

MINISTRSTVO ZA INFRASTRUKTURO

SLUŽBA ZA PREISKOVANJE LETALSKIH POMORSKIH IN  
ŽELEZNIŠKIH NESREČ IN INCIDENTOV

Langusova ulica 4, 1535 Ljubljana

T: 01 478 84 28

E: mzi.airsafety@gov.si

www.mzi.gov.si



Številka: 37200-3/2020/24

Datum: 29. 3. 2022

## **KONČNO POROČILO**

### **O PREISKAVI LETALSKE NESREČE ULN MOTORNEGA LETALA TL-2000 STING S4 REGISTRSKE OZNAKE S5-PGC**

**5. 7. 2020 v bližini vasi Spodnja Gorica**

**Republika Slovenija**

**» 2020 «**

**KAZALO**

|  |           |
|--|-----------|
| <b>UVOD</b> .....  | <b>3</b>  |
| <b>SESTAVA KOMISIJE ZA PREISKOVANJE</b> .....  | <b>4</b>  |
| <b>1. POVZETEK</b> .....   | <b>5</b>  |
| 1.1. POŠKODBE OSEB .....   | 5         |
| 1.2. POŠKODBE ZRAKOPLOVA.....  | 5         |
| 1.3. POŠKODBE OPREME .....   | 5         |
| <b>2. SPLOŠNO</b> .....  | <b>6</b>  |
| 2.1. VREMENSKI PODATKI ZA DAN 5. 7. 2020 NA OBMOČJU LETALIŠČA E. RUSJANA MARIBOR .....           | 7         |
| 2.2. PODATKI O IZKUŠENOSTI PILOTA – UČITELJA LETENJA .....                                       | 8         |
| 2.3. PODATKI O ZDRAVNIŠKEM SPRIČEVALU PILOTA .....   | 8         |
| <b>3. ANALIZA</b> .....  | <b>9</b>  |
| 3.1. PREGLED PITO-STATIČNE INŠTALACIJE.....  | 9         |
| 3.2. PONOVI PREIZKUS TESNOSTI IN KALIBRACIJA PITO-STATIČNEGA SISTEMA .....                       | 10        |
| 3.3. MASA IN MASNO SREDIŠČE .....  | 11        |
| 3.4. TEORETIČNI IZRAČUN MASE LETALA PRED POLETOM .....   | 13        |
| 3.5. AERODINAMIČNI PRIKAZ VPLIVA ODKLONA LEVEGA KRILCA, KO JE PALICA V NEVTRALNEM POLOŽAJU<br>14 |           |
| <b>4. ZAKLJUČKI</b> .....  | <b>19</b> |
| 4.1. UGOTOVITVE .....  | 19        |
| 4.2. VZROKI .....  | 21        |
| <b>5. VARNOSTNA PRIPOROČILA</b> .....  | <b>22</b> |
| <b>PRILOGE</b> .....   | <b>24</b> |
| PRILOGA 1: POROČILO O PREGLEDU PITO-STATIČNE INŠTALACIJE .....                                   | 24        |
| PRILOGA 2: POVZETEK PRIPOMB IN PREDLOGOV PROIZVAJALCA NA OSNUTEK KONČNEGA POROČILA .....         | 26        |

## UVOD

Končno poročilo o preiskavi letalske nesreče vsebuje dejstva, analizo, vzroke in varnostna priporočila komisije za preiskovanje letalske nesreče glede na okoliščine, v katerih se je nesreča pripetila.

V skladu s točko 3.1 poglavja 3 Priloge 13 h Konvenciji o mednarodnem civilnem letalstvu (11. izdaja, julij 2016), 1. členom Uredbe (EU) št. 996/2010 Evropskega parlamenta in Sveta z dne 20. oktobra 2010 o preiskavah in preprečevanju nesreč in incidentov v civilnem letalstvu (UL L št. 295 z dne 12.11.2010, str. 35), četrtim odstavkom 137. člena Zakona o letalstvu (Uradni list RS, št. 81/10 – uradno prečiščeno besedilo, 46/16 in 47/19) in 2. členom Uredbe o preiskovanju letalskih nesreč, resnih incidentov in incidentov (Uradni list RS, št. 72/03, 110/05 in 53/19) **namen tega poročila o preiskavi letalske nesreče ni ugotavljanje krivde ali odgovornosti.**

Pomembno je, da se končno poročilo o preiskavi uporablja za preprečevanje letalskih nesreč oziroma incidentov. Uporaba končnega poročila o preiskavi letalske nesreče v druge namene lahko vodi do napačne interpretacije.

## **SESTAVA KOMISIJE ZA PREISKOVANJE**

Vodja Službe za preiskovanje letalskih, pomorskih in železniških nesreč in incidentov je na podlagi četrtega odstavka 5. člena Uredbe (EU) št. 996/2010 Evropskega parlamenta in Sveta o preiskavah in preprečevanju nesreč in incidentov v civilnem letalstvu (UL L št. 295 z dne 12.11.2010, str. 35), tretjega odstavka 138. člena Zakona o letalstvu (Uradni list RS, št. 81/10 – uradno prečiščeno besedilo in 46/16 in 47/19) ter 7. člena Uredbe o preiskovanju letalskih nesreč, resnih incidentov in incidentov (Uradni list RS, št. 72/03, 110/05 in 53/19), 6. julija 2020 imenoval komisijo za preiskovanje letalske nesreče za preiskovanje okoliščin, v katerih se je nesreča zgodila, ugotavljanje vzrokov letalske nesreče in pripravo varnostnih priporočil za preprečevanje tovrstnih letalskih nesreč v prihodnje.

### **Sestava komisije:**

1. **Toni STOJČEVSKI** – **glavni preiskovalec**, Vodja službe, preiskovalec letalskih nesreč in incidentov in
2. **Urban ODLAZEK** – **član komisije**, preiskovalec letalskih nesreč in incidentov MZI

## 1. POVZETEK

1. Datum in čas nesreče: 5. 7. 2020 ob 15:15 UTC<sup>1</sup>
2. Zrakoplov: TL-2000 Sting S4, serijska št. 17ST456, registrska oznaka S5-PGC<sup>2</sup>
3. Proizvajalec: TL Ultralight, Hradec Karlove (Češka Republika)
4. Mesto nesreče: pšenično polje v bližini vasi Spodnja Gorica, N46°24'45" E015°40'11", Republika Slovenija
5. Tip leta: zasebni VFR let v VMC pogojih
6. Lastnik / uporabnik: Letalski center Maribor, Slovenija
7. Posledice: Večje poškodbe letala med zasilnim pristankom z reševalnim padalom

### 1.1. Poškodbe oseb

| Poškodbe              | Posadka | Potniki | Ostali |
|-----------------------|---------|---------|--------|
| Smrtne                | -       | -       | -      |
| Težke                 | -       | -       | -      |
| Lažje / Nepoškodovani | 0/2     | -       |        |

### 1.2. Poškodbe zrakoplova

Poškodbe trupa, motorja in propelerja

### 1.3. Poškodbe opreme

Uporabljeno reševalno padalo – BRS Ballistic Recovery Systems

<sup>1</sup> V tem poročilu je uporabljen mednarodni koordinirani čas (Coordinated Universal Time - UTC). Na dan nesreče je za lokalni čas potrebno dodati dve uri (UTC+2).

