

RAPORT KOŃCOWY



POWAŻNY INCYDENT 2022/18

Państwowa Komisja Badania Wypadków Lotniczych

UL. CHAŁUBIŃSKIEGO 4/6, 00-928 WARSZAWA | TELEFON ALARMOWY 500 233 233

RAPORT KOŃCOWY

POWAŻNY INCYDENT

ZDARZENIE NR – 2022/18

STATEK POWIETRZNY – Samolot ultralekki KR-030 Topaz, SP-SGEO

DATA I MIEJSCE ZDARZENIA – 11 lipca 2018 r., Rzeszów-Jasionka (EPRZ)



Niniejszy Raport jest dokumentem prezentującym stanowisko Państwowej Komisji Badania Wypadków Lotniczych dotyczące okoliczności zdarzenia lotniczego, jego przyczyn i zaleceń dotyczących bezpieczeństwa, który został sporządzony na podstawie informacji znanych w dniu jego sporządzenia.

Badanie może zostać wznowione w razie ujawnienia nowych informacji lub zastosowania nowych technik badawczych, które mogą mieć wpływ na zmianę sformułowań dotyczących przyczyn, okoliczności i zaleceń dotyczących bezpieczeństwa zawartych w Raporcie.

Badanie zdarzenia prowadzone było jedynie w celu zapobiegania wypadkom i incydentom w przyszłości w oparciu o obowiązujące przepisy prawa międzynarodowego, Unii Europejskiej i krajowego. Badanie zostało przeprowadzone bez stosowania prawnej procedury dowodowej, obowiązującej inne organy zobowiązane do podejmowania działań w związku ze zdarzeniem lotniczym.

Komisja nie orzeka co do winy i odpowiedzialności.

Zgodnie z art. 5 ust. 6 rozporządzenia Parlamentu Europejskiego i Rady (UE) nr 996/2010 w sprawie badania wypadków i incydentów w lotnictwie cywilnym oraz zapobiegania im [...] oraz art. 134 Ustawy Prawo Lotnicze, sformułowania zawarte w Raporcie nie mogą być traktowane jako wskazanie winnych lub odpowiedzialnych za zaistniałe zdarzenie. W związku z powyższym wykorzystywanie Raportu do celów innych niż zapobieganie wypadkom i incydentom lotniczym, może prowadzić do błędnych wniosków i interpretacji.

Raport został sporządzony w języku polskim. Inne wersje językowe mogą być sporządzane jedynie w celach informacyjnych.

WARSZAWA 2020

Spis treści

Informacje ogólne.....	3
Skróty.....	4
Streszczenie.....	5
1. INFORMACJE FAKTOGRAFICZNE	5
1.1. Historia lotu	5
1.2. Obrażenia osób.....	6
1.3. Uszkodzenia statku powietrznego	7
1.4. Inne uszkodzenia	8
1.5. Informacje o składzie osobowym (dane o załodze).....	8
1.6. Informacje o statku powietrznym.....	8
1.7. Informacje meteorologiczne	11
1.8. Pomoce nawigacyjne	11
1.9. Łączność.....	11
1.10. Informacje o lotnisku	11
1.11. Rejestratory pokładowe.....	11
1.12. Informacje o szczątkach i zderzeniu.....	11
1.13. Informacje medyczne i patologiczne	12
1.14. Pożar.....	12
1.15. Czynniki przeżycia	12
1.16. Testy i badania.....	12
1.17. Informacje o organizacjach i działalności administracyjnej.....	14
1.18. Informacje uzupełniające.....	14
1.19. Użyteczne lub efektywne metody badań	14
2. ANALIZA	15
2.1. Przebieg lotu	15
2.2. Statek powietrzny	16
3. WNIOSKI KOŃCOWE.....	18
3.1. Ustalenia Komisji.....	19
3.2. Przyczyny wypadku.....	19
4. ZALECENIA DOTYCZĄCE BEZPIECZEŃSTWA	19
5. ZAŁĄCZNIKI	20

Informacje ogólne

Numer ewidencyjny zdarzenia:	2022/18			
Rodzaj zdarzenia:	POWAŻNY INCYDENT			
Data zdarzenia:	11 lipca 2018 r.			
Miejsce zdarzenia:	Rzeszów-Jasionka (EPRZ)			
Rodzaj, typ statku powietrznego:	samolot ultralekki KR-030 Topaz			
Znaki rozpoznawcze SP:	SP-SGEO			
Użytkownik/Operator SP:	MGGP Aero			
Dowódca SP:	Instruktor-pilot			
Liczba ofiar/rodzaj obrażeń:	Śmiertelne	Poważne	Lekkie	Bez obrażeń
	0	0	0	2
Władze krajowe i zagraniczne poinformowane o zdarzeniu:	ULC			
Kierujący badaniem:	Miłkowski Krzysztof			
Podmiot badający:	Państwowa Komisja Badania Wypadków Lotniczych			
Pełnomocni Przedstawiciele i ich doradcy:	-			
Dokument zawierający wyniki:	RAPORT KOŃCOWY			
Zalecenia:	TAK			
Adresat zaleceń:	PRODUCENT			
Data zakończenia badania:	17 czerwca 2020 r.			

Skróty i akronimy

Oznaczenie	Rozwinięcie / objaśnienie	Tłumaczenie
CPL(A)	Licencja pilota samolotowego zawodowego	ang.: Commercial Pilot Licence (Airplane)
EPRZ	Lotnisko Rzeszów-Jasionka, kod ICAO	ang.: Rzeszów-Jasionka Airport
FH	Godziny lotu	ang.: Flight Hours
FI	Uprawnienia instruktora	ang.: Flight Instructor
IAS	Prędkość przyrządowa [km/h]	ang.: Indicated Airspeed
IR (SE, ME)	Uprawnienie do lotów wg wskazań przyrządów (samoloty jednosilnikowe, samoloty wielosilnikowe)	ang.: Instrument Rating (Single Engine, Multi Engine)
IUwL	Instrukcja Użytkowania w Locie	ang.: Flight Manual
KRL	Kontroler ruchu lotniczego	ang.: air traffic controller
MEP(L)	Uprawnienie do wykonywania lotów na samolotach tłokowych wielosilnikowych lądowych	ang.: Multi Engine Piston Land
PKBWL / Komisja	Państwowa Komisja Badania Wypadków Lotniczych	ang.: State Commission on Aircraft Accident Investigation
PPL(A)	Licencja pilota samolotowego turystycznego	ang.: Private Pilot Licence (Airplane)
SEP(L)	Uprawnienie do wykonywania lotów na samolotach tłokowych jednosilnikowych lądowych	ang.: Single Engine Piston Land
TGL	Operacja polegająca na lądowaniu statku powietrznego, bezpośrednio po którym następuje start, bez zatrzymania i opuszczenia przez ten statek powietrzny drogi startowej	ang.: Touch and Go Landing
UTC	Czas uniwersalny skoordynowany	ang.: Coordinated Universal Time
VDL	Korekcja widzenia dali, obowiązek noszenia szkieł korekcyjnych i posiadania okularów zapasowych	ang.: correction for defective distant vision

