

RAPORT KOŃCOWY



WYPADEK 2022/6569

PAŃSTWOWA KOMISJA BADANIA WYPADKÓW LOTNICZYCH

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

RAPORT KOŃCOWY

WYPADEK

ZDARZENIE NR – 2022/6569

STATEK POWIETRZNY – TL-3000 „Sirius”, OK UUA 92

DATA I MIEJSCE ZDARZENIA – 11 listopada 2022 r., Ustarbowo



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 2023

Spis treści

Skróty i akronimy.....	3
Informacje ogólne.....	5
Streszczenie.....	6
1. INFORMACJE FAKTOGRAFICZNE	7
1.1. Historia lotu	7
1.2. Obrażenia osób.....	9
1.3. Uszkodzenia statku powietrznego	9
1.4. Inne uszkodzenia	10
1.5. Informacje o składzie osobowym (dane o załodze).....	10
1.6. Informacje o statku powietrznym.....	10
1.7. Informacje meteorologiczne	13
1.8. Pomoce nawigacyjne	14
1.9. Łączność	14
1.10. Informacje o miejscu zdarzenia.....	14
1.11. Rejestratory pokładowe	15
1.12. Informacje o szczątkach i zderzeniu.....	16
1.13. Informacje medyczne i patologiczne	16
1.14. Pożar	16
1.15. Czynniki przeżycia.....	16
1.16. Testy i badania	17
1.17. Informacje o organizacjach i działalności administracyjnej.....	17
1.18. Informacje uzupełniające.....	17
1.19. Użyteczne lub efektywne metody badań	17
2. ANALIZA	17
2.1. Analiza przebiegu lotu (wybrane parametry)	17
2.2. Analiza przebiegu lądowania po wyłączeniu się silnika.....	22
3. WNIOSKI KOŃCOWE.....	25
3.1. Ustalenia komisji	25
3.2. Przyczyna zdarzenia	26
3.3. Czynniki sprzyjające.....	26
4. ZALECENIA DOTYCZĄCE BEZPIECZEŃSTWA	26
5. ZAŁĄCZNIKI	26

Skróty i akronimy

AAII	Air Accidents Investigation Institute	Komisja badania wypadków lotniczych Republiki Czeskiej
AGL	Above ground level	Nad poziomem terenu
BRS	Ballistic recovery system	Spadochronowy system ratunkowy
CPL	Commercial pilot licence	Licencja pilota zawodowego
FSIA (BMK)	Federal Safety Investigation Authority Civil Aviation Safety Investigation Authority	Komisja Badania Wypadków Lotniczych Austrii
EASA	European Union Aviation Safety Agency	Europejska Agencja Bezpieczeństwa Lotniczego
ECU	Engine Control Unit	Komputer monitorujący pracę zespołu napędowego
FADEC	Full Authority Digital Engine Control	Cyfrowy, elektroniczny system sterowania silników
fpm	Feet per minute	Stóp na minutę
ft	Foot/feet	Stopa/stopy
IIC	Investigator in Charge	Nadzorujący badanie
INS	Instructor	Uprawnienie instruktora lotniczego wpisywane do licencji
kph	Kilometers per hour	Kilometry na godzinę
kt	Knot – nautical mile per hour	Węzeł – mila morska na godzinę
LAA CR	Letecká amatérská asociace	Stowarzyszenie lotnictwa ultralekkiego Republiki Czeskiej
LAPL	Light Aircraft Pilot Licence	Licencja Pilota Samolotowego Rekreacyjnego
LMT	Local Mean Time	Średni czas lokalny
MAC	Mean Aerodynamic Chord	Średnia cięciwa aerodynamiczna
ME	Multi engine	Uprawnienie w licencji do wykonywania lotów na samolotach wielosilnikowych
MFD	Multifunctional display	Wyświetlacz wielofunkcyjny
MTOM	Maximum Take-off Mass	Maksymalna masa do startu
PIC	Pilot-in-Command	Pilot dowódca
PPL(A)	Private Pilot Licence (aeroplanes)	Licencja pilota turystycznego

		(samolotowa)
RPM	Revolutions per minute	Obroty na minutę
SEP(L)	Single Engine Piston (Land)	Jednosilnikowy tłokowy (lądowy)
SEP(S)	Single Engine Piston (Sea)	Jednosilnikowy tłokowy (morski)
SP/AC	Aircraft	Statek powietrzny
SPL	Sailplane Pilot Licence	Licencja pilota szybowcowego
TAS	True Air Speed	Rzeczywista prędkość lotu względem powietrza opływającego statek powietrzny
TT	Total Time	Czas pracy płatowca (wypracowany resurs)
UACP	Certificate of Qualifications of the Ultralight Aircraft Pilot	Świadectwo kwalifikacji pilota samolotu ultralekkiego
ULC	Civil Aviation Authority of the Republic of Poland	Urząd Lotnictwa Cywilnego
UTC	Universal Time Coordinated	Uniwersalny czas koordynowany

Informacje ogólne

Numer ewidencyjny zdarzenia	2022/6569			
Rodzaj zdarzenia	WYPADEK			
Data zdarzenia	11 listopada 2022 r.			
Miejsce zdarzenia	Ustarbowo			
Rodzaj, typ statku powietrznego	TL-3000 „Sirius”			
Znaki rozpoznawcze SP	OK UUA 92			
Użytkownik/Operator SP	Prywatny/Spółka z o.o.			
Dowódca SP	pilot samolotowy – PPL(A) / UACP			
Liczba ofiar/rodzaj obrażeń	Śmiertelne	Poważne	Lekkie	Bez obrażeń
	0	0	0	2
Władze krajowe i zagraniczne poinformowane o zdarzeniu	ULC, EASA, AAIL, FSIA			
Kierujący badaniem	Michał Ombach			
Podmiot badający	Państwowa Komisja Badania Wypadków Lotniczych			
Pełnomocni Przedstawiciele i ich doradcy	Nie dotyczy			
Dokument zawierający wyniki	RAPORT KOŃCOWY			
Zalecenia	Nie			
Adresat zaleceń	Nie dotyczy			
Data zakończenia badania	14 kwietnia 2023 r.			

Streszczenie

W dniu 11 listopada 2022 r. pilot samolotu ultralekkiego TL-3000 „Sirius”, mając na pokładzie pasażera, wykonywał loty z lądowiska niezgłoszonego do ewidencji lądowisk ULC, położonego w okolicy Wejherowa. W dwóch pierwszych lotach, wzrastające gwałtownie i ponad dopuszczalne wartości wskazania temperatury płynu w instalacji chłodzenia silnika, zmusiły pilota do niezwłocznych lądowań. Pomimo sygnalizacji usterki, pilot zdecydował się na trzeci lot, połączony z odlotem od lądowiska. System kontroli silnika po raz kolejny wskazał szybki wzrost temperatury płynu chłodzącego, a ECU wygenerował kilka ostrzeżeń, które pilot zignorował. Po ok. 2 minutach lotu silnik wyłączył się. Pilot awaryjnie lądował w terenie przygodnym. W wyniku twardego lądowania z trawersem samolot został poważnie uszkodzony. Zarówno pilot jak i pasażer nie odnieśli obrażeń.

