



**РЕПУБЛИКА СРБИЈА
ЦЕНТАР ЗА ИСТРАЖИВАЊЕ
НЕСРЕЋА У САОБРАЋАЈУ**

ИЗВЕШТАЈ О ИСТРАЗИ УДЕСА АВИОНА

Авион:	ESQUAL VM 1C
Регистарска ознака:	YU-A299
Година производње:	2005/2020
Серијски број:	SE010
Власник:	Arsi Aviation doo.
Корисник:	Arsi Aviation doo.
Место озбиљне незгоде:	насеље Батајница, град Београд
Датум озбиљне незгоде:	10. 08. 2023. године
Време озбиљне незгоде:	12:04 (ЛВ)
Фаза лета:	Полетање

Мај 2025.

У овом Извештају изнети су резултати истраживања удеса ултра лаког авиона ESQUAL VM 1C, регистарске ознаке YU-A299, који се догодио дана 10. 08. 2023. године у атару насеља Батајница, градска општина Земун, град Београд.

Радну групу за испитивање овог удеса образовао је директор Центра за истраживање несрећа у саобраћају (даље - Центар), Решењем Број: 343-00-01/2023-01-02-11 од 21. 08. 2023. године.

Истраживање удеса спроведено је у складу са одредбама Закона о истраживању несрећа у ваздушном, железничком и водном саобраћају („Службени гласник РС“ бр. 66/15 и 83/18) и Правилника о истраживању удеса и озбиљних незгода у ваздушном саобраћају („Службени гласник РС“ бр. 113/2015 и 50/2019).

Истраживање и откривање узрока несрећа (удеса и озбиљних незгода) нема за циљ утврђивање кривичне, привреднопреступне, прекршајне, дисциплинске, грађанскоправне или неке друге одговорности. Стручни послови који се односе на истраживања несрећа су независни од кривичних истрага или других паралелних истрага којима се утврђује одговорност или одређује степен кривице. Сви удеси и озбиљне незгоде у ваздушном саобраћају морају да се истраже и анализирају како би се утврдиле чињенице под којима су се десили, ако је могуће открили њихови узроци и потом предузеле мере којима се спречавају нови удеси и озбиљне незгоде.

Сва времена у овом Извештају су приказана као **LT** (*Local Time* - Локално време).

САДРЖАЈ

1	ЧИЊЕНИЧНЕ ИНФОРМАЦИЈЕ.....	4
1.1	Историјат лета.....	4
1.2	Повреде.....	4
1.3	Оштећења на авиону.....	4
1.4	Штета причињена трећим лицима.....	7
1.5	Подаци о пилоту авиона	7
1.6	Подаци о авиону.....	8
1.7	Информација о организацији.....	8
1.8	Стање на месту удеса.....	9
1.9	Метеоролошки подаци.....	11
1.10	Навигациона средства и опрема.....	11
1.11	Подаци о комуникацији пилота са надлежном контролом летења	13
1.12	Регистратори лета	13
1.13	Медицински и патолошки подаци.....	13
1.14	Подаци о пожару.....	13
1.15	Трагање и спасавање.....	14
1.16	Аспекти преживљавања	14
1.17	Испитивања и истраживања	14
2	АНАЛИЗА УДЕСА.....	15
3	ЗАКЉУЧЦИ	41
3.1	Налази	41
3.2	Узроци удеса.....	41
4	БЕЗБЕДНОСНЕ ПРЕПОРУКЕ	42
5	ПРИЛОГ	42

1. ЧИЊЕНИЧНЕ ИНФОРМАЦИЈЕ

1.1. Историјат лета

Дана 10. августа 2023. године око 12:04 часова по локалном времену у насељу Батајница, градска општина Земун, град Београд, а у близини аеродрома „Земун поље -13. мај“ (у рејону петље Батајница аутопута Београд-Нови Сад), дошло је до удеса ултралаког авиона типа Esqual VM 1С, регистарске ознаке YU-A299.

Према изјавама очевидца, који су се у то време налазили на аеродрому „13. мај“, пилот је покренуо мотор летелице око 11.55 часова са намером да уради краћи лет у зони аеродрома, при чему су вожење, провера мотора и полетање протекли без уочених проблема и примедби. Након полетања, авион је почео да се пење, пилот је увукао флапсове, лагано кренуо у леви пењући заокрет и у левом благом заокрету остао све време. Потом је преко радио-везе пилот јавио да има проблем са командама и после тога више се није оглашавао. Надаље, по изјавама очевидца, авион је око 12.02 часова био на висини између 100-150 m, у благом левом нагибу (15-20°) и углу на доле од око 5°, затим је из тог положаја наставио кретање у леви заокрет са нагибом преко 45° и са углом спуштања од око 15°. Крећући се у левом заокрету, левим крилом авион је закачио растиње на њиви и након неких 30м окренуо се на леђа и у том положају ударио о тло и запалио се. Приликом претраге терена на око 300м северозападно од места удеса пронађена је управљачка површина, крилце са левог крила авиона. У овом удесу пилот је погинуо, док је авион потпуно уништен.

1.2. Повреде

<i>ПОВРЕДЕ</i>	<i>ПОСАДА</i>	<i>ДРУГА ЛИЦА</i>
<i>СМРТНЕ</i>	1	/
<i>ТЕШКЕ</i>	/	/
<i>ЛАКШЕ</i>	/	/

1.3. Оштећења на авиону

У овом удесу авион је потпуно уништен од пада и од пожара који је захватио цео авион сем левог крила и левог крилца. (Слике 1 и 2).



Слика 1.



Слика 2.

Лево крило је закачило растиње на њиви 30m од олупине остатка авиона и услед контакта са тлом је отпало од трупа авиона. (Слика 3)



Слика 3. Лево крило авиона

Приликом претраге терена на око 300m северозападно од места удеса пронађена је управљачка површина крилце са левог крила авиона. (Слике 4,5)



Слика 4. Локација проналаска крилца и остатка авиона (Google Maps)



Слика 5. Лево крилце

1.4. Штета причињена трећим лицима

Начињена је почетна, мања, штета на обрадивој површини услед пожара. Додатна штета је настала акцијом гашења пожара од стране ватрогасне службе, као и приступом месту удеса од стране службеника надлежних органа.

1.5. Подаци о пилоту авиона

Старосна доб: 70 година
Пол: Мушки
Дозвола број: SE-195302093199

Назив дозвола и датум првог издавања: LAPL (S),
19. 07. 2018. г.

Лекарско уверење: медицински преглед рок важења: 06. 10. 2023. г.

На основу прикупљених податак о налету пилота, установљено је да у књижици налета пилота - „Pilot LogBook No.2“ постоји евиденција од 05. 05. 2018 до 01. 10. 2018. године са сатима provedеним у ваздуху од 28 сати и 38 минута, и до тада укупним бројем сати летења од 538 сати и 8 минута.

Евиденција сати летења и укупног налета сем у горе наведеном периоду није доступна.

1.6. Подаци о авиону

Тип:	ESQUAL VM1C
Произвођач ваздухоплова:	Limair Industries, Arsi AB, Arsi Aviation d.o.o.
Регистарска ознака:	YU-A299
Фабрички/серијски број:	BE10005 / SE010
Година производње/Година састављања:	2005. година (2020. година) / 2023. година
Макс. дозвољена маса на полетању:	472,5 kg
Уверење о регистрацији:	Број улошка у Регистру: ЕА - 0299, издат: 26. 06. 2023. г.
Уверење о пловидбености:	Број документа: ЕА-0299, издат: 26. 06. 2023. г. важи до 26. 06. 2024. г.
Број сати налета:	523,35 сати
Мотор:	UL Power, UL260i, SN 074203
Елиса:	DUC Helices, SWIRL 2, SN 240/241

Напомена: Подаци о авиону су дати на основу података добијених од Директората цивилног ваздухопловства Републике Србије (ДЦВ РС) и односе се на авион у његовом регистру. По подацима добијених од произвођача авиона, ради се о авиону који је произведен под фабричким серијским бројем BE10005 од стране ``Limair Industries`` у Белгији (Краљевина Белгија) 2005. године и који је продат приватном лицу исте године у расклопљеном стању (кит), а преко његове компаније. Дато приватно лице, по расположивим информацијама, није завршило склапање авиона, односно није користило авион. По добијеним изјавама, 2019. године авион је купила компанија коју је основао пилот авиона у Шведској (Краљевина Шведска) – ``Arsi AB``, након чега је авион пребачен у Шведску где му је промењен-конвертован серијски број у SE010 током 2020. године, без било каквих промена на авиону. Потом, 2020. године, авион је откупљен од стране компаније коју је пилот основао у Републици Србији - ``Arsi Aviation d.o.o.``, након чега је авион у растављеном стању пребачен у Србију, такође без било каквих промена. Авион је састављен и комплетиран 2023. године, након чега је регистрован у Републици Србији и стављен у употребу.

1.7. Информација о организацији

Пилот је летење вршио у сопственој – самосталној организацији, а као члан клуба ``Делта`` који је оператер аеродрома ``Земун Поље – 13. мај``, град Београда. Дати аеродром је уписан у Евиденцију аеродрома са дозволом за коришћење под редним бројем 13, са датумом издавања дозволе од 10. 02. 2023. године и њеном неограниченом важношћу.

Сам аеродром има травнату полетно-слетну стазу која се простире у правцу 130°-310°, димензије 599x30 метара и димензије основне стазе 700x60 метара. На аеродрому је дозвољено летење према правилима визуелног летења, дању.