Streszczenie

W dniu 11 lipca 2018 r. o godz. 13:12 UTC¹ załoga samolotu KR-030 Topaz wykonywała operację *touch and go* (TGL) z pasa startowego lotniska Rzeszów-Jasionka (EPRZ). W trakcie ponownego startu nastąpiło złamanie uchwytu drążka sterowego w kabinie, co doprowadziło do utraty kontroli nad statkiem powietrznym i niekontrolowanego przyziemienia. W wyniku kilkakrotnych uderzeń w pas startowy, samolot uległ uszkodzeniu. Zniszczone zostały elementy oświetlenia pasa startowego. Załoga w trakcie zdarzenia nie odniosła żadnych obrażeń.

Badanie zdarzenia przeprowadził zespół badawczy PKBWL w składzie:

Miłkowski Krzysztof kierujący zespołem (członek PKBWL);
Pacak Patrycja członek zespołu (członek PKBWL);

W trakcie badania PKBWL ustaliła następujące przyczyny poważnego incydentu lotniczego:

- 1) Wada konstrukcyjna uchwytu.**
- 2) Złamanie uchwytu drążka sterowego w trakcie startu.**

Czynnikami sprzyjającym zaistnieniu zdarzenia lotniczego było:

- Zastosowanie nieodpowiedniego materiału do wykonania uchwytu drążka sterowego.

PKBWL po zakończeniu zaproponowała jedno zalecenie bezpieczeństwa.

1. INFORMACJE FAKTOGRAFICZNE

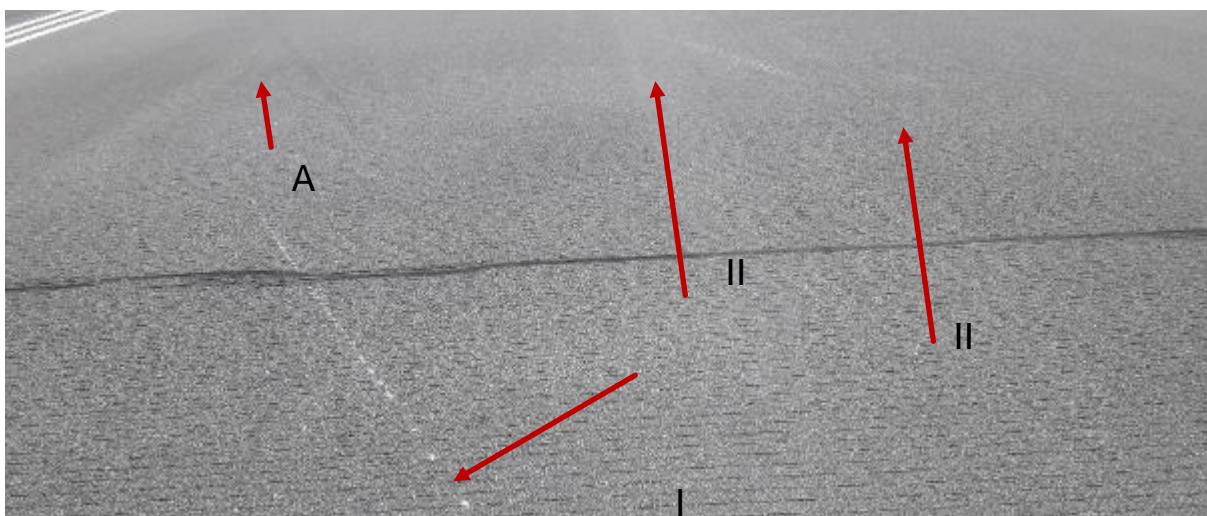
1.1. Historia lotu

Załoga w składzie pilot szkolony i instruktor-pilot (dalej: instruktor) wykonywała w dniu 11 lipca 2018 r. loty szkolne z lotniska EPRZ na samolocie ultralekkim KR-030 Topaz, o znakach rejestracyjnych SP-SGEO. Zadaniem lotu było szkolenie w locie po trajektorii na potrzeby lotów fotogrametrycznych. Trasa przebiegała w okolicach Sokołowa Małopolskiego. Około godziny 13:00 załoga rozpoczęła lot powrotny w kierunku lotniska startu. Instruktor przejął sterowanie, a w tym czasie pilot miał przygotować się do wykonania 3 lądowań treningowych.

Pilot szkolony w trakcie dolotu, około 5 minut przed lotniskiem, ponownie przejął sterowanie. Po wyjściu na prostą do lądowania ustawił duże klapy. Wiatr do lądowania wiał z kierunku południowego z prędkością 3 kt. Po uzyskaniu zgody od kontrolera

¹ Wszystkie czasy w raporcie są czasami UTC.

ruchu lotniczego (KRL) wieży Rzeszów-Jasionka na wykonanie TGL, o godzinie 13:12 pilot przyziemił na pasie 09. Przyziemienie odbyło się z przepadnięcia, na koła główne, w czasie dobiegu samolot utracił kierunek. Instruktor wydał polecenie powrotu na linię centralną i rozpoczęcia startu, co pilot wykonał, zmniejszając wychylenie klap (pozycja startowa) i zaczynając rozbieg. Następnie instruktor polecił szkolonemu, aby ściągnął drążek. Samolot zaczął tracić kierunek w lewą stronę. Krótco po oderwaniu samolotu od pasa nastąpiło przyziemienie na prawe koło podwozia głównego. KRL zaobserwował silne przechylenia ze skrzydła na skrzydło z możliwym uderzeniem o powierzchnię pasa. W trakcie jednego z przechyleń instruktor chwycił drążek sterowy od góry² i stwierdził, że jego uchwyt jest złamany. Poleciał pilotowi szkolonemu zdjąć obroty, ponieważ sterowanie mocą znajdowało się tylko po jego stronie. Chwilę później samolot przyziemił bez dalszych następstw.



Rys. 1. Ślady pozostawione przez samolot na pasie w trakcie kolejnych niekontrolowanych przechyleń (widoczne: I i II punkt podparcia oraz ślad opony w trakcie utraty kierunku – A)³

Załoga nie odniosła żadnych obrażeń ciała i bezpiecznie skołowała z pasa startowego w drogę kołowania Zulu, następnie zatrzymała samolot. Na miejsce przybył dyżurny operacyjny portu lotniczego. Wykonano przegląd samolotu stwierdzając uszkodzenia obu końcówek skrzydeł oraz statecznika poziomego, które nie wpływały na sterowanie samolotem na ziemi. W związku z tym, po wykonaniu dokumentacji fotograficznej, załoga pokołowała do hangaru, gdzie zabezpieczono samolot do czasu przyjazdu PKBWL.