Badanie zdarzenia przeprowadził:

Michał Ombach - członek PKBWL.

W trakcie badania PKBWL ustaliła następującą przyczynę wypadku lotniczego:

- 1) Nieprawidłowo wykonane lądowanie awaryjne, polegające na przyziemieniu ze zbyt dużą prędkością postępową i pionową oraz z trawersem.**
- 2) Pierwotną przyczyną zdarzenia było wyłączenie się silnika w locie.**

Czynniki sprzyjające:

- 1) Decyzja pilota wykonaniu kolejnego lotu, pomimo sygnalizacji przekroczenia temperatury płynu chłodzącego silnik w dwóch poprzednich lotach.
- 2) Lądowanie bez klap przy tylnobocznym wietrze.
- 3) Miękki teren wybrany jako miejsce awaryjnego lądowania.
- 4) Stres pilota związany z awaryjnym lądowaniem, działanie w deficycie czasu.
- 5) Przekroczenie maksymalnej dopuszczalnej masy samolotu do lotu na skutek zabrania pasażera.

PKBWL nie zaproponowała zaleceń dotyczących bezpieczeństwa.

1. INFORMACJE FAKTOGRAFICZNE

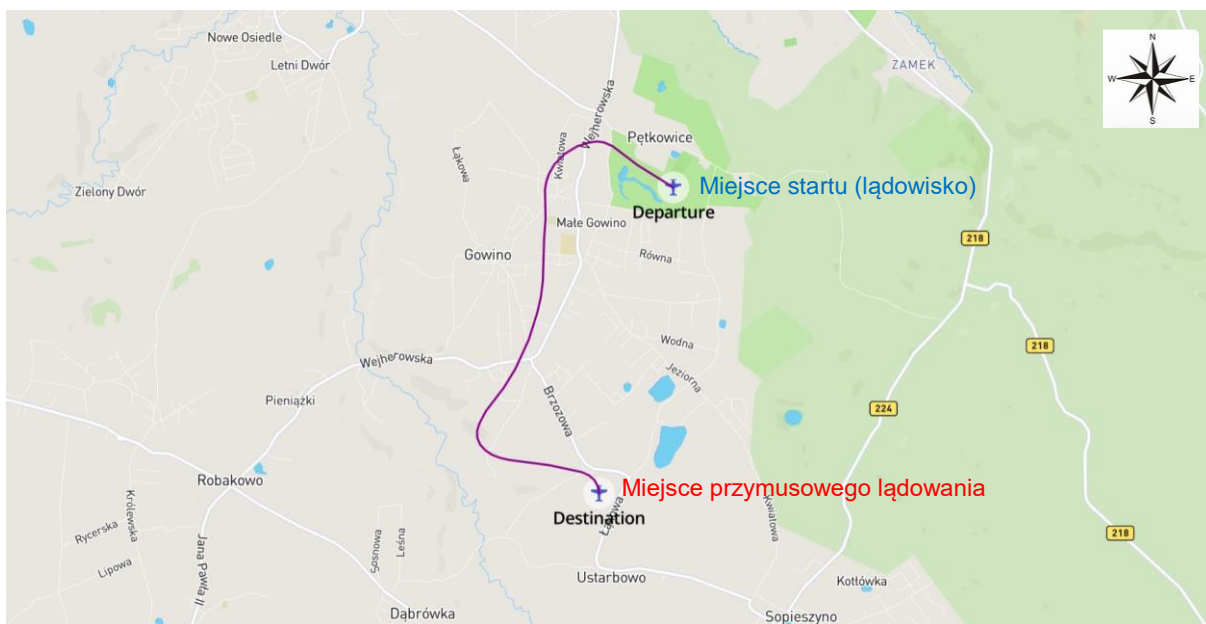
1.1. Historia lotu

W dniu 11 listopada 2022 r. pilot zaplanował loty z pasażerem samolotem TL-3000 „Sirius”, znaki rozpoznawcze OK UUA 92, z lądowiska niewpisanego do ewidencji ULC.

Według jego oświadczenia, pilot po przyjeździe na lądowisko wyhangarował samolot, wykonał przegląd przedlotowy, spuścił i skontrolował wzrokowo paliwo z odstożników oraz zaktualizował bazę danych nawigacyjnych systemu pokładowego Garmin G3X.

Próba silnika przebiegła prawidłowo, jednak już podczas kołowania do drogi startowej pilot zauważył znaczny wzrost temperatury płynu chłodzącego silnik. Tuż po starcie wskazanie przekroczyło wartość dopuszczalną, a system elektroniczny kontrolujący pracę silnika wygenerował ostrzeżenie – wówczas pilot wykonał krąg wokół lądowiska, wylądował i wyłączył silnik. Przy drugim starcie sytuacja powtórzyła się.

O godz. 12:12¹ pilot zdecydował się na kolejny, trzeci lot, połączony z odlotem od lądowiska (Rys. 1). Podczas lotu pilot uważnie obserwował wskazania temperatury płynu chłodzącego na wyświetlaczu MFD systemu Garmin G3X. Ponieważ tym razem temperatura utrzymywała się wokół 110°C² i nie wzrastała, zdecydował się na dłuższy lot, na zmniejszonej mocy silnika.



Rys. 1 Trasa lotu, podczas którego doszło do zdarzenia - zapis z systemu SkyDemon, zainstalowanego na tablecie pilota [źródło: SkyDemon/PKBWL]

Po ok. 2,5 minutach od startu, temperatura znowu zaczęła wzrastać. Według oświadczenia pilota, gdy osiągnęła wartość maksymalną dopuszczalną, „wskazanie jej

¹ Wszystkie czasy w raporcie podano w LMT, w dniu wypadku LMT=UTC+1 godz.

² Zgodnie z Instrukcją zabudowy silników serii Rotax 912 i maksymalna dopuszczalna temperatura płynu chłodzącego wynosi 120°C (248°F).

zniknęło”. Jednocześnie „włączyła się lampka ostrzegawcza systemu FADEC³”. Samolot znajdował się na wysokości ok. 500 ft nad terenem. Pilot rozpoczął zakręt w celu powrotu do miejsca startu, jednak w tym czasie silnik zaczął nierówno pracować i tracić moc. Pilot przerwał zakręt i skierował samolot w stronę pola uprawnego w celu przeprowadzenia awaryjnego lądowania. Na wysokości ok. 30 m nad terenem silnik wyłączył się. Podchodząc do lądowania z zakrętu, z tylnobocznym wiatrem, o godz. 12:15 samolot przyziemił. Podczas przyziemienia doszło do wyłamania podwozia oraz zarycia śmigłem i silnikiem w miękkim podłożu. Jednocześnie końcówka lewego skrzydła uderzyła w ziemię (Rys. 2).