1.8. Стање на месту удеса

На месту удеса је затечена олупина која је већим делом изгорела у пламену, док су лево крило и лево крилце остали цели јер су отпали раније са авиона.(Слика 6, 6а,7 и 8)

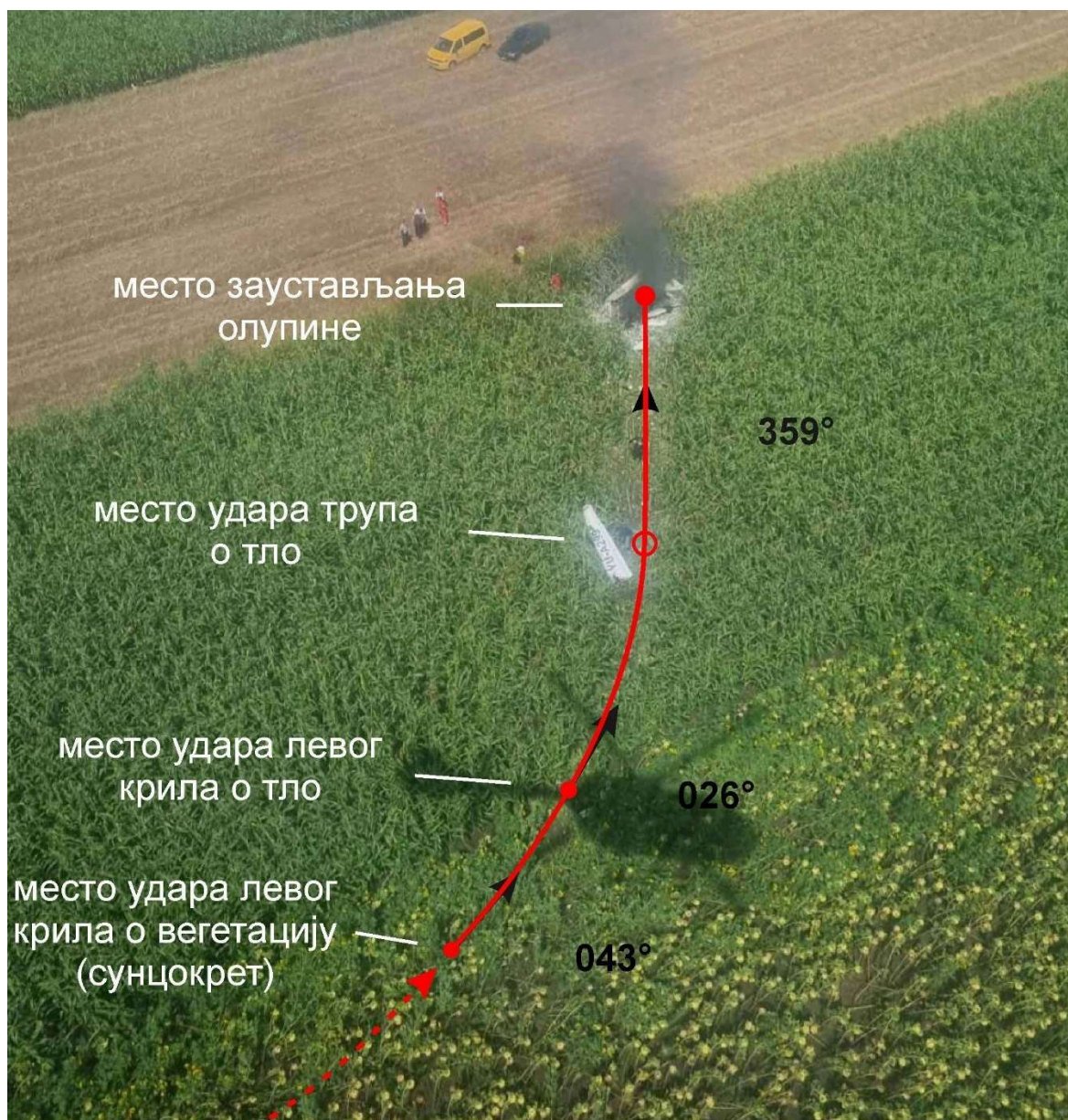


Слика 6.

Мотор авиона је претрпео блага оштећења од пожара на задњем делу око заштитног зида. Елисе мотора су покидане услед удара о тло и по завршетку анализе установљено је да је мотор био на вишем броју обртаја у тренутку удара о тло.

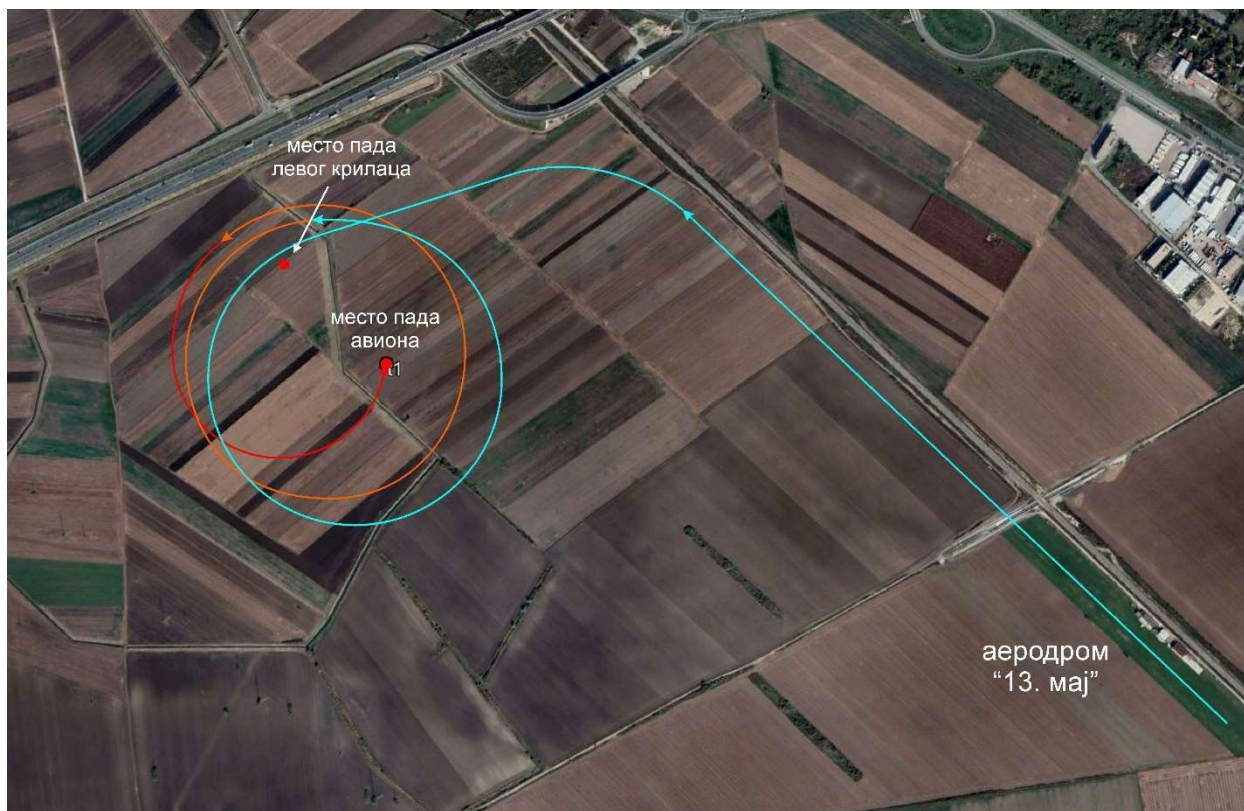


Слика 6 а. Оштећења мотора и елиса



Слика 7.

Шематски приказ динамике пада авиона са тачкама првог додира крила, отпадања крила и места заустављања остатка авиона



Слика 8.

Путања авиона од тренутка полетања са означеним тачкама отпадања левог крилца и места пада авиона

1.9. Метеорошки подаци

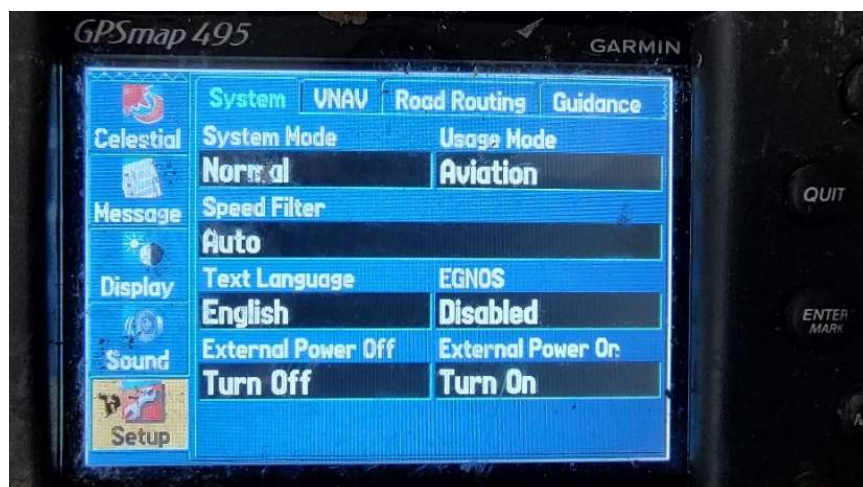
Нису утицали на узроке који су довели до овог удеса. Очитани подаци са најближег аеродрома у периоду од неколико минута пре полетања авиона су били – ветар са променљивим смером брзине до 2 чвора (ген. 180-320), видљивост 10+ километара, расути облаци на 4.000 стопа изнад тла, притисак 1020 hpa, температура 23°C, тачка росе 15°C, без најављених промена у следећа 2 сата.

1.10. Навигациона средства и опрема

На авиону се у току лета налазио навигациони уређај *GARMIN GPSmap 495* који је током лета извршио регистровање неких параметара лета.

Запис навигацијског уређаја *GARMIN GPSmap 495*

На авиону током лета налазио се навигациони уређај *GARMIN GPSmap 495* који је извршио архивирање података о времену лета и пређеном путу. Уређај је био прикључен на спољни извор напајања електричном енергијом и подешен да се аутоматски укључи приликом доласка напона са спољног извора напајања. Такође, уређај је био подешен да се самостално искључи приликом престанка напајања из спољног извора.



Слика 9. Приказ екрана *GPS* уређаја, подешавање укључења/искључења

Уређај није био подешен да у своју меморију бележи елементе путање лета авиона и интерна меморија је била празна.



Слика 10. Приказ екрана *GPS* уређаја, подешавање записа путање (*track*)

У уређају се налазило 5 записа о извршеним летовима које уређај бележи са параметрима најближег аеродрома, датума лета, пређеног пута и времена лета.

Записи се подударају са записима из дневника летења аеродрома „13.мај“.

Задњи запис извршених летова је:

10-AUG-23, LYBE (Local Flight), YU-A300, 1.1 km, 0.1 Hours, (време задњег лета 00:00:30 часа, тј. 30 секунди).



Слика 11. Приказ екрана *GPS* уређаја, подаци о задњем лету

На основу расположивих података из уређаја *GARMIN GPSmap 495* може се закључити да је просечна брзина лета авиона пре удар о тло била 132 km/h.

1.11. Подаци о комуникацији пилота са надлежном контролом летења

Пилот је имао комуникацију са лицем са аеродрома „13. мај“ и у тој комуникацији непосредно пре удеса рекао да има проблема са управљањем летелицом.