1.2. Obrażenia osób

Tabela 1. Obrażenia osób uczestniczących w zdarzeniu

Urazy	Załoga	Pasażerowie	Inne osoby	RAZEM
Śmiertelne	0	-	-	0

² Samolot wyposażony w pojedynczy drążek sterowy znajdujący się w centralnej części kabiny – pomiędzy fotelami pilota i instruktora (por. p. 1.6).

³ Zdjęcia w raporcie autorstwa PKBWL, chyba że wskazano inaczej.

Poważne	0	-	-	0
Lekkie	0	-	-	0
Brak	2	-	-	2

1.3. Uszkodzenia statku powietrznego

Górna część uchwytu drążka sterowego wraz z przyciskami nadawania i sterowania położeniem trymera złamała się w sposób uniemożliwiający przenoszenie sił przykładanych przez pilota na układ sterowania podłużnego i poprzecznego (rys. 2).



Rys. 2. Złamany uchwyt drążka sterowego w kabinie samolotu



Rys. 3. Uszkodzone oświetlenie pasa



Rys. 4. Zarysowania na kadłubie samolotu

Końcówka prawego skrzydła i prawa lotka uległy w trakcie zdarzenia licznym zarysowaniom oraz uszkodzeniu polegającym na ich delaminacji. Kadłub, statecznik poziomy oraz ster wysokości zostały uszkodzone oraz zarysowane w wyniku uderzenia w lampę oświetlenia pasa startowego (rys. 3 i 4).

1.4. Inne uszkodzenia

Dyżurny operacyjny portu lotniczego w trakcie inspekcji pasa startowego stwierdził uszkodzenie jednej lampy i obecność elementów samolotu na pasie. Po uprzątnięciu uszkodzonych elementów przywrócono możliwość wykonywania operacji lotniczych na EPRZ.

1.5. Informacje o składzie osobowym (dane o załodze)

Dowódca statku powietrznego – mężczyzna lat 34, pilot z licencją zawodową CPL(A) z uprawnieniami: SEP(L), MEP(L), IR (SE, ME), FI w okresie ważności oraz uprawnieniem do holowania szybowców. Posiadał ważne orzeczenie lotniczo-lekarskie klasy 1 z ograniczeniem VDL.

Dane dotyczące nalotu:

- nalot ogólny na samolotach powyżej 4600 h – jako instruktor około 313 h;
- w klasie samolotów ultralekkich (samolot KR-030 Topaz) około 290 h – jako instruktor 19 h (wraz z lotem zakończonym poważnym incydentem).

Pilot szkolony – mężczyzna lat 36, pilot z licencją turystyczną PPL(A) z uprawnieniem SEP(L) w okresie ważności i uprawnieniem do lotów nocnych. Posiadał ważne orzeczenie lotniczo-lekarskie klasy 1 bez ograniczeń. W dniu zdarzenia zajmował lewy fotel, odbywał szkolenie do lotów fotogrametrycznych.

Dane dotyczące nalotu:

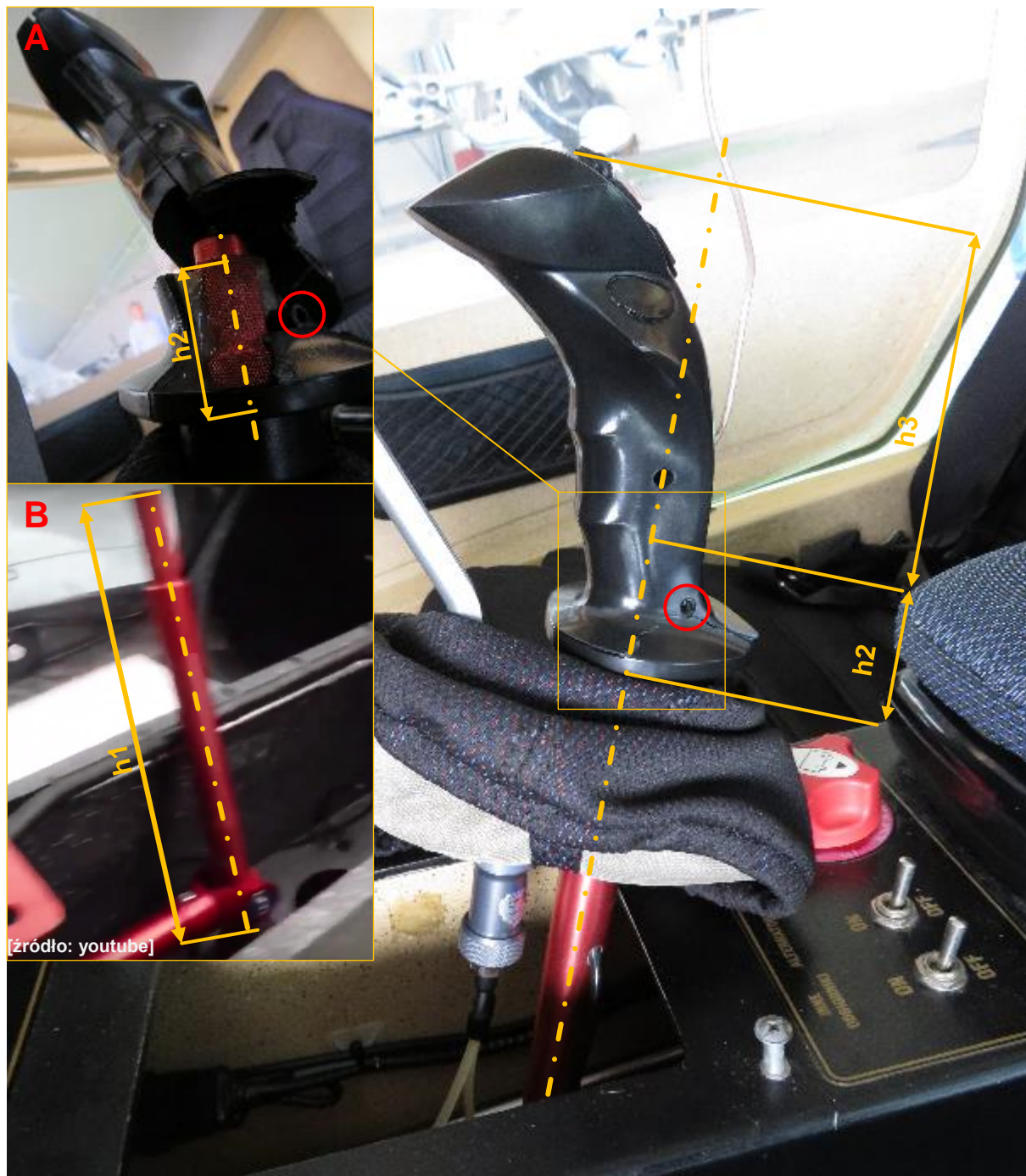
- nalot ogólny na samolotach jednosilnikowych – 171 h 49 min – w tym nalot PIC 94 h 42 min.