Rys. 2 Samolot OK UUA 92 po awaryjnym lądowaniu w terenie przygodnym [źródło: PKBWL]

Oba skrzydła wyłamały się z okuć. Lewe przemieściło się do tyłu, wzdłuż kadłuba samolotu. Prawe – siłą inercji – przemieściło się do przodu, niszcząc przednią szybę kabiny i przednią część żebra zamykającego centroptat. Kadłub przechylił się na lewą stronę, uniemożliwiając pilotowi ewakuację przez lewe drzwi. Pilot wyłączył zasilanie elektryczne samolotu, a następnie, za pasażerem, ewakuował się przez prawe drzwi kabiny. Gdy pilot zauważył, że z odpowietrzników na skrzydłach wylewa się paliwo, wrócił do samolotu i zamknął zawór paliwowy w kabinie.

Żaden z mężczyzn nie odniósł obrażeń.

O zdarzeniu pilot powiadomił telefonicznie PKBWL.

³ Na silniku samolotu zabudowany był ECU z interfejsem Rotax FADEC.

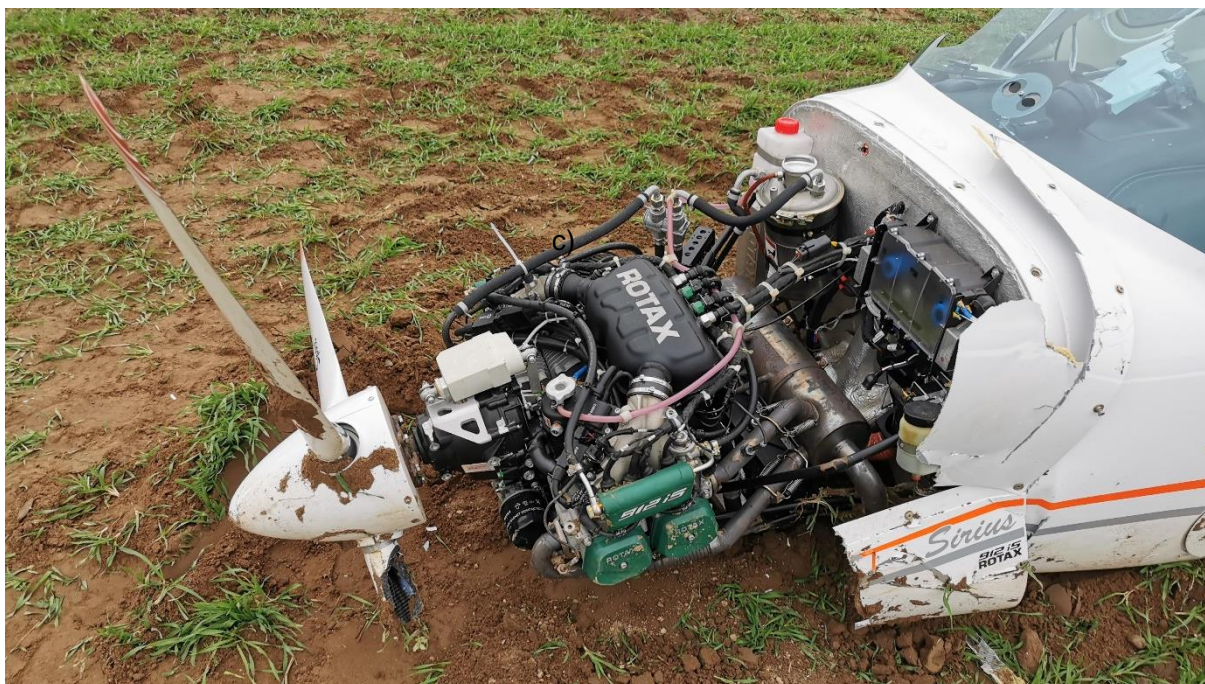
Policja została poinformowana o zdarzeniu, gdy pilot zgłosił się do komendy powiatowej na badanie trzeźwości. Miało to miejsce już po usunięciu rozbitego samolotu z miejsca lądowania i przetransportowaniu go ciężarówką do hangaru.

1.2. Obrażenia osób

Urazy	Załoga	Inne osoby	RAZEM
Śmiertelne	0	0	0
Poważne	0	0	0
Lekkie	0	0	0
Brak	2	N/A	2

1.3. Uszkodzenia statku powietrznego

Samolot został poważnie uszkodzony. Podwozie przednie i główne oddzieliły się od kadłuba. Skrzydła zostały wyrwane z okuc. Jedna z łopat śmigła wyłamała się w wyniku kontaktu z gruntem, a silnik zarył się w ziemię (Rys. 3).



Rys. 3 Uszkodzenia samolotu [źródło: PKBWL]

1.4. Inne uszkodzenia

Nie było.

1.5. Informacje o składzie osobowym (dane o załodze)

PIC – mężczyzna lat 58, posiadał licencję pilota (Pilotni Pukaz) wydaną przez LAA CR, w okresie ważności oraz orzeczenie lotniczo-lekarskie klasy 1, 2 i LAPL, z ograniczeniem VDL⁴, w okresie ważności.

Pilot zadeklarował nalot ogólny na samolotach 4.661 godz., w tym jako PIC ponad 4.000 godz. oraz posiadanie CPL z uprawnieniami SEP(L), SEP(S), ME, INS, uprawnieniami do wykonywania akrobacji oraz na wybrane typy samolotów powyżej 5700 kg.

Nalot pilota na typie TL-3000 „Sirius” wynosił 34 godz. 30 min., w 39 lotach.

Pilot zadeklarował także posiadanie licencji SPL oraz nalot ogólny na szybowcach około 687 godz.

