

ДИРЕКТОРАТ
ЦИВИЛНОГ
ВАЗДУХОПЛОВСТВА
РЕПУБЛИКЕ СРБИЈЕ

КОМИСИЈА ЗА ИСПИТИВАЊЕ УЗРОКА
УДЕСА У ЦИВИЛНОМ ВАЗДУХОПЛОВСТВУ

ЗАВРШНИ ИЗВЕШТАЈ О НЕЗГОДИ

Авион:	ZLIN 526F
Ознака регистрације:	YU-DFY
Корисник авиона:	Аеро клуб „Зрењанин”
Место незгоде:	Аеродром Дивци
Датум незгоде:	27.07.2008. године
Време незгоде:	18,45 часова (LT)

Београд, децембар 2008. године

Увод

У овом Извештају изнесени су резултати испитивања озбиљне незгоде авиона ZLIN 526F, регистарске ознаке YU-DFY, која се догодила 27.07.2008. године на аеродрому Дивци, Ваљево. У незгоди није било повређених лица а ваздухоплов је претрпео оштећења елисе и елемената система за извлачење/увлачење главних ногу стајног трапа.

Комисију за испитивање ове озбиљне незгоде, састављену од председника и два члана, именовано је генерални директор Директората цивилног ваздухопловства Републике Србије, решењем бр. 6/1-01-0010/2008-0001 од 11.08.2008. године.

Испитивање незгоде спроведено је у складу са Законом о ваздушном саобраћају, Правилником о начину испитивања удеса ваздухоплова и одредбама ICAO Анекса 13 Чикашке конвенције.

У складу са наведеним документима, ово испитивање нема за циљ утврђивање кривице или одговорности, већ је спроведено искључиво са циљем спречавања нових удеса у цивилном ваздухопловству.

САДРЖАЈ

I	ЧИЊЕНИЧНЕ ИНФОРМАЦИЈЕ	
1.1	Историјат лета	4
1.2	Повреде	4
1.3	Оштећења авиона	4
1.4	Штета трећем лицу	4
1.5	Личне информације	5
1.6	Подаци о авиону	5
1.6.1	Подаци о мотору	5
1.6.2	Подаци о елиси	7
1.6.3.	Функционисање механизма за увлачење и извлачење стајног трапа	7
1.6.3.1	Погонски механизам	7
1.6.3.2	Извршни механизам	10
1.6.3.3	Принудно извлачење стајног трапа	12
1.7	Метеоролошке информације	13
1.8	Навигациона средства и комуникације	13
1.9	Подаци о аеродрому	13
1.10	Регистратори лета	13
1.11	Стање на месту незгоде	13
1.11.1	Стање механизма за извлачење/увлачење стајног трапа	14
1.12	Медицински и патолошки подаци	17
1.13	Подаци о пожару	17
1.14	Аспекти преживљавања	17
1.15	Испитивања и истраживања	17
1.15.1	Испитивање командног електричног кола стајног трапа	17
1.16	Трагање и спасавање	19
II	АНАЛИЗА НЕЗГОДЕ	19
III	ЗАКЉУЧЦИ	23
IV	УЗРОК НЕЗГОДЕ	23
V	ПРЕДЛОГ МЕРА	24
VI	ИЗДВОЈЕНА МИШЉЕЊА	24
ПРИЛОГ:	АНАЛИЗА СТАТИЧКОГ ОПТЕРЕЋЕЊЕ СТАЈНОГ ТРАПА УЗ ДЕЛОВАЊЕ СТАТИЧКЕ ВУЧНЕ СИЛЕ ЕЛИСЕ	25

I ЧИЊЕНИЧНЕ ИНФОРМАЦИЈЕ

1. 1 Историјат лета

Дана 19.07.2008. године, пилот (51 година), прелетео је авион ZLIN 526F, регистарске ознаке YU-DFY са аеродрома Ечка на аеродром Параћин, ради учешћа авиона на приказу летења које је организовано у Јагодини 20.07.2008. године. Истог дана, након завршене манифестације, пилот се договорио са организатором, да авион прелети на аеродром Дивци, а сутрадан на аеродром Ечка. Након прелета авиона на аеродром Дивци, дошло је до погоршања метеоролошких услова и пилот је одустао од планираног прелета. Имајући у виду најављено побољшање метеоролошких услова за 28.07.2008. године, пилот је планирао да 27.07.2008. године направи један лет на аеродрому Дивци, а сутрадан да прелети авион на аеродром Ечка. Дана 27.07.2008. године, након побољшања метеоролошких услова и извршеног прегледа авиона од стране овлашћеног авиомеханичара, пилот је кренуо око 18,40 часова (LT) на полетање, поставио авион у правац 026 и започео проверу авиона, све време, како је изјавио, „држећи кочнице“. Приликом контроле параметара рада мотора, када је мотор био на пуном гасу, „чуо је ударац и осетио да је авион пао на труп“. Након што је искључио прекидаче у кабини, пилот је, неповређен, изашао из авиона и констатовао да је дошло до увлачења главних ногу стајног трапа авиона.

1. 2 Повреде

У незгоди није било повређених.

1. 3 Оштећења авиона

У незгоди је авион лакше оштећен – дошло је до деформације и лома елемената механизма за извлачење/увлачење главних ногу стајног трапа и оштећења елисе.

1. 4 Штета трећем лицу

У незгоди није причињена материјална штета трећем лицу.

1.5 Личне информације

Подаци о пилоту

Старосна доб: 51 година
Пол: мушки
Дозвола: CPL(A), Број 3063/7649, издата 27.11.1998., важећа
Овлашћења: SEP (land), важеће
FI(A), важеће

Летачко искуство: Укупан налет: 2922 часа

Налет пилота у последњих:

- 3 месеца 98,20 часова,
- 1 месец: 42,22 часова,
- 15 дана: 17,00 часова
- 7 дана: 1,43 часова,
- 48 часова: Није летео
- на дан удеса: Није летео

1.6 Подаци о авиону

Тип: ZLIN 526F
Серијски број: 1315
Година производње: 1974.
Произвођач: Moravan Otrokovice - Република Чешка
Уверење о пловидбености: Бр.1312, издато 30.05.2007. године, са роком важења до 30.05.2010. године.
Категорија авиона: Општа
Намена авиона: Обука пилота
Корисник: Аеро клуб „Зрењанин“
Укупан налет од почетка употребе: 1434,26 часова, 6977 летова
Налет од последње опште оправке: 192,32 часова, 684 лета

На авиону су извршене 2 опште оправке: 22.05.1980. године, због истека рока рада након 1007 часова и 06.07.1991. године, након укупног налета од 1236,55 часова, због истека

временског рока рада. Обе опште оправке извршене су у ВЗ “Мома Станојловић“ Батајница. Након последње опште оправке, авиону је прописан рок рада од 1000 часова. Последњи годишњи преглед авиона, у обиму 100 часовног прегледа, извршен је 19.06.2008. године у радионици Техничке службе за одржавање ваздухополова аеродрома „Ечка“.