1.6. Informacje o statku powietrznym

Samolot ultralekki Ekolot KR-030 Topaz – dwumiejscowy, jednosilnikowy wolnonośny grzbietopłat ze stałym sprężystym podwoziem z kółkiem przednim. Konstrukcja skorupowa z kompozytu na bazie żywicy winyloestrowych i włókien węglowych oraz szklanych. Skrzydła niedzielone o obrysie prostokątnym z zaokrąglonymi na krawędzi natarcia końcówkami, o strukturze trójjobwodowej, jednodźwigarowe z dźwigarkiem pomocniczym tylnym, wyposażone w 3-położeniowe (-6°, +15°, +40°) szczelinowe kłapy i szczelinowe lotki. Usterzenie w układzie klasycznym. Kabina z miejscami obok siebie, drzwi unoszone do góry na boki. Dwa zbiorniki paliwa o łącznej pojemności 60 l umieszczone w kadłubie za fotelami. Sterowanie sterem wysokości i lotkami przez centralny drążek sterowy umieszczony pomiędzy fotelami (rys. 5). Sterowanie sterem kierunku, przez dwa zestawy pedałów (przed lewym i prawym fotelem). Kłapy i klapka wyważająca usterzenia poziomego wychylane elektromechanicznie za pomocą przycisków na górze uchwytu drążka

sterowego. Sterowanie hamulcami kół głównych – dźwignią na drążku sterowym. Sterowanie silnikiem i sterowanie składem mieszanki – manetkami umieszczonymi z lewej strony tablicy przyrządów.

Konstrukcja drążka sterowego:



Rys. 5. Konstrukcja drążka sterowego, gdzie:

- h1 – wysokość trzonu drążka sterowego;
- h2 – wysokość skleiny;
- h3 – wysokość uchwyty drążka sterowego bez wypełnienia;
- h2 + h3 – wysokość uchwyty drążka sterowego;
- szczegół A – miejsce koncentracji naprężeń zaznaczone kolorem czerwonym.

W 2010 r. samolot KR-030 Topaz-XLS został wpisany na listę typów zakwalifikowanych pod nr LTZ: 04/2010-1. Egzemplarz, który uległ poważnemu incydentowi jest własnością firmy MGGP Aero Sp. z o. o. (tabela 2).

Tabela 2. Informacje ogólne – samolot KR-030 Topaz-XLS

Rok budowy	Producent	Nr fabryczny płatowca	Znaki rozpoznawcze	Nr rejestru	Data rejestru
2015	P.P.H.U. Ekolot	30-07-02	SP-SGEO	0877	23.06.2015

Pozwolenie na wykonywanie lotów w kategorii specjalnej do: 15.06.2019 r.

Data wykonania ostatnich czynności okresowych: 25.04.2018 r.

przy nalocie całkowitym: 1651:28

Samolot posiadał ubezpieczenie OC w okresie ważności.

Silnik niecertyfikowany ROTAX 912 ULS2 (tabela 3), zamocowany do kadłuba na ramie z rur ze stali nierdzewnej przez gumowe amortyzatory. Śmigło trzyłopatowe Aero-Sail o średnicy 1,72 m (tabela 4). Całkowity czas pracy śmigła taki sam jak łączny czas lotów płatowca.

Tabela 3. Informacje ogólne – silnik ROTAX 912 UL o mocy 80 KM

Rok budowy	Producent	Nr fabryczny silnika	Typ silnika	Model
2014	BRP-Powertrain GmbH & Co. KG	6.783.969	912	ULS2

Tabela 4. Informacje ogólne – śmigło AS Peszke

Rok budowy	Producent	Nr fabryczny śmigła	Typ śmigła	Model
2015	AS Peszke	786	B-line	1700/1950-A-3B

W trakcie ostatnich czynności okresowych wykonany został przegląd 100FH na płatowcu i śmigle oraz 200FH na silniku.

Obliczenia osiągowo:

Przed lotem wykonano obliczenia położenia środka ciężkości w locie dla wykonywanego zadania. Położenie środka ciężkości mieściło się w granicach dopuszczonych przez producenta, masa i wyważenie nie miały wpływu na zaistnienie zdarzenia. Prędkość minimalna zawarta w IUWL znacząco różni się od prędkości obliczeniowej. W kilku miejscach instrukcji można znaleźć różne prędkości minimalne dla tej samej masy startowej i konfiguracji samolotu.

Wyliczona długość rozbiegu wynosiła 115 m.

Wyliczone prędkości:

- V_{s0} (prędkość przeciągnięcia w konfiguracji do lądowania) = 73 km/h;
- V_r (prędkość rotacji) = 60 km/h.

Zgodnie z IUWL (**uzupełnienie nr 16**) dla masy startowej 450 kg i obrotów biegu jałowego prędkość przeciągnięcia dla klap wypuszczonych w położenie +40° wynosi 46 km/h (IAS).

1.7. Informacje meteorologiczne

Lot odbywał się w warunkach VMC, przy oświetleniu dziennym. Wiatr – zmienny o prędkości do 3 kt. Zachmurzenie – SC (3-4/8 pokrycia nieba) chmurami TC (Tower Cumulus) o podstawach 4000 ft.

Warunki meteorologiczne nie miały wpływu na zaistnienie zdarzenia.

1.8. Pomoce nawigacyjne

Samolot był wyposażony w urządzenie pokładowe Kanardia NESIS III posiadające zintegrowane systemy pracy w trzech trybach: sztuczny horyzont (PFD), monitoring pracy silnika (EMS) oraz nawigacyjny tryb mapy lotniczej (MAP).

1.9. Łączność

W trakcie lotu łączność była zachowana. Po lądowaniu załoga zgłosiła zamiar kołowania do hangaru przez bramę na progu pasa 27.

1.10. Informacje o lotnisku

Start oraz lądowanie odbywały się z lotniska komunikacyjnego Rzeszów-Jasionka (EPRZ), zarejestrowanego w ULC pod numerem 48.

Współrzędne lotniska: 50°06'35.6"N; 22°01'25.8"E

Elewacja lotniska: 679 ft

Częstotliwość TWR: 126,805 MHz

W dniu zdarzenia starty odbywały się na kierunku pasa 09.