1.12. Регистратори лета

На авиону нису били уграђени регистратори лета.

1.13. Медицински и патолошки подаци

Нису од значаја за истрагу. Пилот је подлегао повредама задобијених услед удара о тло.

1.14. Подаци о пожару

Авион се запалио и у пожару су изорели труп авиона, десно крило и део репних површина, мотор је имао благе трагове оштећења од пожара у делу ка кабине авиона, док су лево крило заједно са левим крилицем остали без оштећења од пожара. Детаљним прегледом олупине установљено је да је највероватније пожар иницијално настао у зони иза пилотове кабине на месту где се налази сигурносни падобран авиона (parachute ballistic rescue system). Активирање падобрана тј. патроне са пуњењем услед лома структуре авиона док је авион био окренут леђно ка земљи, је изазвало пожар падобрана па затим и осталих делова авиона.

1.15. Трагање и спасавање

Покренута је акција трагања и спасавања од стране сектора трагања и спасавања Директората цивилног ваздухопловства и МУП-а Републике Србије.

1.16. Аспекти преживљавања

Није применљиво.

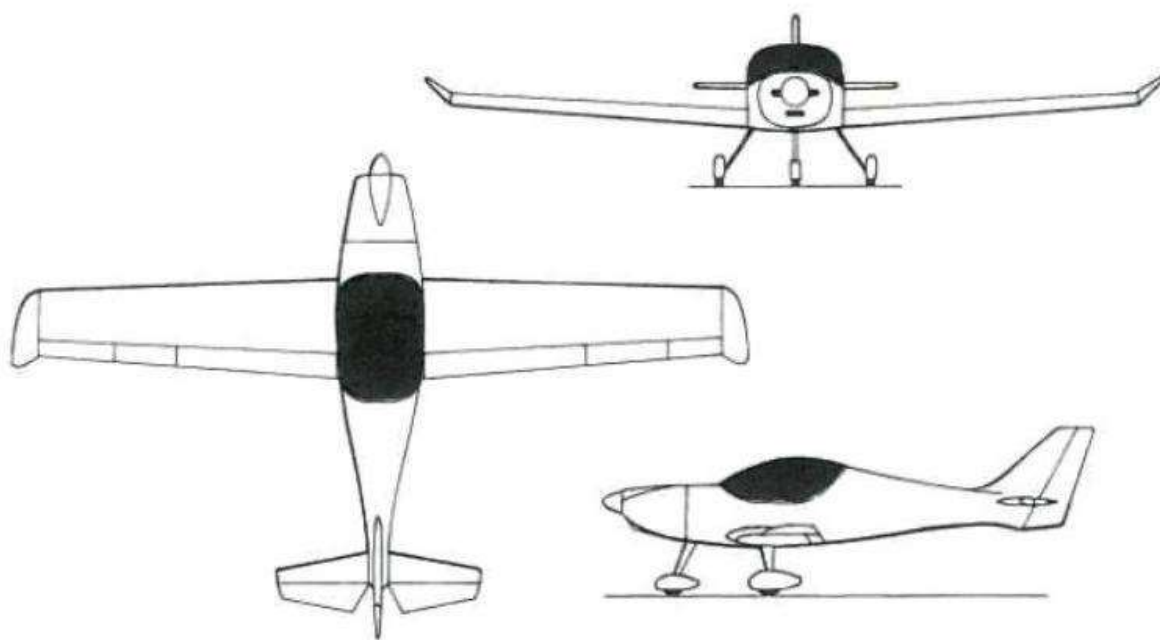
1.17. Испитивања и истраживања

Сва испитивања и истраживања спроведена су на основу стања затеченог током увиђаја, изјава учесника и сведока и прикупљених докумената и података о удесу.

2. АНАЛИЗА УДЕСА

Анализа обухвата утврђивање стања на структури левог крила и левог крилца, упоређивање са десним крилцем које није отпало као и дефинисање тачног броја композитних платана на делу споја крилца са крилом. Након утврђивања стања и количине материјала у поменутим зонама даља анализа обухвата анализу чврстоће структуре крилца на основу чињеничних података и података изведених прорачунски употребом адекватних метода. Ова анализа има за задатак да предочи зашто је дошло до потпуног отпадања левог крилца, које је пронађено 300 метара од места где је авион пронађен.

Општи подаци о ваздухоплову:



Слика 12. Цртеж авиона *Vm-1 ESQUAL* у три пројекције

Основне перформансе УЛА *Vm-1 ESQUAL*:

- Композитна конструкција
- крилима композитне конструкције са диједром 6° и електричним Фаулер закрилцима
- стајни трап типа трицикл фиксни,
- двосед,
- размах крила – 9,085 [m],
- дужина – 6,17 [m],
- висина – 2,025 [m],
- површина крила – 9 [m²],
- максимална брзина – 265 [km/h] / 143 чвора,
- брзина крстарења са 75% снаге – 220 [km/h] / 122 чвора,
- минимална брзина без закрилаца – 72 [km/h] / 39 чвора,
- минимална брзина са закрилцима – 61 [km/h] / 33 чвора,
- маса – 472,5 [kg] (са падобраном за спашавање летилице),
- маса празног авиона – 297 [kg],

- највећа маса терета – 30 [kg],

Реконструкција отказа носеће структуре крилца

Анализа случаја је изведена кроз два аспекта, у првом делу анализе су разматрани прикупљени материјални докази док су у другом делу употребљене прорачунске методе. Прикупљени материјални докази су у директној релацији са отпадањем крилца. У склопу прегледа и анализе материјалних доказа могуће је показати потенцијалне недоследности у градњи авиона што се јасно види упоређивањем изведеног стања на авиону и пројектне документације. Прорачунским методама је показано како пронађене недоследности утичу на разматрану чврстоћу носеће структуре крилца која је у овој анализи главна тема.

Анализа на основу материјалних доказа



Слика 12. Остаци левог крила са глобалним погледом на лево крилце



Слика 13. Остаци левог крила са глобалним погледом на лево крилце



Слика 14. Терминезон левог крила са додатком крилца које је ручно постављено у позицију

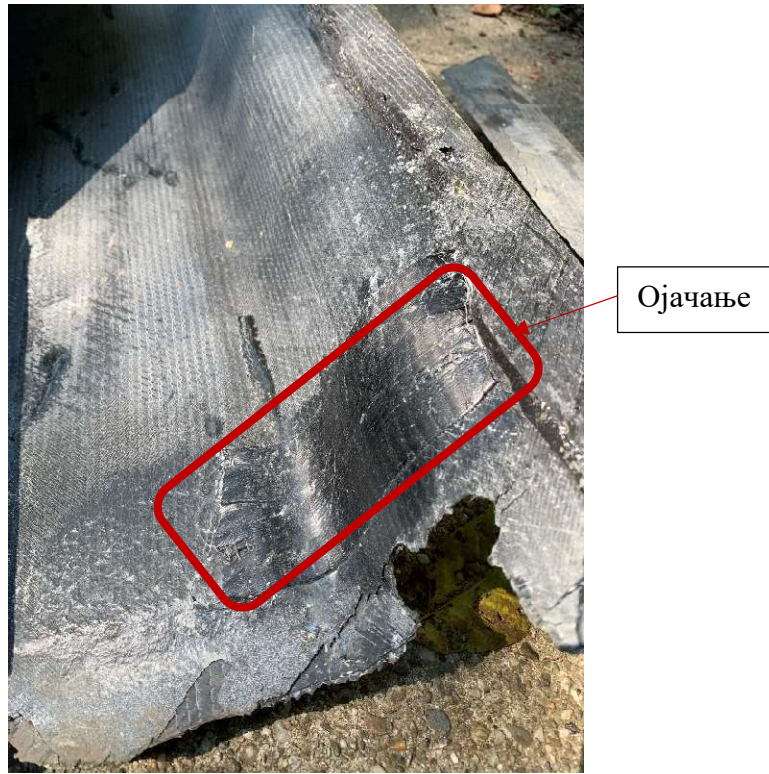
На Слици 14 и 15 је приказан положај спољњег носача левог крилца у односу на постављено ојачање на унутрушњој страни крила. На слици се јасно види да је постављено ојачање смакунто за неколико центиметара у односу на место споја где би требало да буде. Такође димензије постојећег ојачања знатно су мањих димензија и нису у складу са пројектном документацијом.



Слика 15. Терминезон левог крила са додатком крилца које је ручно постављено у позицију са погледом на спољни носач крилца



Слика 16. Изглед оштећења када се крилце склони



Слика 17. Поглед на оштећење у зони качења носача крилца и поглед на ојачање



Слика 18. Поглед на оштећење у зони качења спољног носача крилца и поглед на ојачање



Слика 19. Носач левог крилца прикачен за крилце где су видљиви слојеви композита и завртањска веза

На слици 20. је приказана зона качења унутрашње везе левог крилца са доњаком крила као и оштећење настало кидањем везе.



