



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

ИЗВЕШТАЈ О ИСТРАЗИ УДЕСА

Ваздухоплов:	ултралаки ваздухоплов
Врста:	ултралаки авион Skyleader JA 600
Произвођач:	JHLAVAN airplanes, Чешка Република
Регистарска ознака:	YU-A030
Серијски број:	6 227 249 T
Власник:	„НС ИНВЕСТ” д. о. о. - Нови Сад
Корисник:	„ДТД Рибарство” д.о.о. - Бачки Јарак
Место удеса:	летелиште ДТД – Бачки Јарак
Датум удеса:	11. 10. 2014. године
Време удеса:	13:10 (LT)

Београд, октобар 2020. године

Увод

У овом Извештају изнети су резултати истраживања удеса ултра лаког ваздухоплова врсте ултралаки авион Skyleader JA 600, регистарске ознаке YU-A030, који се догодио 11. 10. 2014. године на летелишту ДТД-Бачки Јарак, општина Темерин.

Радну групу за истраживање овог удеса образовао је в.д. директор Центра за истраживање несрећа у саобраћају Републике Србије, решењем 20 Број: 02-02-12770/2014-7 од 06. 12. 2017. године и 20 Број: 02-02-12770/2014-20 од 22. 10. 2019. године.

Истраживање овог удеса спроведено је у складу са одредбама Закона о истраживању несрећа у ваздушном, железничком и водном саобраћају (Службени гласник Републике Србије бр. 66/2015 и 83/2018) и Правилника о истраживању удеса и озбиљних незгода у ваздушном саобраћају (Службени гласник Републике Србије бр. 113/2015 и 50/2019) и одредбама ИСАО Анекса 13 Чикашке конвенције.

Истраживање и откривање узрока удеса нема за циљ утврђивање кривичне, привреднопреступне, прекршајне, дисциплинске, грађанскоправне или неке друге одговорности. Стручни послови који се односе на истраживања удеса 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.

Скраћенице и ознаке коришћене у овом извештају

LT (Local Time) – Локално време
ПСС – Полетно-слетна стаза
ULAPL – Дозвола пилота ултра лаког ваздухоплова
PPL(A) – дозвола приватног пилота
УЛА – ултра лаки авион
M – маса
V_{stall} – брзина превлачења
V_z – брзина пењања (IAS)
W – вертикална брзина пењања
Ф – нагиб авиона
C_z – коефицијент узгона
C_x – коефицијент отпора
β – угао клизања
n – коефицијент оптерећења
η – коефицијент корисности елисе
θ – угао пењања
α – нападни угао
t – време
l – дужина
S – пређени пут
h – висина
δv – отклон крмила правца
R – радијус заокрета
P% – снага мотора у пењању

САДРЖАЈ

1.	ЧИЊЕНИЧНЕ ИНФОРМАЦИЈЕ	4
1.1.	Историјат лета.....	4
1.2.	Повреде.....	4
1.3.	Оштећења ваздухоплова.....	4
1.4.	Штета трећем лицу.....	5
1.5.	Подаци о посади.....	5
1.5.1.	Подаци о пилоту.....	5
1.5.2.	Подаци о путнику.....	6
1.6.	Подаци о ваздухоплову и погонској групи	6
1.6.1.	Подаци о ваздухоплову	6
1.6.2.	Подаци о мотору	7
1.6.3.	Подаци о елиси	8
1.7.	Подаци о организацији.....	9
1.8.	Подаци о месту удеса	9
1.9.	Метеоролошки подаци	9
1.10.	Навигациона средства и опрема.....	10
1.11.	Комуникација	10
1.12.	Регистратори лета.....	10
1.13.	Медицински и патолошки подаци.....	10
1.14.	Трагање и спасавање.....	10
1.15.	Подаци о пожару и аспекти преживљавања	10
1.16.	Испитивања и истраживања	11
2.	АНАЛИЗА ОЗБИЉНЕ НЕЗГОДЕ	12
2.1.	Опште	12
2.2.	Лице које је управљало ваздухопловаом – пилот	12
2.3.	Ваздухоплов	13
2.4.	Летилиште	15
2.5.	Метеоролошка ситуација	15
2.6.	Операције	16
2.6.1.	Анализа лета пре завршног маневра	16
2.6.2.	Анализа завршног маневра	16
3.	ЗАКЉУЧЦИ	30
3.1.	Посада ваздухоплова	30
3.2.	Ваздухоплов	30
3.3.	Терен са кога се изводило летење	30
3.4.	Операције	30
3.5.	Узрок удеса	31
3.5.1.	Непосредни узрок	31
3.5.2.	Посредни узроци	31
4.	БЕЗБЕДНОСНЕ ПРЕПОРУКЕ	32
5.	ПРИЛОЗИ	33
	Прилог 1.	33
	Прилог 2.	38
	Прилог 3.	41

1. ЧИЊЕНИЧНЕ ИНФОРМАЦИЈЕ

1.1. Историјат лета

Дана 11. 10. 2014. године власник ултралаког ваздухоплова (УЛВ) врсте ултралаки авион Skyleader JA 600, регистарске ознаке YU-A030, извршио је рекреативни лет са летелишта ДТД – Бачки Јарак у циљу вожње пријатеља и демонстрације новог авиона. Лет се обављао у широј зони летелишта као и изнад самог летелишта.

Полетање је извршено око 12:35 (LT) са полетно-слетне стазе (ПСС) 05. После полетања и лета изнад летелишта, пилот је извршио „ниски разлаз” изнад ПСС 05 са десним заокретом у пењању под углом од 40°, преласком у пењање и из левог заокрета одлазак ка месту Темерин, где је наставио даљи лет. Десни заокрет у пењању извршен је са уочљивим левим клизањем (командована десна нога).

По завршетку лета изнад Темерина, авион се директно укључио на позицију „низ ветар” за десни круг ПСС 05. Све до позиције „низ ветар” за ПСС 05 пилот је летео са извученим стајним трапом, а на позицији „низ ветар” увукао је стајни трап. По формирању школског круга и са незнатно већом брзином, пилот је извршио прилаз за слетање на ПСС 05 са увученим стајним трапом.

Након што је добио информацију преко радио везе да нема извучен стајни трап, пилот је извукао стајни трап скоро у самом равнању и самостално донео одлуку да продужи у други круг. У пуној слетној конфигурацији са извученим стајним трапом и закрилцима у положају за слетање, без потребне снаге мотора, пилот је продужио лет у други круг. На висини 5-10 метара кренуо је у десни заокрет у пењању у коме је после скретања под углом командовано лево клизање. На висини око 55 метара и при скретању под углом од око 150°, услед недовољне брзине лета, пилот је превукао авион, који је у десном окретању око уздужне осе под углом наклона од око 80° и нагиба око 120° у 13:10 (LT) ударио о тло на 160 метара југоисточно од осе ПСС.

1.2. Повреде

У ултралаком авиону су се налазила лица од којих је једно управљало ваздухопловом, а друго било у улози путника. Лица су смртно страдала у удесу услед задобијених повреда.

Повреде	Посада	Путници	Остали
Смртне	1	1	-
Тешке	-	-	-
Лакше	-	-	-
Без повреда	-	-	-

1.3. Оштећења ваздухоплова

Приликом удеса ултралаки авион Skyleader JA 600, регистарске ознаке YU-A030, је потпуно уништен.



Фотографија 1: Олупина ултра лаког авиона након удеса

1.4. Штета трећем лицу

У удесу није било штете причињене трећим лицима.

У удесу начињена је штета на пољопривредном засаду.

1.5. Подаци о посади

1.5.1. Подаци о пилоту

Старосна доб:	64 године
Пол:	мушки
Дозвола:	ULAPL, SRB 0093
Датум првог издавања:	21. 03. 2012. године
Овлашћења:	ULA – ултра лако авион
Датум провере овлашћења:	26. 02. 2014. године
Датум важења овлашћења:	15. 03. 2016. године
Последњи медицински преглед:	03. 06. 2014. године
Лекарско уверење:	Класа 2.
Важење лекарског уверења:	09. 07. 2015. године
Укупан налет:	није познато
Налет пилота на типу ваздухоплова	
- у последња 3 месеца:	није познато
- у последњих 30 дана:	није познато
- у последњих 15 дана:	није познато
- у последњих 48 сати:	није познато
- на дан удеса:	1 лет, односно 35 минута

Напомена: Радна група није могла да прибави документацију о налету пилота на авионима ГА и УЛА. Време је процењено на основу података доступних радној групи. Пилот је поседовао дозволу приватног пилота – PPL(A) на основу које је стекао и дозволу пилота ултралаког ваздухоплова. Пилот је имао медицинско ограничење: VML – пилот мора носити мултифокална сочива (стакла) и да са собом носи резервни пар.

1.5.2. Подаци о путнику

Старосна доб:	30 године
Пол:	мушки
Дозвола:	не поседује

1.6. Подаци о ваздухоплову и погонској групи

1.6.1. Подаци о ваздухоплову

Категорија ваздухоплова	ултралаки ваздухоплов
Врста	ултралаки авион
Тип моторног змаја	Skyleader JA 600
Произвођач	JHLAVAN airplanes, Чешка Република
Година производње	2014. године
Серијски број	6 227 249 T
Регистрација	YU-A030
Потврда о пловидбености	EA-030, 26.05.2014. године
Власник	„НС ИНВЕСТ” д.о.о., Нови Сад
Корисник	„ДТД Рибарство” д.о.о., Бачки Јарак
Укупан налет од почетка употребе	непознат
Укупан број летова од почетка употребе	непознат

Напомена: Радна група није могла да прибави документацију о експлоатацији ваздухоплова како би утврдила стварни налет. Према процени радне групе, с обзиром да не постоји релевантна документација, ваздухоплов није налетео више од 15 часова.



Фотографија 2: Ултралаки авион Skyleader JA 600

1.6.2. Подаци о мотору

Тип мотора:	Rotax 912iS
Произвођач:	BRP-Powertrain G.m.b.H&Co. KG, Austria
Серијски број мотора:	4417376
Максимална снага мотора:	73.5 kW (100 KS) при 5800 o/min
Максимални обртни момент:	132 Nm при 5500 o/min
Датум уградње на авион:	17. 04. 2014. године
Укупно време рада:	непознато
Време рада од уградње на авион:	новоуграђен



Фотографија 3: Мотор са главчином елисе

Напомена: Радној групи није била доступна документација о експлоатацији мотора уграђеног на ултралаки авион. Према процени радне групе, с обзиром да не постоји релевантна документација, мотор није радио више од 15 часова.

1.6.3. Подаци о елиси

Тип елисе:	SR 3000 – 3N
Серијски број:	12014
Произвођач:	Woodcomp Propellers s.r.o.
Датум уградње на ваздухоплов:	22. 04. 2014. године
Укупно време рада:	непознато

Напомена: Радној групи није била доступна документација о експлоатацији елисе уграђене на ултралаком авиону у циљу утврђивања укупног времена рада. По процени радне групе, с обзиром да не постоји релевантна документација, елиса није радила више од 15 часова.