1.11. Rejestratory pokładowe

Urządzenie Kanardia NESIS III, w które wyposażony był samolot, umożliwia rejestrowanie przebiegu lotu i wybranych jego parametrów. Rejestracja parametrów odbywa się w interwale 1s. Odczytu urządzenia dokonano poprzez łącze USB. Zapis został zabezpieczony i przeanalizowany, końcowy fragment trasy został przedstawiony na schemacie lotniska w części analiza (p. 2.1).

1.12. Informacje o szczątkach i zderzeniu

W trakcie wykonywania startu z konwojera nastąpiło przełamanie uchwytu drążka sterowego w kabinie. Samolot utracił kierunek w lewo o około 30° od osi pasa. Prawdopodobnie pierwszy kontakt samolotu z pasem startowym nastąpił ogonem (w wyniku kontaktu z pasem zdarty fragment steru wysokości z prawej strony) oraz prawym skrzydłem, ze znacznym przechyleniem i dużym kątem pochylenia. Prawe skrzydło dotknęło pasa startowego powodując obrót samolotu w prawo (powrót na oś

pasa). W trakcie niekontrolowanego przyziemienia doszło następnie do podparcia lewym skrzydłem (zarysowania na końcówce lewego skrzydła) oraz ogonem (zdarta płoza ogonowa). Ponowne podparcie nastąpiło z przechyleniem w prawo (widoczne ślady na pasie oraz uszkodzona lampa oświetlenia pasa).

Uszkodzenia przedstawiono w punkcie 1.3. niniejszego raportu. Pomimo uszkodzeń załoga miała możliwość bezpiecznego skoślowania do hangaru i nie było konieczności odholowywania samolotu z pasa startowego.

1.13. Informacje medyczne i patologiczne

W trakcie zdarzenia załoga nie odniosła obrażeń.

1.14. Pożar

Nie wystąpił.

1.15. Czynniki przeżycia

Piloci mieli prawidłowo zapięte pasy bezpieczeństwa, które uchroniły ich od obrażeń.

1.16. Testy i badania

Przeprowadzono próbę sprawdzającą wytrzymałość uchwytu drążka sterowego. Próba ta została przeprowadzona z wykorzystaniem seryjnego uchwytu drążka sterowego w Krośnie w dniu 18.07.2018 r. w zakładzie producenta PPHU „EKOLOT”. Obciążenie przykładane było w dwóch punktach, w celu sprawdzenia wytrzymałości na obciążenia w osi podłużnej (odpowiadającej sterowaniu wychyleniem steru wysokości) i poprzecznej (odpowiadającej sterowaniu wychyleniem lotek). Pomiar wykonywany był na specjalnie skonstruowanym stanowisku z wykorzystaniem urządzenia OCS-300, umożliwiającego wykonanie pomiaru do wartości 300 kg.

1) Próba statyczna w osi podłużnej

W trakcie próby statycznej obciążenia w osi podłużnej poddawano drążek obciążeniom o następujących wartościach:

- $P_{dop} = 35$ kg (wartość odpowiadająca teoretycznemu obciążeniu dopuszczalnemu);
- $P = 54,5$ kg (wartość odpowiadająca teoretycznemu obciążeniu niszczącemu).

Następnie zwiększano obciążenie powyżej wartości odpowiadającej teoretycznemu obciążeniu niszczącemu. Najwyższe zarejestrowane wskazanie dynamometru w próbie wynosiło 97 kg.

W wyniku obciążeń wielokrotnie przekraczających obciążenia eksploatacyjne, przyłożonych w punktach najbardziej niekorzystnych, uchwyt drążka sterowego nie uległ zniszczeniu.

2) Próba statyczna w osi poprzecznej

W trakcie próby statycznej obciążenia w osi poprzecznej poddawano drążek obciążeniom o następujących wartościach:

- $P_{dop} = 20$ kg (wartość odpowiadająca teoretycznemu obciążeniu dopuszczalnemu);
- $P = 30$ kg (wartość odpowiadająca teoretycznemu obciążeniu niszczącemu).

Najwyższe zarejestrowane wskazanie dynamometru w próbie wynosiło 63 kg.

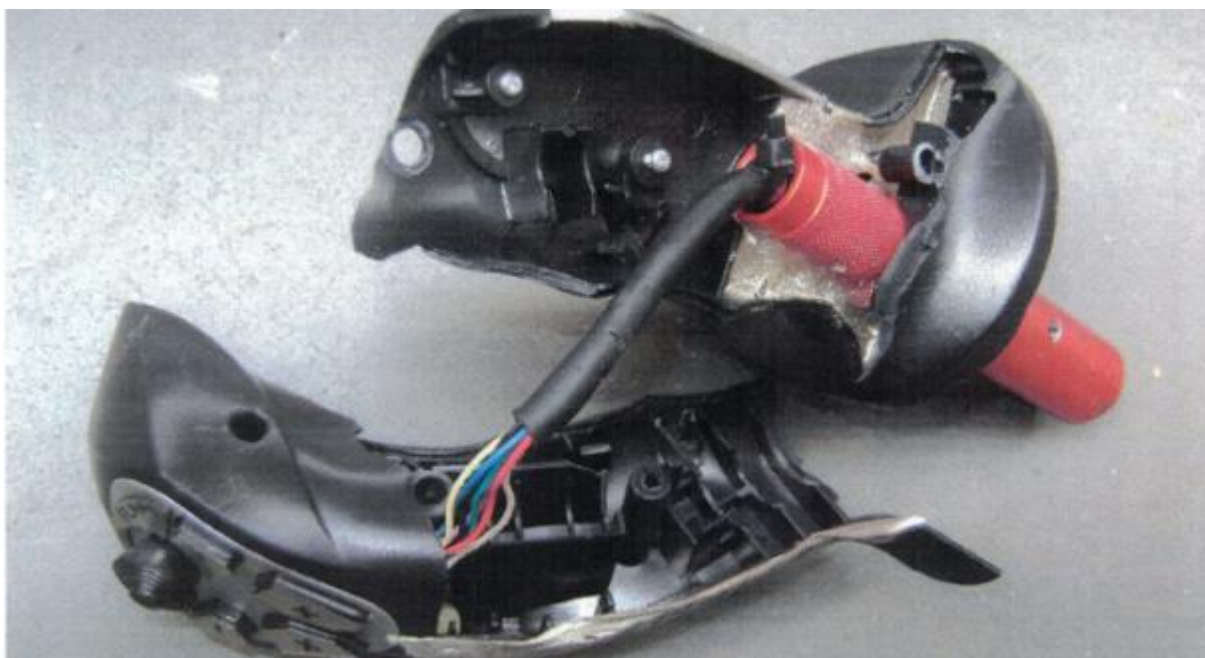
W wyniku obciążeń wielokrotnie przekraczających obciążenia eksploatacyjne, przyłożonych w punktach najbardziej niekorzystnych, uchwyt drążka sterowego nie uległ zniszczeniu.

