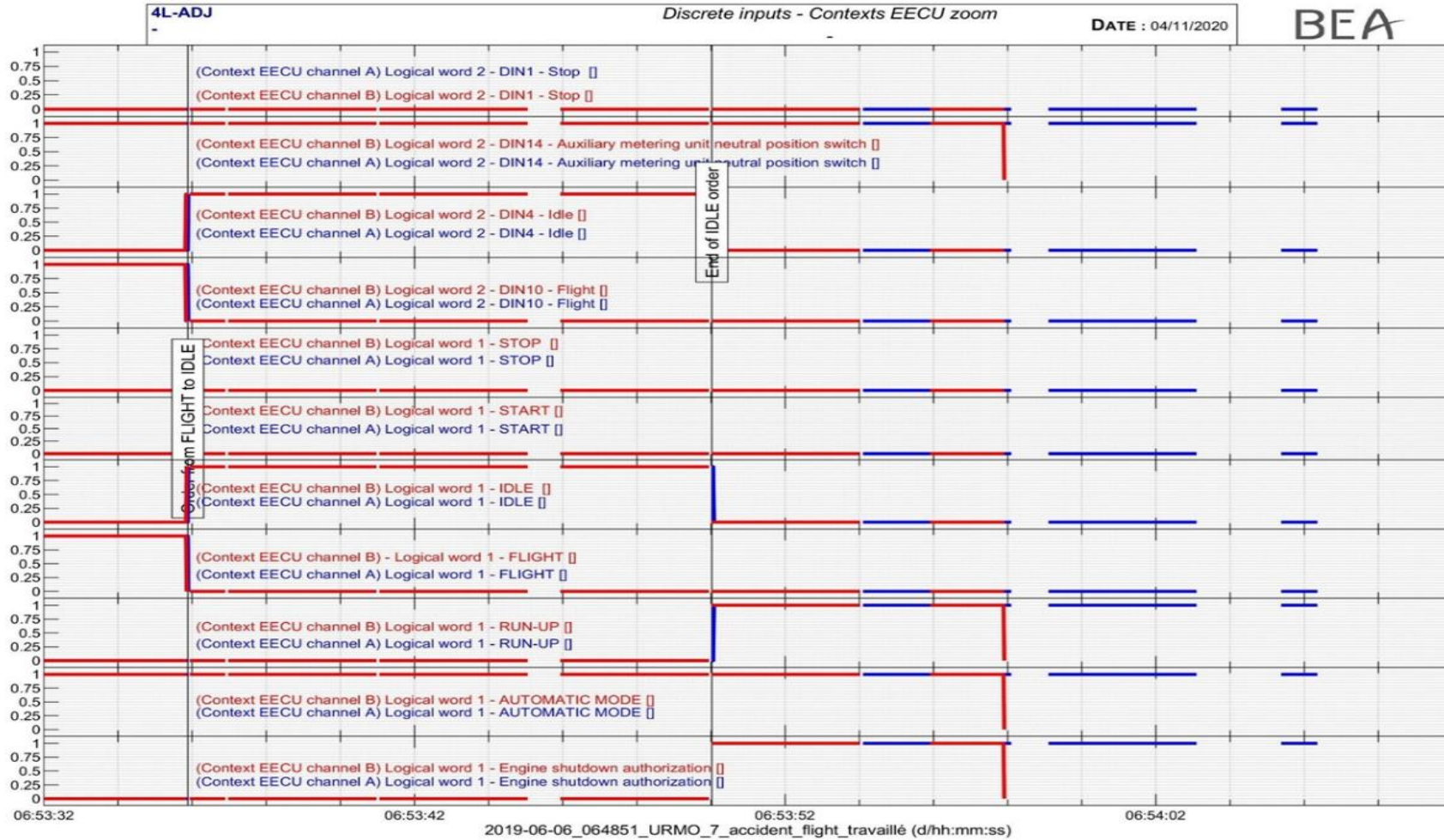
2.2 სხვა პარამეტრები GARMIN-ის უწყვეტ ჩანაწერებში - საავიაციო შემთხვევის ფრენა



დანართი 3. შედარება GARMIN- ს და EECU- ს მონაცემებს შორის - მუდმივი B - მთელი ფრენა



დანართი 4. EECU- ს ლოგიკური სიტყვები



დანართი 5. EECU კონტექსტური ჩანაწერები