Фотографија 4: Елиса серијског броја 12014

1.7. Подаци о организацији

Није примењиво.

1.8. Подаци о месту удеса

Удес се догодио у атару места Бачки Јарак, општина Темерин, у непосредној близини летелишта на равничарском обрадивом земљишту засађеним кукурузом, који се протеже југозападно од полетно слетне стазе летелишта „ДТД Рибарство – Бачки Јарак”.

Група за увиђај Центра за истраживање удеса на месту удеса затекла је олупину која није померана. Фотографија бр. 1.

1.9. Метеоролошки подаци

На основу података Републичког хидрометеоролошког завода, радна група је установила да су временски услови су били повољни за обављање летачке операције. Временски подаци дати за временски период од 12 – 14 часова, измерени у сваком пуном сату:

Час	12:00	13:00	14:00
Ваздушни притисак [mb]	1007.6	1007.0	1006.5
Температура ваздуха [°C]	22.8	24.7	25.7
Релативна влажност [%]	57	54	53

У току дана нису биле забележене падавине, а видљивост је била 20km. Дувао је умерен ветар са максималним ударом од 5.5 – 7.9 m/s из правца исток-југоисток.

1.10. Навигациона средства и опрема

Није битна за узрок удеса.

1.11. Комуникација

Нема директног утицаја на узрок удеса.

1.12. Регистратори лета

Није примењиво.

1.13. Медицински и патолошки подаци

Центру за истраживање несрећа у саобраћају достављени резултати обдукције од стране надлежног правосудног органа.

Смрт пилота наступила је услед трауматског прекида можданог стабла, насталог у склопу разглобљења лобање и I вратног пршљења. Разглобљење лобање и I вратног пршљења, као и остале механичке повреде на телу, настале су заживотно, деловањем тупине механичког оруђа по механизму удара, судара или пада. Смрт је у директној узрочно-последичној вези са задобијеним повредама.

Смрт путника је настала и наступила услед унутрашњег искрварења. Унутрашње искрварење је настало из расцепа зида десне срчане преткоморе, зида аорте и расцепа десног режња јетре, а у склопу повреда трупа. Насилна смрт је у директној узрочно-последичној вези са констатованим повредама.

Код особа која су се налазила у ваздухоплову пронађени су трагови алкохола у крви. Пилот је поседовао 0.111 mg/ml, а путник 0.027 mg/ml алкохола у крви.

1.14. Трагање и спасавање

Спасавање је предузето од стране ватрогасно-спасилачке екипе која се налазила на летелишту одмах након удеса.

1.15. Подаци о пожару и аспекти преживљавања

У удесу је дошло до избијања пожара. По удару ваздухоплова о тло, под дејством горива и лако запаљивих и горивих материјала дошло је до пожара који се пренео на ваздухоплов и околно растиње. Пожар је локализован и после дужег гашења угашен деловањем противпожарне екипе која се налазила на летелишту.

Удес је био такве природе да лица које су се налазила у ваздухоплову нису имала могућност да преживе.

1.16. Испитивања и истраживања

Испитивање и истраживање радна група је извршила на основу доказа и докумената прикупљених непосредним увиђајем након удеса, изјава сведока и докумената прикупљених током истраге. Радној групи није била доступна сва потребна документација, што није имало утицај на рад радне групе. Као основни материјал за анализу последње фазе лета пре удеса коришћен је снимак удеса УЛА који је добијен на дан удеса од РТВ Пинк.

Временски период који је протекао од момента удеса до почетка испитивања, узрокован променама законских и подзаконских аката и процедура везаних за истрагу, усложио је процес рада радне групе. Претходно наведено није значајно утицало на квалитет истраге и анализе испитивања, те да су закључци и безбедносне препоруке које су донете адекватне.

2. АНАЛИЗА УДЕСА

2.1. Опште

Радна група је извршила анализу удеса на бази података прикупљених приликом увиђаја на месту удеса, прегледа олупине, изјава очевидаца, прорачуна, конструисања трајекторије лета, расположивих података и документације.

На основу прегледа олупине, изјава очевидаца и прелиминарних анализа закључено је да је до удеса дошло ударом ваздухоплова о тло услед неадекватног управљања ваздухопловом у току извођења десног заокрета на малој висини, при чему је дошло до слома силе узгона и уласка ваздухоплова у десни ковит. Због тога је радна група свој рад концентрисала на:

1. утврђивање квалификације лица које је управљало ваздухопловом - пилот,
2. утврђивања способности ваздухоплова,
3. утврђивања места (простора) удеса,
4. утврђивање услова удара ваздухоплова о тло.

Радна група је сагледала и анализирала све пратеће чиниоце и чињенице овог удеса, а који нису директно утицали на удес, али могу убудуће утицати или довести до угрожавања безбедности летења.

2.2. Лице које је управљало ваздухопловом - пилот

Анализирајући стручну квалификацију лица које је управљало ваздухопловом у својству пилота у складу са законом и прописима који регулишу квалификације пилота ултра лаког ваздухоплова лице је поседовало потребну квалификацију за управљање УЛВ. Лице је поседовало важећу дозволу пилота ултра лаког ваздухоплова са важећим овлашћењем за управљање ултра лаког авиона и важећим лекарским уверењем Класе 2. Задња провера стручности за продужење овлашћења УЛА пилот је извршио на авиону MPX 155 TAYRONA на аеродрому Ечка, 26. 02. 2014. године са резултатом „задовољава“.

Радна група се у истрази сусрела са проблемом стицања сазнања о претходном искуству пилота у летењу на типу УЛА Skyleader JA 600. Пилот је у периоду од стицања дозволе пилота УЛВ па до половине 2014. године углавном летео на УЛА типа MPX 155 TAYRONA или SILA, на којима је направио највећи лични налет. Авион Skyleader JA 600 је авион напреднијих летних перформанси од авиона MPX 155 TAYRONA и SILA.

Приликом прве регистрације УЛА Skyleader JA 600, регистарске ознаке YU-A030, пилот је 20. 05. 2014. године извршио пробни лет, када је констатовао: „Авион се понаша нормално у рулању, полетању и слетању. У свим фазама лета правилно одговара на задате команде. Показивање навигацијских и моторских инструмената - исправно. Параметри мотора у границама нормале. Авион испуњава све услове за даљу експлоатацију.” Проверу је својеручно потписао.

На упит радне групе, произвођач авиона је дао податак да лице приликом куповине авиона није склопио уговор о обуци или преобуци за летење на ултра лаком авиону и да су са њихове стране извршена само два кратка лета приликом техничке предаје авиона у Републици Србији. Других трагова о обуци на овом моделу УЛА Радна група није нашла. С обзиром да је ово био први ултра лаки авион тог типа у Републици Србији у том тренутку, радна група је извела закључак да је пилот самостално извршио дообуку на новом ултра лаком авиону. Радној групи није био доступан податак да је лице имало претходно искуство у управљању авионом са комплекснијим начином управљања

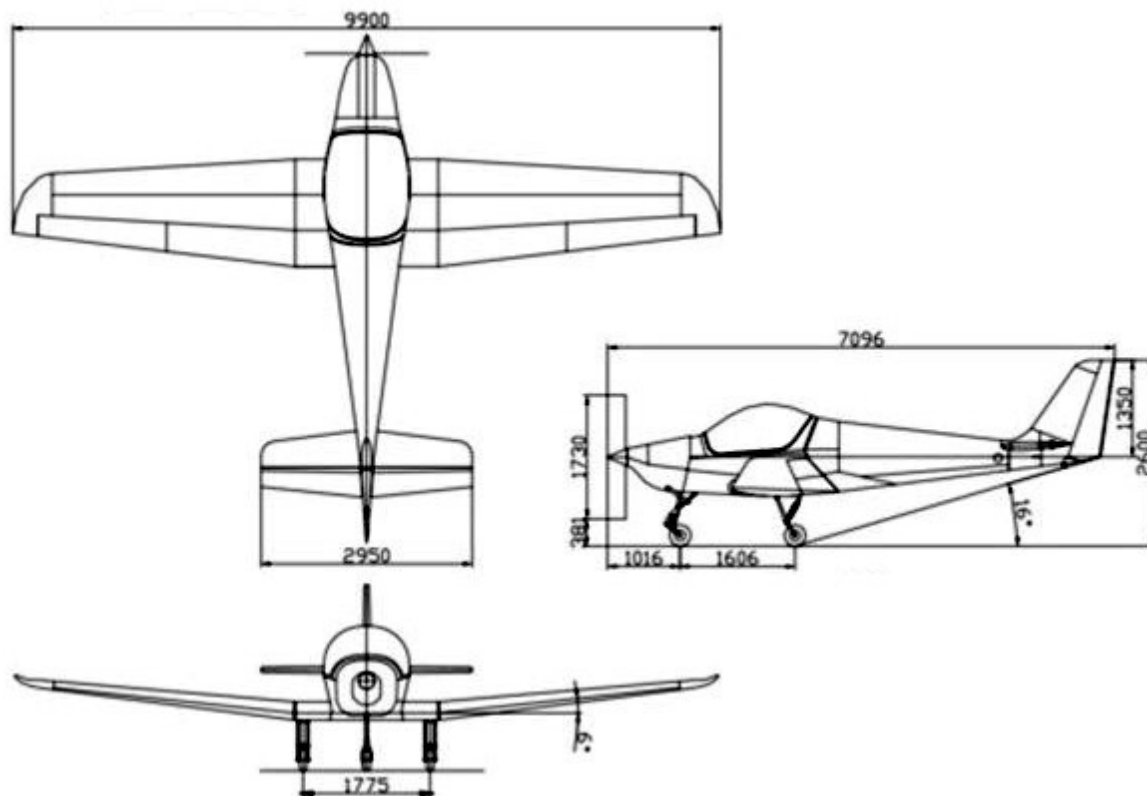
(увлачећи стајни трап, промењиви корак елисе, рад са резервоаром горива, веће експлоатационе брзине летелице, слабо изражени предзнаци превлачења и др.).

У складу са доступним подацима, од регистрације УЛА до удеса лице је са УЛА Skyleader JA 600 по територији Републике Србије углавном летелело навигацијске летове.

2.3. Ваздухоплов

Ултралаки авион Skyleader JA 600, произвођача JHLAVAN airplanes, s.r.o., Знојемска 826/64, 58601 Јихлава, Чешка Република. Произведен је 2014. године, серијског броја 6 227 249 Т. Припада категорији ултралаких авиона намењен за спортско и рекреативно летење у визуелним условима дању. Потврда о пловидбености ЕА-030 издата је 26.05.2014. године за Посебну категорију ваздухоплова. Авион је уписан у Регистар цивилних ваздухоплова Републике Србије под улошком број 030.