3) Próba dynamiczna w osi poprzecznej

W celu sprawdzenia odporności uchwytu drążka sterowego na obciążenia dynamiczne przeprowadzono próbę na maszynie do badania udarności z zastosowaniem młota o energii 15 J.

Wykonano dwie próby:

- w wyniku skierowania uderzenia młota w punkt umiejscowiony w punkcie znajdującym się w połowie wysokości uchwytu – uderzenie nie spowodowało zniszczenia uchwytu;
- w wyniku skierowania uderzenia młota w górną część uchwytu, w której znajdują się przyciski sterujące klapami i trymerem steru wysokości – **uderzenie spowodowało zniszczenie uchwytu (rys. 6).**



Rys. 6. Uchwyt drążka sterowego zniszczony w wyniku próby [źródło: producent]

Moment zniszczenia uchwytu zarejestrowano w dokumentacji fotograficznej, a energia niszczenia uchwytu wyniosła 4,3 J. W obliczeniach siły niszczącej przyjęto, że siła oporu niszczonego uchwytu narasta liniowo wraz z odkształceniem, otrzymując dla wartości odkształcenia niszczonego obiektu od 0,01 m do 0,02 m, wartość siły niszczącej $P_{max} = [43,8-87,7]$ kg.

Wartość siły niszczącej przekracza normalny zakres użytkowy. Zdaniem producenta część górna uchwytu nie powinna służyć do chwytania i wprowadzania sił w układ sterowania.

1.17. Informacje o organizacjach i działalności administracyjnej

MGGP Aero Sp. z o.o. jest firmą świadczącą usługi w zakresie geodezji i fotogrametrii. W ramach realizowania systemu kształcenia i doskonalenia pracowników prowadzone są szkolenia pilotów, m.in. w locie po zadanej trajektorii.

1.18. Informacje uzupełniające

Zgodnie z §15 Rozporządzenia Ministra Transportu z dnia 18 stycznia 2007 roku (Dz.U. 35 poz. 225) zainteresowane podmioty powiadomiono o możliwości zapoznania się z projektem raportu końcowego. Instruktor wniósł uwagi do treści raportu, które zostały w całości uwzględnione. Producent wniósł uwagi do treści raportu, które zostały częściowo uwzględnione, jak również skonsultowana została treść zaleceń dotyczących bezpieczeństwa.

Do wykonywania lotów szkolnych producent oferuje specjalną nakładkę na drążek sterowy, która umożliwia korygowanie błędów szkolonego przez instruktora (rys. 7). W dniu zdarzenia użytkownik nie posiadał takiej nakładki, informację o możliwości dodatkowego wyposażenia samolotu, według oświadczeń, uzyskał po zdarzeniu.



Rys. 7. Kokpit samolotu KR-030 Topaz, strzałką czerwoną oznaczono dodatkowy uchwyt drążka sterowego [źródło: YouTube]

1.19. Użyteczne lub efektywne metody badań

Stosowano standardowe metody badań.

2. ANALIZA

2.1. Przebieg lotu

O godzinie 10:47:10 rejestrator pokładowy rozpoczął zapis lotu zakończony wypadkiem. Długość lotu to 2:25:57, przy czym czas ten obejmuje kołowanie po płycie lotniska do momentu wyłączenia silnika (rys. 8).

W trakcie analizy zapisu fazy lądowania i nieudanego ponownego startu (TGL), zwrócono uwagę na odtworzenie momentu uszkodzenia drążka sterowego:

- zdaniem producenta statku powietrznego złamanie drążka sterowego mogło być następstwem nieudanego ponownego startu, w którym doszło do przeciągnięcia samolotu i niekontrolowanego uderzenia w pas startowy;
- zdaniem załogi złamanie drążka sterowego uniemożliwiło sterowanie samolotem i doprowadziło do niekontrolowanego przyziemienia samolotu i podparcia się skrzydłem.

Pilot po wylądowaniu i wyhamowaniu do prędkości 45 km/h (IAS), poprawił kierunek wracając na oś pasa i z tej prędkości rozpoczął rozpędzanie do ponownego startu.



Rys. 8. Trajektoria lotu naniesiona na schemat lotniska EPRZ [źródło: użytkownik]

Zdaniem Komisji, pomimo twardego lądowania, nie doszło do złamania uchwytu drążka sterowego w tej fazie lotu, ponieważ w trakcie rozbiegu oraz w fazie oderwania samolot był w pełni sterowny. Po oderwaniu się od pasa samolot zaczął ponownie tracić kierunek w lewo, pilot próbował korygować utratę kierunku przechyleniem w prawo. Zgodnie z relacją załogi oraz zapisem rejestratora pokładowego, krótko po oderwaniu nastąpiło ponowne niesymetryczne przyziemienie (na prawe koło), po czym samolot ponownie oderwał się od pasa. Prawdopodobnie w tym momencie złamał się uchwyt drążka sterowego (pomiędzy 13:11:49-13:11:52).

Próba przejścia sterowania przez instruktora była nieskuteczna ze względu na złamanie uchwytu drążka sterowego.

Zdaniem Komisji należy wykluczyć hipotezę producenta, z której wynikało, że złamanie uchwytu drążka sterowego mogło być następstwem twardego przyziemienia samolotu. W chwili niesymetrycznego przyziemienia samolotu nie zarejestrowano skokowego wzrostu wartości przyspieszenia w osi pionowej. Wartość zarejestrowana w trakcie wcześniejszego lądowania wynosiła 11 m/s^2 i prawdopodobnie nie przyczyniła się bezpośrednio złamania uchwytu drążka sterowego. Zdaniem Komisji złamanie uchwytu drążka sterowego było skutkiem działania siły przyłożonej przez instruktora do drążka sterowego w połączeniu z wadą konstrukcyjną uchwytu drążka sterowego i nieodpowiednim materiałem z jakiego został wykonany.