<sup>2</sup> Letalo udeleženo v dogodku sodi v kategorijo ultralahkih letal, za katero se glede izpolnjevanja zahtev o plovnosti izda nacionalno dovoljenje za letenje »Permit to Fly« in ne Spričevalo o plovnosti »Airworthiness Review Certificate«.

## 2. SPLOŠNO

Posadka sestavljena iz učenca in učitelja letenja je ob 15:00 UTC poletela z letališča Maribor (LJMB) z namenom izvajanja šolskega leta v pilotažni coni. Po pričanju posadke je po prihodu v cono učenec pričel izvajati vzpenjajoče in spuščajoče zavoje, zatem pa je učitelj letenja pričel s prikazom prevlečenega leta brez zakrilc iz režima brez moči motorja.

Med prvim prikazom prevlečenega leta na višini 3000 čevljev AMSL ni bilo posebnosti, medtem ko je pri drugem prikazu pri 10 vozlov manjši hitrosti (okrog 34 vozlov) prišlo do izgube kontrole nad zrakoplovom. Zrakoplov je padel v nenamerni vrtj z več obrati, iz katerega posadka ni uspela izvleči letala. Učitelj letenja je med poskusom izhoda iz vrtja poskusil tudi dodati plin, da bi povečal obtekanje okrog krmilnih površin repa, vendar neuspešno, zato je zaustavil delovanje motorja in aktiviral BRS reševalno padalo. Zrakoplov se je stabiliziral in z reševalnim padalom pristal na pšeničnem polju približno 5 km južno od letališča Maribor. Pri pristanku z večjo vertikalno hitrostjo je prišlo do precejšnjih poškodb konstrukcije zrakoplova, predvsem v nosnem delu. Posadka je brez poškodb sama zapustila letalo.



**Slika 1: Položaj letala na mestu dogodka**

Takoj po dogodku je učitelj letenja poklical Center za obveščanje s telefonskim klicem, prav tako je obvestil tudi upravnika Letalskega centra Maribor, ki je informacijo posredoval kontroli letenja Maribor. Letalski preiskovalni organ pri Ministrstvu za infrastrukturo in Policija sta prišla na kraj dogodka, ustrezno fotografsko dokumentirala položaj in stanje zrakoplova ter pridobila ustrezno dokumentacijo posadke in zrakoplova.

Letalo je bilo po ogledu preiskovalne komisije in predstavnikov Policije, s strani lastnika Letalskega centra Maribor, prepeljano v hangar Letalskega centra Maribor. Komisija za preiskavo dogodka je opravila razgovore z učiteljem letenja in pilotom učencem, nato pa nadaljevala z zbiranjem informacij pri lastniku in uporabniku letala, Letalskem centru Maribor. Letalo je bilo opremljeno tudi z GPS loggerjem, katerega odčitke je komisija v postopku zasegla.

### ***2.1. Vremenski podatki za dan 5. 7. 2020 na območju Letališča E. Rusjana Maribor***

METAR:

METAR LJMB 051500Z VRB02KT CAVOK 29/13 Q1016=

METAR LJMB 051530Z 08003KT CAVOK 29/12 Q1015=

METAR LJMB 051600Z 20001KT CAVOK 28/11 Q1015=

V času dogodka je pihal šibek veter spremenljive smeri. Vidljivost je bila nad 10 km, brez pomembnih oblakov, temperatura zraka 29°C, temperatura rosišča 12°C, QNH 1015 mb.



**Slika 2: Letališče Maribor na dan dogodka**

## 2.2. Podatki o izkušnosti pilota – učitelja letenja

Pilot je bil v letalski šoli LC Maribor sprejet dne 17. 6. 2012. Dovoljenje letalskega inštruktorja za poučevanje kandidatov za pridobitev dovoljenja pilota ULN motorno letalo je pridobil dne 18.1. 2012.

Podatki iz licence:

|  |  |
|--|--|
| VRSTA LETALSKEGA DOVOLJENJA:           | PILOT ULN                                    |
| Država izdaje dovoljenja:              | REPUBLIKA SLOVENIJA                          |
| Urad izdaje dovoljenja:                | Javna agencija RS za civilno letalstvo – CAA |
| Posebna pooblastila:                   | CVFR z dne 25. 10. 2011                      |
| Datum izdaje dovoljenja in veljavnost: | 18. 10. 2005, veljavno do 18. 10. 2021       |
| Vrsta ULN                              | Motorno letalo                               |

## 2.3. Podatki o zdravniškem spričevalu pilota

|                                     |             |
|-------------------------------------|-------------|
| Vrsta zdravniškega spričevala:      | 2. RAZRED   |
| Država izdaje:                      | SLOVENIJA   |
| Veljavnost zdravniškega spričevala: | 20. 5. 2021 |

### ➤ Skupni nalet:

- Skupni nalet pilota do datuma nesreče znaša 290 ur in 33 min.
- V zadnjih treh mesecih je pilot naletel 11 ur 54 min.
- Nalet pilota v zadnjih 24 urah znaša / 0 – dan pred nesrečo.

Iz navedenih podatkov izhaja, da je bil pilot v vlogi učitelja letenja izkušen in da je svoje letalske kvalifikacije za letenje z ultralahkimi motornimi letali vzdrževal brez večjih prekinitev.