Дана 26.07.2005. године авион је имао удес, када је приликом протрчавања након слетања, дошло до увлачења стајног трапа, без команде од стране пилота. Комисија која је испитивала узрок удеса утврдила је да је у удесу дошло до лома зупчасте полуге, услед неисправности електромотора за извлачење/увлачење стајног трапа.

Према одобреном Програму радова, 09.09.2005. године извршена је оправка авиона у фирми Панаерокомерц-Зрењанин. Приликом оправке авиона, уграђени су следећи нови елементи уређаја за извлачење/увлачење стајног трапа: вратило (Z326.515-01.P2, зупчаста летва Z326.515-01.05, водилица Z326.515-01.P1, вијци 6x17ONL 3120.14, и електромотор LUN 2302.01).

1.6.1 Подаци о мотору

Тип:	М 137А, шестоцилиндрични, клипни
Серијски број:	734324
Снага мотора на полетању:	180±2,5% КS при 2700±3% о/min
Запремина стублине:	0,995 l
Датум уградње на ваздухоплов:	23.07.1996. године
Произвођач:	LOM- Чешка Република
Укупно време рада:	1234 часа
Време рада од последње опште оправке:	229,55 часова

На мотору је 30.06.1987. године у ВЗ “Мома Станојловић“ Батајница извршена општа оправка након 998,35 часова рада од пријема као нов, због истека рока рада. Након опште оправке, мотору је прописан рок рада од 800 часова.

Последњи годишњи преглед мотора, у обиму 100 часовног прегледа, извршен је 19.06.2008. године у радионици Техничке службе за одржавање ваздухополова аеродрома „Ечка“.

1.6.2 Подаци о елиси

Тип:	V-503A, метална, двокрака, пречника 1950 mm, променљивог корака
Серијски број:	S-1458 (серијски бројеви кракова 3020 и 3021)
Година производње:	1982.
Датум уградње на ваздухоплов:	29.09.2005. године
Укупно време рада:	46,03 часова
Време рада од последње опште оправке:	46,03 часова

Због истека временског рока рада, 19.10.2005. године извршена је општа оправка елисе. Последњи годишњи преглед елисе, у обиму 100 часовног прегледа, извршен је 19.06.2008. године у радионици Техничке службе за одржавање ваздухополова аеродрома „Ечка“.

1.6.3 Функционисање механизма за увлачење и извлачење стајног трапа

Цео механизам се, условно, може поделити на погонски механизам који је смештен у равни симетрије на доњем делу трупа и на извршни механизам који се практично налази у склоповима леве и десне главне ноге стајног трапа.

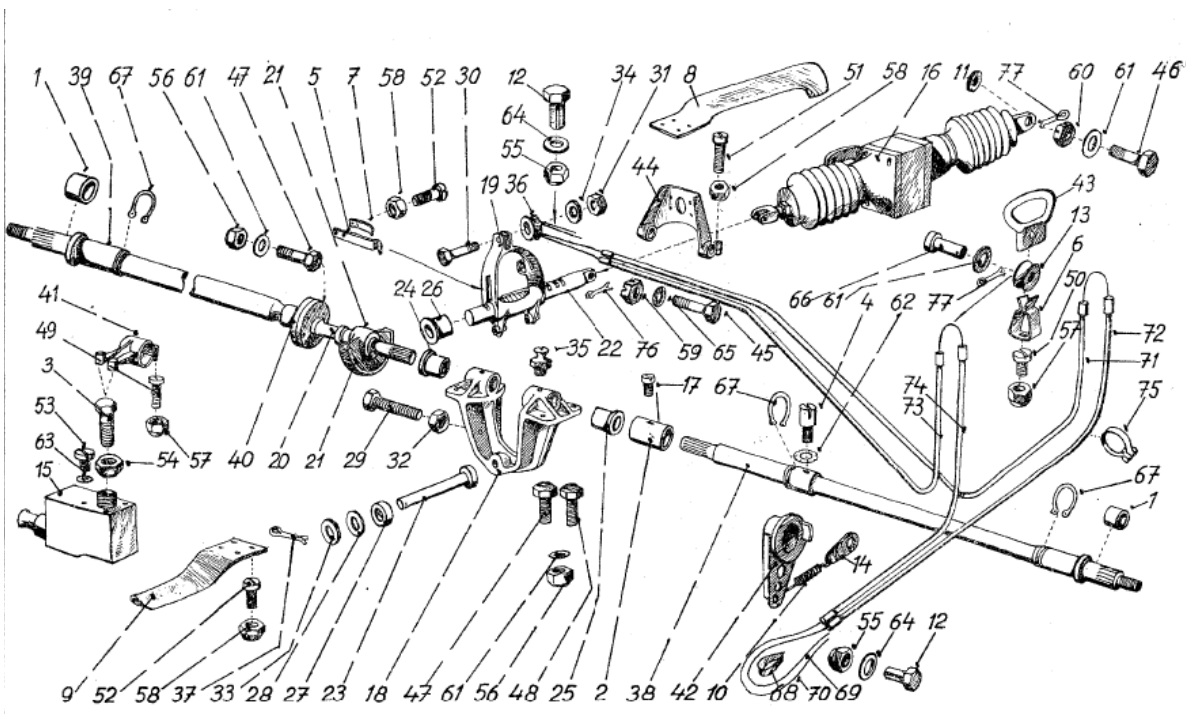
1.6.3.1 Погонски механизам

Делови погонског механизма су приказани на слици 1, а на слици 2 је шематски приказан његов принцип рада. На слици 2 (поглед са леве стране) су означени основни делови погонског механизма:

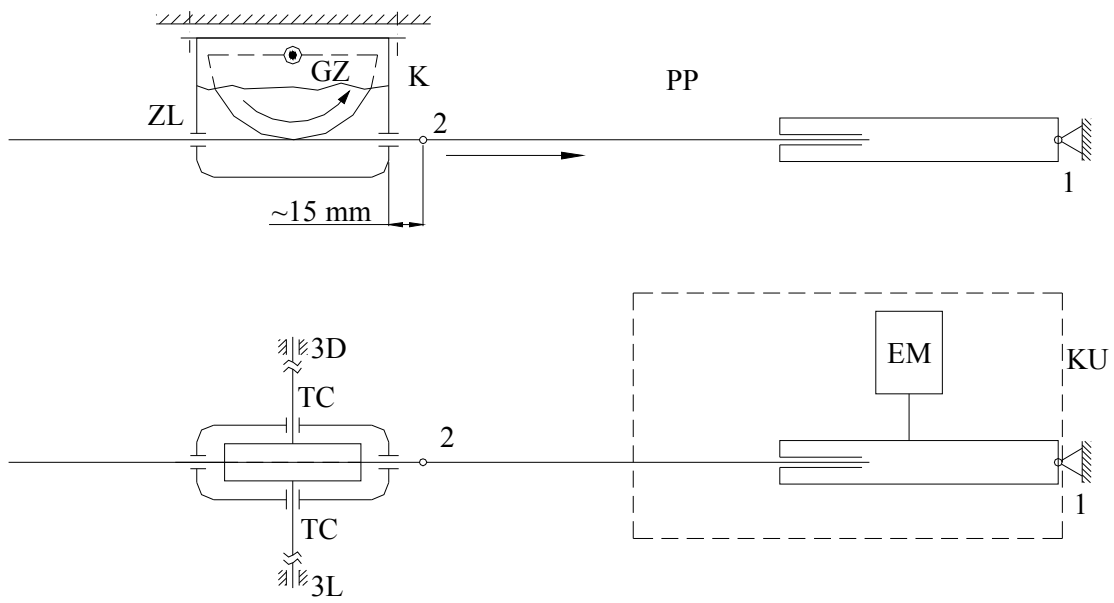
- зупчаста летва (ZL) – поз. 22,
- сегмент гоњеног зупчаника (GZ) – поз. 21
- кућиште (K) гоњеног зупчаника и зупчасте летве – поз. 18 и 19 и
- торзионе цеви (TC) – поз. 38 и 39