2.2. Konstrukcja samolotu

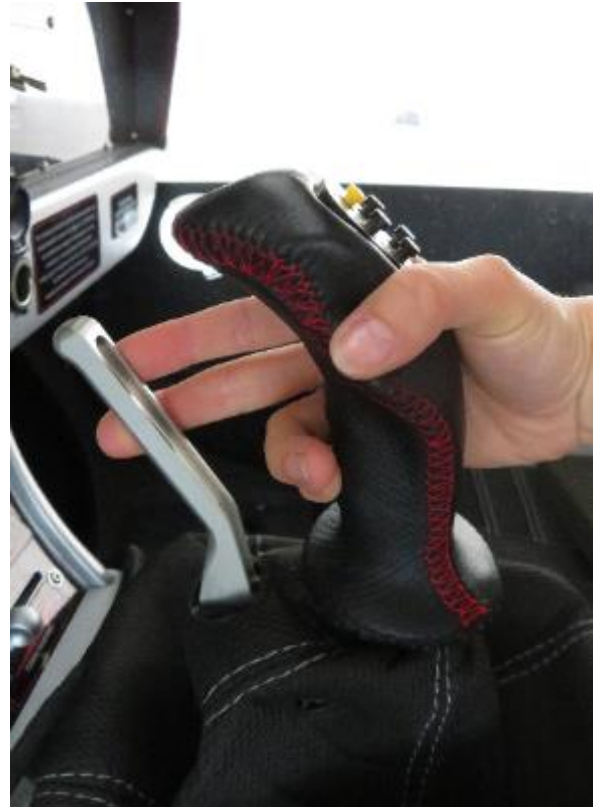
Wykorzystywanie samolotu z jednym drążkiem sterowym, bez dodatkowej nakładki dla instruktora, do lotów w załodze dwuosobowej (loty szkolne) praktycznie wymusza sytuacje użytkowania drążka sterowego poprzez chwytnie za górną część drążka sterowego, w chwili kiedy instruktor koryguje błędy pilota szkolonego. Sposób zamontowania dźwigni hamowania kołem podwozia również wymusza użytkowanie górnej części uchwytu (rys. 9 i 10), podobnie jest w przypadku korzystania z przycisków trymera. Uchwyt drążka sterowego jest wykonany z tworzywa, poszczególne części połączone są śrubami oraz klejem w taki sposób, że w środku znajduje się pusta przestrzeń. Trzon drążka sterowego kończy się w dolnej części uchwytu. Dodatkowo w tym miejscu, zaraz za skleinią łączącą trzon z uchwytem, znajduje się śruba, stanowiąca element koncentracji naprężeń. Zarówno w trakcie zdarzenia, jak i w próbie przeprowadzonej przez producenta zaobserwowano podobny sposób niszczenia uchwytu.

Po przeprowadzeniu testów (p. 1.16) stwierdzono, że wartość siły niszczącej wyniosła nie mniej niż 429 N. Samolot Topaz należy do samolotów kategorii ultralekkiej, w związku z czym nie jest objęty wymaganiami przepisów CS-23. W celach porównawczych, dla określenia maksymalnej wartości chwilowej, poniżej przedstawiono siły wymagane do sterowania przy użyciu przez pilota drążka sterowego:

- w osi pochylenia – 267 N;
- w osi przechylenia – 133 N;



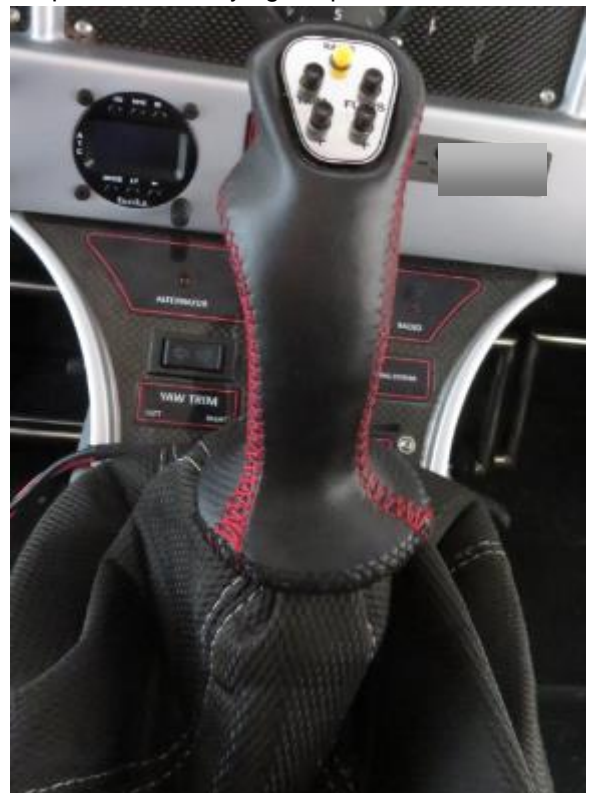
Rys. 9. Ergonomia uchwytu przy użyciu hamulca kół podwozia – samolot SP-SGEO



Rys. 10. Ergonomia uchwytu przy użyciu hamulca kół podwozia – inny egzemplarz



Rys. 11. Uchwyt drążka sterowego – samolot SP-SGEO po zdarzeniu (widoczne pęknięcie przy śrubie)



Rys. 12. Uchwyt drążka sterowego – inny egzemplarz – zdjęcie dla celów porównawczych

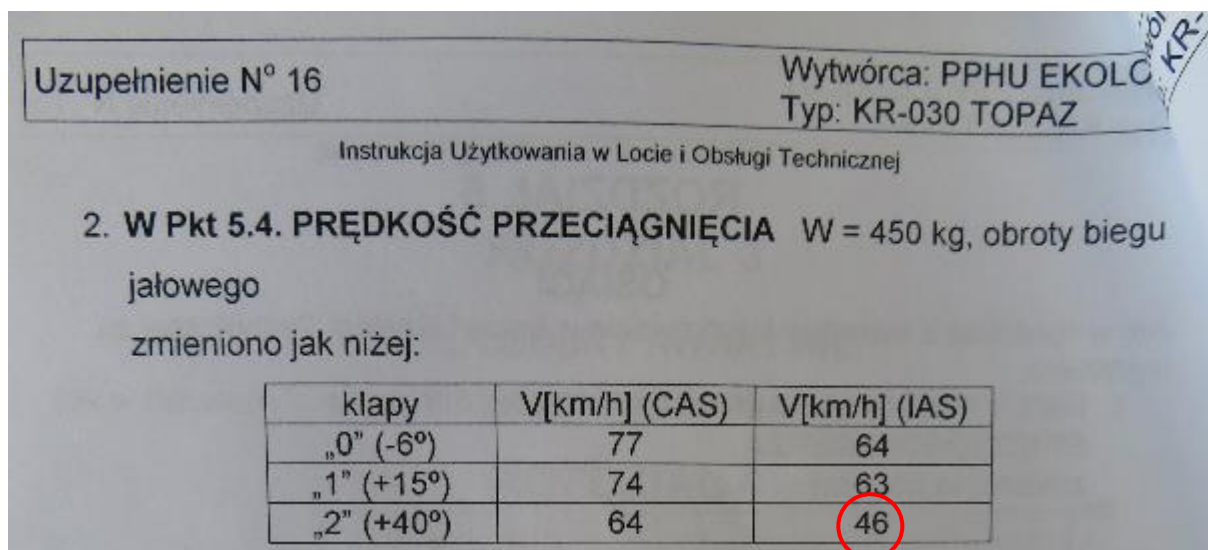
W sytuacji awaryjnej siła przykładana przez pilota może być większa i nie wiązać się bezpośrednio z koniecznością wygenerowania odpowiednio większej siły na powierzchniach sterowych, ale odpowiadać sile niszczącej na uchwycie drążka sterowego (na ramieniu h3 – rys. 4) ze względu na nieprawidłową konstrukcję uchwytu drążka sterowego (brak wzmocnienia). Zastosowanie jakościowo lepszego uchwytu lub przedłużenie części wzmocnionej o wysokość h3 (wyeliminowanie pustej przestrzeni), mogło zapobiec złamaniu się uchwytu.