Ostatnie 10 dni lotnych pilota przed zdarzeniem:

Data (dd.mm.rrrr)	Typ SP	Rodzaj lotu	Czas lotu (godz.:min.)	Uwagi
05.06.2022	SMAX		0:07	2 loty
03.07.2022	SMAX		0:11	2 loty
31.07.2022	SMAX		0:18	-
17.08.2022	TL-3000		0:03	-
27.08.2022	SMAX		0:11	-
17.09.2022	TL-3000		0:05	-
24.09.2022	SMAX		0:21	2 loty
30.10.2022	SMAX		0:04	-
30.10.2022	SMAX		0:18	-
11.11.2022	TL-3000		Brak danych ⁵	2 loty
11.11.2022	TL-3000		0:03	Lot zakończony wypadkiem

1.6. Informacje o statku powietrznym

1.6.1 Informacje ogólne

Opis konstrukcji

TL-3000 „Sirius” (Rys. 4) to dwumiejscowy górnopłat, z układem siedzeń w kabinie obok siebie. Konstrukcja jest oparta na technologii kompozytów węglowych i szklanych typu przekładkowego (laminat-pianka-laminat). Samolot napędzany jest 4-

⁴ VDL - ograniczenie dotyczące widzenia dali, skutkujące obowiązkiem noszenia szkieł korekcyjnych i posiadania przy sobie okularów zapasowych

⁵ Pilot nie wpisał tych lotów do dziennika lotów, nie dostarczył także zapisów elektronicznych z tych lotów.

cylindrowym silnikiem Rotax 911iS (zasilanie wtryskowe) o mocy 100 KM, pracującym na benzynie samochodowej bezołowiowej o min. liczbie oktanowej 91 lub na paliwie lotniczym AVGAS 100LL.

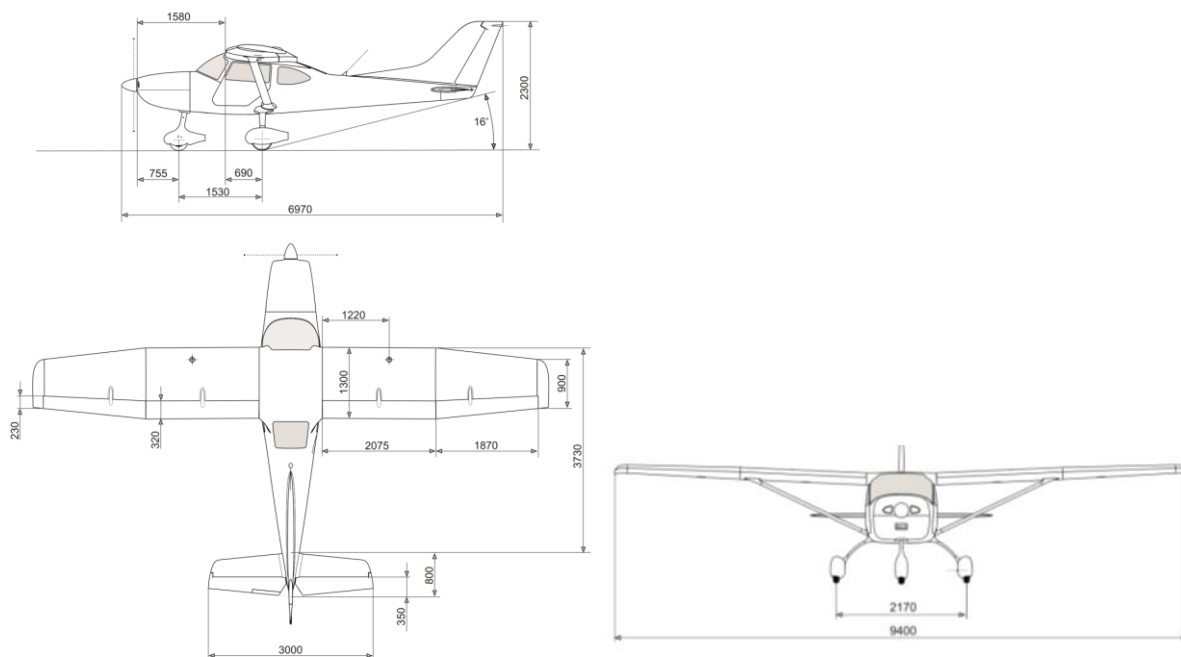
Maksymalna masa startowa samolotu wynosi 472,5 kg⁶, przy masie własnej ok. 324,5 kg⁷. W skrzydłach umieszczono zbiorniki paliwa o pojemności 65 l każdy (razem 130 l).

Zabudowano spadochronowy system ratowniczy Galaxy Parachute Rescue System.

Producentem samolotu jest firma TL-Ultralight s.r.o., zarejestrowana w Republice Czeskiej.

Podstawowe dane:

- rodzaj (klasa) statku powietrznego – samolot ultralekki;
- znaki rozpoznawcze – OK UUA 92;
- oznaczenie fabryczne – TL-3000 „Sirius”;
- nr fabryczny – 15 SI 120;
- rok budowy – 2015;
- właściciel statku powietrznego – spółka z o.o.;
- użytkownik statku powietrznego – prywatny;
- napęd – śmigłowy;
- liczba, producent i typ silnika – 1 x Bombardier-Rotax 912 iS Sport;
- liczba, producent i typ śmigła – 1 x PowerMax, 3-łopatowe;
- podwozie – trójkołowe, stałe, z kółkiem przednim.



Rys. 4 TL-3000 „Sirius”, widok w 3 rzutach [źródło: Instrukcja użytkownika w locie]

⁶ Dla wersji z BRS. Dla wersji bez BRS MTOM wynosi 450 kg.

⁷ Masa samolotu pustego wg protokołu ważenia z dn. 27 sierpnia 2015 r., wydane przez producenta.

Świadectwo rejestracji (CofR) – ważne w dniu zdarzenia:

- nr rejestru – bez numeru (dokument pn. Technical Certificate, wydany przez LAA CR);
- data wpisu – 2 września 2015 r.;
- treść wpisu w/w dokumencie: „ULL, ultralight plane”;
- samolot został wykreślony⁸ z rejestru LAA CR w dn. 22 listopada 2022 r.

Świadectwo zdatności do lotu (Airworthiness Certificate):

- wydane przez LAA CR;
- data wydania – 2 września 2015 r.;
- ważne do 31 sierpnia 2023 r.

Świadectwo w zakresie hałasu (NC) – nie dotyczy

Polisa ubezpieczenia ważna od 5 stycznia 2022 r. do 4 stycznia 2023 r.;

- ubezpieczający – właściciel samolotu.

1.6.2 Dane resursowe

Płanowiec – TL-3000 „Sirius”

Nalot płanowca od początku eksploatacji (TT) ⁹	149 godz. 2 min., 190 lądowań
Nalot płanowca od ostatniego przeglądu	2 godz. 6 min.
Data wykonania ostatniego przeglądu	21 luty 2022 r.
– przy nalocie całkowitym	146 godz. 56 min.
– wykonany przez pilota-użytkownika.	

1.6.3 Obsługa techniczna

Pilot-użytkownik zadeklarował, że osobiście prowadził obsługę techniczną.

1.6.4 Masa i wyważenie

Rzeczywisty ciężar samolotu do startu

Zgodnie z Instrukcją użytkownika w locie oraz tabelą załadowania samolotu TL-3000, dla egzemplarza o znakach rozpoznawczych OK UUA 92, maksymalna dopuszczalna masa do startu (MTOM) wynosiła: **472,5 kg**.

Masa samolotu pustego: **324,5 kg**. W związku z tym maksymalny użyteczny ładunek mógł wynosić **148 kg**.