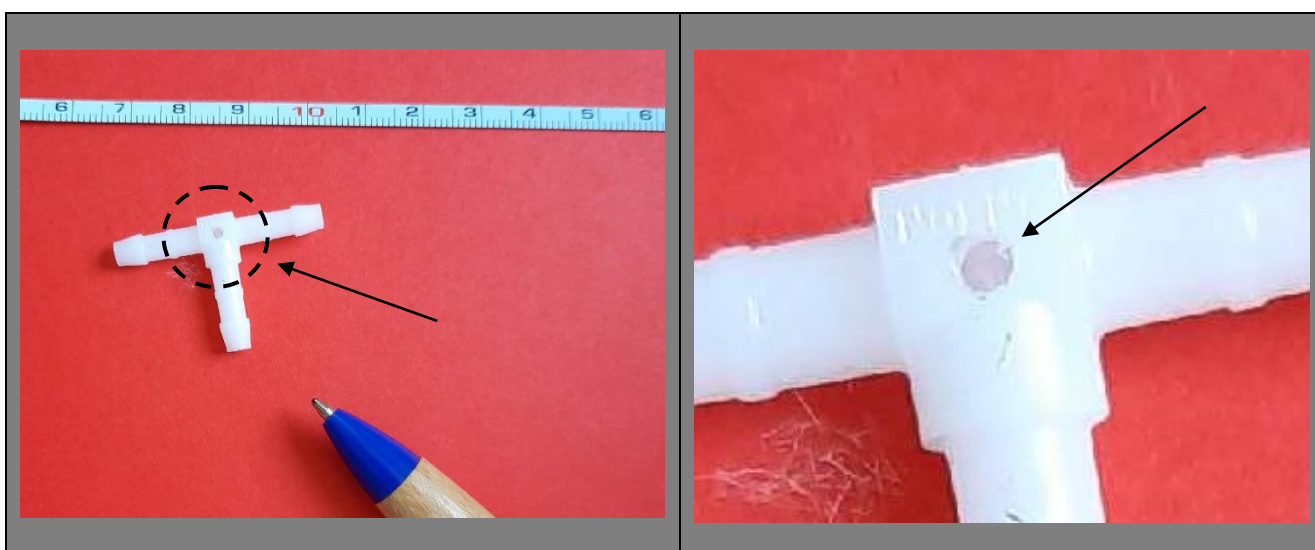


### 3. ANALIZA

#### 3.1. Pregled pito-statične inštalacije

Letalo je bilo pregledano v hangarju LC Maribor, kjer je bilo po navodilih preiskovalne komisije ustrezno zavarovano, do prihoda strokovne komisije za pregled in analizo pito-statične inštalacije. Krila so bila zaradi prevoza s prizorišča nesreče odstranjena in pripeljana v hangarju skupaj s trupom letala. Testiranje in pregled sta bila izvedena s priključitvijo merilne opreme na odvzeme pito-statičnega sistema. Poskus izvedbe testa delovanja inštalacije je bil neuspešen, zaradi prekomernega puščanja v sistemu. Preizkus stanja in kalibracije instrumentov zato ni bilo možno izvesti. Preveliko puščanje je bilo v statičnem kanalu sistema za barometrično indikacijo, ki je rezultiralo nepravilno delovanje barometričnih mehanskih in elektronskih indikatorjev višine, hitrosti in vertikalne hitrosti.

Pri pregledu napeljave PVC cevi je bilo odkrito mesto puščanja, ki ni nastalo zaradi poškodbe letala. Mesto uhajanja v statični sistemski inštalaciji je bilo ugotovljeno na priključku "T", nameščenem v liniji med računalnikom podatkov o letu (Air Data Computer), mestom odjema za statični tlak (Static Ports) in linijo, ki vodi do instrumentalne plošče v pilotski kabini. Lokacija priključka "T" se nahaja na notranji strani desne strani trupa, za pilotsko kabino. Premer izvrtane luknje priključka "T" je približno 1,5 mm. Preko izvrtane luknje je bil nalepljen izolirni trak.



Slika 3: Mesto puščanja na priključku »T«

### ***3.2. Ponovni preizkus tesnosti in kalibracija pito-statičnega sistema***

Po odpravi puščanja je bil v nadaljevanju izveden ponovni preizkus tesnosti pito-statičnega sistema na letalu. Po uspešno izvedenem preizkusu tesnjenja, je bil opravljen preizkus delovanja in kalibracije barometričnih instrumentov in elektronskih večfunkcijskih naprav. Preizkus je bil uspešno opravljen. Po odpravljeni težavi s puščanjem v statičnem vodu, je bilo delovanje instrumentov normalno. Tesnost namestitve obeh pnevmatskih kanalov je bila ustrezna. Rezultati preizkusov so podani v Prilogi tega dokumenta.

Po opravljenem pregledu in kalibraciji pito-statičnega sistema je komisija zaprosila proizvajalca letala, da poda odgovore v zvezi z ugotovitvami iz pregleda sistema pito-statike na letalu udeležnem v dogodku.

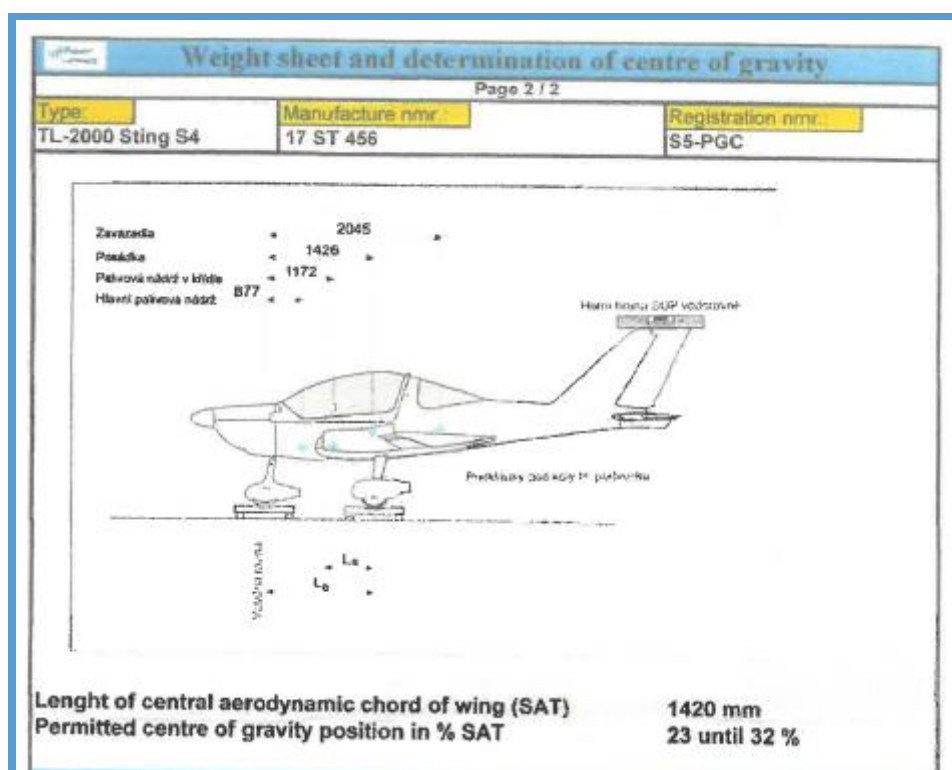
Letalo je opremljeno tudi z elektronskim instrumentom za letenje Dynon MFD, ki poleg umetnega horizonta in žiroskopa, zagotavlja tudi funkcijo elektronskega višinomera, variometra in indikatorja hitrosti. Indikacije teh kazalnikov so bile skladne z indikacijami ostalih pnevmatskih instrumentov med preizkusom.

V nadaljevanju analize je preiskovalna komisija pregledala dokumentacijo o rednih pregledih tovrstnih zrakoplovov registriranih v slovenskem registru letal pri Javni agenciji za civilno letalstvo. Ugotovljeno je, da so tudi ostala letala modela Sting v preteklosti imela enako odstopanje ali tehnično napako "IAS instrumental error compensation". Do izdaje končnega poročila, komisija (razen pripombe na osnutek poročila, ki so podani v prilogi št. 2), ni pridobila dodatnih obrazložitvev proizvajalca letala glede nezmožnosti izvedbe preverjanja delovanja pitostatike letala na tleh. Navodilo proizvajalca v priročniku o vzdrževanju letala (Aircraft Maintenance Manual) v točki 3.10.3 Pitot – static system sicer določa način preverjanja statične tesnosti sistema, vendar ga v praksi ni bilo možno izvesti zaradi puščanja zraka v pitot sistemu.

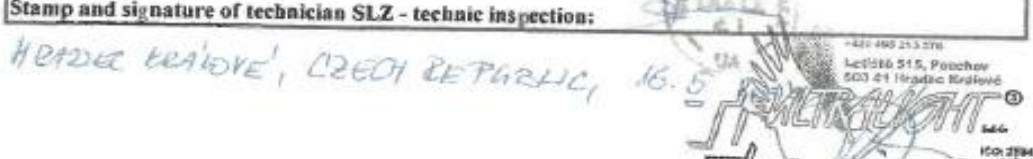
### 3.3. Masa in masno središče

Proizvajalec letala je v priročniku za uporabo letala (POH), določil maksimalno vzletno maso letala z opozorilom, da se največja dovoljena vzletna masa ne sme presegati. V nadaljevanju je proizvajalec letala določil, da znaša največja vzletna masa letala, opremljenega s sistemom reševalnega padala 472,5 kg in ob tem opozoril, da je treba v pripravi za let izračunati mejne vrednosti mase letala in ter določiti položaj težišča (*ang. center of gravity*), ki mora biti v vnaprej določenih mejah (*Centre of gravity positioning permitted range (% MAC)*): 24,53% in 30,89%).