На слици 2 су обележене и следеће битне везне тачке овог механизма:

- тачка 1: веза командне упорнице са структуром трупа,
- тачка 2: веза погонске полуге (PP) командне упорнице са зупчастом летвом и
- тачке 3L и 3D: везе торзионих цеви са извршним механизмом на левој и десној страни.



Слика 1



Слика 2

У склопу командне упорнице (број дела Z 326.515 – 26, приказан на слици 5.1 01.VTUP.025/02.1 “Опис и одржавање авиона Н – 61 и АН – 61”) налази се електромотор (ЕМ), снаге 120 W, који добија електричну струју преко прекидача стајног трапа. Обртни момент са вратила електромотора се преноси на пуж, а са пужа на пужни зупчаник који је спрегнут са навојним вретеном које омогућава аксијално кретање погонске полуге (РР). Погонска полука је у тачки 2 зглобно везана са зупчастом летвом. Једним својим крајем склоп командне упорнице је зглобно везан за решеткасту структуру трупа (тачка 1 на слици 2).

Везна тачка 1 командне упорнице (са структуром трупа) се на слици 3 види на левој, а везна тачка 2 (са зупчастом летвом) на десној страни. У доњем делу слике се види електромотор.



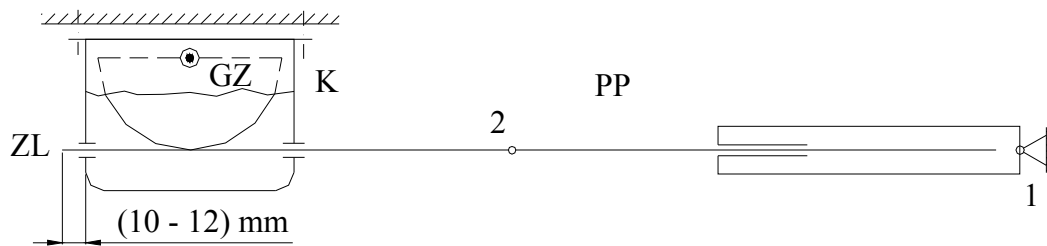
Слика 3

Аксијалним кретањем погонске полуге омогућена је промена дужине 1 – 2, односно покретање зупчате летве. Зупчата летва је спрегнута са сегментом гоњеног зупчаника који је смештен у кућишту, које је са 4 вијка причвршћено за решеткасту структуру трупа. Положај механизма на слици 2 одговара стајном трапу у извученом положају. Тада се везна тачка 2 налази на око 15 милиметара испред кућишта гоњеног зупчаника и зупчате летве, а слободни крај зупчате летве вири око 150 милиметара из кућишта.

Приликом увлачења стајног трапа, електромотор ради тако да покреће зупчасту летву уназад (ка репу авиона), при чему се њен слободни крај увлачи у кућиште. То изазива обртање гоњеног зупчаника у смеру супротно кретању казаљке на сату.

Вратило гоњеног зупчаника је круто спрегнуто са торзионим цевима које се пружају попречно на леву и десну страну до места где се остварује директна спрега са извршним механизмом. Тако се и торзионе цеви обрћу у смеру супротно кретању казаљке на сату.

Када је стајни трап потпуно увучен слободни крај зупчате летве вири око 10–12 милиметара из кућишта (слика 4).



Слика 4

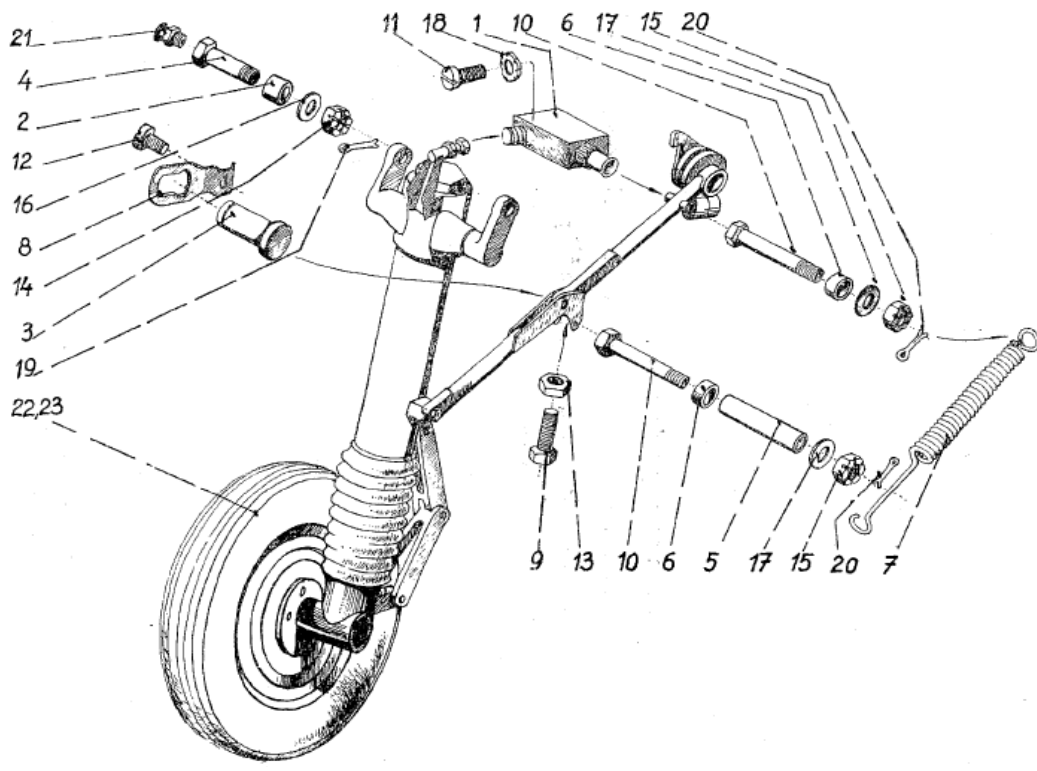
1.6.3.2 Извршни механизам

Делови тог механизма су приказани на слици 5 а принцип његовог функционисања је шематски дат на слици 6.