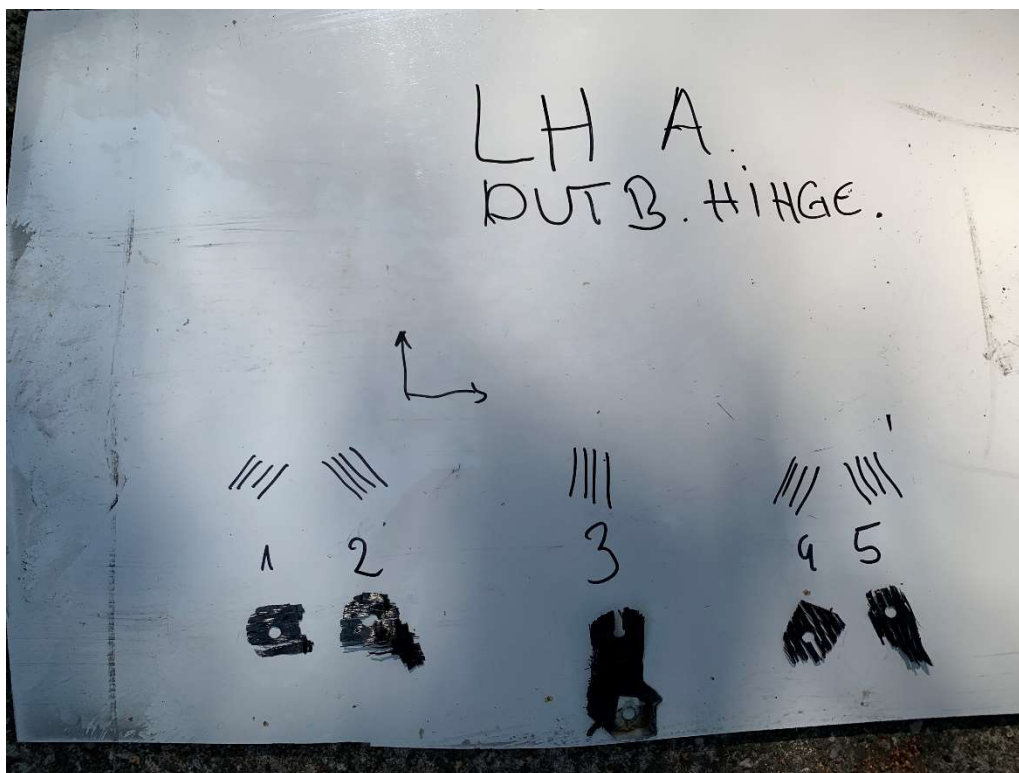
Слика 20. Зона унутрашњег качења крилца за крило и отвор који је настао услед чупања носача



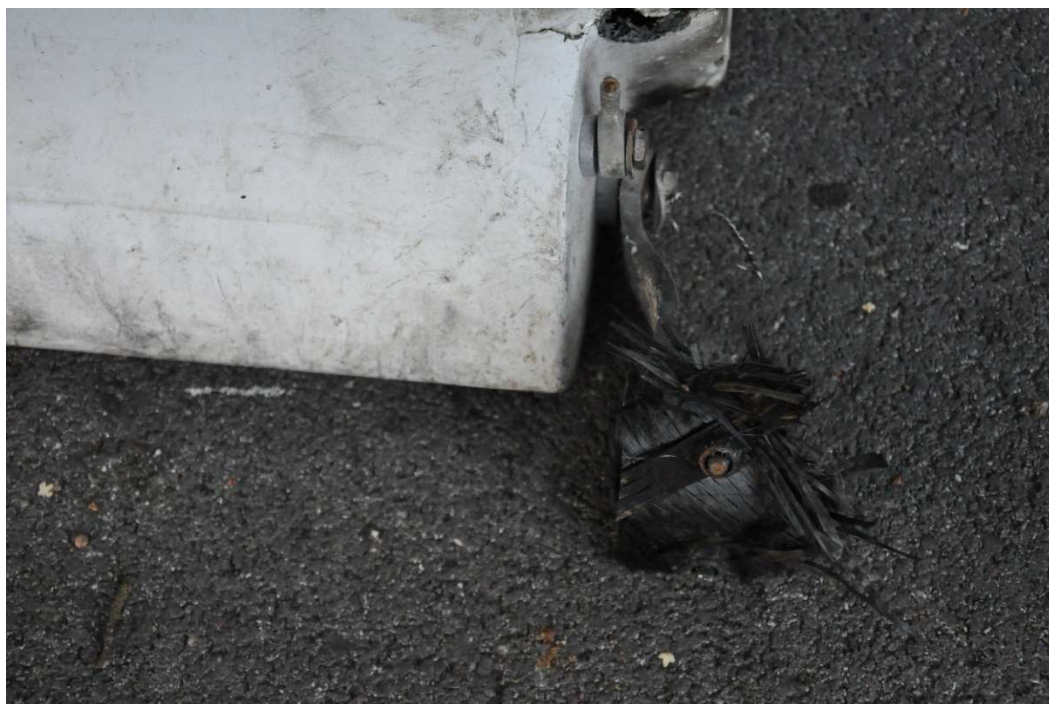
Слика 21. Композитно ојачање на унутрашњем делу доњаке крила, смакнута за неколико центиметара у односу на место споја унутрашњег носача крилца



Слика 22. Лево крилце, спољашњи фитинг са остатком композитних платана на месту споја са крилом



Слика 23. Број ламина (5) на сегменту који је притегнут завртњевима са левог крилца који је отпао



Слика 24. Десно крилце, спољашњи фитинг са остатком композитних платана на месту споја са крилом који није отпао са авиона



Слика 25. Број ламина (10) на сегменту који је притегнут завртњевима са десног крилца који је остао на авиону и крилу

Након испитивања узорака композита на спојевима носача крилаца са крилом установљено је да је на десном споју који није отпао са авиона уграђено 10 слојева платана, а на левом који је предмет испитивања и који је отпао са крила уграђено је само 5 платана. Такође, на узорку узетом са слободне површине доњаке крила и испитивањем истог установљено је 5 слојева ламина.

Закључак овог дела испитивања је да на левом споју носача крилца и доњаке крила није постојало више од 5 слојева ламина што одговара броју ламина доњаке без ојачања.

Прво неслагање са пројектном документацијом односи се на димензије ојачања која су у изведеном стању (материјални доказ) мање површине од оне прописане пројектном документацијом.

Друго неслагање са пројектном документацијом везано је такође за ојачање, а односи се на позицију ојачања која по пројектној документацији треба да буде у зони везе носача крилца. Ивица ојачања је смакнута тако да носач нема никакав контакт са ојачањем.

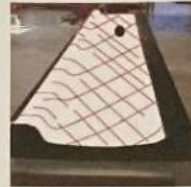
Такође, на слици 27. стоји напомена произвођача да су се раније дешавале вибрације крилца и да се обрати пажња да се обавезно уграде ојачања у зонама конатка са крилом као на скици.

Даљим прегледом утврђено је да се у току експлоатације авиона дошло до замене цеви која фигурише у командном колу крилаца и у вези је са предметним крилцем. Истрагом је установљено да је поменута цев која се пружа дуж крила и иде од корена палице до клацкалице која даље води ка крилцу замењена за цев већег пречника. Утицај промене цеви као и неслагање у ламинацији биће подвргнуто додатној анализи.

Step 2.

Lay-down 1 Multi-axial carbon fiber of 160gr/m² oriented as illustrated, paying attention not to deform the weave during transportation or lay down.

1 x 390 cm x (105 cm → 65 cm)



Step 3.

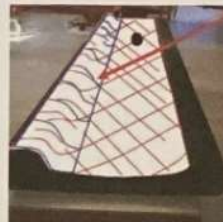
The Bottom shell must be reinforced at the curvature of the trailing edge side.

Put 1 layer of UD 200 gr/m² Carbon fiber.

The fiber has to be oriented from the leading towards the trailing edge.

UD Trailing edge reinforcement

4 x (30 cm x 40 cm)
2 x (30 cm x 35 cm)
3 x (30 cm x 30 cm)
4 x (30 cm x 25 cm)

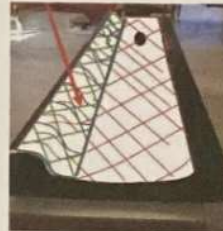


Step 4.

Put 1 layer of Multi-axial 160 gr/m² Carbon fiber at the bottom shell curvature.

The fiber has to be oriented as illustrated.

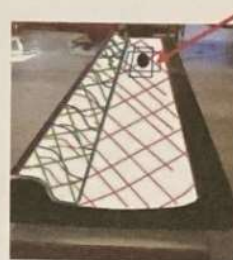
1 x 390 cm x (60 cm root side → 35 cm tip side)



Step 5.

Inspection whole reinforcement by 2 layers Multi-axial 160 gr/m²

2 x (20 cm x 25 cm)



Слика 26. Део пројектне документације за авион Vm-1 ESQUAL

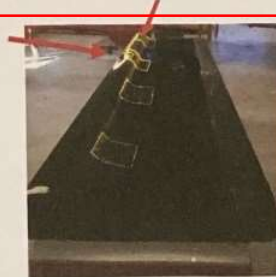
Step 6.

Reinforcement in the Aileron attachment area. This is a critical item as **Aileron Flutter** has occurred in the past.

Make a reinforcement with a patch composed of:

- 1 Multi-axiale 160 gr/m²
- 1 UD 200 gr/m² oriented in the cord direction.
- 1 Multi-axiale 160 gr/m²
- 1 UD 200 gr/m² oriented in the cord direction.
- 1 Multi-axiale 160 gr/m²
- 1 UD 200 gr/m² cm oriented in the cord direction.
- 1 Multi-axiale 160 gr/m²

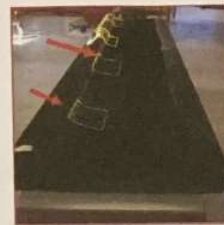
2 Patches of: - 4 x (15 cm x 25 cm) Multi-axiale 160 gr/m²
- 3 x (15 cm x 25 cm) UD 200 gr/m²



Step 7.

Reinforcement in the Flap attach area with 2 Multi-axial 160 gr/m².

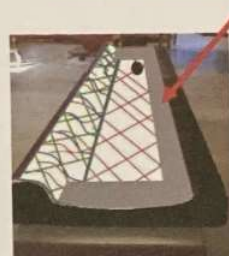
2 x {2 x (25 cm x 20 cm)}



Step 8.

Reinforce three wing edges with an UD 200 gr/m² carbon fiber 10 cm wide oriented along the edges as illustrated.

1 x (390 cm x 10 cm)
1 x (70 cm x 10 cm)
1 x (45 cm x 10 cm)



Step 9.

A sticky Epoxy based mixture has to be brought on the underside of the foam with a spatula and evenly spread over the entire surface.

The lamination of the bottom shell Phase A is **complete**.

If time is critical or for whatever reason, you can do the vacuum bagging at this point.