⁸ Na wniosek osoby reprezentującej właściciela (pilota), po zdarzeniu.

⁹ Nalot i liczbę lądowań podano włącznie z lotem poprzedzającym ten, podczas którego doszło do wypadku.

Obliczenie rzeczywistej masy do startu

- masa samolotu pustego¹⁰ plus 20 l¹¹ paliwa: $324,5 + 15^{12} = 339,5 \text{ kg}$;
- masa załogi¹³: 85 kg (pilot) + 70 kg (pasażer) = **155 kg**, przy maks. dopuszczalnej masie załogi = 148 kg (przekroczenie o 7 kg);

Zatem masa samolotu do startu wyniosła:

$$339,5 + 155 = 494,5 \text{ kg}$$

i była przekroczona dla tego egzemplarza o 22 kg

Protokół ważenia samolotu z dn. 27 sierpnia 2015 r. podaje $BW^{14} = 324,5 \text{ kg}$;

Wymagane położenie środka ciężkości samolotu w locie: $22,0 \div 32,5\% \text{ MAC}$:

Nie określono położenia środka ciężkości samolotu w locie zakończonym wypadkiem. Protokół ważenia nie zawierał wartości liczbowej (ani w %MAC) położenia środka ciężkości dla samolotu pustego¹⁵, a jedynie określał położenie środka ciężkości dla minimalnego i maksymalnego wyliczonego załadunku. Niemożliwe zatem było posłużenie się diagramem podanym w Instrukcji użytkowania w locie (pkt 2.8) ani wzorem z pkt 6.4, w celu wyznaczenia rzeczywistego położenia środka ciężkości w locie.

1.7. Informacje meteorologiczne

Z zapisów komputera pokładowego odczytano przebiegi danych pogodowych: kierunek (ok. 250°) i prędkość wiatru (14 kt) na wysokości lotu (Rys. 5) oraz temperaturę powietrza otaczającego, wynoszącą średnio $12,5^\circ\text{C}$.

¹⁰ Według dostarczonego protokołu ważenia.

¹¹ Ilość paliwa do lotu, którą zadeklarował pilot.

¹² Przyjęto przelicznik objętości do masy dla benzyny samochodowej Pb 95: 1 litr = 0,75 kg. Masa paliwa w zbiorniku: $20 \text{ l} \times 0,75 \text{ kg/l} = 15 \text{ kg}$.

¹³ Zadeklarowane masy pilota i pasażera.

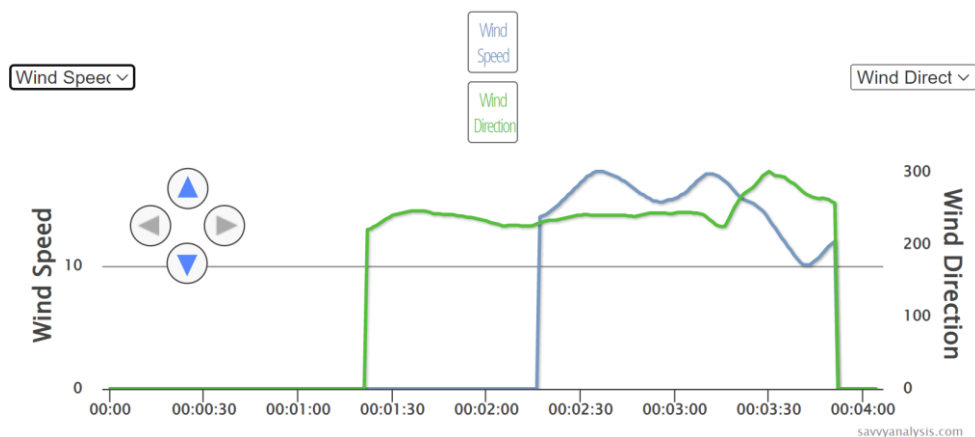
¹⁴ BW (Basic Weight) – ciężar samolotu obejmujący gotowy do lotu samolot z płynami roboczymi, wyposażeniem oraz niezużywalną ilością paliwa, ale bez paliwa oraz załogi.

¹⁵ Protokół nie zawierał także wartości reakcji (odczytów na wagach) w podporach dla samolotu pustego, które to reakcje umożliwiłyby wyliczenie położenia środka ciężkości samolotu pustego.



Rys. 5 Prędkość i kierunek wiatru na wysokości lotu

Przy pomocy skryptu dostępnego na stronie internetowej <https://apps.savvyaviation.com> wykreślono następujące charakterystyki (Rys. 6).



Rys. 6 Zapis prędkości (kolor niebieski) oraz kierunku wiatru (kolor zielony) na wysokości lotu [źródło: saavyaviation.com]

1.8. Pomoce nawigacyjne

Nie były wykorzystywane.

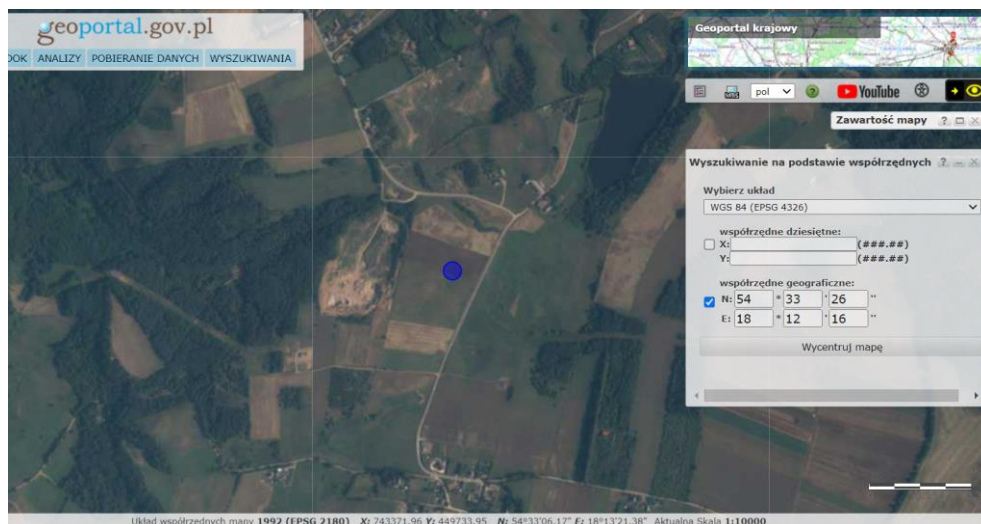
1.9. Łączność

Pilot nie prowadził łączności radiowej.

1.10. Informacje o miejscu zdarzenia

Współrzędne WGS 84 miejsca zdarzenia:

54° 33' 26"N; 18° 12' 16"E (Rys. 7)



Rys. 7 Okolice miejsca awaryjnego lądowania - miejsce lądowania oznaczono niebieską kropką [źródło: Geoportal / PKBWL]

Lądowanie nastąpiło na polu uprawnym, pod łagodny stok (Rys. 8).