Proizvajalec letala je dne 16. 5. 2017 opravil meritve mase letala in položaja težišča (*ang. Weight sheet and determination of centre of gravity*).



Slika 4: Podatki iz opravljenih meritev pri proizvajalcu

| Measured value of aircraft:  |             |                     |
|--|-------------|---------------------|
| <b>Front centre of gravity</b>   |             |                     |
| SAT =  | 1 420       | mm                  |
| Gp =   | 334,010081  | kg                  |
| Go =   | 85,42991895 | kg                  |
| Gvzl =   | 419,44      | kg                  |
| Lb =   | 1530        | mm                  |
| Lt =   | 311,62      | mm                  |
| La =   | 660         | mm                  |
| Xt =   | 348,38      | mm                  |
| X% =   | 24,53       | %                   |
| <b>Back centre of gravity</b>  |             |                     |
| Gp =   | 404,14      | kg                  |
| Go =   | 68,359      | kg                  |
| Gvzl =   | 472,5       | kg                  |
| Lt =   | 221,35      | mm                  |
| Xt =   | 438,65      | mm                  |
| X% =   | 30,89       | %                   |
| Position of centre of gravity from axis of main undercarriage                      |             |                     |
| $Lt = \frac{Go \times Lb}{Gvzl}$   |             |                     |
| Position of centre of gravity from leading wing edge                               |             |                     |
| $Xt = La - Lt$   |             |                     |
| Position of centre of gravity in % depth of central aerodynamic chord              |             |                     |
| $X\% = \frac{Xt}{Sat} \times 100$  |             |                     |
| Empty weight of aircraft   | 304         | kg                  |
| Keeping the position of centre grav.   | 24,53       | until 30,89 %SAT    |
| for front centre of grav. with pilot weight  | 70          | kg + Full main tank |
| for back centre of grav. with crew weight  | 143,5       | kg + 25 kg baggage  |
| Stamp and signature of technician SLZ - technic inspection:                        |             |                     |
|  |             |                     |

Slika 5: Podatki iz poročila proizvajalca o opravljeni meritvi teže

Iz dokumentacije proizvajalca o meritvi mase letala in dokumentacije, pridobljene od lastnika letala izhaja, da so bile mejne vrednosti mase letala in center težišča, jasno določene:

- **maksimalna dovoljena vzletna masa letala znaša 472,5 kg,**
- **masa praznega letala 304 kg,**
- maksimalna masa posadke (pilot in potnik) 151 kg,
- minimalna masa posadke (pilot brez potnika) 70 kg,
- položaj težišča letala se mora nahajati med sprednjo točko 24,53% SAT in 30,89% SAT,
- dolžina srednje aerodinamične tetive krila (SAT) znaša: 1420 mm.

Položaj težišča pri praznem letalu je možno izračunati na podlagi tehtanja praznega zrakoplova in izdanih dokumentov. Pri tem dobimo položaj težišča na 28% SAT.

Pri pregledu priročnikov za uporabo in vzdrževanje zrakoplova je bilo ugotovljeno, da je proizvajalec predpisal postopke tehtanja zrakoplova in določitve položaja masnega središča v priročniku za uporabo letala (predvsem namenjenega pilotom), medtem ko je navodila za vsakodnevno določanje mase letala in položaja masnega središča verjetno zaradi napake vpisal v priročnik za vzdrževanje letala (namenjen osebjem, ki letalo vzdržuje).

### 3.4. Teoretični izračun mase letala pred poletom

Če v rezervoar dodamo 77 litrov goriva (podatek pridobljen iz Knjige zrakoplova), s tem povečamo maso zrakoplova za 55,5 kg (pri specifični teži goriva 0,72 kg/l za 95 oktansko neosvinčeno gorivo). V zrakoplovu sta bila prisotna dva pilota povprečne rasti, okvirne mase 75 kg vsak, torej je posadka tehtala približno 150 kg. V tem primeru vsota vseh mas znaša 509,5 kg ob vzletu, kar je 37 kg preko maksimalne vzletne mase. Letalo porablja okvirno 16 litrov na uro letenja, kar pomeni zmanjšanje mase 11,5 kg na vsako uro letenja.

Ker je od časa vzleta do časa nesreče minilo 20 minut, se predvideva da je bila količina porabljenega goriva približno 5 kg zato je možno sklepati, da masa porabljenega goriva v času med vzletom in dogodkom, ni bistveno vplivala na spremembo skupne mase.

Mejni položaj težišča v zadnjem položaju se določi glede na maksimalno maso posadke 143,5 kg in 25 kg prtljage (kot ga določa proizvajalec v poročilu o tehtanju – slika št. 5). Iz podanega poročila je vprašljivo sklepati ali je v tej masi že upoštevano gorivo, saj ob seštevanju vseh mas dobimo maso, ki je večja od 472,5 kg, torej večja od maksimalne dovoljene.

Ob upoštevanju navodil proizvajalca izhaja naslednji izračun: 143,5 kg (masa posadke) + 55,5 kg (gorivo v glavnem rezervarju) + 25 kg (prtljaga) + 304 masa (praznega letala) dobimo maso 528 kg.

Če temu odzhamemo gorivo, dobimo točno 472,5 kg. Zato lahko sklepamo, da je masa goriva upoštevana v skupni podani masi. Če le-to zmanjšamo za 25 kg (prtljaga) dobimo 118,5 kg in ob dodajanju prazne mase 304 kg dobimo skupaj 422,5 kg. Iz tega je razvidno, da nam ostane prostora za 50 kg goriva, kar znaša 69,5 litra goriva (torej nikakor ne poln glavni rezervoar). Če je torej posadka lahko težka 118,5 kg, pomeni da je vsak pilot lahko težak 59,25 kg. Posadka udeležena v nesreči ni bila tako lahka, prav tako na zrakoplovu ni bilo le 50 kg goriva, zato komisija sklepa, da se je dejansko težišče nahajalo na zadnji meji.

Položaj težišča na zadnji meji ali preko nje vpliva na upravljivost zrakoplova, prav tako pa tudi na karakteristike zrakoplova v nenamernem vriju, kjer se je kazala tendenca ploskega vrija (po ugotovitvah iz razgovorov) in nezmožnost vzpostavitve kontrole nad zrakoplovom.

Zagotavljanje upravljivosti je možno z letenjem znotraj dovoljenega območja masnega središča. Kakršnokoli odstopanje od mej masnega središča, pomeni zmanjšanje upravljivosti zrakoplova in nezmožnost ustvarjanja zadostnih sil za spremembo vpadnega kota krila z odkloni višinskega krmila (sploh pri minimalnih hitrostih). Do tovrstnega zmanjšanja upravljivosti letala prihaja predvsem zaradi krajših ročic delujoče sile vzgona na repnih površinah in prav tako manjše ustvarjene sile vzgona na krmilnih površinah z motenim obtekanjem zaradi velikih vpadnih kotov krila.