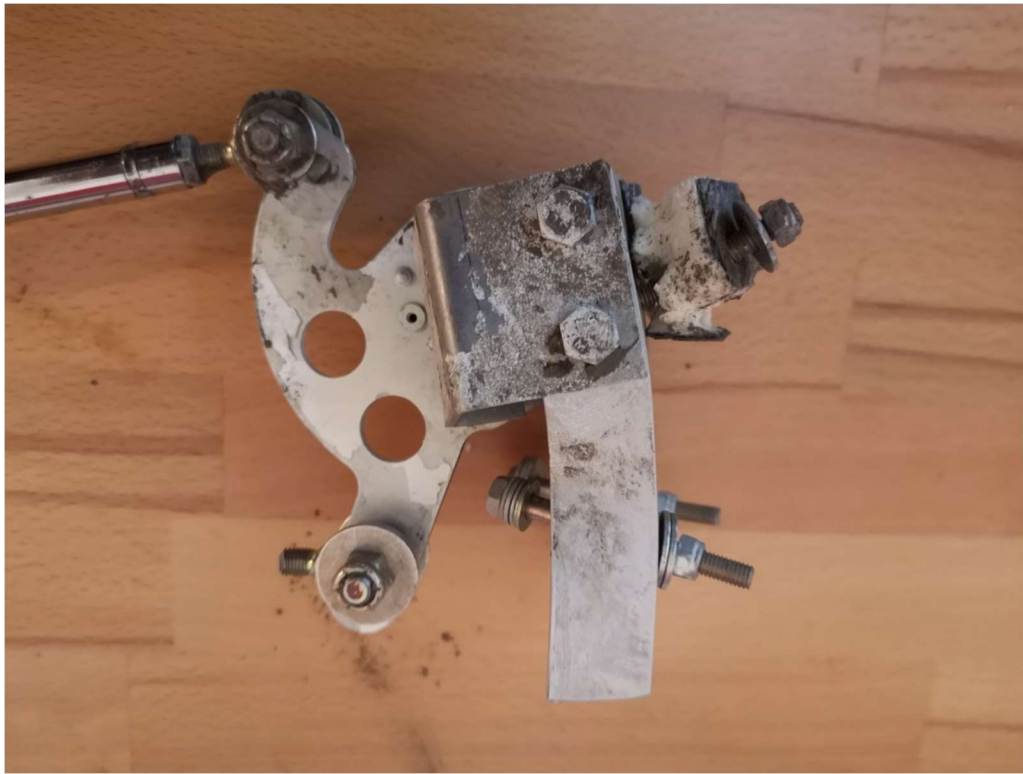
Слика 27. Део пројектне документације за авион Vm-1 ESQUAL



Слика 28. Пресек цеви и упоредни приказ цеви која је замењена и цеви са којом је извршен лет



Слика 29. Командно коло крилца део са пич линком и клацкалицом



Слика 30. Командно коло крилца део са пич линком и клацкалицом поглед управан на раван крила

Анализа сигурносног падобрана

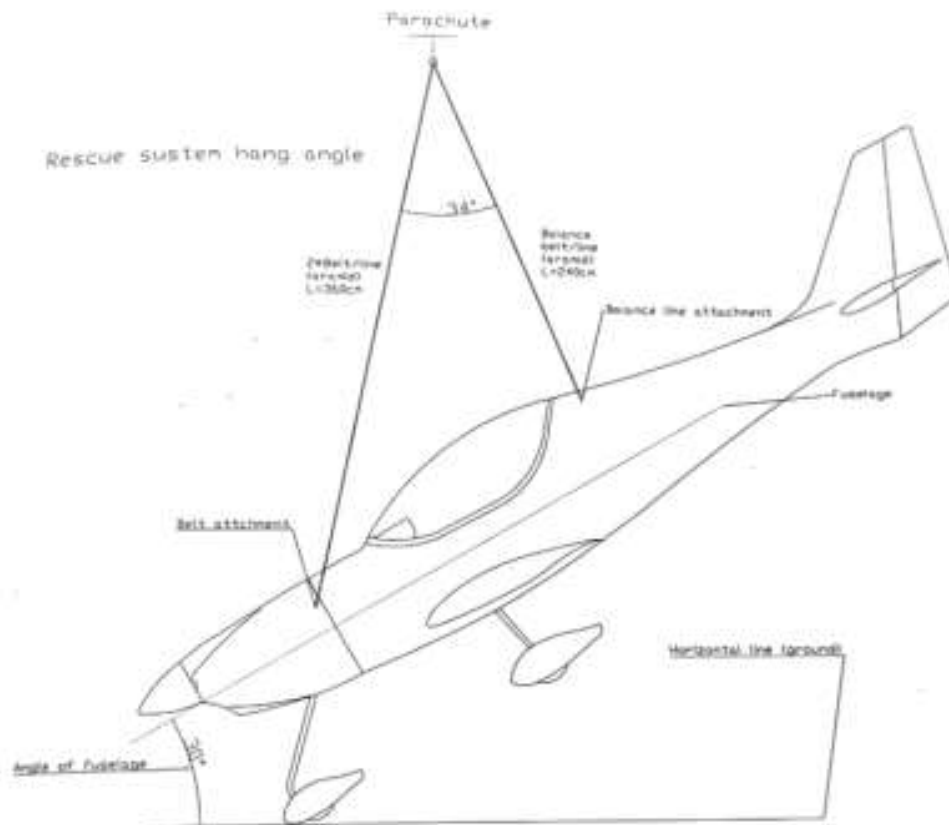
На авиону је био уграђен нови балистички систем за спасавање типа Магнум 601 намењен за спасавање летелице и живота посаде. Систем је дизајниран да обезбеди рад без грешака са великим степеном успеха у ванредним случајевима и на малим висинама. Време потребно за активирање ракете је од 0,6 до 1,2 секунде. Максимално време отварања падобрана је 3 секунде. Максимална дозвољена тежина терета је 760 kg, а максимална брзина је 250 km/h.



Слика 31.

Балистички систем за спашавање Магнум 601

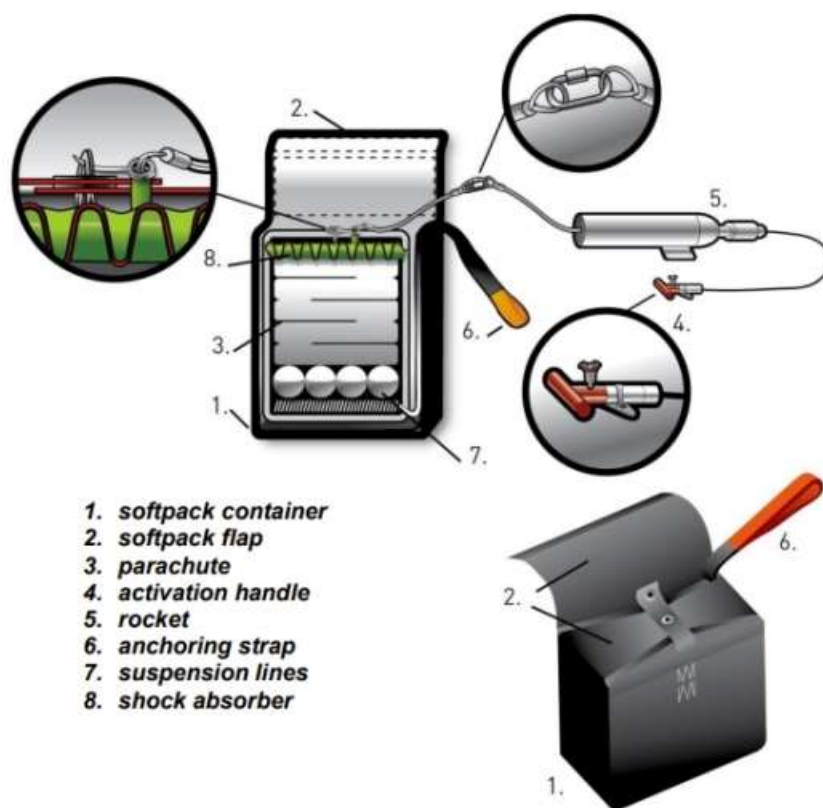
Систем је на авиону био смештен иза кабинског простора, са правцем извлачења на горе. Са авионом је био повезан преко система платнених гуртни међусобно повезаних металном спојницом. На авиону су инсталиране платнене гуртне које се помоћу металне спојнице спајају са платненом гуртном балистичког система за спашавање.



Слика 32.

Систем веза платнених гуртни балистичког система за спашавање на авиону

Ручица за активирање балистичког система за спашавање налази се у кабини авиона на левој страни централног вертикалног стуба инструмент табле. Активирање ракете се врши механичким повлачењем ручице. Да би се ослободило кретање ручице прво је потребно извући осигурач. Повлачењем ручице из њеног лежишта потребно је додатно повлачење од 3-5 cm како би се активирао механизам припале ракете (два упаљача). Максимални отпор повлачења ручице достиже вредност 12 kg. Када механизам достигне горњу мртву тачку, унутрашња опруга изврши максималну силу, она се ослобађа и покреће ударну иглу која припаљује два упаљача који покрећу сагоревање чврстог горива у комори сагоревања ракете. Након тога долази до кретања ракете која преко система веза повлачи куполу падобрана.



Слика 33

Делови балистичког система за спасавање Магнум 601

На месту удеса авиона нађени су делови балистичког система за спасавање Магнум 601. Купола, ранац за смештај и велики део платнених гуртни је изгорео услед пожара. Пронађена је ручица са делом сајле за повлачење механизма за окидање, као и метална спојница.



Слика 34.

Метална спојница за спајање балистичког система за спашавање и авиона

Ручица за активирање балистичког система за спашавање налазила се је у лежишту мало извучена из лежишта са пресеченом сајлом. Пресек сајле указује на деловање бочне механичке силе која је извршила пресецање сајле, али и њено повлачење.

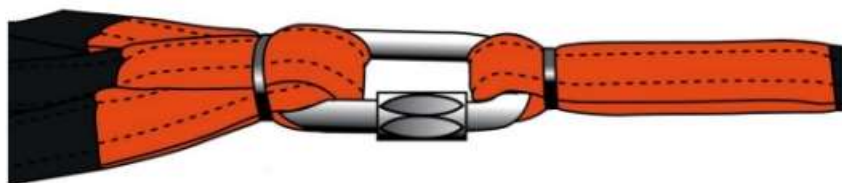


Слика 35.