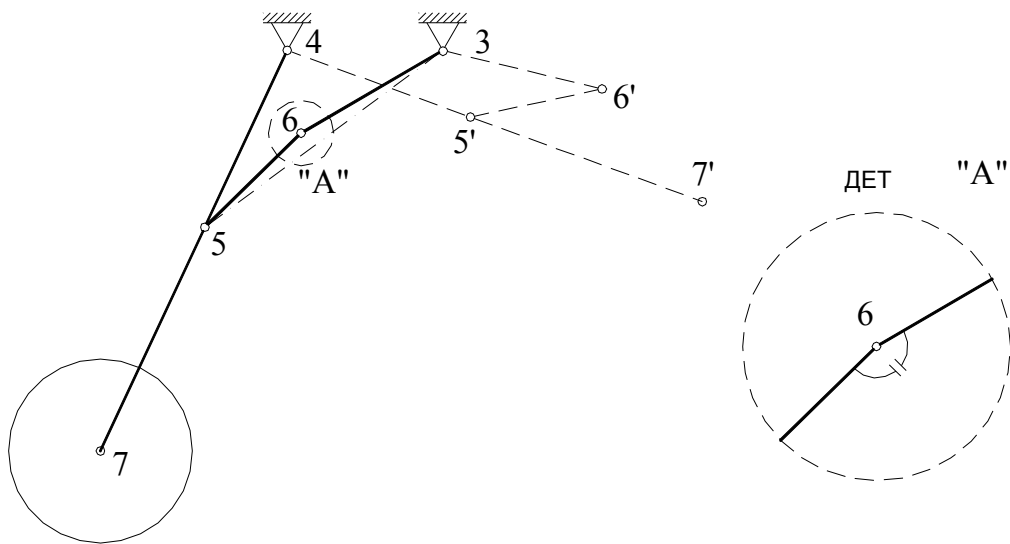
Основни делови тог механизма су склоп главне ноге, преламајућа упорница, опруге за осигурање и браве. На слици 6 (поглед са леве стране) је пуном линијом приказан положај механизма у извученом, а испрекиданом линијом у увученом положају. Обележене су и основне везне тачке овог механизма:

- тачка 3: крута веза торзионе цеви са горњом полугом преламајуће упорнице,
- тачка 4: обртна веза главне ноге са структуром,
- тачка 5: зглобна веза доње полуге преламајуће упорнице са главном ногом,
- тачка 6: веза доње и горње полуге преламајуће упорнице,
- тачка 7: центар тачка

У извученом положају стајни трап је осигуран постојањем тзв. „мртвог хода“ преламајуће упорнице који се, према наведеном VTUP - у, подешава на 3.5 до 5 mm (слика 7) и механички се не дозвољава његово повећање, што је шематски приказано на детаљу А слике 6. Мртви ход је, наиме, растојање везне тачке полуга упорнице од њене осе (линија 3 – 5 на слици 7).



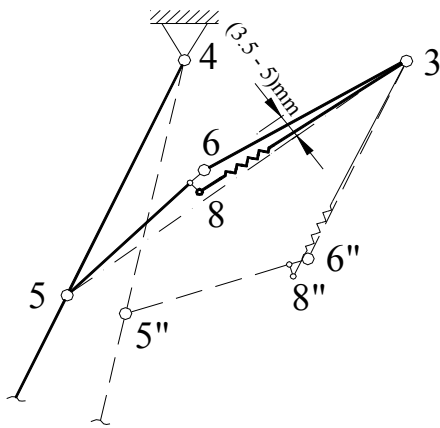
Слика 5



Слика 6

Осим тога, осигурању главне ноге у извученом положају помаже и пар затезних опруга за осигурање (поз. 7 на слици 5). Оне се једним крајем везују за доњу полуку (тачка 8 на слици 7), а другим за горњу полуку, непосредно уз везу са торзионом цеви.

Обртање торзионе цеви у смеру супротно кретању казаљке на сату проузрокује у истом смеру и обртање горње полуге упорнице. После савлађивања мртвог хода (положај елемената приказан испрекиданом линијом на слици 7) затезне опруге помажу увлачење стајног трапа.



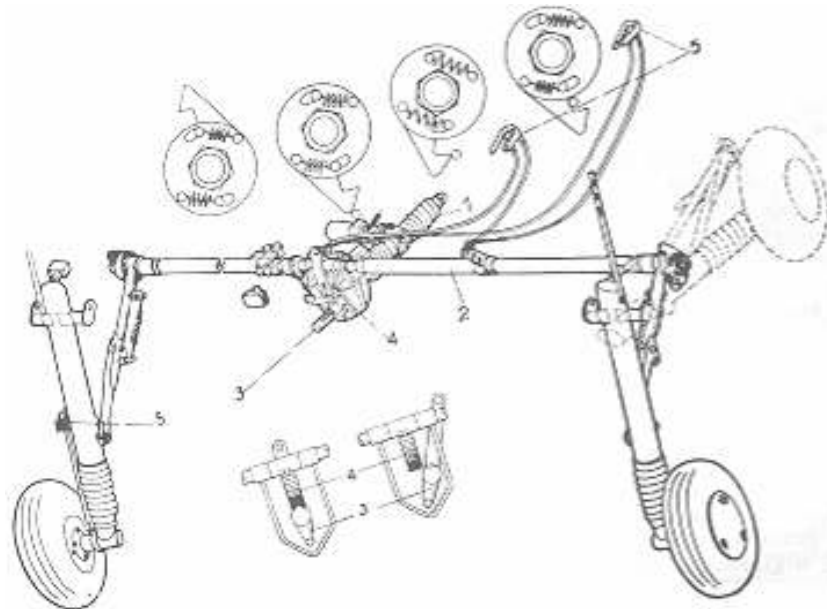
Слика 7

По потпуном увлачењу стајног трапа у крило, нога се механички забрављује у том положају.

Код редовног извлачења (електричним путем) стајног трапа кретања елемената механизма имају супротан смер од приказаног на сликама, а извлачење се сматра потпуним када преламајућа упорница заузме прописани осигурани положај.

1.6.3.3 Принудно извлачење стајног трапа

Основни принцип принудног извлачења стајног трапа је приказан на слици 8. Повлачењем ручица (5) у једној кабини, врши се обртање торзионих цеви (2) у смеру кретања казаљке на сату (гледано са леве стране) уз истовремено изубљивање зупчасте летве (3) и гоњеног зупчаника (4). То изубљивање је неопходно да би се избегло оштећење елемената механизма.



Слика 8

1.7 Метеоролошке информације

Нису од важности.

1.8 Навигациона средства и комуникације

Авион је био опремљен примопредајном радио станицом типа KING KY 195BE, за коју постоји дозвола „РАТЕЛ“ бр. 491/000192/004/402248/00, за фреквенцијски опсег 117,975-137 MHz.