### ***3.5. Aerodinamični prikaz vpliva odklona levega krilca, ko je palica v nevtralnem položaju***

Pri analizi zrakoplova udeleženega v nesreči, zunanjemu pregledu in po izjavah prič komisija ugotavlja, da je levo krilce na letalu Sting odklonjeno navzdol za okvirno 15 stopinj, medtem ko je desno poravnano s krilom. Podobno je bilo ugotovljeno pri pregledu enega od letal istega tipa vpisanega v slovenski register.

Razlog za Odklon krilca komisiji ni poznan in lahko izvira iz proizvodnje ali naknadnega prilagajanja položaja krmilne površine. Ker se po izhodu iz proizvodnje položaj krilc kontrolira obstaja velika verjetnost, da je do odklona krmilne površine prišlo kasneje. Prekomerni odklon lahko povzroči težave, ki se pokažejo pri letenju na minimalni hitrosti, torej visokih vpadnih kotih.

Vpadni kot, kot med smerjo dotekajočega zraka in srednjo aerodinamično tetivo, se pri odklonu krilca zaradi spremembe tetive poveča. Če se letalo nahaja blizu kritičnega vpadnega kota, lahko to privede do asimetričnega zloma vzgona. Preden pride do zloma vzgona, pa se pojavi razlika vzgona, ki se tvori na levi in desni polovici krila. Letalo se tako (pri postavitvi palice v nevtralnem položaju in zmanjševanju hitrosti – izjava prič) prične nagibati v desno. Ker gre za asimetrični let, se zlom vzgona, ki nastopi prej na levi polovici krila zaradi večjega vpadnega kota, konča s tendenco vstopa v levi vrtij. Če je težišče v zadnjem položaju, letalo s tendenco dviganja nosu položaj še poslabša do te mere, da privede do padca letala v neželjeno stanje - ploski vrtij.

Nepričakovan vstop v vrtij predstavlja šok za pilota, saj ni uporabljal običajnih odklonov za kontroliran vstop v manever, torej polnega odklona smernega krmila pri velikem vpadnem kotu. V tem primeru komisija ocenjuje, da je neuravnotežen let nastopil zaradi momenta okoli vertikalne osi, ki pa je bil posledica odklonjenega levega krilca v kombinaciji s korekcijami položaja

zrakoplova z uporabo smernega krmila za korekcijo nagiba pri velikih vpadnih kotih (pri hitrosti zloma vzgona).

Komisija je ob pregledu krmilnih površin in njihovega delovanja našla sledi drsanja smernega krmila ob smerni stabilizator. Sledi drsanja so bile na prvi tretjini razpona gledano od horizontalnega stabilizatorja navzgor. Ob premiku smernega krmila (odklon smernega krmila v desno) iz kokpita, se je čutilo območje povečanega odpora ob prehodu preko podrsanega dela. Uporabnik in lastnik letala teh sledi pred dogodkom nista zaznala. Prav tako te sledi niso ugotovljene na drugih dveh letalih istega tipa, vpisanih v register Republike Slovenije. Komisija ne more z gotovostjo potrditi, da je tovrstna anomalija nastala zaradi posledice poškodb, ki so nastale zaradi padca letala ob sprožitvi balističnega padala. Velja opozoriti, da bi drsanje smernega krmila ob smerni stabilizator, lahko pilotu dalo lažni občutek, da je dosegel maksimalni odklon smernega krmila (kar je za uspešen izhod iz vrija ključnega pomena).

**Pri izhodu iz vrija so ključni dejavniki: odvzet plin, ustrezna konfiguracija (zakrilca uvlečena, trimer pravilno nastavljen za predpisano hitrost, krilca nevtralnem položaju – poravnana s krilom), položaj težišča (katerega moramo seveda nujno preveriti pred vzletom).**

Pilot je poskušal izvesti predpisane postopke proizvajalca letala v skladu s kontrolnim seznamom, vendar je naletel na njemu v tistem trenutku nepoznane dejavnike:

- Omejitve pri odklonu smernega krmila
- Odklonjeno levo krilce ob palici v nevtrali
- Položaj težišča precej na zadnjem položaju

## 3.2.10 Inadvertent spin



Slika 6: Navodila iz priročnika proizvajalca za izhod iz nenamerne vrjia

Zaporedje upravljanja s krmilnimi površinami za izhod iz vrjia je ključnega pomena, saj je treba najprej ustaviti rotacijo okrog vertikalne osi, omogočiti manjše vpadne kote za vzpostavitev normalnega obtekanja krila in vzpostaviti vzgon ter stabilizirano letalo izvesti iz strmega spuščanja brez preobremenitve konstrukcije, prekoračitve maksimalne hitrosti ali pa ponovnega zloma vzgona ob večjih odklonih višinskega krmila pod hitrostjo  $V_a$ .

Po pričanju pilota udeleženega v nesreči je ta poskušal dodati poln plin in s tem doseči obtekanje, vendar pa to povzroči dodaten moment navzgor okrog prečne osi ter tako poslabša pogoje in naredi vrij še bolj ploščat. Ker je letalo hitro izgubljalo višino, je pilot ugasnil motor in aktiviral reševalno padalo. Položaj ročice plina je ostal v položaju polno.

Komisija je proučila objavljen Program usposabljanja na ultralahkih letalnih napravah, ki ga uporabljajo letalske šole za namen usposabljanja učencev za pridobitev dovoljenja pilota ULN v skladu s Pravilnikom o ultralahkih letalnih napravah (Uradni list RS, št. 49/16 in 52/16). V praktičnih vajah, ki so določene v navedenem programu se med drugim izvaja praktično



usposabljanje v coni (pilotažna zona – vaja št. 4, skupaj 180 minut), ki zajema izvajanje ostrih zavojev, let na minimalni hitrosti, izogibanje vrija – prevlečen let. Prav tako iz programa usposabljanja, navedene elemente v praktičnem usposabljanju izvaja učenec v delu samostojnih letov, ki so določeni v vaji št. 11(S) (skupaj 120min). Med elementi vaje v priročnikih letalskih šol je navedeno, da se v delu praktičnega usposabljanja v coni, prikaz prevlečenega leta izvaja pri minimalnih hitrostih z zakrilci in brez. Komisija ocenjuje, da v priročnikih letalskih šol, tovrstne vaje praktičnega usposabljanja učencev v coni in samostojni leti učenca v coni, kjer se izvajajo vaje prevlečenega leta, ne vsebujejo podrobnejše obrazložitve in ciljev izvajanja prevlečenega leta na tipu ULN. Pri tem se postavlja vprašanje določitve mejnih ali kritičnih vrednosti minimalne hitrosti letala pri izvajanju vaje prevlečenega leta in katere znake in nevarnosti je potrebno upoštevati pri izvajanju prevlečenega leta, da bi preprečili nenamerni odziv letala in prehod v nepravilni položaj ali vrija.