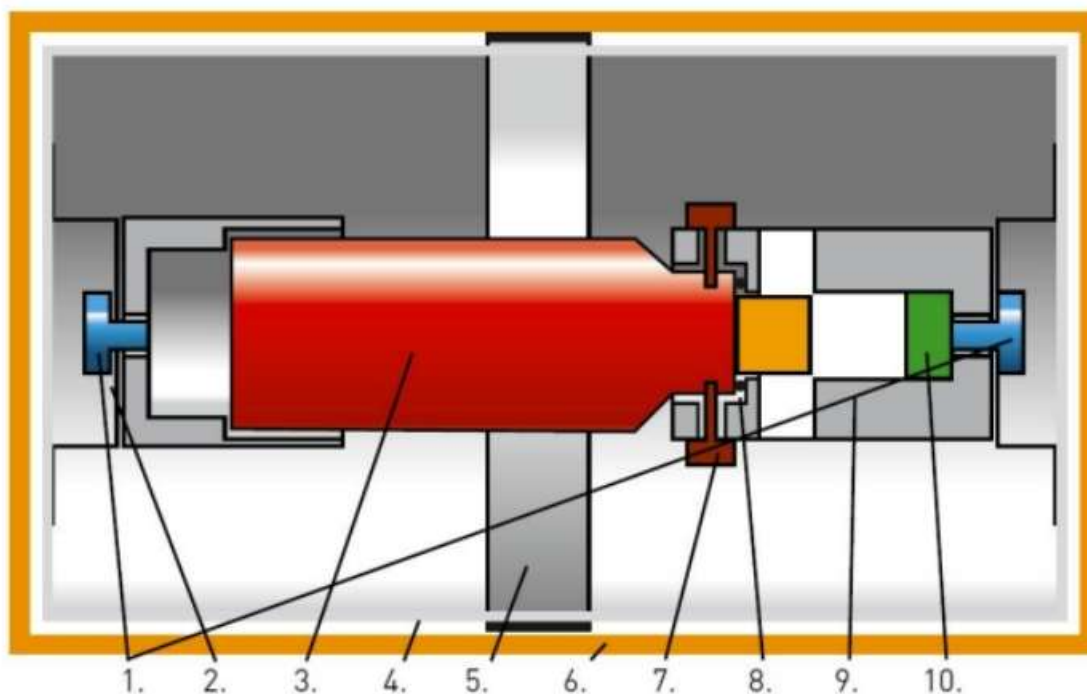
Повлачење сајле доводи до активирања ракете балистичког система за спашавање. У ручици се није налазио осигурач што указује да је пилот у радњама пред полетање извршио деблокаду ручице и ставио систем за спашавање у стање приправности. Проналаском и металне спојнице доказује се да је балистички систем за спашавање на авиону био у функцији.

Активирање балистичког система за спашавање се догодило на месу заустављања олупине, са трупом авиона окренутим на доле. Услед активирања ракете ка земљи, сагоревање чврстог горива ракете довело је до припале платнених делова падобрана који је даље пожар пренео на део олупине.

Пилот није током лета активирао балистички систем за спашавање из непознатих разлога.



Слика 36.



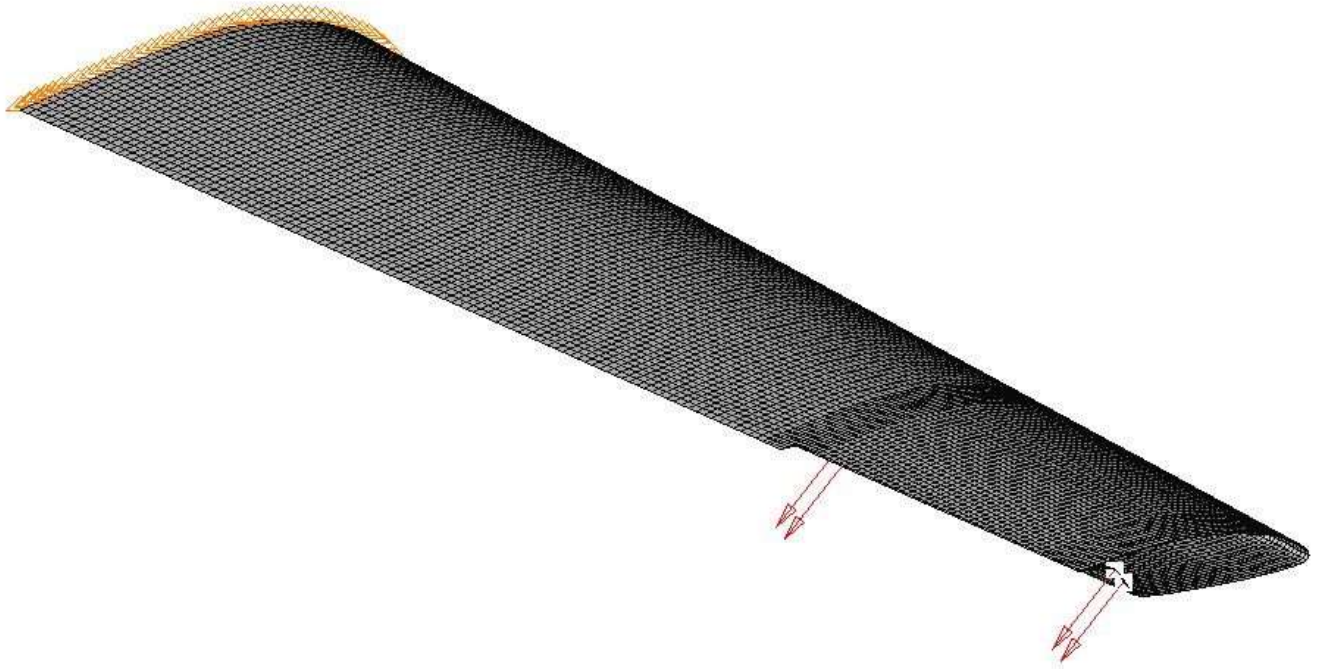
Packing MAGNUM series Rockets Motors

- | | | | |
|----|--------------------------------------|-----|--|
| 1. | <i>Installation screw</i> | 6. | <i>Cardboard</i> |
| 2. | <i>Bottom support</i> | 7. | <i>Eliminator screw (M6)</i> |
| 3. | <i>Rocket motor</i> | 8. | <i>Rubber O-ring seal</i> |
| 4. | <i>Safety cage – assembly</i> | 9. | <i>Draw eliminator – assembly</i> |
| 5. | <i>Steel strap</i> | 10. | <i>Dampening layer</i> |

Слика 37.

Прорачунска анализа

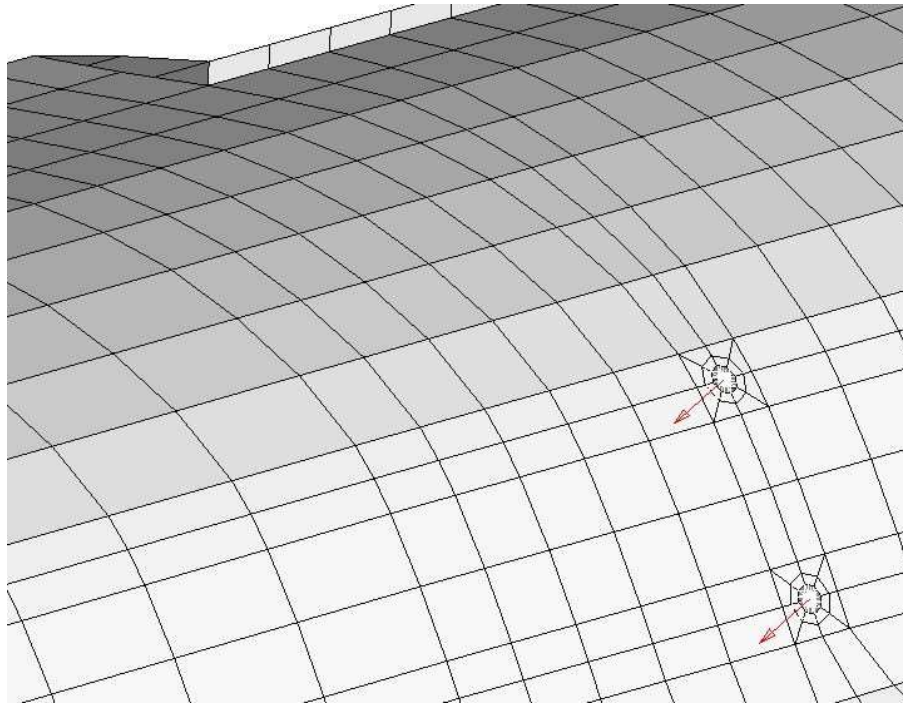
У склопу ове анализе потребно је прорачунски одредити колики је утицај предходно предочених недоследности и одступања у односу на пројектну документацију на структурни интегритет крилца и да ли су уочене разлике могле да изазову промену која је могла да доведе до лома везе носача и оплате а тиме и отпадања крилца. Идентификована су два потенцијално критична случаја чији је утицај на структурни интегритет крилца потребно проверити.



Слика 38.

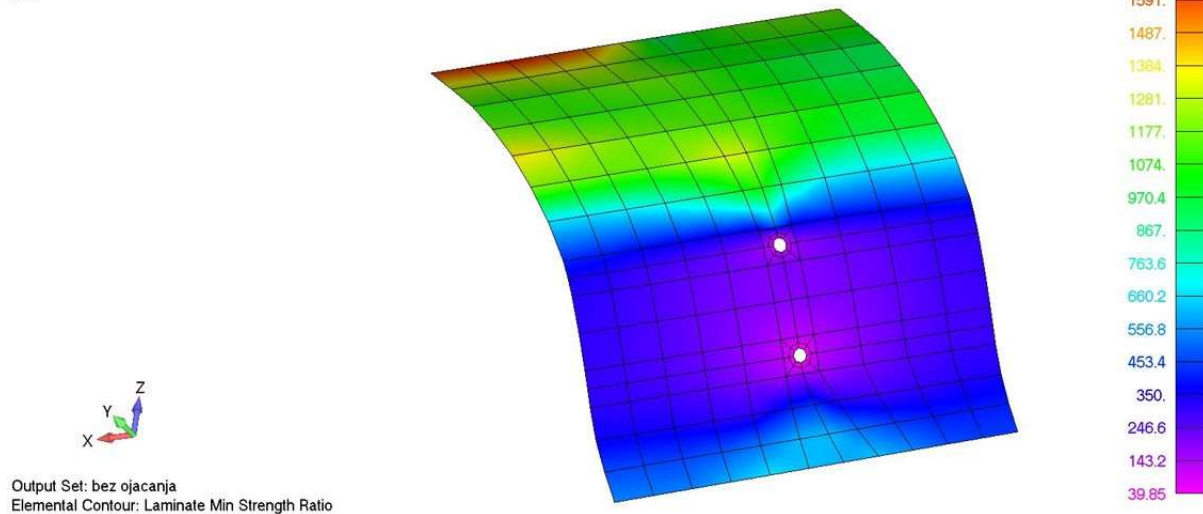
Прорачунски модел крила Vm-1 ESQUAL на коме се види дејство силе од крилца и прорачунска мрежа

Прво ће бити приказан случај када се ојачање налази поред носача крилца, што се подудара са изведеним стањем на авиону.