Ултралаки авион типа Skyleader JA 600 поседује Type Certificate (Сертификат о типу) издат од стране Летачке аматерске асоцијације Чешке Републике (Light Aircraft Association of the Czech Republic) која је овлашћена од стране Министарства транспорта Републике Чешке, под бројем ULL 05 / 2009 од 15. 12. 2009. године као авион типа: двосед, једномоторни, аеродинамички управљив, металне конструкције нискокрилац, моноплане, ултралаки авион – намењен за спортско летење.



Слика 1: Цртеж авиона Skyleader JA 600 у три пројекције

Основне перформансе УЛА Skyleader JA 600:

- метална конструкција трупа са карбон фибер оквиром кабине,
- крилима металне конструкције са диједром 6° и електронским Фловлеровим закрилцима, профил крила NASA GA(W)-1 у корену и GA(W)-2 на крају,
- систем увлачећег стајног трапа типа трицикл,

- двосед,
- распон крила – 9.9 m,
- дужина – 7.1 m,
- висина – 2.46 m,
- површина крила – 11.85 m²,
- финеса – 7.78,
- 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,
- тежима – 472.5 kg (са падобраном за спашавање летелице),
- тежина празног авиона – 305 kg,
- највећа маса терета – 30 kg,
- капацитет резервоара за гориво – 2 x 60 l,
- долет 1600 km / 860 nm.

Уграђена опрема на УЛА Skyleader JA 600 рег.ознаке YU-A030:

Мотор: Rotax 912iS, BRP-Powertrain G.m.b.H&Co. KG, Austria, серијског броја 4417376.

Елиса: SR 3000 – 3N, Woodcomp Propellers s.r.o., серијски број 12014, главчина елисе: SR 3000/3N/1730/R/T/CS/CM-1204, трокрака, десно ротирајућа са констатним обртајем, серијског броја 120 у 2014. години.

Уређај за одржавање константног броја обртаја елисе CS-5.

Dynon SkyView 10” + Dynon SkyView 7” показивачи за параметре лета, навигацију и параметре мотора.

Радио опрема: радио станица ICOM IC-210E.

Додатна навигацијска опрема: GPS Garmin 795.

ATC transponder: SU-XPNDR-262, Mode S, Class 2.

ELT: KANNAD AD 406 AF-Compact.

Летне перформансе УЛА Skyleader JA 600:

Пробни лет извршен је дана 20. 05. 2014. године на аеродрому Ченеј – Нови Сад од стране страдалог пилота. Поред констатација да авион испуњава услове за даљу експлоатацију, констатоване су вредности брзине превлачења са увученим закрилцима од 45 чворова и са извученим закрилцима од 41 чвор. Констатоване вредности минималне брзине не одговарају декларисаним вредностима произвођача. Такође, брзине не одговарају вредности прописаној за брзину превлачења или најмању хоризонталну брзину летења у конфигурацији за слетање која не прелази 35 чворова (65 km/h) од калибрисане брзине лета која је прописана у дефинисању појма ултра лаког ваздухоплова. (Правилник о ултра лаких ваздухопловима, „Службени гласник РС” бр. 68/10, члан 2.).

Превлачење авиона са слетном конфигурацијом где је закрилце максимално извучено, пропраћено је енергичним забацивањем авиона носом на доле без јасних предзнака превлачења.

Пилот се звучном сигнализацијом упозорава ако је конфигурација авиона - закрилца извучена, стајни трап увучен.

Авион се може сврстати у класу ултра лаких авиона напредних летних перформанси из разлога својих перформанси, летних карактеристика и захтева при управљању. Перформансе великих распона брзина, увлачећег стајног трапа, Фаулерова закрилца,

елисе промењивог корака са сталним бројем обртаја захтевају од пилота већу способност управљања авионом.

2.4. Летелиште

Летелиште „ДТД Бачки Јарак“ код Бачког Јарка уписано је у Регистар летелишта Републике Србије под редним бројем 053 дана 01. 04. 2014. године.

Спецификације летишта су:

- 1) Географске координате референтне тачке летелишта (APR) у систему WGS 84: 45° 21' 55.47" N 19° 53' 15.37" E;
- 2) Надморска висина летелишта: 81 m;
- 3) Правац пружања полетно-слетне стазе: 047° - 227°;
- 4) Димензије полетно-слетне стазе: 750 x 20 m;
- 5) Димензије основне стазе полетно-слетне стазе: 810 x 40 m;
- 6) Врста подлоге полетно-слетне стазе: травната стабилизована површина.

Југоисточно од полетно слетне стазе протежу се паралелно два далековода: први, на удаљености од 275 метара, висине око 23 метара (нижи) и други, на удаљености од 350 метара, висине око 32 метара (виши).



Фотографија 7: Летелиште „ДТД Бачки Јарак“

2.5. Метеоролошка ситуација

На основу метеоролошких података са најближе метеоролошке опсерваторије Римски Шанчеви, која је климатолошки репрезентативна за подручје летелишта „ДТД Бачки Јарак“ коштајује се да су услови за лет били повољни.

Дана 11. 10. 2014. године измерена је максимална температура ваздуха 22.6°C, минимална 14.1°C. Током дана нису забележене падавине. Видљивост је била 20 км. Дувао је умерени ветар са максималним ударом од 5.5-7.9 м/с из правца исток-југоисток.

Час	11:00	12:00	13:00	14:00	15:00
Ваздушни притисак (mb)	1007.9	1007.6	1007.0	1006.5	1006.1
Температура ваздуха (°C)	21.5	22.8	24.7	25.7	26.4
Релативна влажност (%)	64	57	54	53	47

2.6. Операције

2.6.1. Анализа лета пре завршног маневра

У сврху отварања летелишта „ДТД Бачки Јарак“ и куповине новог авиона, власник летелишта дана 11. 10. 2014. године позвао је пријатеље и друге ваздухопловце на прославу и дружење. Иако по договору са пријатељима није планирао да тог дана лети, већ је то на његовом авиону Skyleader JA 600 требало да ради други пилот који поседује дозволу за исти тип авиона, власник авиона донео је одлуку да направи лет и провоза пријатеља који је поводом прославе дошао на летелиште.

Пилот и путник полетање су извршили на ПСС 05. После полетања, пилот је направио круг и прилаз у правцу 05 са прелетом преко писте на висини 50 метара. Током прелета авион је имао извучен стајни трап, а брзина којом се кретао је, према процени очевидаца, била већа од максимално дозвољене са извученим стајним трапом. По прелету писте, авион је ушао у десни заокрет у пењању са углом пењања од 5-10° и нагибом око 20° са израженим левим клизањем током заокрета. После заокрета у пењању авион је отишао у зону изнад места Темерин, где се задржао једно време. Све време лета у зони авион је имао извучен стајни трап. У међувремену, на летелишту су се одвијале и друге летачке активности. По завршетку рада у зони авион се укључио у школски круг за слетање на ПСС 05 из десног школског круга. До уласка у школски круг авион је имао извучен стајни трап. На позицији „низ ветар“ пилот је грешком у командовању увукао стајни трап и даљи лет по школском кругу наставио без стајног трапа. У завршном прилазу један од гостију - пилот уочава да авион нема извучен стајни трап, гласом упозорава лица која се налаза око њега да авион нема извучен стајни трап и да иде на слетање. Тек после другог упозорења, лице које је било у његовој близини и имало ручну радио станицу, преко радио везе пренео је поруку пилоту да нема извучен стајни трап. Пилот је преко радио станице одговорио да је то показна вежба имитације слетања и извукао је стајни трап на малој висини непосредно изнад ПСС летелишта. При томе, авион је све време прилаза имао конфигурацију са извученим пуним закрилцима. Иако је имао услова (услови мало дужег прорачуна), пилот није извршио слетање, већ је на малој висини изнад писте додао снагу мотору, продужио и наставио лет.

Из поступака пилота уочљиво је да је пилот током полетања заборавио да увуче стајни трап на месту увлачења и да је до позиције где је требало извући стајни трап летео са извученим стајним трапом. На месту извлачења стајног трапа (позиција „низ ветар“) пилот је извршио увлачење стајног трапа, уместо извлачења. Услед мањег отпора, авион је током процедуре приласка остварио већу брзину, а самим тим и виши профил прилаза, што је пилот парирао извлачењем пуних закрилаца и одузимањем снаге мотору. Пилот је несвестан положаја стајног трапа авиона све време лета до добијене информације са земље путем радио везе.

2.6.2. Анализа завршног маневра

У циљу реконструкције задњег сегмента лета који се десио од момента када је пилот донео одлуку да настави лет до удара о земљу, радна група је приступила

реконструисању трајекторије лета на основу чињеничних података и података изведених прорачунски употребом адекватних метода. Недоступност података од стране произвођача за авион Skyleader JA 600, довело је до тога да је полару авиона потребно одредити прорачунски. Одређена је полара за авион у слетној конфигурацији (Конфигурација авиона – Закрилца Фаулер извучена у крајњи положај и извучен стајни трап). Формирањем почетних услова за даљу анализу приступило се реконструкцији путање лета.

Реконструкција путање лета

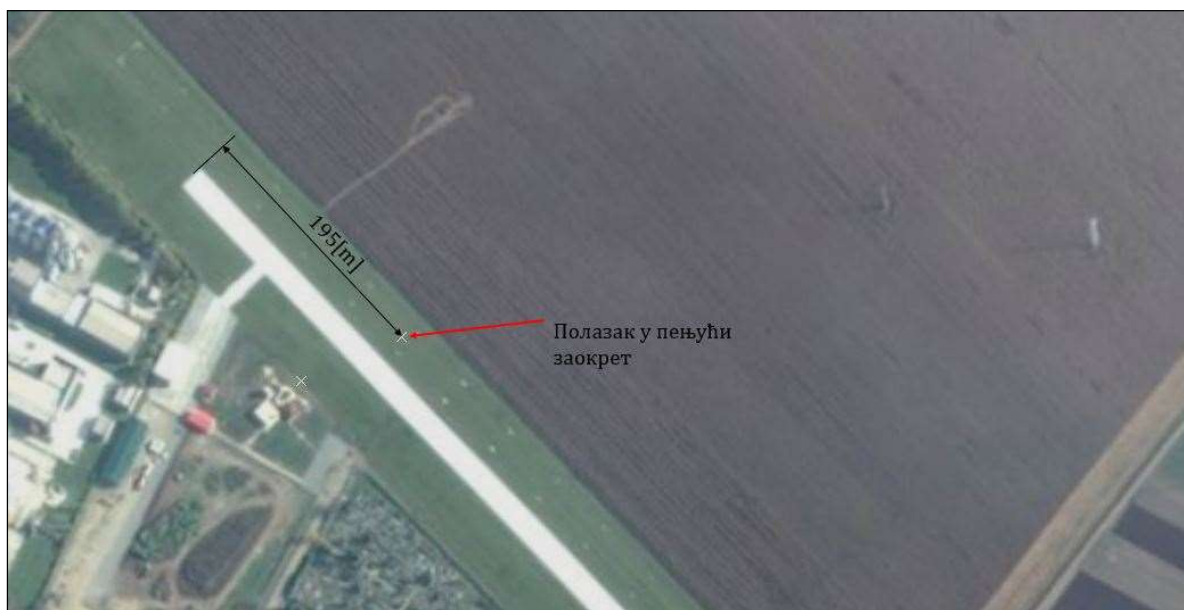
Реконструкција путање лета односи се на сегмент лета од тренутка када је авион, након ниског пролаза, после одустајања од слетања кренуо у десни заокрет у пењању до тренутка када је ударио о тло. Да би се дошло до путање анализирао се доказни материјал, на основу којег су прорачунски изведени непознати чиниоци који чине путању разматраног авиона. Као доказни материјал коришћени су: видео снимак завршног дела путање и самог удара о тло, изјаве очевидаца и фотографије са места удеса.