Rys. 8 Położenie samolotu po nieudanym lądowaniu (widok na południe) [źródło: PKBWL]

1.11. Rejestratory pokładowe

Samolot, który uległ wypadkowi nie był wyposażony w rejestratory pokładowe w rozumieniu Załącznika 13 do Konwencji o Międzynarodowym Lotnictwie Cywilnym. Żaden typ rejestratora nie był wymagany na podstawie obowiązujących przepisów.

Samolot posiadał zabudowany dwuekranowy system nawigacji Garmin G3X (Rys. 9), rejestrujący szereg danych, w tym z odbiornika GPS oraz – w wyniku połączenia z ECU – parametry pracy silnika.



Rys. 9 Garmin G3X zabudowany w tablicy przyrządów samolotu OK UUA 92 [źródło: PKBWL]

Ponadto, pilot posiadał i korzystał z osobistego tabletu nawigacyjnego z oprogramowaniem SkyDemon.

Zapisy z urządzeń elektronicznych odczytano i przeanalizowano, co posłużyło do odtworzenia przebiegu zdarzenia.

1.12. Informacje o szczątkach i zderzeniu

W wyniku twardego lądowania samolot uległ poważnym uszkodzeniom.

Nie stwierdzono, aby jakakolwiek część samolotu oddzieliła się od niego w trakcie lotu. Wszystkie oderwane elementy znajdowały się w obrębie śladów zderzenia z ziemią.

1.13. Informacje medyczne i patologiczne

Nie stwierdzono, aby czynniki fizjologiczne lub jakakolwiek niezdolność miały wpływ na sprawność pilota.

1.14. Pożar

Nie wykryto śladów pożaru podczas lotu ani po awaryjnym lądowaniu.

1.15. Czynniki przeżycia

Pilot oraz pasażer mieli zapięte bezwładnościowe pasy bezpieczeństwa (typu samochodowego), co uchroniło ich przed obrażeniami. Opuścili wrak o własnych siłach.

Podczas zderzenia z ziemią prawe skrzydło obróciło się wokół przedniego mocowania i zniszczyło przednią szybę kabiny. W wyniku upadku samolotu na lewy bok, drzwi od strony pilota zostały dociśnięte do ziemi i zablokowane. Pasażer, a następnie pilot ewakuowali się przez drzwi po stronie pasażera.

1.16. Testy i badania

Nie wykonywano testów i badań specjalistycznych.

1.17. Informacje o organizacjach i działalności administracyjnej

Pilot wykonywał loty na samolocie będącym własnością jego firmy. Loty miały charakter prywatny.

1.18. Informacje uzupełniające

Brak.

1.19. Użyteczne lub efektywne metody badań

Stosowano standardowe metody badań.

2. ANALIZA

2.1. Analiza przebiegu lotu (wybrane parametry)

Komisja nie brała udziału w oględzinach samolotu po wypadku, a do dnia publikacji raportu nie pozyskano także oryginalnego zapisu z ECU. Dane do analizy pochodziły z zapisów z urządzenia Garmin G3X oraz tabletu pilota.

Pilot nie dostarczył wszystkich plików dostępnych na karcie pamięci urządzenia Garmin G3X, pomimo wniosku Komisji. Przesłał tylko jeden – plik csv dla lotu zakończonego wypadkiem.

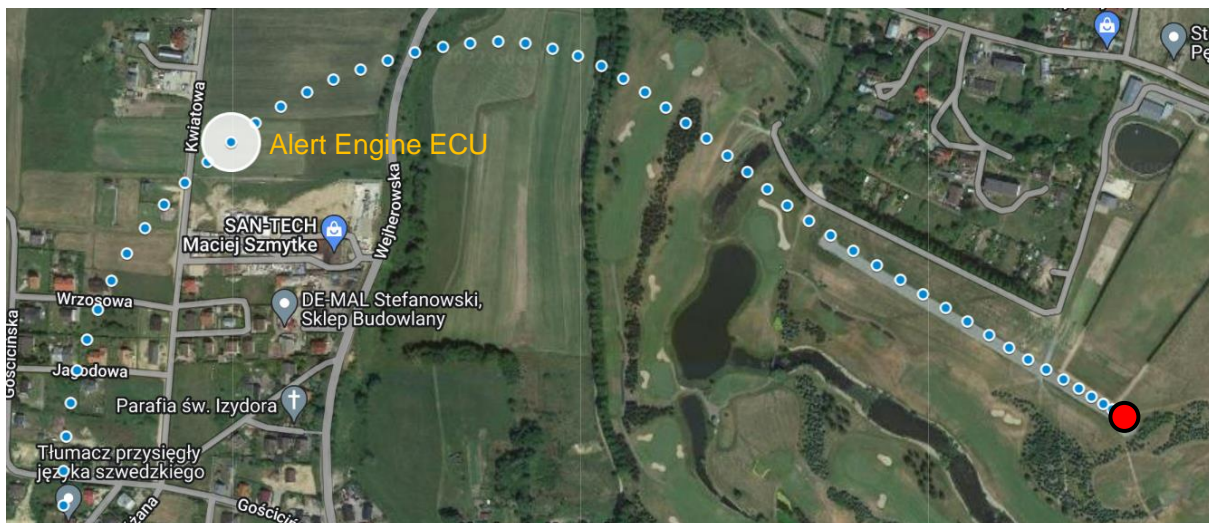
Przeanalizowano parametry istotne dla określenia okoliczności zdarzenia.

Odczytano następujące informacje:

- godz. 12:12:32 – start samolotu z lądowiska na kierunku 300°
- godz. 12:13:15 – alert ENGINE ECU
- godz. 12:13:23 – alert RTCTW
- godz. 12:14:37 – alert ITIW
- godz. 12:14:38 – zaburzenia obrotów silnika, postępujący spadek obrotów, w konsekwencji wyłączenie się silnika
- godz. 12:14:50 – alert OIL PRES
- godz. 12:15:00 – koniec odczytów RPM
- godz. 12:15:11 – zderzenie z ziemią, koniec alertów
- godz. 12:15:14 – zatrzymanie się samolotu w polu, na kierunku 190°.

Pilot w swoich oświadczeniach opisał, że w dwóch lotach poprzedzających lot zakończony wypadkiem, odnotował alerty generowane przez ECU. Dotyczyły one wskazań skrajnie wysokiej temperatury płynu chłodzącego w instalacji silnika. Pomimo tego, zdecydował się na kolejny start i lot poza stożkiem dolotowym lotem szybowym do lądowiska.

Po starcie do lotu zakończonym wypadkiem pierwszy alert (ENGINE ECU pojawił się po 43 sek. (Rys. 10). W tym czasie pilot kontynuował odlot od lądowiska.