Prav tako je ob tem potrebno poudariti dejstvo, da morebitno preseganje omejitev minimalne hitrosti letala lahko hitro privede do zloma sile vzgona in posledično do vrija, ki predstavlja smrtno nevarnost. Podana navodila proizvajalcev letala ULN za izhod iz vrija in vzpostavitev kontroliranega leta ne predstavljajo zagotovila, da bo poskus izhoda iz vrija uspešen kljub zadostni višini, na katerih se običajno izvajajo tovrstne vaje z letali splošnega letalstva.

Splošna navodila za izvajanje vaje prevlečenih letov, označena v spodnjem uokvirjenem besedilu, za usposabljanje učencev na letalih splošnega letalstva se morajo prilagoditi za vsak tip ULN letala v skladu z navodili in zmogljivostmi ultralahke letalne naprave.

Pri izvajanju vaje prevlečenega leta, za vsak posamezen režim (vzpenjanje, pristajanje in horizontalni let) seveda obstajajo predpisane konfiguracije. Običajno se za vzpenjanje uporablja konfiguracija za vzlet (zakrilca za vzlet), določen kot vzpenjanja in potem se z odvzemanjem plina simulira padec hitrosti. Za horizontalni let je podoba, le da so zakrilca uvlečena, plin poln in do prevlečenega leta letalo pripeljemo le s povečanjem naklonskega kota navzgor.

Pri izvajanju vaje prevlečenega leta v pristajanju se uporabljajo polna zakrilca, odvzet plin za spuščanje, trimanje na pristajalno hitrost in odvzemanje plina. Ko zadržujemo minimalno vertikalno hitrost v spuščanju, pride do hitrosti zloma vzgona in letalo rešujemo predvsem z dodajanjem moči motorja in blagim popuščanjem palice naprej.

Manever izvajanja iz demonstracije prevlečenega leta se začne ob prvih znakih zloma vzgona in **se ne demonstrira do popolnega zloma vzgona**, razen ko gre za specifično usposabljanje učiteljev letenja, na zrakoplovih katerih lastnosti to dopuščajo.

Letalo udeleženo v nesreči je izvajalo prevlečen let z uvlečenimi zakrilci in brez moči motorja. Zaradi majhne višine dela v coni, konstrukcijskih rešitev ob zasnovi in gradnji letala in letenja v pogojih hitrosti zloma vzgona preko prvih znakov prevlečenega leta, je pilot izgubil kontrolo nad zrakoplovom, katere ni mogel vzpostaviti do varne višine. Izhod iz vrija z danimi parametri ni bil mogoč, akcije pilota ob izvajanju iz vrija so položaj sicer poslabšale, vendar je pravilna odločitev o ugašanju motorja in aktivaciji reševalnega padala zagotovila preživetje posadke in zgolj škodo na zrakoplovu.

V primeru, da letalo ne bi bilo opremljeno z reševalnim padalom bi bila možnost preživetja posadke nična. BRS reševalno padalo je v tem primeru v celoti opravičilo svojo namembnost.

## 4. ZAKLJUČKI

*V skladu s cilji preiskave v zvezi z varnostjo v civilnem letalstvu in preprečevanju ponovitve tovrstnih nesreč in incidentov v prihodnosti, podane ugotovitve v tem poročilu ne predstavljajo ugotavljanje krivde ali odgovornosti. Uporaba tega poročila v druge namene razen v namene izboljšanja letalske varnosti, lahko pripelje do napačne interpretacije.*

### 4.1. Ugotovitve

1. Pilot v vlogi učitelja letenja je imel veljavno licenco - dovoljenje pilota ultralahkega letala, s pooblastilom učitelja letenja ter veljavno zdravniško spričevalo 2. razreda;
2. Pilot je imel zadostne izkušnje ter kontinuirano vzdrževal letalske kvalifikacije in pooblastila. V zadnjih 12 mesecev ni imel večjih prekinitev pri letenju na tipu letala udeleženega v dogodku;
3. Za letalo je Javna agencija za civilno letalstvo Republike Slovenije izdala veljavno dovoljenje za letenje »Permit to Fly«;
4. Letalska šola je v času dogodka imela s strani Javne agencije za civilno letalstvo Republike Slovenije izdano veljavno dovoljenje za delo nacionalnih letalskih šol in centrov ter odobrene programe usposabljanja:
  - ULN – motorno letalo
  - Pooblastilo za letenje v kontroliranem zračnem prostoru (CVFR)
  - Pooblastilo učitelja letenja ultralahke letalne naprave
5. Meteorološke razmere so bile na dan dogodka ugodne za letenje. Vreme ni vplivalo na dogodek;
6. Pri pregledu pito-statične inštalacije je ugotovljeno neskladje v obliki prevelikega puščanja v statičnem vodu sistema za barometrično indikacijo, ki je rezultiralo v nepravilnem delovanju barometričnih mehanskih in elektronskih indikatorjev višine, hitrosti in indikatorjev vertikalne hitrosti. Mesto puščanja v statični sistemski inštalaciji je bilo ugotovljeno na priključku "T",

nameščenem v liniji med računalnikom podatkov o letu (Air Data Computer), sondami za statični tlak (static ports) in linijo, ki vodi do instrumentalne plošče v pilotski kabini;

7. Ob pregledu krmilnih površin in njihovega delovanja so bile najdene sledi drsanja smernega krmila ob smerni stabilizator. Komisija ne izključuje možnost, da je do sledi drsanja prišlo zaradi posledic trka letala ob teren pri padcu letala z aktiviranim BRS reševalnim padalom;
8. Pri pregledu zrakoplova na mestu pristanka je bilo ugotovljeno, da je bila ročica za plin v položaju polno. Krmila zrakoplova so delovala normalno, razen pri smernem krmilu je bilo čutiti odpor na pedalih zaradi poškodbe nosne noge zrakoplova ob trku v teren. Letalo je bilo med izvajanjem zasilnega pristanka in po evakuaciji posadke ustrezno zavarovano pri tem pa opravljeni tudi vsi pregledni sezname, ki so se nahajali v letalu in ki jih predpisuje proizvajalec zrakoplova v priročniku za uporabo zrakoplova;
9. Pri pregledu priročnika o uporabi zrakoplova je bilo ugotovljeno, da je proizvajalec letala natančno določil pregledne liste za ukrepanje v primeru vstopa v nenamerni vrtij ter predpisal pogoje uporabe BRS reševalnega padala;
10. Iz pregleda dokumentacije o zrakoplovu je bilo ugotovljeno, da je proizvajalec letala TL Ultralight navedel primerne kontrolne sezname. Kontrolni sezname za nenamerni vrtij so opisani v poglavju 3 priročnika o eksploataciji letala;
11. Ugotovljeno je, da je učitelj letenja pri prikazu izvajanja prevlečenega leta brez zakrilc in brez moči motorja letel pri hitrosti pod predpisano minimalno hitrostjo leta – Vso;
12. Proizvajalec je v opombah priročnika o eksploataciji letala izrecno opozoril na prepoved letenja pod minimalno hitrostjo - Vso. Natančne obrazložitve, pričakovanja ali posledice letenja pod Vso v priročniku niso podane. Iz analize aerodinamičnega vpliva izhaja, da bi izhod letala iz nezaželenega stanja zrakoplova, ki nastane kot posledica letenja pod minimalno hitrostjo, dejansko bil nemogoč. Po mnenju komisije je edini izhod v cilju preživetja aktivacija BRS reševalnega padala;

13. V delu, ki se nanaša na analizo odzivnosti na izredne dogodke in postopkov letaliških služb v zvezi z dogodkom ter sprejetih odločitev v koordinaciji s pristojno službo kontrole zračnega prometa, ni bilo ugotovljenih odstopanj ali pomanjkljivosti. Postopki odziva in ukrepi reševalnih služb in kontrole letenja so bili pravočasni in pravilni.