1.9 Подаци о аеродрому

Није применљиво.

1.10 Регистратори лета

Авион није имао регистраторе лета с обзиром да се то не захтева за ову категорију ваздухоплова.

1.11 Стање на месту незгоде

На сликама 9 и 10 је приказан затечени положај авиона приликом увиђаја на месту незгоде. Елиса авиона је изразито деформисана (слика 11) као последица копања тла.

Да би се сагледала ситуација са стајним трапом и елементима структуре, извршено је дизање предњег дела авиона и постављање на одговарајућу дизалицу.



Слика 9



Слика 10



Слика 11



Слика 12

1.11.1 Стање механизма за извлачење / увлачење стајног трапа

Обе ноге стајног трапа су биле у потпуно увученом и забрављеном положају.

Покушало се са електричним извлачењем, али без успеха.

Прегледом погонског механизма на доњем делу трупа авиона, установљено је следеће стање:

- уместо да лежи у правој линији, склоп командне упорнице и зупчасте летве има изражен “прелом” на горе у тачки везе (слика 13),
- зупчаста летва је била у контакту са једним попречним штапом решеткасте структуре трупа и проузроковала његову пластичну деформацију на месту контакта, као и

ефективни лом штапа у зони његовог завареног споја са косим штапом на левој страни,

- дошло је до деформације локалне структуре у зони везе кућишта погонског зупчаника,
- положај зупчасте летве у кућишту погонског зупчаника је одговарао увученом положају стајног трапа, тј. њен слободни крај је вирио око 10 милиметара из кућишта (слика 14),
- на осталим видљивим елементима (торзионе цеви) нису уочена озбиљнија оштећења.



Слика 13



Слика 14

С обзиром да није било могуће извршити извлачење стајног трапа електричним путем, извршено је његово принудно извлачење. Активирањем ручица за принудно извлачење десна нога је одбравила, док је брава на левој ноzi одбрваљена ручно. Стајни трап је извучен у осигурани положај и извршен је поновни преглед. На самим ногама и преклапајућим упорницама нису уочена оштећења .

Поновним прегледом погонског механизма установљено је:

- повећања стреле “прелома” зупчасте летве и командне упорнице,
- пластична деформација попречног штапа, као и његов ефективни лом су сада израженији (слика 15),
- слободни крај зупчасте летве се увукао у кућиште погонског зупчаника (слика 16),



Слика 15



Слика 16

Извршено је делимично растављање механизма, односно скинут је са авиона склоп командне упорнице што је омогућило бољи приступ оштећеним деловима структуре.



Слика 17



Слика 18

Осим наведених оштећења установљено је и:

- деформација (савијање и увијање) ушке командне упорнице као и одговарајуће виљушке на месту везе са структуром (слике 17 и 18)
- ефективни лом локалне структуре у зони везе кућишта на више места на левој страни
- услед деформације ослонца кућишта дошло је до несаосности торзионих цеви, што онемогућава спонтано (под дејством сопствене тежине) извлачење стајног трапа.

1.12 Медицински и патолошки подаци

Није применљиво.

1.13 Подаци о пожару

У незгоди није било појаве пожара.

1.14 Аспекти преживљавања

Није применљиво.

1.15 Испитивања и истраживања

1.15.1 Испитивање командног електричног кола стајног трапа

Сва испитивања су вршена према електро шеми повезивања приказаној на слици 19 (Електрично коло команде стајног трапа код авиона Н-61, 01.VTUP.025 „Опис и одржавање авиона Н-61 И АН-61“, слика 4.21).

Затечено стање

Прекидач за извлачење – увлачење стајног трапа Е7 налази се под заштитним поклопцем. Прекидач је демонтиран са инструмент табле, прегледани су контакти и закључено је да нису оштећени и нису у међусобном додиру. Гранични прекидач на амортизеру десне ноге је кинематски исправан (чује се одрађивање прекидача ручним симулирањем истезања амортизера). Демонтиран је електромотор мотор Е1 за увлачење и извлачење стајног трапа. Нису уочена оштећења нити неисправности на конектору и електро инсталацији мотора.

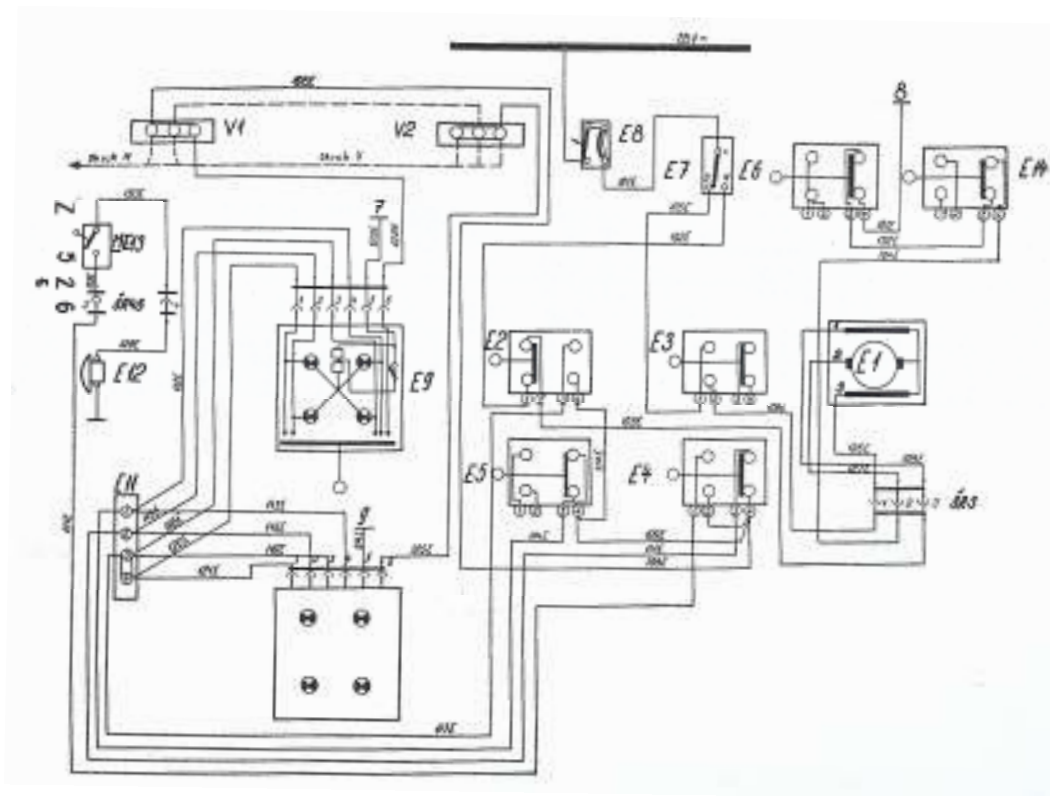
Функционална провера

Електромотор Е1 је електрично повезан са авионом и испитана је функција извлачења и увлачења стајног трапа. Констатовано је следеће:

- Функција увлачења стајног трапа ради исправно.
- Није могуће постићи функцију извлачења стајног трапа.