Параметри одређени на основу доказног материјала и изјава очевидаца

Положај авиона у тренуцима пре ангажовања узет је на основу видео снимка од почетка видео снимка до тренутка ангажовања авиона. Фотографије приказане у Прилогу 1. представљају временски секвенциране снимке са интервалом од 0.8 s.

У тренуцима након ангажовања, положај авиона такође је узет на основу секвенци из видео снимка од момента ангажовања до удара о тло. Положај авиона у завршном делу путање у ком авион интезивно мења положај тако што повећава стрмину дат је у Прилогу 2. Уз помоћ програма AUTOCAD измерен је положај авиона током те путање и добијено да је авион ударио о тло под углом од око 31° .

Позиција авиона у тренутку поласка у десни заокрет у пењању, висина и положај авиона у равни, одређена је на основу изјава очевидаца. Висина авиона је процењена на приближно 5 m.



Слика 2: Место поласка авиона у заокрет у пењању

На основу снимка је могуће измерити угао нагиба, при чему промена нагиба до тренутка ангажовања авиона има осцилујући карактер са променама и до 7 степени. У тренутку непосредно пред ангажовање авион има приближно исти нагиб као на почетку снимка (слика 3).



Слика 3: Нагиб авиона на почетку снимка

Маса авиона

Процена масе авиона у току разматраног дела путање:

Маса празног авиона (маса конструкције авиона + мотор испуњеним флуидима):

$$M_{\text{празан}} = 320 \text{ kg}$$

Маса посаде утврђена на основу медицинских картона

$$M_{\text{посаде}} = 185 \text{ kg}$$

Маса преосталог горива утврђена на основу дужине лета и просечне потрошње уз информацију о трајању лета.

$$M_{\text{горива}} = 45 \text{ kg}$$

Укупна маса авиона у току разматраног дела путање:

$$M_{\text{авиона}} = 550 \text{ kg}$$

Процена минималне брзине у тренутку ангажовања авиона

Минимална брзина превученог лета V_{stall} у хоризонталном лету без нагиба и са извученим закрилцима одређена је и прописана техничким упуством за ваздухоплов Skyleader JA 600. Анализом положаја авиона у тренутку ангажовања одређена је брзина превученог лета у току заокрета.

Зависност између параметара и саме брзине превученог лета је:

$$V_{\text{stall}} = 61 \text{ km/h}$$

$$\Phi = 20^\circ \rightarrow \text{Нагиб}$$

На основу брзине у хоризонталном лету могуће је одредити максимални коефицијент узгона

$$C_{z_{\text{max}}} = 2.22$$

Коефицијент оптерећења

$$n = \frac{1}{\cos \Phi} = 1.064$$

Брзина превученог лета одређена за масу авиона коју авион има на разматраном делу путање за режим хоризонталног лета не узевши у обзир нападни угао је

$$V_{\text{stall}} = 65.81 \text{ km/h}$$

Брзина превученог лета одређена за масу авиона коју авион има на разматраном делу путање у току заокрета нагиба од $\Phi = 20^\circ$ не узевши у обзир нападни угао

$$V_{\text{stall}\theta} = 67.89 \text{ km/h}$$

Брзина превученог лета која одговара условима у тренутку ангажовања је

$$V_{\text{stall}\theta, \alpha} = 66 \text{ km/h}$$

Процена висине у тренутку ангажовања

На основу снимка који је доступан могуће је одредити време - t протекло од тренутка ангажовања до тренутка када авион удара о тло. Путања авиона након ангажовања је крива чији облик је могуће приближно визуализовати на основу слика датих у Прилогу 2. Брзина авиона у тренутку ангажовања је прорачунски је одређена и износи 66 km/h, док је брзина у тренутку удара одређена на основу снимка мерењем времена и пређеног пута.



Слика 3: Положај авиона непосредно пред удар о тло



Слика 4: Положај авиона у тренутку удара о тло

Брзина удара - V_u у тренутку непосредно пред удар о тло добијена је мерењем дужине и времена протеклог у тренутку проласка авиона кроз положаје из слика 4 и 5 које представљају тренутке извучене са видео снимка. Да би се одредило време протекло при кретању авиона кроз описане положаје, снимак је успорен четири пута где је у реалном времену измерено време успореног видео снимка. Добијени резултат успореног видео снимка подељен је са четири и добијено је стварно време - t_s протекло између два положаја. Дужина - l коју је авион прешао одговара дужини трупа.

$$t_s = 0.25 \text{ s}$$

$$l = 7 \text{ m}$$

Брзина удара авиона о тло је:

$$V_u = 99.8 \text{ km/h}$$

Пут - S који авион пређе након ангажовања одређен је познавањем брзине на путањи и времена t_p . Брзина за израчунавање дужине пута је средња вредност двеју брзина, брзине на почетку и на крају разматраног дела путање.

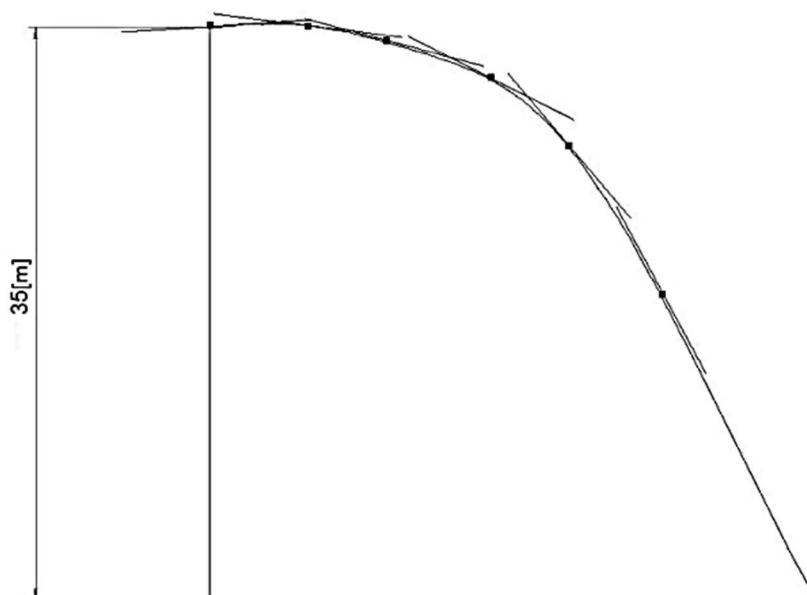
$$V_{sr} = 83.84 \text{ km/h}$$

$$t_p = 2.715 \text{ s}$$

Пређени пут од момента ангажовања до удара о тло:

$$S = 63.24 \text{ m}$$

На основу израчунатих параметара одређена је висина у тренутку ангажовања. Конструисањем путање у програму САТИА на основу углова који су дати у Прилогу 2. добија се облик трајекторије где се дужина трајекторије S уноси у програм који аутоматски мења размеру трајекторије. Након промене размере добијена је стварна висину авиона у тренутку ангажовања (слика 6).



Слика 5: Равански (2D) приказ трајекторије након ангажовања
Висина у тренутку ангажовања износи $h = 35 \text{ m}$.

Угао клизања авиона у току пењања

Угао клизања у току пењања се мењао. За сваки положај представљен у Прилогу 1. потребно је измерити угао отклона крмила „ δv “ (слика 7) правца на основу кога се израчунава угао клизања „ β “.



Слика 6: Пример мерења угла отклона крмила правца случај са слике 9

Извођење аналитичке зависности отклона крмила правца и угла клизања почиње трансформацијом израза за коефицијент нормалне силе на репу са променом угла клизања и коефицијента нормалне силе при отклону крмила правца.

Радијус заокрета - приказ разматране путање у хоризонталној равни

Да би се дошло до радијуса заокрета за различите положаје авиона у току пењаћег заокрета направљена је аналитичка зависност између утицајних параметара. Поједине параметре као што су: нагиб авиона - Φ , отклон крмила правца - δv , курс (правац лета), угао клизања - β , брзина са утицајем ветра (ground speed) - Vg , маса летелице - m , аеродинамичке карактеристике описане поларом Cz, Cx , место поласка у заокрет у пењању, минимална брзина у тренутку ангажовања - V_{stall} , θ, α , коефицијент корисности елисе - η и висина - h су познате величине. Величине до којих се дошло прорачуном а које су у релацији са радијусом заокрета су: брзина пењања (IAS) - Vz , снага мотора у току пењања - $P\%$, вертикална брзина пењања - W , угао пењања - θ , нападни угао - α и радијус заокрета - R . Моделирањем једначина у програмском пакету MATLAB и заменом променљивих параметара итеративним процесом дошло се до радијуса заокрета.



Слика 8: Трајекторија разматраног дела путање у широј перспективи

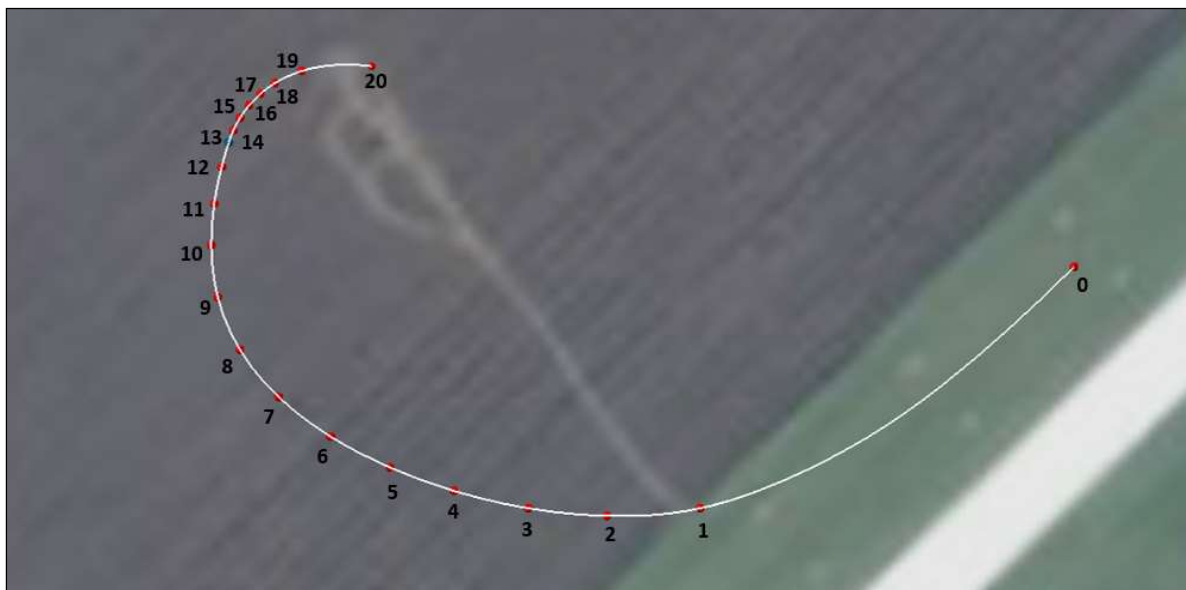
Треба напоменути да се са прорачуном стаје када се заменом непознатих величина у једначину дође до познатих величина. Познате величине за контролу су висина у тренутку ангажовања и координате места удара о тло и када се ти параметри задовоље прорачун стаје. Веза између променљивих величина приказана је путем блок дијаграма у Прилогу 3.