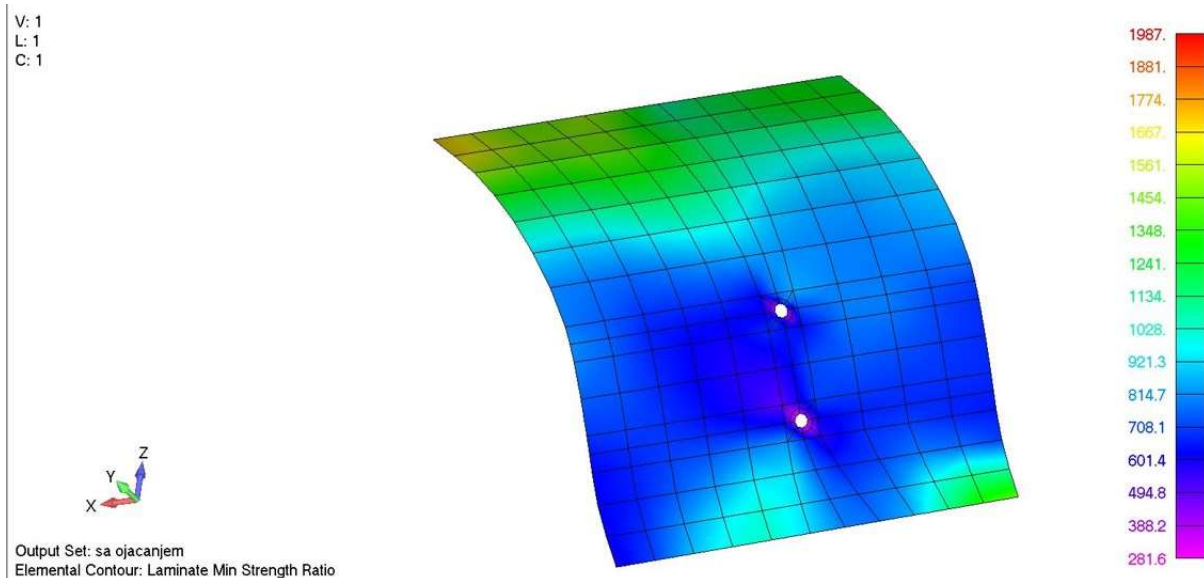
Слика 39. Приказано је место на оплати где се веже носач крилца

V: 1
L: 1
C: 1



Слика 40. Исечак оплате у зони качења носача крилца са ојачањем које је мимо зоне носача крилца и легенда са напонским стањем услед дејства силе од крилца

На слици 40 приказан је случај када на месту качења носача крилца на оплату крила нису додати додатни слојеви (ојачања) предвиђена пројектном документацијом. Са стране је постављена легенда која представља информације о вредности напона по површини исечка оплате где свака боја одговара одређеном интензитету напона. У овом случају највећи забележени напон је 780 МПа (Мега Паскала).

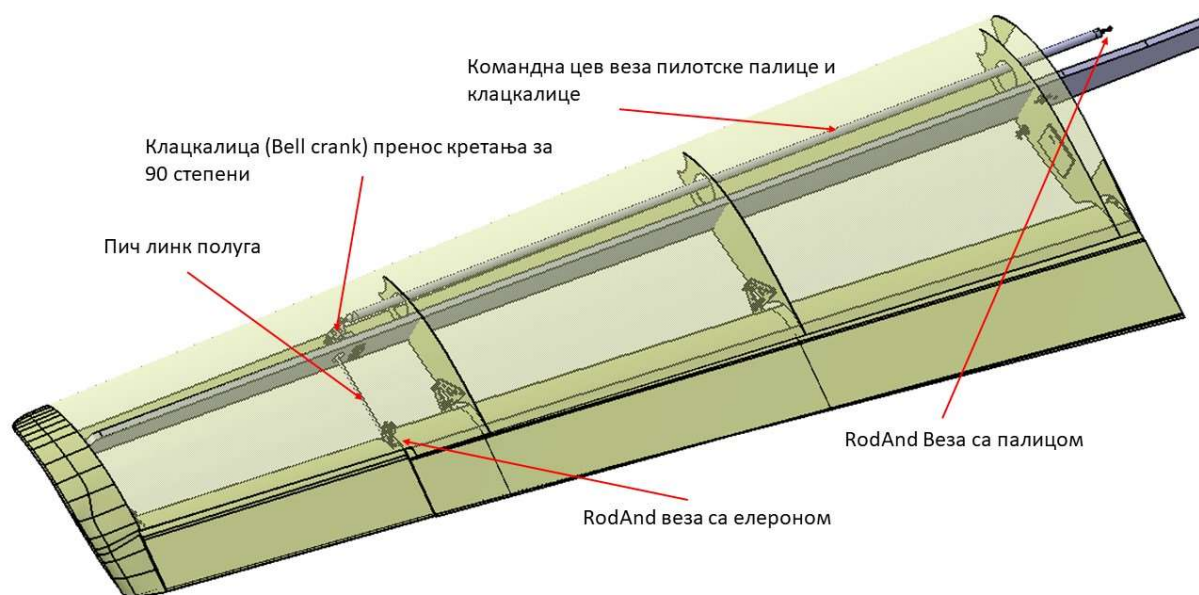


Слика 41. Исечак оплате у зони качења носача крилца за случај са ојачањем на правом месту и легенда са напонским стањем услед дејства силе од крилца

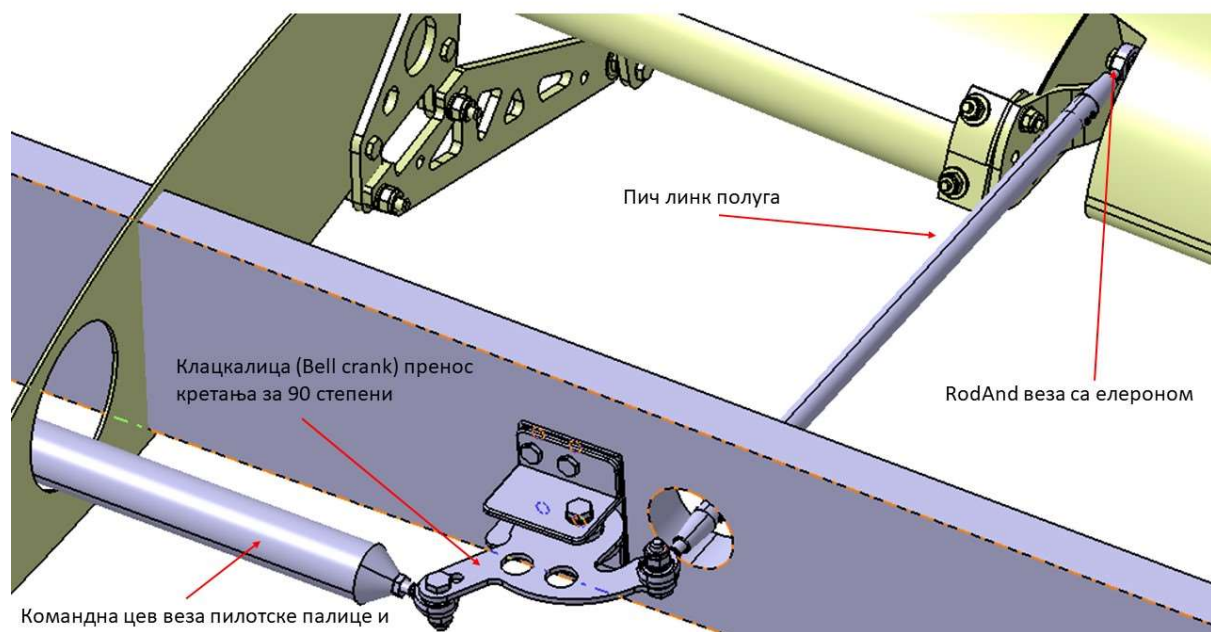
На слици 41. приказан је случај када на месту качења носача крилца на оплату крила постоје додатни слојеви (ојачања) предвиђена пројектном документацијом. Са стране је постављена легенда која представља информације о вредности напона по површини исечка оплате где свака боја одговара одређеном интензитету напона. У овом случају највећи забележени напон је 227 МПа (Мега Паскала).

На основу резултата приказаних на сликама 40 и 41 може се рећи да су напони (напрезање) у случају без ојачања 3.4 пута већа него на оплати са ојачањем. То доводи до локалних напрезања у околини додира носача са оплатом који у случају без ојачања (стање у тренутку несреће) могу довести до степена сигурности оплате који су мањи од јединице, а тиме и до лома конструкције оплате.

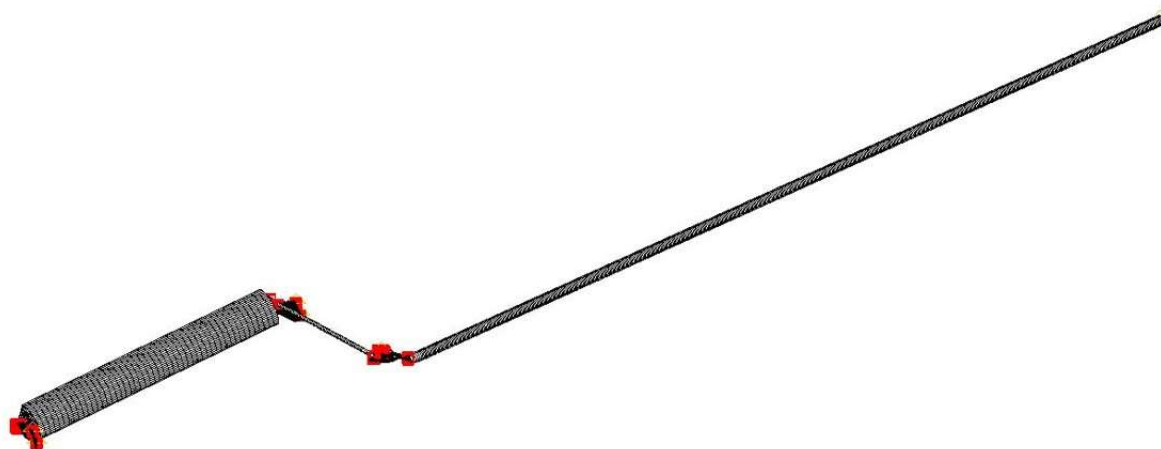
Анализиран је утицај замене команде крилца на напонско стање у оплати на месту везе оплате и носача крилаца. Биће приказане обе верзије цеви.