Rys. 10 Pierwszy alert. Czerwona kropka oznacza punkt początkowy [źródło: GoogleMyMaps/PKBWL]

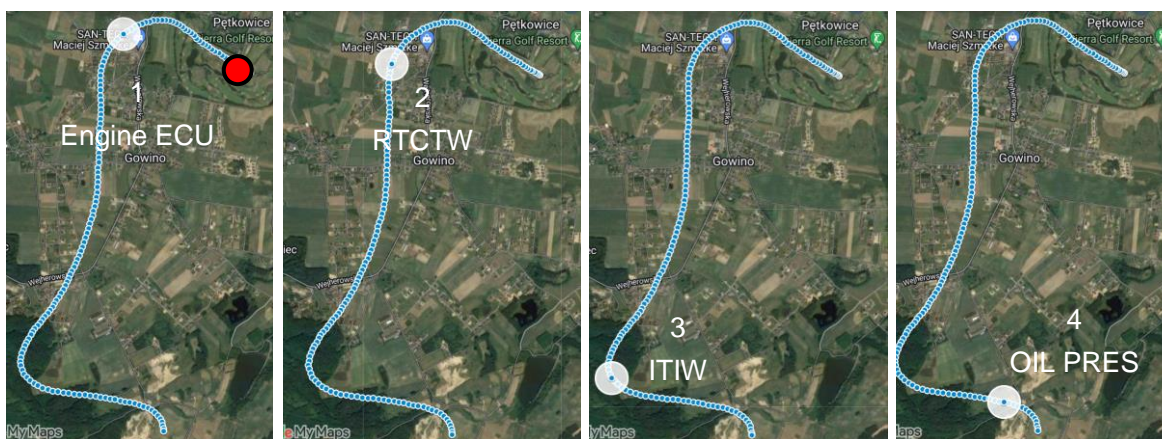
W ciągu kolejnych kilkunastu sekund ECU wygenerował dwa kolejne alerty (RTCTW oraz ITIW). W zapisie z lotu występują one w kolumnie *Terrain Alert* (ostrzeżenie o ziemi). Zespół Badawczy próbował uzyskać wyjaśnienie znaczenia poszczególnych alertów od:

- producenta samolotu – firmy TL Ultralight z Czech;
- producenta silnika – firmy Rotax;
- producenta urządzenia G3X - firmy Garmin,

jednakże do dnia opracowania Projektu Raportu Końcowego nie otrzymano rzeczowej interpretacji alertów wyświetlonych przez system.

Ostatni alert OIL PRES nastąpił tuż po zaburzeniach pracy silnika i ewidentnie oznaczał spadek ciśnienia oleju. Silnik wyłączył się.

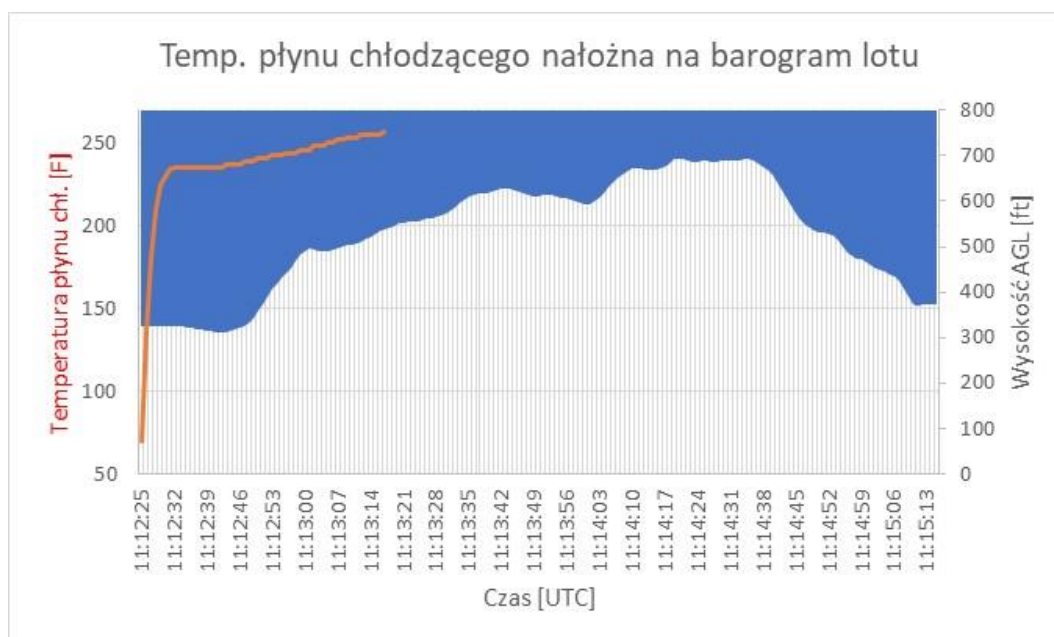
Kolejność i miejsca pojawienia się alertów pokazano na Rys. 11.



Rys. 11 Historia alertów na tle trajektorii lotu.
Czerwoną kropką na pierwszym rysunku oznaczono miejsce startu
[źródło: GoogleMyMaps/PKBWL]

W celu analizy przebiegu lotu sporządzono poniższe charakterystyki:

1. Barogram lotu z nałożonym zapisem temperatury płynu chłodzącego (Rys. 12)
Zapis taki obrazuje, po jakim czasie i na jakiej wysokości nastąpiła przerwa we wskazaniach temperatury płynu chłodzącego silnik.

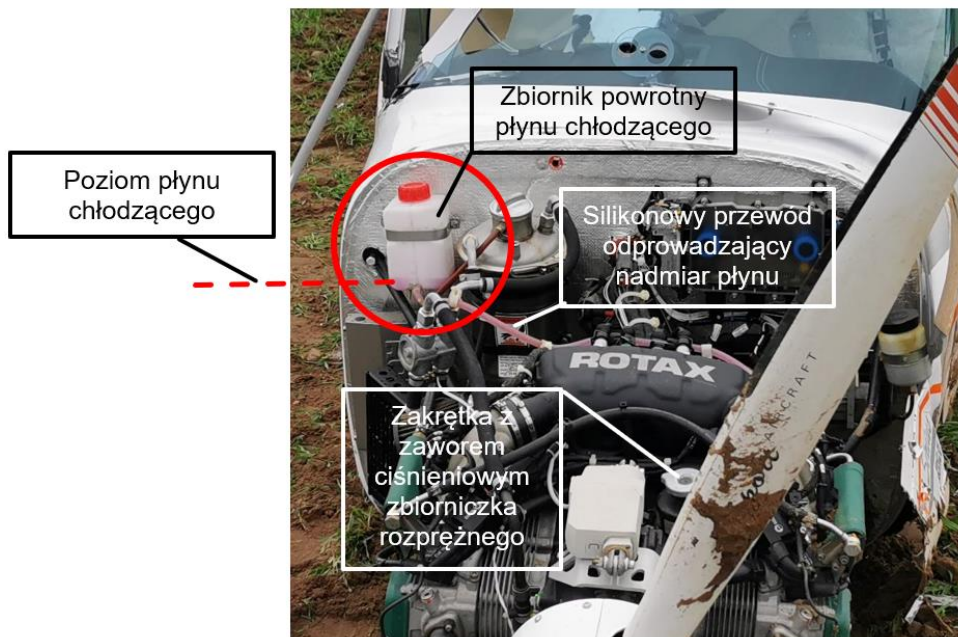


Rys. 12 Zapis temperatury płynu chłodzącego w zestawieniu z barogramem lotu.