Испитана је грана за извлачење стајног трапа и констатовано је да не одрађује гранични прекидач E3 крајњег извученог положаја стајног трапа. Прекидач је демонтиран и испитан. Констатовано је да је прекидач исправан али два проводника, који су повезана на њега, немају електрични контакт са прекидачем. Контакти су дотегнути, микропрекидач је прорадио и постигнута је функција извлачења стајног трапа.

КОМЕНТАР: Није могуће утврдити када је дошло до прекида галванске везе између крајњег прекидача E3 и ел. проводника. Последица ове неправилности довела би до тога да се може командовано увући стајни трап али након тога не може извући. У случају да је авион узлетео и пилот увукао стајни трап, више га не би могао командовано (електрички) извући.



Слика 19

ЗАКЉУЧАК:

1. Неконтролисано (некомандовано) увлачење стајног трапа на линији полетања не може бити последица горе наведене неправилности, јер се она налази у грани за извлачење стајног трапа.
2. Испитивањем функционалности командованог извлачења – увлачења стајног трапа (рад са електромотором без кинематике стајног трапа) није уочена никаква неисправност којом би се могла описати појава неконтролисаног увлачења.

1.16 Трагање и спасавање

Није било потребе за покретањем акције трагања и спасавања.

II АНАЛИЗА НЕЗГОДЕ

Према изјави пилота, приликом провере авиона, прекидач стајног трапа у задњој кабини је био у положају који одговара извученом стајном трапу.

Приликом увиђаја на месту незгоде, Група за увиђај је извршила увид у стање делова механизма за увлачење и извлачење стајног трапа, локалне структуре авиона у зони везе механизма са структуром и елементима из склопа стајног трапа.

Група за увиђај је 07.08.2008. године поново дошла на аеродром Дивци како би извршила допунске прегледе оштећених елемената и извршила проверу функционисања командног електричног кола стајног трапа. Комисија је на бази расположивих података покушала да реконструише ток овог догађаја и утврди његов узрок. Једини извор информација о томе шта се десило била је усмена и писана изјава пилота, а затечено стање на лицу места је по свему одговарало тој изјави.

Основни извор података о функционисању механизма стајног трапа је био 01.VTUP.025/02.1 "Опис и одржавање авиона Н – 61 и АН – 61". Уз то су коришћени и подаци са интернет сајта произвођача (www.zlinaircraft.cz), подаци добијени од авиомеханичара и подаци утврђени на

лицу места. Пошто је у питању изузетно неуобичајен ванредни догађај, Комисија се ради разјашњења одређених нејасноћа обратила директно произвођачу авиона (Moravan Aviation s.r.o.).

На основу обављених анализа, Комисија је закључила да је до увлачења стајног трапа дошло електричним путем, односно да је цео механизам покренут електромотором.

Тај закључак се коси са изјавом пилота да је у тренутку незгоде прекидач стајног трапа био у положају за извучен стајни трап. Али, изнетом закључку иду у прилог следеће чињенице:

- Затечени положај зупчасте летве у кућишту (видети слику 14) одговара положају за командовано увучен стајни трап.
- Увлачење стајног трапа је једино могуће остварити електричним путем. Погонски механизам не дозвољава увлачење механичким деловањем на ногу или преламајућу упорницу. Такво оптерећење проузрокује лом зупчасте летве у положају за извучен стајни трап.

То се и десило баш код овог авиона пре три године, када приликом извлачења није дошло и до осигурања стајног трапа у извученом положају. Узрок је био неисправан погонски електромотор који није имао довољну снагу да трап доведе у осигурани положај. Нерегуларан рад мотора је већ био евидентиран и приликом неколико претходних слетања, пре удеса. Оптерећење које се на стајном трапу јавило приликом слетања је покренуло преламајуће упорнице, оне су активирале торзионе цеви. Обртање торзионих цеви је изазвало обртање погонског зупчаника, а тиме и аксијално кретање зупчасте летве. Како је механизам у склопу командне упорнице самокочив, он није дозволио аксијално кретање погонске полуге и услед преоптерећења дошло је до ефективног лома зупчасте полуге.

- Командно електрично коло стајног трапа је тако конципирано да садржи неколико редно везаних прекидача који, уколико нису сви укључени, не дозвољавају увлачење стајног трапа електричним путем. Било би потребно да сви они буду функционално неисправни да би био покренут погонски електромотор.
- У командно електрично коло стајног трапа уграђен је гранични прекидач. Овај прекидач је уграђен на десној ноzi и служи да онемогући случајно увлачење стајног трапа када је стајни трап оптерећен и не дозвољава увлачење стајног трапа докле год је оптерећење

стајног трапа веће од прописаног. Његов рад је, у суштини, диктиран ходом амортизера главне ноге. Он се укључује преко једне полуге која је доњим крајем везана за осовину точка, а на другом крају остварује контакт са прекидачем. Под дејством статичког оптерећења амортизер је сабијен и контакт на полузи не укључује прекидач, тј. не затвара електрично командно коло стајног трапа чак и када је прекидач стајног трапа на положају за увлачење. Потребно је да се услед смањења оптерећења на стајном трапу амортизер истегне за око 50 милиметара па да се прекидач укључи, тј. да омогући увлачење стајног трапа.

- Све компоненте (електромотор, прекидачи и осигурачи) електричног командног кола су приликом провере функционисали исправно.
- У случају исправности свих компонената одговарајућег командног кола не постоји могућност увлачења стајног трапа без прекидача стајног трапа (у задњој кабини) постављеног у положај за увлачење стајног трапа.

Све ово, по мишљењу Комисије, указује на то да се у тренутку незгоде прекидач стајног трапа налазио у положају за увлачење стајног трапа.

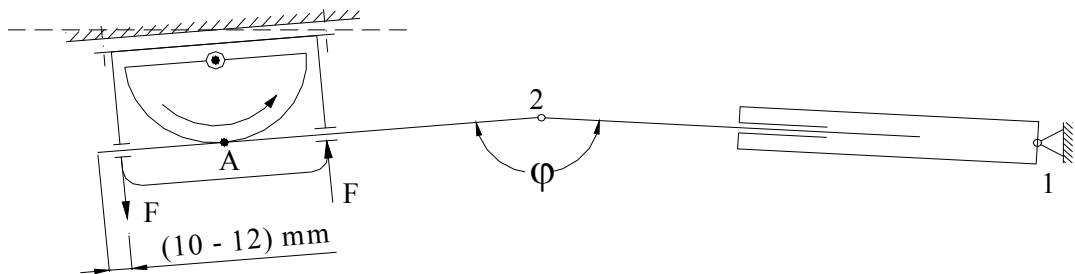
У Упутству за управљање авионом Н-61 и АН-61, у тачки 3.2 Покретање и провера рада мотора, у подтачки д, наведено је да је, пре провере максималне снаге мотора, потребно „повући командну палицу до краја на себе“.