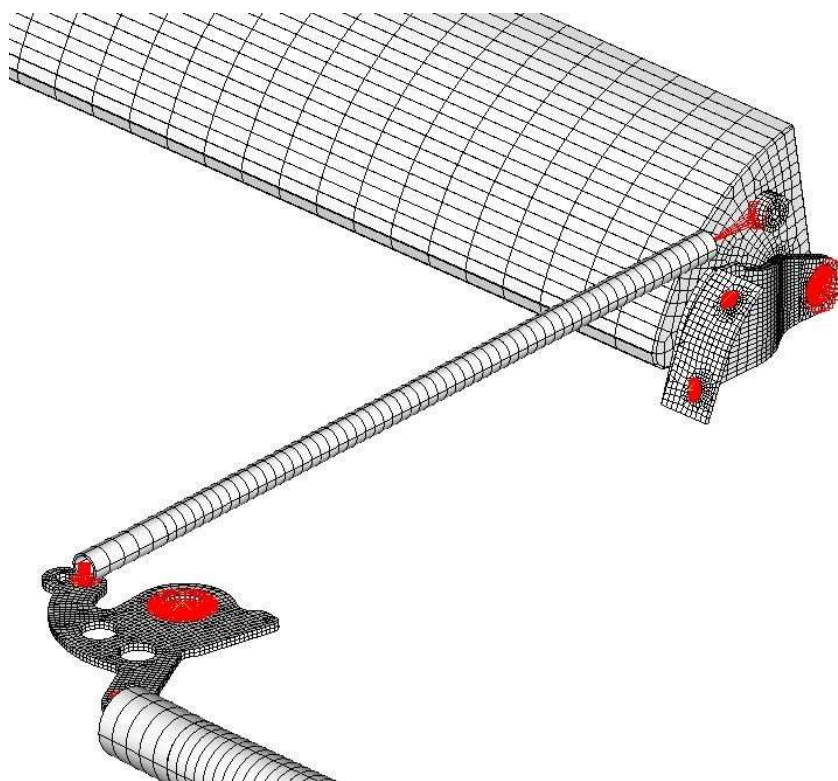
Слика 42. Аутентични модел командног кола авиона Vm-1 ESQUAL



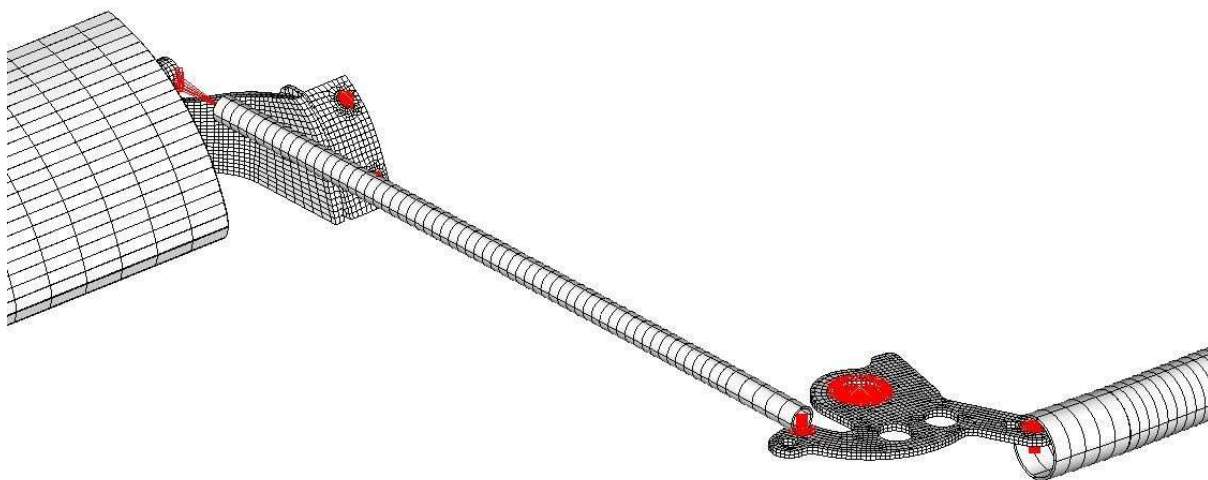
Слика 43. Командно коло у околини крилца



Слика 44. Транспорт команди од палице ка крилцу



Слика 45. Клацкалица и пич линк команда



Слика 46. Клацкалица и пич линк команда са приказаном везом за крилце

На сликама 44, 45 и 46 приказане су слике које представљају командно коло крилца у програмском пакету за нумеричку анализу. Обухваћена су два случаја случај са полугом која је замењена (оригинална цев) и случај са полугом која је била на авиону у току пада (заменска цев). Оригинална цев је кружног попречног пресека пречника 25.7 mm и дебљине зида 1.5 mm. Заменска цев такође кружног попречног пресека пречника 30 mm и дебљине зида 1mm. Обе цеви су израђене од алуминијума серије 2024.

Циљ је да се за поменуте случајеве покаже утицај на напонско стање у оплати на месту везе носача крилца и оплате. Упоредивањем напонских стања са оригиналном и заменском командом за исту вредност силе на командама резултати показују да неће доћи до значајне промене напона у оплати.

Динамика лوما левог крилца и кинематика отпадања

На основу прегледа остатака авиона и детаљне анализе компоненти које су у директној релацији са крилцем који је у току лета отпао (крилца левог крила) може се створити слика динамике лوما левог крилца. На сликама 47 и 48 овог извештаја налази се део командног кола за отклон крилца, део који је на сликама преноси кретање за 90 степени и преко полуге (Pitch link-a) кретање преноси на крилце. На слици 47 приметни су отисци који јасно указују да је дошло до удара клацкалице у задњи стоп механизма, при чему је тај удар оставио трагове на носачу клацкалице. Једини начин да се то деси је снажно дејство силе дуж полуге (Pitch link-a) које је могло доћи само од спољашњег дејства.



Слика 47: Означено је црвеном елипсом зона удара клацкалице и видљиви урези

Да би се генерисала толика сила која повлачи командно коло ка споља потребно је ослободити крилце реакција ослонаца што се може десити само у случају лома и отпадања носача крилаца. Томе иде у прилог и изглед „rod end-a“ који је у овом случају искривљен, што је такође једино могуће ако носачи попусте (слика 48).



Слика 48. Искривљени врх „rod end-a“, део који се спаја са крилцем

Из свега могуће је предочити да је у току динамике лома крилца прво дошло до лома носача крилца и то њиховог чупања у зони качења на оплату. Након губитка ослонаца крилце је одређено време слободно осциловало у ваздушној струји услед чега су се генерисале силе које су напрезале механизам команди и оставиле поменуте трагове као и изазвало кривљење „rod end-a“ са слике 48 и сам лом, након чега је крилце отпало са авиона.

3. ЗАКЉУЧЦИ

3.1. Налази

- Пилот је поседовао дозволу за летење и важеће лекарско уверење, са тиме што није адекватно попуњавао књижицу налета.
- Авион је био у регистру ваздухоплова ДЦВ РС.
- Авион је произведен 2005. године у Белгији, након чега 14 година није склопљен и коришћен. Потом је продат пилоту авиона који је саставио авион и користио га од 2023. године. У међувремену, пилот авиона је променио серијски број авиона без било каквих промена на авиону.
- У односу на расположиве податке, на авиону је промењена само цев која фигурише у командном колу крилаца (стављена је јача), што није довело до значајне промене напона у оплати (без консултација са оригиналним произвођачем авиона).
- На десном споју носача крилаца и крила који није отпао са авиона уграђено је 10 слојева платана, а на левом који је предмет испитивања и који је отпао са крила уграђено је само 5 платана, што одговара узорку узетом са слободне површине доњаке крила без додатних платана.
- Неслагање са пројектном документацијом односи се на димензије ојачања која су у изведеном стању мање површине од оне прописане пројектном документацијом.
- Неслагање са пројектном документацијом везано је такође за ојачање, а односи се на позицију ојачања која по пројектној документацији треба да буде у зони везе носача крилаца. Ивица ојачања је смакнута тако да носач нема никакав контакт са ојачањем.
- Постоји упозорење да су се раније дешавале вибрације крилаца и да се обрати пажња да се обавезно уграде ојачања у зонама контакта са крилом.
- На основу резултата прорачуна доказано је да су напони (напрезање) у случају без ојачања 3.4 пута већи него на оплати са ојачањем
- Установљена је следећа динамика лома: прво је дошло до лома носача крилаца и до њиховог чупања у зони качења на оплату. Након губитка ослонаца крилце је одређено време слободно осциловало у ваздушној струји услед чега су се генерисале силе које су напрезале механизам команди и изазвало кривљење и лома „rod end-a“ након чега је крилце отпао са авиона.

3.2. Узроци удеса

Непосредни узроци удеса

Лом везе доњаке крила са крилицем и отпадање крилаца са крила што је довело до блокаде команди и немогућности даљег управљања летелицом.

Посредни узрок удеса

Позиција ојачања која је пројектом предвиђена да се налази на месту везе носача крилаца и оплате крила из непознатих разлога је смакнута постављена, ван предвиђене зоне, што је довело до повећања локалних напона у корену носача крилаца и у наставку до отказа конструкције, који је довео до отпадања левог крилаца.

4. БЕЗБЕДНОСНЕ ПРЕПОРУКЕ

У циљу унапређења безбедности и како би се убудуће избегли удеси или озбиљне незгоде услед истих или сличних узрока, Центар доноси следеће препоруке:

02/2023 - 1: Директорат цивилног ваздухопловства Републике Србије и цивилна ваздухопловна власт Краљевине Белгије:

А) Свим власницима и оператерима који поседују авион „ESQUAL VM 1C“ се препоручује да ураде „NDT“ инспекцију ултразвучном методом и провере дебљину зида доњаке крила у зонама спојева са носачом за качење крилца у складу са пројектном документацијом за авион Vm-1 ESQUAL. Уколико не постоје уграђена ојачања у складу са техничком документацијом у датим зонама контактирати произвођача, како би се извршила потребна ојачања.

Б) Препоручује се свим власницима ултра лаких летелица да не изводе радње преправљања на авиону без адекватних одобрења од произвођача или организације сертифициране за измене (иако није имало значајног утицаја на напоне у оплати, пилот је извршио промену на авиону без консултација са оригиналним произвођачем авиона).

5. ПРИЛОГ

Нема прилога.