Ob prisilnem pristanku se ELT naprava ni aktivirala;

14. Pilot pred pristankom ni javil klica v sili pristojni kontroli letenja. Prioritetno je poskušal zavarovati zrakoplov in posadko;

15. Osebje reševalnih služb in kontrole letenja se je v zvezi z dogodkom pravočasno in pravilno odzvalo ter odločalo v skladu s svojimi pristojnostmi;

16. Prozvajalec letala glede na navedbe v priročniku za uporabo letala pričakuje, da bo ob aktivaciji reševalnega padala prišlo do uničenja letala, vendar do preživetja posadke.

#### ***4.2. Vzroki***

##### **Neposredni vzrok**

Trk letala v teren med zasilnim pristankom z aktiviranim reševalnim padalom.

##### **Posredni vzrok**

Izguba kontrole nad zrakoplovom pri šolskem letu in vstop v nenamerni vrtij.

## 5. VARNOSTNA PRIPOROČILA

Na podlagi opravljene analize komisija ocenjuje, da je potrebno izdati varnostna priporočila. Na odstopanja od standardov in priporočenih praks je Služba za preiskovanje letalskih, pomorskih in železniških nesreč in incidentov že opozorila uporabnike zrakoplovov iste vrste ali njegovih različic v Sloveniji. Nekatera odstopanja potrebujejo poenotenje znotraj nadzornih agencij držav Evropske Unije, ki izdajajo Dovoljenja za letenje v nacionalnih zračnih prostorih, ob medsebojnem priznavanju pa posledično za letenje v ostalih državah Evropske Unije. Na odstopanja je tako potrebno redno opozarjati na varnostnih konferencah, saj gre pri tem za zagotavljanje varnosti letenja znotraj vseh držav članic in seveda širše.

### **SI-SR001-2022**

Proizvajalec TL Ultralight naj v Priročniku o vzdrževanju letala preveri obstoječa navodila za izvajanje pregledov delovanja pito-statične inštalacije na tleh.

### **SI-SR002-2022**

Proizvajalec TL Ultralight naj v Priročniku za vzdrževanje letala (Aircraft Maintenance Manual – AMM), dopolni z obrazložitvijo del, ki se nanaša na določitev odklona obeh krilc glede na referenčno ravnino.

### **SI-SR003-2022**

Agencija za civilno letalstvo Republike Slovenije naj končno poročilo uvrsti med teme na Varnostni konferenci pod naslovom Izvajanje prevlečenih letov in s tem povezane nevarnosti vstopa v nenamerni vrt. Priporočljiva je tudi izdaja navodil za pravilno uporabo krmil na majhnih hitrostih,

### **SI-SR004-2022**

Agencija za civilno letalstvo Republike Slovenije naj pri postopkih za izdajo dovoljenja za letenje (Permit to fly) pri zrakoplovih proizvajalca TL-2000 Sting S4, preveri dejansko stanje zrakoplova in v skladu z ugotovitvami predpiše ustrezne postopke za odpravo morebitnih napak ali odstopanj.

**SI-SR005-2022**

Javna agencija za civilno letalstvo Republike Slovenije naj v obliki ponovne varnostne okrožnice opozori strokovno javnost (pilote ULN letal) na spoštovanje omejitev maksimalne mase zrakoplova in položaja težišča ter na redno izvajanje kontrole mase in težišča v klubih in letalskih šolah.

**SI-SR006-2022**

Agencija za civilno letalstvo Republike Slovenije naj zahteva od organizacij za usposabljanje dopolnitve s katerimi se bo natančno določil potek izvajanja vaj prevlečenega leta v Priročnikih za izvajanje usposabljanja (določitev konfiguracije zrakoplova in do katerih znakov prevlečenega leta naj se izvajajo elementi).

# PRILOGE

## PRILOGA 1: Poročilo o pregledu pito-statične inštalacije

### AIR SPEED INDICATOR TEST

|              |        |     |       |
|--------------|--------|-----|-------|
|              | MODEL  | PIN | S/N   |
| IAS #1       | BARO   |     | X     |
| IAS #2       | DYMOND |     |       |
| IAS #1 RANGE | 180    | KTS | (Kmh) |
| IAS #2 RANGE | 180    | KTS | (Kmh) |

| REF. SPEED | IAS #1 | IAS #2 | TOLERANCE |
|------------|--------|--------|-----------|
| 40         | -6     | +1     | 1,5       |
| 50         | -5     | +1     | 1,5       |
| 60         | -4     | +0,5   | 1,8       |
| 70         | -3     | +0,5   | 2,1       |
| 80         | -2     | +0,5   | 2,4       |
| 90         | -1,5   | +0,5   | 2,7       |
| 100        | -1     | +0,5   | 3,0       |
| 120        | -2     | +0,5   | 3,6       |
| 140        | -5     | +0,5   | 4,2       |
| 160        | -10    | +0,5   | 4,8       |
| 180        | -18    | +0,5   | 5,4       |
| 200        | X      | X      | 6,0       |
| 220        | X      | X      | 6,6       |
| 240        | X      | X      | 7,2       |
| 260        | X      | X      | 7,8       |
| 280        | X      | X      | 8,4       |
| 300        | X      | X      | 9,0       |
| 320        | X      | X      | 9,6       |
| 340        | X      | X      | 10,2      |
| 360        | X      | X      | 10,8      |
| 380        | X      | X      | 11,4      |
| 400        | X      | X      | 12,0      |

|              |    |   |
|--------------|----|---|
| MAX FRICTION | ≤1 | 0 |
| HYSTERESIS   | ≤1 | 0 |

NOTE: Baro Altimeter STOPPED prematurely at 162 KTS

### ALTIMETER TEST

|               |        |      |       |
|---------------|--------|------|-------|
|               | MODEL  | PIN  | S/N   |
| ALT #1        | BARO   |      |       |
| ALT #2        | DYMOND |      |       |
| MAX. ALTITUDE | 20.000 | FEET | METER |

| ALTITUDE ft (mx0,1) | ERROR (ft) LH | ERROR (ft) RH | TOL. (feet) |
|---------------------|---------------|---------------|-------------|
| -1.000              | +60           | +10           | 20          |
| 0                   | +50           | 0             | 20          |
| 500                 | +50           | +5            | 20          |
| 1.000               | +50           | 0             | 20          |
| 1.500               | +60           | 0             | 25          |
| 2.000               | +60           | 0             | 30          |
| 3.000               | +70           | +10           | 30          |
| 4.000               | +60           | +10           | 35          |
| 6.000               | +70           | +10           | 40          |
| 8.000               | +90           | +10           | 60          |
| 10.000              | +90           | +10           | 80          |
| 12.000              | +100          | +15           | 90          |
| 14.000              | +130          | +25           | 100         |
| 16.000              | +130          | +25           | 110         |
| 18.000              | +120          | +30           | 120         |
| 20.000              | X             | X             | 130         |
| 22.000              | X             | X             | 140         |
| 25.000              | X             | X             | 155         |
| 30.000              | +60           | +10           | 180         |

|              |     |    |
|--------------|-----|----|
| MAX FRICTION | ≤30 | 0  |
| HYSTERESIS   | 50  | 10 |

### VERTICAL SPEED INDICATOR TEST

|                  |       |        |       |
|------------------|-------|--------|-------|
|                  | MODEL | PIN    | S/N   |
| VSI #1           |       |        |       |
| VSI #2           |       |        |       |
| VSI #1 max RANGE | X     | Ft/min | (m/s) |
| VSI #2 max RANGE | X     | Ft/min | (m/s) |