У „Анализи статичког оптерећења стајног трапа уз деловање статичке вучне силе елисе“ (у Прилогу) показано је да у условима дејства статичке вучне силе $T \leq T_{gr}$ долази до повећаног сабијања амортизера што не може да доведе до укључивања гранично прекидача на десној нози.

Узимајући у обзир све чињенице којима је располагала, Комисија сматра да је до незгоде дошло на следећи начин:

1. Прекидач стајног трапа је у току пробе мотора био на положају за увучен стајни трап.
2. При проби мотора пилот није повукао командну палицу у крајњи задњи положај како би парирао статичкој вучној сили елисе.

3. Услед претурања авиона на “нос”, дошло је до растеређења амортизера главних ногу стајног трапа, чиме је био укључен гранични прекидач, што је затворило електрично командно коло стајног трапа.
4. Погонски електромотор у склопу командне упорнице је покренуо механизам и почело је увлачење стајног трапа.
5. Када погонски механизам савлада мртви ход преламајуће упорнице, извршни део механизма постаје кинематски механизам, а тежина авиона у овом положају тежи да сама, спонтано, (без деловања механизма) увуче стајни трап.
6. Покушај спонтаног увлачења се манифестује повећањем оптерећења гоњеног зупчаника што би имало за последицу и повећање оптерећења зупчaste летве и услед тога и повећање њене брзине. Међутим, самокочиви механизам у склопу командне упорнице практично то не дозвољава, већ допунски обртни момент са споја зупчаника и зупчaste летве, спрегом сила F у лежиштима летве у кућишту, проузрокује деформације локалне структуре трупа за коју је кућиште везано.
7. Положај елемената погонског механизма у тој ситуацији је приказан шематски на слици 20. Испрекиданом линијом је шематски приказан недеформисани положај локалне структуре у зони везе кућишта. Обртни момент на гоњеном зупчанику делује тако да спушта предњи, а подиже задњи крај кућишта што проузрокује и подизање везне тачке 2 командне упорнице и зупчaste летве тако да се између тих елемената појављује угао “прелома” φ (код исправног функционисања механизма $\varphi \approx 180^\circ$).



Слика 20

8. Деформације локалне структуре у зони везе овог механизма се повећавају због проузрокованог контакта зупчасте летве са попречном цеви решетке трупа што је и изазвало њену пластичну деформацију и пуцање њеног завареног споја.
9. Што се тиче деформација ушке и виљушке (Слике 17 и 18) у зони везе командне упорнице са структуром трупа, оне, осим овим ванредним догађајем, могу да буду проузроковане и неадекватним начином везе целог склопа командне упорнице.

III ЗАКЉУЧЦИ

- Пилот је био квалификован за извршење задатка.
- Авион је био регистрован, пловидбен и у моменту незгоде исправан.
- Метеоролошки услови и стање ПСС нису имали утицаја на незгоду.
- Испитивањем функционалности командованог извлачења – увлачења стајног трапа није уочена никаква неисправност којом би се могла описати појава неконтролисаног увлачења стајног трапа.
- До увлачења стајног трапа дошло је електричним путем, односно цео механизам је покренут електромотором.

IV УЗРОК НЕЗГОДЕ

На основу прикупљених података и извршених анализа, Комисија сматра да је до увлачења стајног трапа дошло електричним путем о чему сведочи положај и стање механичких елемената механизма стајног трапа и исправност свих електричних компонената система. То је могло да се догоди под следећим условима:

- Да је прекидач стајног трапа у задњој кабини је био у положају за увучен стајни трап,
- Приликом пробе мотора на пуном гасу, статичка сила елисе је, због неадекватног парирања пилотском палицом, проузроквала обарање авиона на “нос”, што је довело је до растерећења главног стајног трапа и омогућило укључивање граничног микропрекидача (који не дозвољава увлачење стајног трапа када је он оптерећен) и затварање електричног командног кола стајног трапа.

V ПРЕДЛОГ МЕРА

Да би се избегло да до незгоде поново дође услед истих и сличних узрока, Комисија предлаже следеће мере:

1. Да се са узроком ове незгоде упознају све ваздухопловне организације у Републици Србији које организују спортско и аматерско летење.
2. Пилот мора да строго поштује прописану процедуру приликом пробе мотора на земљи.

VI ИЗДВОЈЕНА МИШЉЕЊА

Није било издвојених мишљења од стране чланова Комисије.

ПРЕДСЕДНИК:

мр Зоран Б. Петровић, дипл.инж

ЧЛАНОВИ:

мр Владан Величковић, дипл.инж.

Слободан Шкарић, дипл.инж.

ПРИЛОГ

**АНАЛИЗА СТАТИЧКОГ ОПТЕРЕЋЕЊЕ СТАЈНОГ ТРАПА
УЗ ДЕЛОВАЊЕ СТАТИЧКЕ ВУЧНЕ СИЛЕ ЕЛИСЕ**

Комисија је разматрала услове оптерећења стајног трапа уз деловање статике вучне силе елисе, јер је, према изјави пилота, баш у тим условима дошло до незгоде.

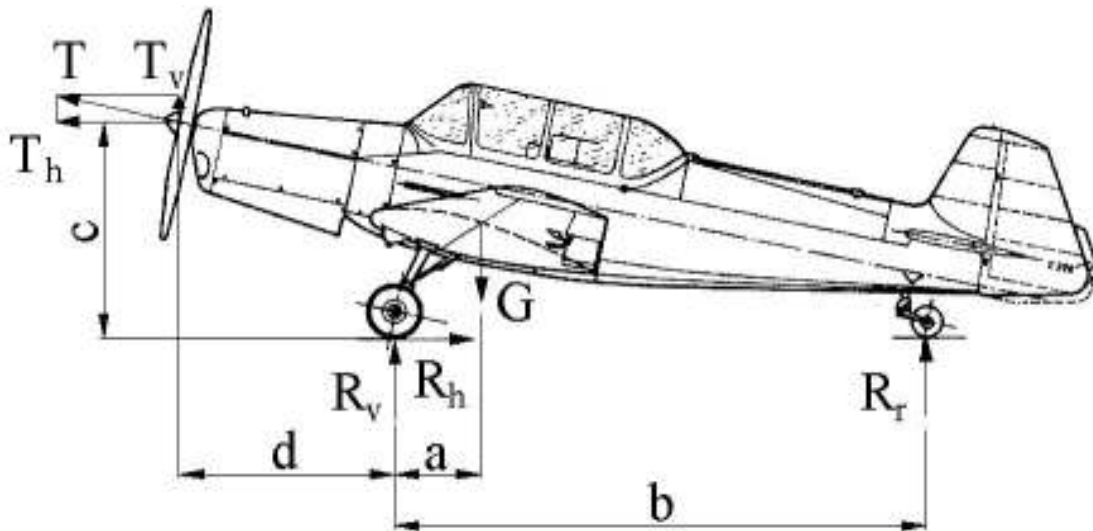
На слици 21 је приказан авион Zlin Z-526 на стајанци са оптерећењима која на њега делују када је укључен мотор, а на предњим точковима су активирани кочнице. Тада на авион делује статичка вучна сила елисе T и тежина авиона G , које се уравнотежавају реакцијама ослонаца на главном стајном трапу R_v и R_h и на репном точку R_r . Угао између осе трупа и тла је 12° , па су компоненте статичке вучне силе елисе

$$T_h = T \cos 12^\circ = 0.978T \quad \wedge \quad T_v = T \sin 12^\circ = 0.208T \quad (1)$$