У Прилогу 3 је такође дат табеларно приказ величина за елису на малом кораку и снагом мотора на 100%, 75% и 60%.

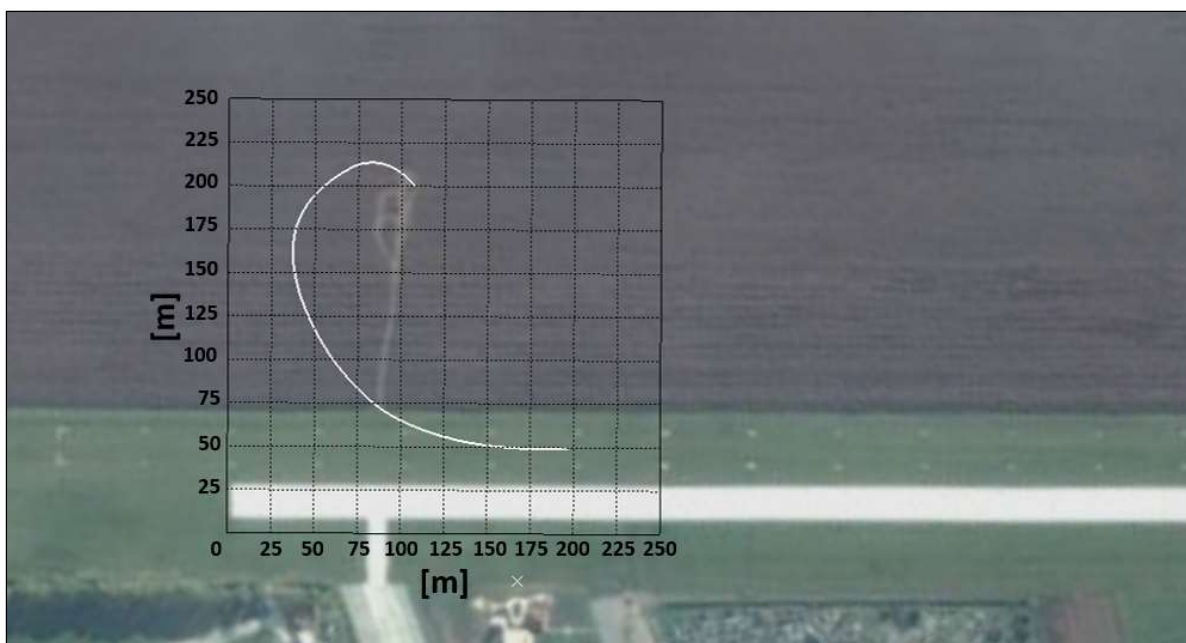
Променљиве величине од броја 1 до 13 приказане табеларно (табеле 1, 2 и 3 из Прилога 3) описују летелицу са слике пре ангажовања авиона (Прилог 1). Вредности дате редним бројем нула односе се на параметре који описују авион на делу путање који није доступан на видео снимку, пружа се од кординате дате на слици 2 до позиције авиона на почетку снимка. Бројеви од 1 до 13 описују авион у тренуцима доступним на снимку, при чему су слике „фрејмови” дати у Прилогу 1. Поједине вредности су одређене мерењем употребом доказног материјала док су остале величине одређене прорачунски на основу релација датих блок дијаграмом из Прилога 3. За сваку од три табеле из Прилога 3. као битан параметар назначена је снага мотора и информација о режиму елисе променљивог корака. Табела са релевантним подацима за разматрани лет је табела 3 где је променом параметра снаге мотора прорачун показао да авион само у том случају

достиге висину од 35 m односно 30 m у пењању и 5 m елевације изнад писте у тренутку поласка у десни заокрет у пењању, што у збиру чини 35 m.

Тражени радијус заокрета је нацртан употребом програмског пакета САТИА, при чему је део путање након ангажовања авиона уклопљен познајући координату места удара о тло и координату места тренутка ангажовања.



Слика 9: Трајекторија авиона у равни са уцртаним положајима авионима



Слика 10: Трајекторија авиона у равни са метарском поделом

Потврда позиције авиона на путањи у тренутку када снимак почиње

Због потврде релевантности података другим приступом од великог је значаја одредити положај авиона на почетку видео снимка, чија је позиција означена тачком под редним бројем један на слици 9. На основу доступног видео снимка могуће је утврдити положај камермана (слика 11). Са познатим положајем камермана, геометријском анализом, могу се одредити положаји и позиције авиона на путањи.

Са видео снимка је могуће видети тренутак удара о тло (слика 5), где се јасно види и далековод у позадини. На основу сателитског снимка преузетог са Google Earth и тачног положаја места удара о тло посматрано у план пројекцији, могуће је конструисати праву која пролази кроз две тачке (слика 11). Тачка је потврђена и изјавама очевидаца.

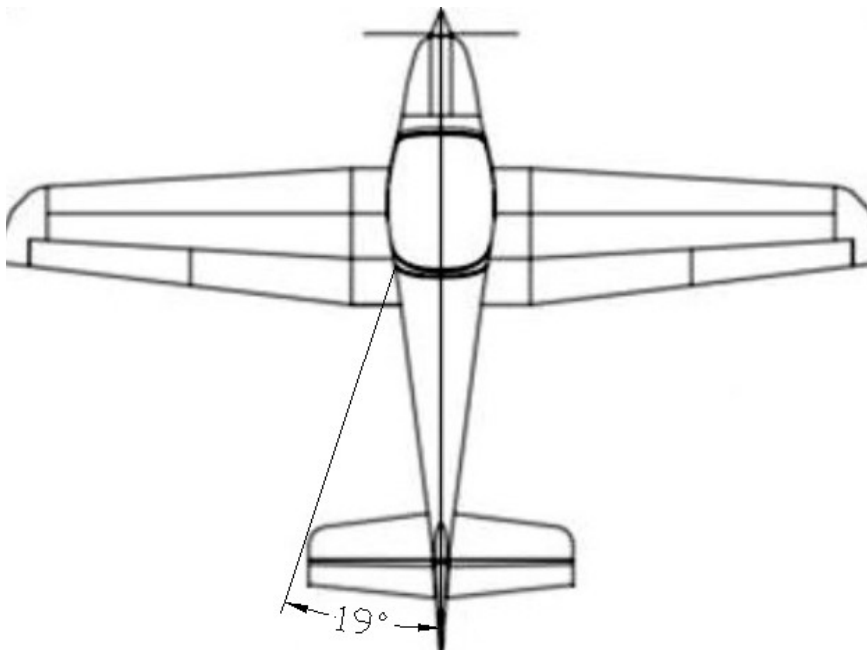


Слика 11: Позиција камермана

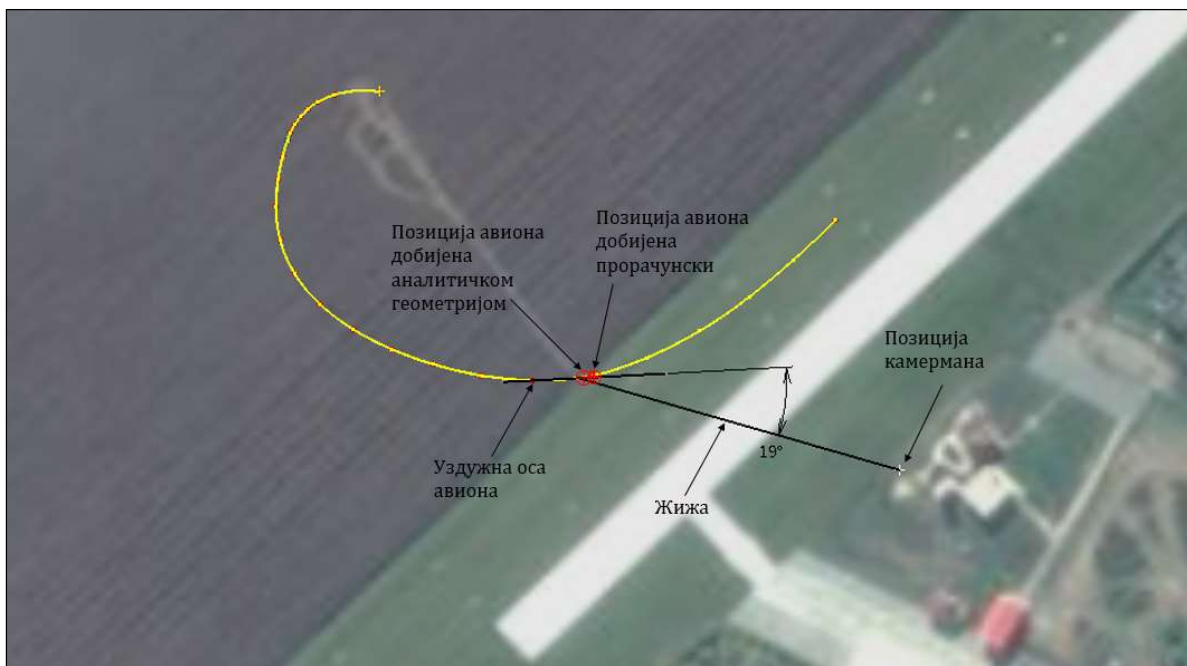


Слика 12: Место проласка жиже означено стрелицом

На слици 12 означена је црвеном стрелицом тачка преклапања врха левог хоризонталног стабилизатора и карактеристичне тачке на трупу које су на истој жижи као и позиција камермана. Уколико се означене тачке повежу на цртежу авиона Skyleader JA 600 у план пројекцији (слика 13) добија се угао који заклапа уздужна оса летелице и оса која пролази кроз видљиву тачку на трупу, врх хоризонталног репа и позицију на којој стоји камерман. Ако се на путању нанесе тангента (уздужна оса летелице) и зада угао од 19° добиће се положај авиона на путању у тренутку када видео снимак почиње (слика 14).