Dla porównania przedstawiono przykład rękojeści wzmocnionej z innego egzemplarza samolotu KR-030 Topaz, będącego wersją uchwytu drążka sterowego występującą w innej opcji wyposażenia kabiny (rys. 10 i 12).

Według informacji aktualnych w dniu zamknięcia raportu, producent deklaruje zmianę uchwytu w egzemplarzach samolotu dotychczas produkowanych oraz ujednoczenie uchwytu do wersji wzmocnionej w nowej serii produkcyjnej.

2.2. Dokumentacja samolotu

Prędkość minimalna zawarta w IUWL znacząco różni się od prędkości obliczeniowej (dla danego lotu 73 km/h). W kilku miejscach instrukcji można znaleźć różne prędkości minimalne dla tej samej masy startowej i konfiguracji samolotu. Według użytkownika aktualnie obowiązujące dane znajdują się w uzupełnieniu nr 16 (rys. 13).



Uzupełnienie N° 16

Wytwórca: PPHU EKOLO
Typ: KR-030 TOPAZ

Instrukcja Użytkowania w Locie i Obsługi Technicznej

2. W Pkt 5.4. PRĘDKOŚĆ PRZECIĄGNIĘCIA W = 450 kg, obroty biegu jałowego
zmieniono jak niżej:

klapy	V[km/h] (CAS)	V[km/h] (IAS)
„0” (-6°)	77	64
„1” (+15°)	74	63
„2” (+40°)	64	46

Rys. 13. Prędkość minimalna w zależności od konfiguracji

Zdaniem Komisji jest mało prawdopodobne, aby prędkość zawarta w tabeli była prawidłową prędkością (dla porównania w wydaniu nr 1 wynosiła 66 km/h). Jednocześnie zmiana do punktu 2.12. dolna granica białego łuku ($1,1V_{SO}$) wynosi 55 km/h.

Niejednoznaczność zapisu powoduje, że brak jest wskazania, jaka prędkość minimalna jest właściwa dla danej masy startowej i konfiguracji samolotu.

3. WNIOSKI KOŃCOWE

3.1. Ustalenia Komisji

- 1) Piloci posiadali ważne uprawnienia i kwalifikacje odpowiednie do wykonywania zaplanowanego zadania.
- 2) Podczas TGL pilotem lecącym był pilot szkolony.
- 3) Samolot był sprawny i posiadał wymagane przeglądy. Zdarność samolotu do lotu była prawidłowo udokumentowana.
- 4) Masa i wyważenie samolotu znajdowały się w granicach określonych przez producenta, jednak IUWL zawiera nieścisłości w zakresie danych eksploatacyjnych samolotu.
- 5) Testy wytrzymałościowe uchwytu drążka sterowego nie wykazały nieprawidłowości.
- 6) Rozwiązanie konstrukcyjne zamocowania uchwytu drążka sterowego było wadliwe.
- 7) Utrata kierunku podczas lądowania została poprawnie skorygowana przez pilota przed ponownym startem.
- 8) Przejęcie sterowania przez instruktora było nieskuteczne ze względu na złamany uchwyt drążka sterowego.
- 9) Utrata kontroli nad samolotem i w konsekwencji kilkukrotne odbicie się od pasa startowego doprowadziły do uszkodzeń płatu.
- 10) Charakter uszkodzenia drążka sterowego umożliwiał sterowanie samolotem poprzez końcówkę trzonu drążka, jednak zdarzenie nastąpiło na niewielkiej wysokości i załoga nie miała praktycznej możliwości odzyskania kontroli nad samolotem.
- 11) Po zdarzeniu załoga bezpiecznie skołowała z pasa startowego.
- 12) W trakcie zdarzenia piloci nie odnieśli obrażeń ciała.

3.2. Przyczyny poważnego incydentu

W trakcie badania PKBWL ustaliła następujące przyczyny poważnego incydentu lotniczego:

- 1) Wada konstrukcyjna uchwytu.**
- 2) Złamanie uchwytu drążka sterowego w trakcie startu.**

Czynnikiem sprzyjającym zaistnieniu zdarzenia lotniczego było:

- Zastosowanie nieodpowiedniego materiału do wykonania uchwytu drążka sterowego.

4. ZALECENIA DOTYCZĄCE BEZPIECZEŃSTWA

Badania wytrzymałości uchwytu drążka sterowego wykonane przez producenta wskazują, że siła potrzebna do złamania drążka sterowego przewyższała normalny

zakres eksploatacyjny. Jednocześnie ww. uchwyt nie jest już stosowany w nowych egzemplarzach seryjnych samolotu. Analiza wykonana przez PKBWL wykazała, że prawdopodobnie na skutek zbyt dużej siły przyłożonej przez pilota w górnej części uchwytu drążka sterowego, doszło do jego złamania. Do złamania uchwytu drążka sterowego przyczyniło się:

- występowanie pustej przestrzeni w uchwycie drążka sterowego;
- zastosowanie nieodpowiedniego materiału do wykonania uchwytu drążka sterowego.

Przypadek złamania uchwytu drążka sterowego jest rzadki, ale nie można wykluczyć jego ponownego zaistnienia. Po zbadaniu zdarzenia lotniczego PKBWL zaleca producentowi samolotu ultralekkiego KR-030 Topaz, firmie PPHU „EKOLOT”:

- 1) Wprowadzić dodatkową kontrolę uchwytu drążka sterowego podczas prac 100-godzinnych na wszystkich egzemplarzach samolotu KR-030 Topaz oraz JK-03 i JK-05 Junior wyposażonych w wadliwy uchwyt.
- 2) Umieścić w Instrukcji Użytkowania w Locie obowiązek stosowania nakładki uchwytu drążka sterowego w lotach szkolnych.
- 3) Dokonać zmian w Instrukcji Użytkowania w Locie pod kątem ujednoczenia danych eksploatacyjnych samolotu KR-030 Topaz.

5. ZAŁĄCZNIKI

Brak.

KONIEC

Kierujący zespołem badawczym

Podpis na oryginale