У условима редовног увлачења стајног трапа погонски електромотор савлађује инерцијалне силе стајног трапа и делова механизма уз отпоре трења у лежајевима. Да би увукао стајни трап у приказаним условима мотор мора да, уз поменута оптерећења, савлада и силу трења између точкова и тла која се рачуна као

$$F_\mu = R_v \cdot \mu \quad (2)$$

где је μ коефицијент статичког трења између гуме и подлоге. Према изјави произвођача, теоријски је могуће да се увуче стајни трап на стајанци, али они са тим немају никакво практично искуство, нити имају информацију да се било где нешто тако десило.



Слика 21

Статичка оптерећења стајног трапа се добијају из услова статичке равнотеже када авион мирује на земљи. У овом делу биће извршена анализа тих оптерећења без и са утицајем статичке силе елисе.

Статички услови равнотеже (са утицајем статичке вучне силе елисе) имају следећи облик

$$\begin{aligned}\sum F_h = 0 &\Rightarrow T_h - R_h = 0 \\ \sum F_v = 0 &\Rightarrow G - T_v - R_v - R_r = 0 \\ \sum M_A = 0 &\Rightarrow T_h \cdot c - G \cdot a - T_v \cdot d + R_r \cdot b = 0\end{aligned}\tag{3}$$

Процењена маса авиона (према подацима из VTUP) за овај прорачун је $m \approx 820 \text{ kg}$ (празан авион + уље + делимично гориво + пилот).

Приликом другог одласка на аеродром Дивци, утврђене су вредности геометријских параметара датих на Слици 21

$$a \approx 600 \text{ mm}; \quad b \approx 4200 \text{ mm}; \quad c \approx 1600 \text{ mm}; \quad d \approx 1850 \text{ mm}$$

У случају да авион стоји на стајанци, а мотор не ради, тј. вучна сила елисе једнака је нули, из једначина статичке равнотеже се добија

$$R_h = 0; \quad R_r = G \cdot \frac{a}{b} = 117 \text{ daN}; \quad R_v = G - R_r = 703 \text{ daN}\tag{4}$$

Да би се утврдило какав је утицај статичке вучне силе елисе на статичко оптерећење стајног трапа извршен је оријентациони прорачун ове силе.

Авион је опремљен клипним мотором Minor 6-III са елисом V 503. Основни параметри потребни за прорачун вучне силе елисе су (према подацима из VTUP - а):

- највећа снага на вратилу мотора: $P = 250 \text{ KS}$,
- највећи трајни број обртаја: $n = 2550 \text{ ob/min}$,
- највећи пречник елисе: $D = 1.950 \text{ m}$

Оријентациони прорачун вучне силе елисе на земљи је урађен према књизи проф. М. Ненадовића “Основи аеродинамичких конструкција - Елисе” (Прва глава, Одељак 11). Израз за вучну силу елисе на земљи у тој књизи је дат једначином (1108) која гласи

$$T_{(v=0)} [\text{daN}] = \frac{4500P [\text{KS}]}{n [\text{ob/min}] \cdot D [\text{m}]} \cdot \left(\frac{d\eta}{d\gamma} \right)_{(\gamma=0)} \quad (5)$$

где се параметар $\left(\frac{d\eta}{d\gamma} \right)_{(\gamma=0)}$ налази из одговарајућих дијаграма за одређене параметре елисе.

Ако се раније наведени параметри уведу у једначину (4.5) добија се израз за вучну силу у функцији поменутог параметра елисе

$$T [\text{daN}] = \frac{4500 \cdot 250}{2550 \cdot 1.95} \cdot \left(\frac{d\eta}{d\gamma} \right)_{(\gamma=0)} = 226.2 \cdot \left(\frac{d\eta}{d\gamma} \right)_{(\gamma=0)} \quad (6)$$

Како податак о параметру елисе није био доступан, коришћен је податак из наведене литературе где је из конкретног дијаграма одређена вредност $\left(\frac{d\eta}{d\gamma} \right)_{(\gamma=0)} = 1.6$. Са том вредношћу се добија статичка вучна сила елисе

$$T = 226.2 \cdot 1.6 = 362 \text{ daN} \quad (7)$$

Из услова равнотеже (3) се добијају следеће вредности за реакције ослонаца у функцији тежине авиона, статичке вучне силе елисе и геометријских параметара

$$\begin{aligned} R_h &= 0.978T \\ R_r &= G \cdot \frac{a}{b} + T \cdot \frac{0.208 \cdot d - 0.978 \cdot c}{b} \\ R_v &= G \cdot \frac{b-a}{b} + T \cdot \left(0.978 \frac{c}{b} - 0.208 \left(1 + \frac{d}{b} \right) \right) \end{aligned} \quad (8)$$

За оријентациону вредност статичке вучне силе добијају се из (8) оптерећења стајног трапа

$$R_h = 354 \text{ daN}; \quad R_r = 15 \text{ daN}; \quad R_v = 730 \text{ daN} \quad (9)$$

За ову анализу може се посматрати и екстремни случај када се репни точак одвоји од тла (тада нема утицаја геометријских параметара). Ако је $R_r > 0$ авион је са сва три точка у контакту са земљом. Да би се репни точак одлепио од тла потребно је да се испуни услов

$$R_r = 0 \Rightarrow T_{gr} = G \cdot \frac{a}{0.978 \cdot c - 0.208 \cdot d} \quad (10)$$

Одавде се добија та гранична вредност статичке вучне силе елисе

$$T_{gr} = 417 \text{ daN}$$

За ту вредност вучне силе се из друге једначине (3) добија се вертикално оптерећење

$$R_v = G - T_v = G - 0.208 T_{gr} = 733 \text{ daN} \quad (11)$$

Из добијених вредности у (9) и (11) се види да статичка вучна сила елисе моментом своје хоризонталне компоненте око предњих точкова практично дооптерећује главни стајни трап, иако постоји њена вертикална компонента која га на изврстан начин растерећује.

Са повећањем статичке вучне силе елисе били би нарушени услови статичке равнотеже и при укоченим предњим точковима дошло би до обртања авиона око предњих точкова и претурања на нос.

Иако коришћени подаци, a и добијене вредности имају оријентациони карактер, они не доводе у питање сам закључак. Чак и према изјави произвођача, могућност претурања авиона на нос код овог авиона постоји, али да се то не би догодило потребно је да пилотска палица буде повучена потпуно уназад како би се парирало статичкој вучној сили елисе на пуном гасу.