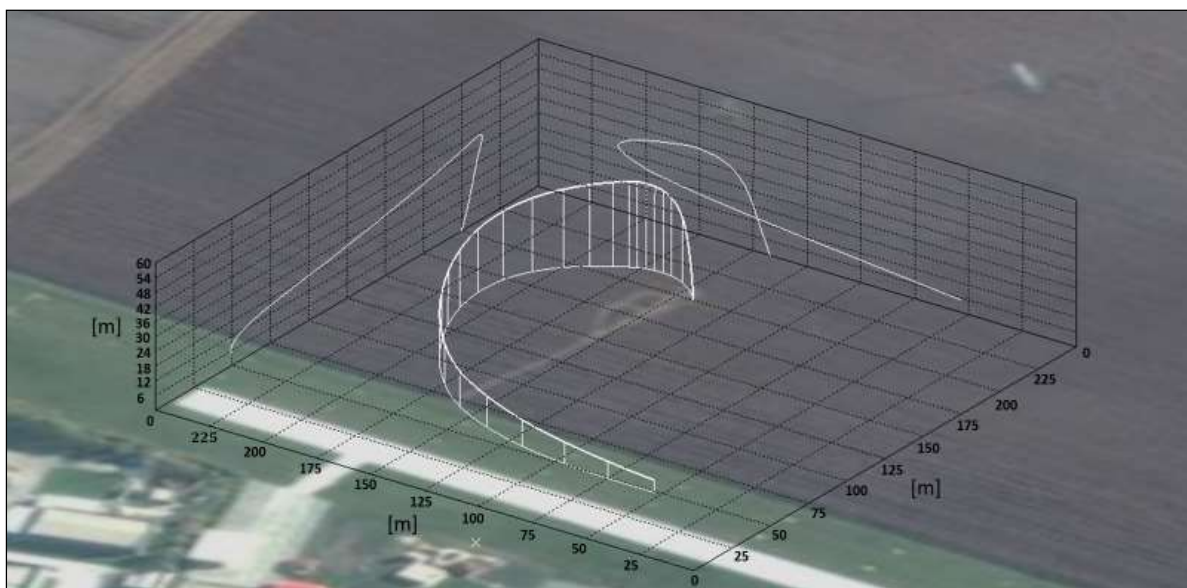


Слика 7: Уцртан пролазак жиже и измерен угао



Слика 14: Позиција авиона на путањи у тренутку када снимак почиње

Просторни приказ путање



Слика 15: Трајекторија авиона у простору са метарском поделом и бочним пројекцијама путање

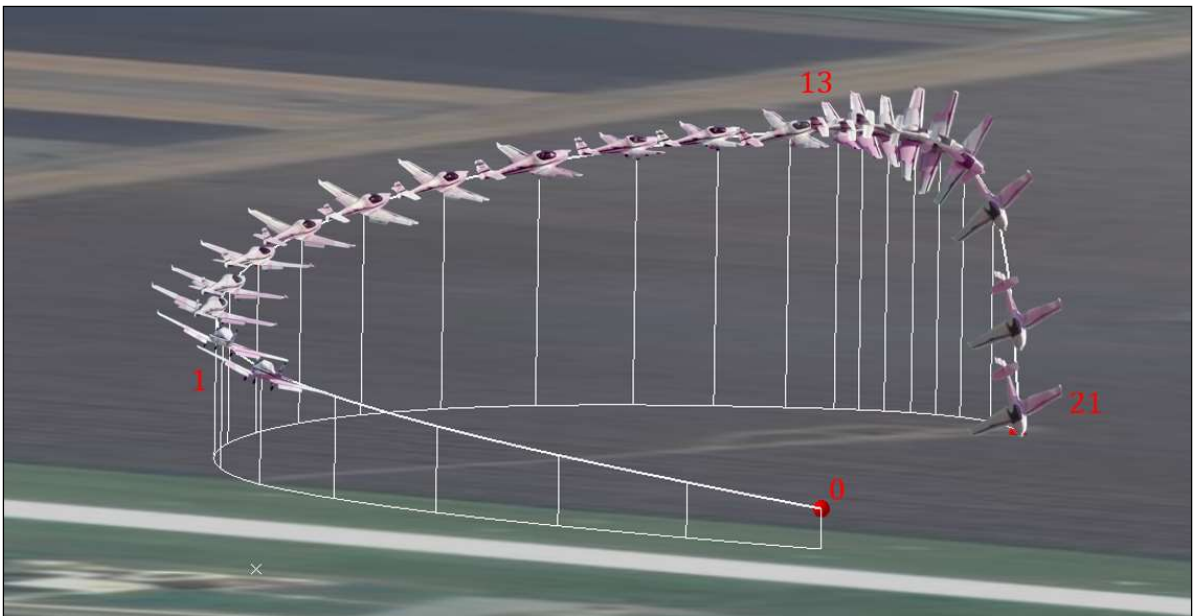


Слика 16: Трајекторија авиона у простору са уцртаним позицијама црвеним тачкама

Опис лета авиона задњем маневру

Позиције авиона (слика 17) су нумерисане и усклађене са табелом бр. 3 (Прилог 3) из које је могуће прочитати параметре за сваку од позиција.

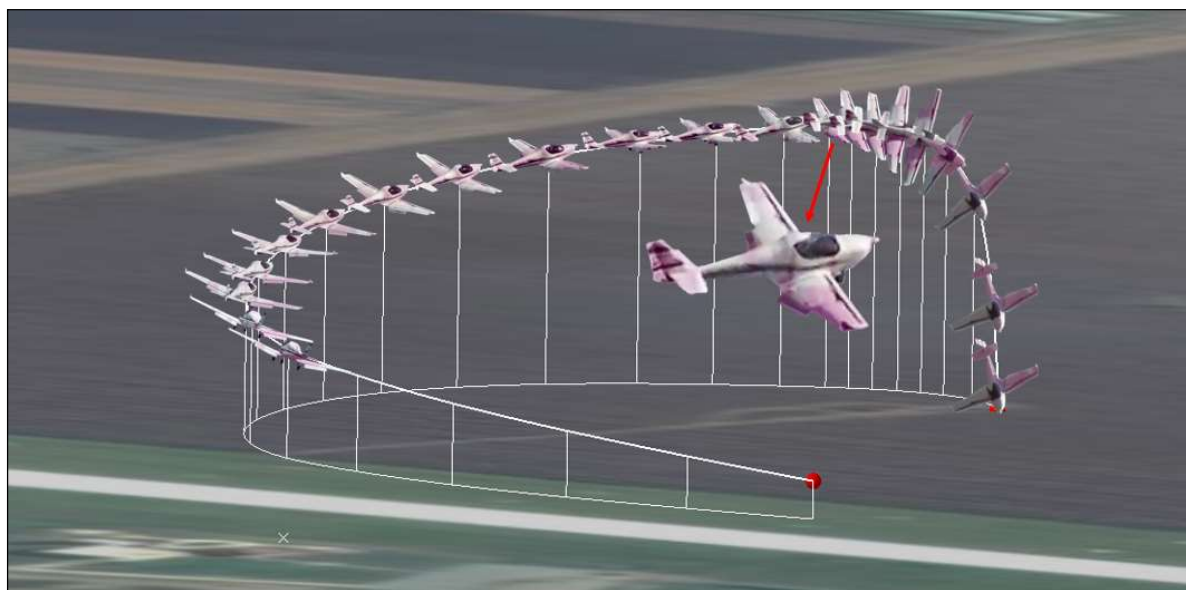
Први део путање после продужавања означен бројевима од 0 до 1 одвијао се са умереним углом пењања где летелица задржава стационарне услове пењања са нагибом који се континуално мења до позиције 1. Летелица је затим прошла кроз позицију означену бројем 1 и наставила са даљим пењањем са костантним нагибом и углом пењања до позиције 3. У позицији 3 је приметна употреба крмила правца која је остварена употребом педала потискивањем десне ноге.



Слика 17: Трајекторија авиона у простору са уцртаним положајима авионима

Авион је наставио са заокретом у пењању до позиције 8 са мањим променама нагиба и видним отклоном крмила правца, и доласком у позицију 9 авион има тенденцију смањења нагиба употребом крилаца праћену смањењем нападних углова. Након смањења нападних углова и транзиције авиона из услова пењања у услове са малом вертикалном

брзином пропадања (позиције 9, 10 и 11), пилот је командовањем довео авион у позицију 12 тако што изазива повећање нагиба и нападних углова. Летелица се кратко задржала у описаном положају из кога је прешла у наглу промену положаја праћену променом нагиба и скретања, позиција 13.



Слика 18:Авион у тренутку ангажовања

У тренутку наглог ангажовања - место на путањи означено бројем 13 приметан је отклон крмила правца који је у непромењеном положају почевши од позиције 8, а поред тога приметан је и отклон крилаца у страну супротну од смера ангажовања летелице што указује на труд пилота да употребом крилаца спречи нежељено ваљање у десну страну, страну повећања нагиба (слика 18). Немогућност пилота да ваљање заустави крилцима сведочи о лету авиона на критичним нападним угловима, где је клизање, проузроковано отклоном крмила правца, изазвало разлику у узгону на левом и десном полукрилу, а самим тим и ваљање у десну страну праћено скретањем због разлике у отпору левог и десног полукрила. Кретање које настаје слагањем скретања и ваљања је заковитно кретање које доводи авион у неуправљиве услове лета са дефицитом висине. Кретање авиона након иницирања заковитног кретања (почетна фаза ковита) настаје од тренутка када авион нагло мења нагиб са истовременим скретањем (позиција 13), и промена нагиба доводи авион у услове вертикалног кретања надолу што вектор брзине измешта из равни симетрије и мења нападни угао на хоризонталном репу. Сила на хоризонталном репу изазива скретање, ротира авион око вертикалне осе, где са том променом и променом нагиба који расте, утиче на авион тако што повећава угао стрмине. Ротација око вертикалне и уздужне осе (скретање и ваљање респективно) изазива кретање на путањи облика спирале које престаје у тренутку удара о тло. Промена курса авиона за време кретања авиона по спирали је приближно 180 степени. Ако се вратимо на почетак путање где анализом сваког положаја од позиције 1 до ангажовања упоредимо прорачунски добијену брзину доћи ће се до чињенице да брзина све време опада за време пењања. Познајући стрмину путање, промену брзине на путањи и промену вучне силе за елису променљивог корака да би авион постигао висину у тренутку ангажовања, снага мотора која је употребљена у току пењања износи **60% максималне снаге мотора**.

На основу изнетих чињеница и прорачуна може се закључити да је пилот у завршни маневар, десни заокрет у пењању, ушао са слетном конфигурацијом (извучени стајни трап и закрилца у положају за слетање) са снагом мотора од 60% што је недовољно за

одржавање потребне брзине за угао пењања авиона који је пилот командовао. При томе, пилот је свесно командовао лево клизање (скоро пуна десна нога) у циљу што већег угла скретања највероватније из разлога избегавања далековода који се налазе у страну предвиђеног скретања. Услед мале брзине, недовољне снаге мотора, неповољне конфигурације авиона за услове пењања и лоше технике пилотирања, авион је ушао заковитно кретање.