VSI Indicator #1

| RNG LH | ALT. DIF. (ft) | TOLERANCE ft/min - sec | UP    | DN |   |
|--------|----------------|------------------------|-------|----|---|
| 0.500  | 2000.2500      | 100                    | 48.72 | X  | X |
| 1.000  | 2000.3000      | 200                    | 48.72 | X  | X |
| 2.000  | 2000.4000      | 300                    | 51.69 | X  | X |
| 3.000  | 2000.5000      | 300                    | 54.66 | X  | X |
| 4.000  | 2000.6000      | 400                    | 54.66 | X  | X |
| 5.000  | 2000.7000      | 500                    | 54.66 | X  | X |
| 6.000  | 2000.8000      | 600                    | 54.66 | X  | X |

VSI Indicator #2 (EFIS)

| RNG RH | ALT. DIF. (ft) | TOLERANCE ft/min - sec | UP    | DN |   |
|--------|----------------|------------------------|-------|----|---|
| 0.500  | 2000.2500      | 100                    | 48.72 | 0  | 0 |
| 1.000  | 2000.3000      | 200                    | 48.72 | 0  | 0 |
| 2.000  | 2000.4000      | 300                    | 51.69 | 0  | 0 |
| 3.000  | 2000.5000      | 300                    | 54.66 | -  | - |
| 4.000  | 2000.6000      | 400                    | 54.66 | -  | - |
| 5.000  | 2000.7000      | 500                    | 54.66 | -  | - |
| 6.000  | 2000.8000      | 600                    | 54.66 | -  | - |

### ALTITUDE ENCODER TEST

|            |       |      |     |
|------------|-------|------|-----|
|            | MODEL | PIN  | S/N |
| ENCODER    | xxx   |      |     |
| ENC. RANGE | xxx   | FEET |     |

ALTIMETER setting to standard atmosphere. (1013,2 mb)

| ALTITUDE (ft) | DECODED ALTITUDE (FL) | MAX DIFF. (feet) |
|---------------|-----------------------|------------------|
| -1.000        | Not tested            | X                |
| 0             | Not tested            | X                |
| 1.000         | Not tested            | X                |
| 2.000         | Not tested            | X                |
| 4.000         | Not tested            | X                |
| 6.000         | Not tested            | X                |
| 8.000         | Not tested            | X                |
| 10.000        | Not tested            | X                |
| 12.000        | Not tested            | X                |
| 14.000        | Not tested            | X                |
| 16.000        | Not tested            | X                |
| 18.000        | Not tested            | X                |
| 20.000        | Not tested            | X                |
| 25.000        | Not tested            | X                |
| 30.000        | Not tested            | X                |



Test results of second attempt to perform the aircraft pitot-static system Leak Test.

| TEST FIELD CONDITIONS                  |        |            |                      |            |
|--|--------|------------|----------------------|------------|
| AMBIENT TEMPERATURE:                   | 25°    | Deg.C      | ATM.PRESSURE         | 1016 mbar  |
|  |        |            | PRESSURE ALTITUDE    | 787 ft     |
| TEST FIELD LOCATION                    | LJMB   |            | TEST FIELD ELEVATION | 876 ft     |
| PITOT SYSTEM LEAK TEST                 |        | LH         |                      | RH         |
| IAS AT BEGINING OF TEST                | 100    | kt         | N/A                  | kt         |
| IAS LEAK RATE                          | - 0,4  | kt / min   | N/A                  | kt / min   |
| FOUND CONDITION                        | PASS   | FAIL       | PASS                 | FAIL       |
|  | PASS   |            | N/A                  |            |
| STATIC SYSTEM LEAK TEST                |        | LH         |                      | RH         |
| INDICATED ALTITUDE AT BEGINING OF TEST | 10.000 | feet       | N/A                  | feet       |
| INDICATED ALTITUDE LEAK RATE           | - 19   | feet / min | N/A                  | feet / min |
| FOUND CONDITION                        | PASS   | FAIL       | PASS                 | FAIL       |
|  | PASS   |            | N/A                  |            |

***PRILOGA 2: Povzetek pripomb in predlogov proizvajalca na osnutek končnega poročila***

Predstavnik proizvajalca je preko akreditiranega predstavnika preiskovalnega organa podal pripombe na osnutek končnega poročila. (Besedilo je v originalu priloženo v celoti).

I refer to your transmittal letter, dated 29. 7. 2021, with enclosed the draft final report concerning the accident occurred on July 5, 2020 to aircraft TL-2000 Sting S4, registration S5-PGC, at LJMB.

Please, consider that the Air Accidents Investigation Institute of the Czech Republic as the State of Design and Manufacture reviewed the Draft Final Report and consulted the conclusions with the TL ULTRALIGHT s.r.o. We provided the following significant comments on the draft report:

1) Ad chapter 5. Safety recommendations – SI-SR003-2021 described in the Draft report:

TL-ultralight insists on its statement provided in the document „Manufacturer statement from 27.11.2020“, in particular part:

The hole with diameter 1,5 mm is standardly the part of pitot-static system of aircraft type TL 2000 Sting S4 (UL versions). Such system has been made in this aircraft 17 ST 456 too. Whole pitot-static assembly of the aircraft is based on the flight test and it is adjusted in order to inform the flight crew with minimum of differences. Flight measurements were performed for the aircraft airspeed indication system, on the basis of which IAS and CAS differences were determined. The results of the measurement is written in POH manual (airspeed indication system error correction). The determination of the error of the airspeed indication system by means of ground tests is inaccurate and it does not include the effects of air flow on the sensors, etc.

We do not agree to remove the hole for pitot-static system because it could be very dangerous for aircraft operation. Of course we refuse the responsibility for this modification.

2) Ad 3.5 The aerodynamic effects of the left aileron deflection ... (Page 14).

To 15 degrees left aileron deflection, while the right aileron is aligned with the wing surface:

After the aircraft production, leveling was performed (including aircraft control) from which the record is made. A copy of this record is transmitted with the aircraft. The document shows the leveling results and no anomaly described is mentioned (nor can it be, because the setting would be completely outside the permissible limits).

3) Ad 4.1 Findings point 7 (Page 19)

To traces of the rudder sliding against vertical stabilizer:

Is it clear when the touch occurred? Have control pedals been at its stops? The stops are located on the pedal assembly.

In accordance with ICAO Annex 13 Article 6.4, we look forward to receiving a copy of your Final Report on this occurrence.

Sincerely,



Air, Maritime and Railway Accident and Incident Investigation Unit  
Langusova 4, 1535 Ljubljana  
Republic of Slovenia  
By e-mail