3. ЗАКЉУЧЦИ

3.1. Посада ваздухоплова

- Пилот који је управљао ултралаким авионом поседовао је важећу дозволу пилота УЛВ и важеће лекарско уверење.
- Пилот који је управљао ултралаким авионом је имао вишегодишње летачко искуство углавном на ултралаким авионима SILA 450 и MPX 155 TAYRONA.
- Пилот није завршио обуку за нови ултралаки авион Skyleader JA 600 који је напреднијих летних перформанси од авиона SILA 450 и MPX 155 TAYRONA и постојала су само два кратка лета за технички пријем авиона.
- Пилот није адекватно управљао ултралаким авионом током лета и у маневру пре удара о тло. Самим командовањем у управљању авиона у условима у којима се нашао, заокрет у пењању са делимичном снагом мотора на малој висини, конфигурацијом са максималним отпорима авиона, великим командованим клизањем током заокрета на малој брзини, показао је низак ниво ваздухопловног знања и директно утицао на исход удеса.
- Код пилота је установљено да је имао 0.111 mg/ml алкохола у крви.

3.2. Ваздухоплов

- Ултралаки ваздухоплов типа ултралаки авиона Skyleader JA 600 је био пловидбен са свом потребном документацијом.
- УЛВ до момента удара о тло није имао неисправности које би утицале на извршење лета.
- УЛВ типа ултралаки авион Skyleader JA 600 YU-A030 је регистрован као УЛА. MTOW (максимална маса авиона на полетању) авиона је већа од максимално дозвољене за УЛА, али се то решава са ограничењем количине горива које се може понети у зависности од тежине посаде. На основу прорачунских елемената као и на основу стања на месту удеса MTOW ултралаког авиона у току извођења лета је била изван категорија УЛА.

3.3. Терен са кога се изводило летење

- Летелиште је било регистровано и погодно за извођење летачких операција.
- Узимајући у обзир близину далековода, радна група је мишљења да је иста могла да утиче на пилота да неадекватно управља авионом у задњем маневру, односно командовање изразито левог клизања током заокрета у циљу повећања угла скретања.

3.4. Операције

- Пилот је неправилно руковао конфигурацијом авиона приликом извршења лета нарочито у фази слетања погрешно управљајући стајним трапом.
- Пилот је извршио продужавање и пењање на висини испод 100 м (≈ 300 ft) без повећања снаге мотора до пуне снаге (снага мотора до 60%) и са смањењем укупног

отпора авиона (извучен стајни трап и закрилица извучена у максимално извученом положају).

- Пилот је авион увео у први заокрет испод висине 100 м (≈ 300 ft).
- Постојали су некординисани летни услови (клизање / отклон крмила правца и компензација крилцима) са више или мање израженим крилцима, што је довело до разлике у тренутку постизања максималног коефицијента узгона и његовог осетног (тренутног) смањења на десном крилу, а разлика је изазвала ваљање које се није могло зауставити ангажовањем крилаца већ искључиво класичним (правилним) начином командовања прекида-изласка из превученог лета. У датој ситуацији у којој се авион нашао после уласка у ковитно кретање нису постојали услови за безбедно вађење (висина и оспособљеност пилота) осим употребе падобрана.
- На летелишту се није одржавала ваздухопловна манифестација.

3.5. Узрок удеса

3.5.1. Непосредни узрок

- Неадекватно управљање ултралаким авионом од стране пилота које је узроковало улазак авиона у десни ковит на малој висини, што је довело до удара о тло под великим нападним углом авиона.

3.5.2. Посредни узроци

- Ограничено летачко искуство пилота недовољно да безбедно води ваздухоплов у датим околностима.
- Неадекватна обука пилота за управљање УЛА Skyleader JA 600, односно УЛА напреднијих летних перформанси са сложенијим системом управљања.
- Мала висина лета која није била довољна за извршење маневра након уласка у ковит, а који би довео до успостављања контроле над УЛА.

4. БЕЗБЕДНОСНЕ ПРЕПОРУКЕ

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

Директорату цивилног ваздухопловства Републике Србије:

07/2014-1:

Регулисати класификацију УЛА. Извршити поделу на стандардне и УЛА напредних летних перформанси. У УЛА напредних летних перформанси уврстити УЛА који имају увлачећи стајни трап, промењиви корак елисе као и УЛА са максималним брзинама летења преко 230 km/h.

07/2014-2:

Регулисати минималне потребне захтеве за самостално управљање УЛА напредних летних перформанси.

5. ПРИЛОЗИ

Прилог 1.

Положај авиона у тренуцима пре ангажовања



Слика 1: Почетак видеа



Слика 2: 0.8[s] снимка



Слика 3: 1.6 [s] снимка



Слика 4: 2.4 [s] снимка



Слика 5: 3.2 [s] снимка



Слика 6: 4 [s] снимка



Слика 7: 4.8[s] снимка



Слика 8: 5.6[s] снимка



Слика 98: 6.4[s] снимка



Слика 90:7.2[s] снимка



Слика 11: 8 [s] снимка



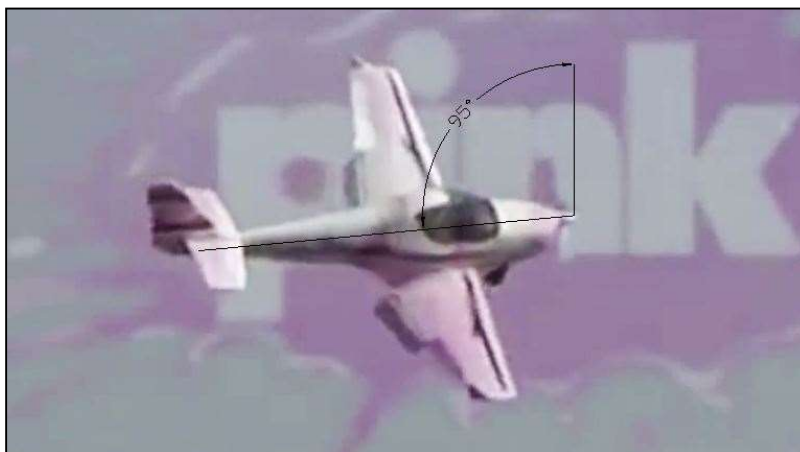
Слика 102: 8.8[s] снимка



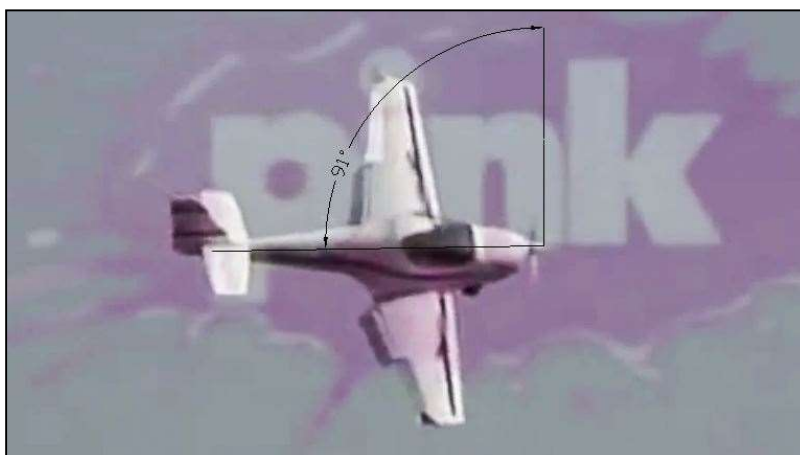
Слика 113:9.6[s] снимкатренурак ангажовања

Прилог 2.

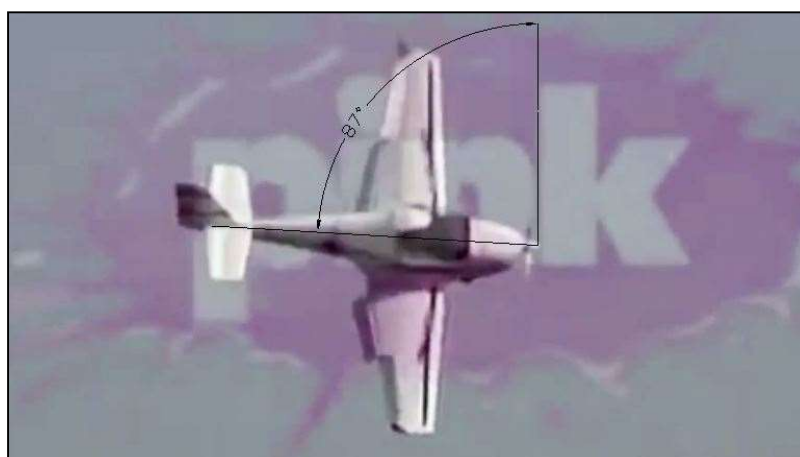
Положај авиона у тренуцима након ангажовања



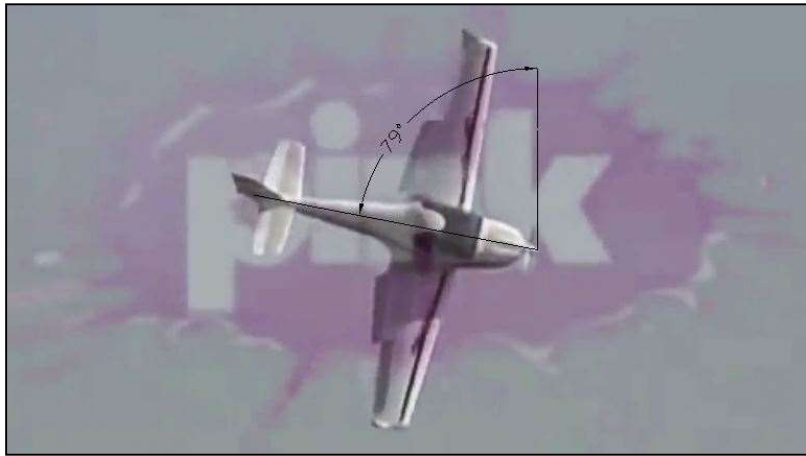
Слика 12: Положај авиона у првој секунди после ангажовања



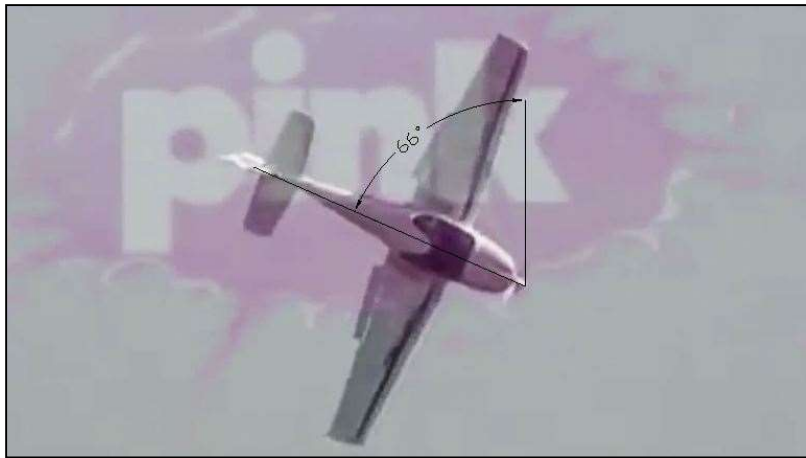
Слика 135: Положај авиона у другој секунди после ангажовања



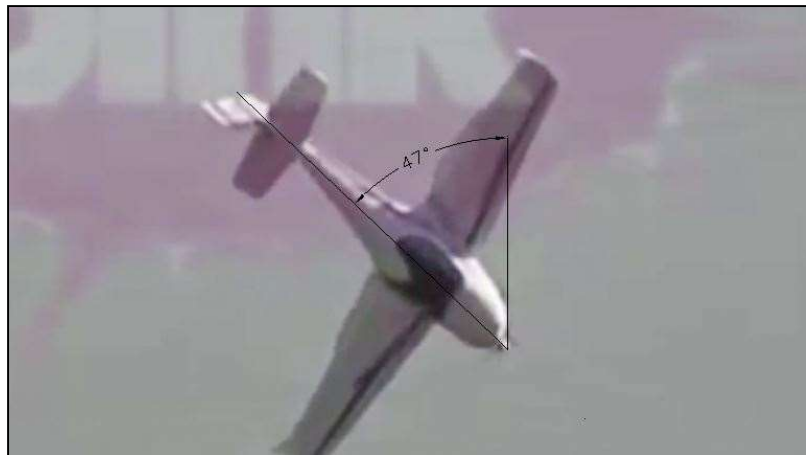
Слика 146: Положај авиона у трећој секунди после ангажовања



Слика 157: Положај авиона у четвртој секунди после ангажовања



Слика 168: Положај авиона у петој секунди после ангажовања



Слика19: Положај авиона у шестој секунди после ангажовања



Слика 170: Положај авиона у седмој секунди после ангажовања

Прилог 3.

Табела 1:

Таблични приказ величина за елису на **малом кораку** и снагом мотора на **100%**

Слика бр.	Vz [km/h]	λ [°]	Vv[m/s]	Vg[m/s]	η	T[N]	Φ [°]	Cz	Cx	α [°]
0	106.00	90	0	29.4	0.74	1847.2	5	0.86	0.07	5.34
1	102.92	56.08	3.6	25.0	0.74	1902.4	20	0.97	0.08	6.45
2	99.85	42.70	4.8	23.0	0.74	1961.1	20	1.03	0.09	7.07
3	96.77	37.75	5.1	21.7	0.73	1996.1	20	1.09	0.10	7.76
4	93.69	27.62	5.8	20.3	0.70	1976.9	19	1.16	0.10	8.44
5	90.62	20.99	6.1	19.1	0.69	2014.8	18	1.23	0.11	9.20
6	87.54	12.60	6.3	18.0	0.67	2025.2	21	1.35	0.13	10.37
7	84.46	0.99	6.5	17.0	0.66	2067.6	21	1.45	0.14	11.40
8	81.38	14.31	6.3	16.3	0.64	2080.8	21	1.56	0.16	12.55
9	78.31	31.46	5.5	16.2	0.62	2095.0	16	1.63	0.17	13.34
10	75.23	45.53	4.6	16.3	0.60	2110.3	12	1.74	0.19	14.00
11	72.15	54.12	3.8	16.2	0.59	2163.6	14	1.91	0.22	15.00
12	69.08	60.35	3.2	16.0	0.58	2221.7	20	2.15	0.28	15.50
13	66.00	61	3.2	15.2	0.57	2285.2	20	2.35	0.32	16.20

Слика бр.	Cz, α	Cx, α	δv [°]	β [°]	n	R[m]	dh[m]	W[m/s]	θ [°]
0	0.833	0.07	0	0.00	1.00	340.3	22.2	7.4	15.80
1	0.932	0.08	0	0.00	1.06	160.8	5.6	7.0	17.10
2	0.985	0.08	0	0.00	1.06	138.0	5.5	6.9	17.88
3	1.043	0.09	3	1.59	1.06	121.8	5.2	6.5	18.16
4	1.102	0.10	6	3.17	1.06	109.8	5.0	6.2	18.45
5	1.164	0.10	9	4.76	1.05	89.9	4.8	6.0	18.80
6	1.262	0.12	12	6.34	1.07	73.2	4.6	5.7	19.14
7	1.344	0.13	12	6.34	1.07	65.0	4.4	5.5	19.45
8	1.436	0.14	17	8.99	1.07	68.5	4.3	5.4	19.49
9	1.494	0.15	17	8.99	1.04	87.5	4.3	5.4	19.38
10	1.579	0.16	17	8.99	1.02	93.0	4.3	5.4	19.34
11	1.715	0.19	17	8.99	1.03	72.0	4.3	5.3	19.34
12	1.926	0.23	17	8.99	1.06	58.0	4.2	5.2	19.53
13	2.09	0.26	17	8.99	1.06				
SUMA							78.8		

Табела 2:

Таблични приказ величина за елису на **малом кораку** и снагом мотора на **75%**

Слика бр.	Vz [km/h]	λ [°]	Vv[m/s]	Vg[m/s]	η	T[N]	Φ [°]	Cz	Cx	α [°]
0	106.00	90	0	29.4	0.74	1385.4	5	0.86	0.07	5.34
1	102.92	56.08	3.6	25.0	0.74	1426.8	20	0.97	0.08	6.45
2	99.85	42.70	4.8	23.0	0.74	1470.8	20	1.03	0.09	7.07
3	96.77	37.75	5.1	21.7	0.73	1497.1	20	1.09	0.10	7.76
4	93.69	27.62	5.8	20.3	0.70	1482.7	19	1.16	0.10	8.44
5	90.62	20.99	6.1	19.1	0.69	1511.1	18	1.23	0.11	9.20
6	87.54	12.60	6.3	18.0	0.67	1518.9	21	1.35	0.13	10.37
7	84.46	0.99	6.5	17.0	0.66	1550.7	21	1.45	0.14	11.40
8	81.38	14.31	6.3	16.3	0.64	1560.6	21	1.56	0.16	12.55
9	78.31	31.46	5.5	16.2	0.62	1571.2	16	1.63	0.17	13.34
10	75.23	45.53	4.6	16.3	0.60	1582.7	12	1.74	0.19	14.00
11	72.15	54.12	3.8	16.2	0.59	1622.7	14	1.91	0.22	15.00
12	69.08	60.35	3.2	16.0	0.58	1666.3	20	2.15	0.28	15.50
13	66.00	61	3.2	15.2	0.57	1713.9	20	2.35	0.32	16.20

Слика бр.	Cz, α	Cx, α	δv [°]	β [°]	n	R[m]	dh[m]	W[m/s]	θ [°]
0	0.840	0.07	0	0.00	1.00	340.3	15.1	5.0	10.64
1	0.941	0.08	0	0.00	1.06	160.8	3.9	4.9	11.76
2	0.996	0.09	0	0.00	1.06	138.5	3.8	4.8	12.39
3	1.056	0.09	3	1.59	1.06	123.0	3.7	4.6	12.63
4	1.116	0.10	6	3.17	1.06	111.7	3.5	4.4	12.88
5	1.181	0.11	9	4.76	1.05	92.0	3.4	4.2	13.15
6	1.283	0.12	12	6.34	1.07	75.0	3.2	4.0	13.40
7	1.370	0.13	12	6.34	1.07	66.9	3.1	3.9	13.61
8	1.467	0.15	17	8.99	1.07	71.1	3.1	3.8	13.59
9	1.529	0.16	17	8.99	1.04	91.9	3.0	3.8	13.43
10	1.619	0.17	17	8.99	1.02	98.1	3.0	3.7	13.25
11	1.763	0.20	17	8.99	1.03	75.2	2.9	3.6	13.06
12	1.982	0.24	17	8.99	1.06	60.2	2.8	3.5	13.04
13	2.16	0.28	17	8.99	1.06				
SUMA							54.5		

Табела 3:

Таблични приказ величина за елису на **малом кораку** и снагом мотора на **60%**

Слика бр.	Vz [km/h]	λ [°]	Vv[m/s]	Vg[m/s]	η	T[N]	Φ [°]	Cz	Cx	α [°]
0	106.00	90	0	29.4	0.74	923.6	5	0.86	0.07	5.34
1	102.92	56.08	3.6	25.0	0.74	951.2	20	0.97	0.08	6.45
2	99.85	42.70	4.8	23.0	0.74	980.5	20	1.03	0.09	7.07
3	96.77	37.75	5.1	21.7	0.73	998.0	20	1.09	0.10	7.76
4	93.69	27.62	5.8	20.3	0.70	988.4	19	1.16	0.10	8.44
5	90.62	20.99	6.1	19.1	0.69	1007.4	18	1.23	0.11	9.20
6	87.54	12.60	6.3	18.0	0.67	1012.6	21	1.35	0.13	10.37
7	84.46	0.99	6.5	17.0	0.66	1033.8	21	1.45	0.14	11.40
8	81.38	14.31	6.3	16.3	0.64	1040.4	21	1.56	0.16	12.55
9	78.31	31.46	5.5	16.2	0.62	1047.5	16	1.63	0.17	13.34
10	75.23	45.53	4.6	16.3	0.60	1055.2	12	1.74	0.19	14.00
11	72.15	54.12	3.8	16.2	0.59	1081.8	14	1.91	0.22	15.00
12	69.08	60.35	3.2	16.0	0.58	1110.8	20	2.15	0.28	15.50
13	66.00	61	3.2	15.2	0.57	1142.6	20	2.35	0.32	16.20

Слика бр.	Cz, α	Cx, α	δv [°]	β [°]	n	R[m]	dh[m]	W[m/s]	θ [°]
0	0.847	0.07	0	0.00	1.00	340.3	7.9	2.6	5.57
1	0.950	0.08	0	0.00	1.06	160.8	2.2	2.7	6.51
2	1.007	0.09	0	0.00	1.06	138.9	2.2	2.7	7.01
3	1.069	0.09	3	1.59	1.06	124.3	2.1	2.6	7.22
4	1.131	0.10	6	3.17	1.06	113.7	2.0	2.5	7.44
5	1.199	0.11	9	4.76	1.05	94.2	2.0	2.5	7.62
6	1.304	0.12	12	6.34	1.07	76.9	1.9	2.4	7.79
7	1.395	0.14	12	6.34	1.07	69.0	1.8	2.3	7.91
8	1.497	0.15	17	8.99	1.07	74.0	1.8	2.2	7.84
9	1.564	0.16	17	8.99	1.04	96.8	1.7	2.2	7.61
10	1.660	0.18	17	8.99	1.02	103.7	1.7	2.1	7.31
11	1.811	0.21	17	8.99	1.03	78.6	1.6	1.9	6.93
12	2.038	0.25	17	8.99	1.06	62.6	1.5	1.8	6.70
13	2.22	0.29	17	8.99	1.06				
SUMA							30.3		