Należy zwrócić uwagę, że temperatura na wykresie podana jest w stopniach Farenheita: 250°F, odpowiada temperaturze 121°C.

Po upływie około minuty od uruchomienia silnika nastąpił zanik wskazań temperatury, co sugeruje uszkodzenie czujnika temperatury – termopary. Na podstawie zdjęć z miejsca zdarzenia ustalono, że poziom płynu chłodzącego w zbiorniku powrotnym (Rys. 13), mógł być poniżej wymaganego minimum, co mogło powodować

przedostawanie się powietrza do instalacji chłodzenia silnika, i w konsekwencji prowadzi do przegrzewania się zespołu napędowego.



Rys. 13 Poziom płynu chłodzącego w zbiorniku [źródło: PKBWL]

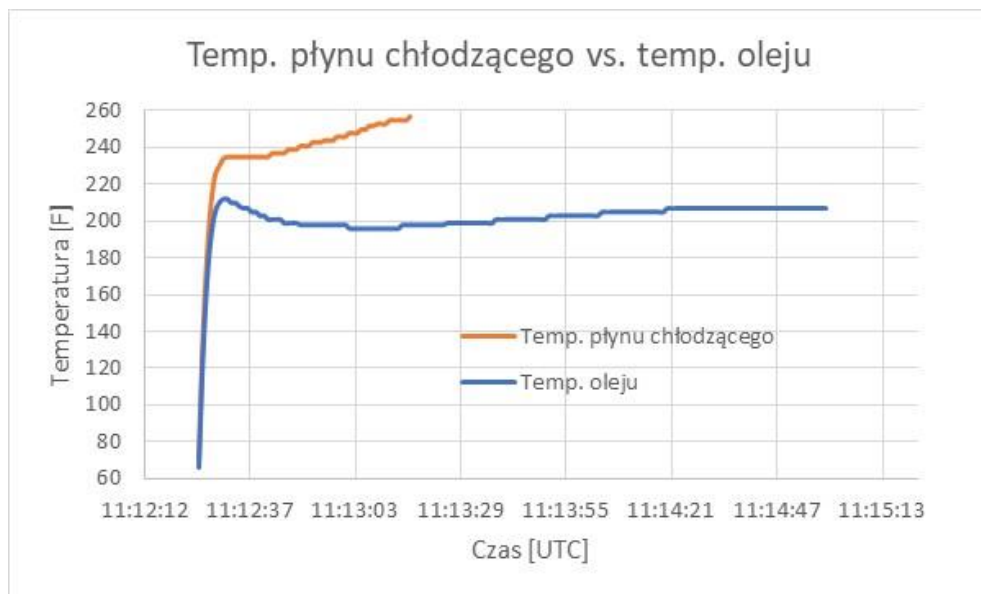
Analizując otrzymany materiał zdjęciowy, ukazujący samolot po wypadku, wykluczono wyciek płynu w trakcie lotu lub w wyniku zdarzenia. Powyższe oznacza, że ilość płynu mogła być niedostateczna już przed lotem, czego pilot nie sprawdził/nie zauważył podczas przeglądu przedlotowego. Niewystarczająca ilość płynu mogła spowodować szybki przyrost temperatury, wkrótce po uruchomieniu zespołu napędowego.

Ponadto, przewód doprowadzający płyn, wykonany z przezroczystego silikonu, prawdopodobnie nie spełniał wymogów producenta silnika (zbyt miękki). Wymagany jest przewód o twardej ścianie (najlepiej zbrojony), niepodatny na załamania czy spłaszczenia.

2. Zapis temperatury płynu chłodzącego nałożony na zapis temperatury oleju w silniku (Rys. 14).

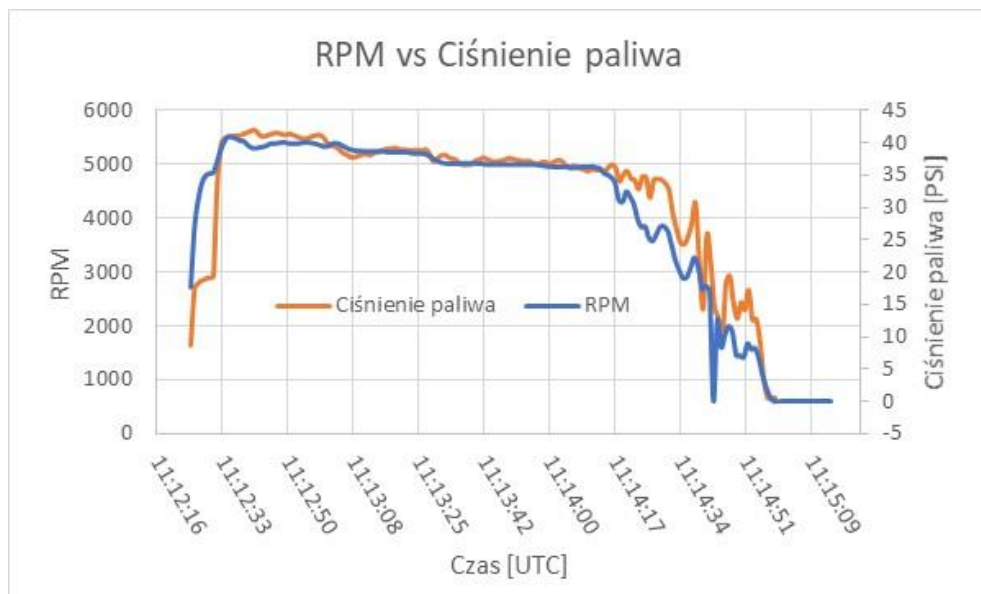
Temperatura oleju utrzymywała się na stałym poziomie 200°F, co odpowiadało 93°C. Należy wnioskować, że silnik nie przegrzewał się, prawdopodobnie nie doszło więc do jego zatarcia się w locie.

Zapis temperatury oleju, podobnie jak zapis obrotów (RPM), był kontynuowany do godz. 12:14:59, tj. do chwili wyłączenia się silnika.



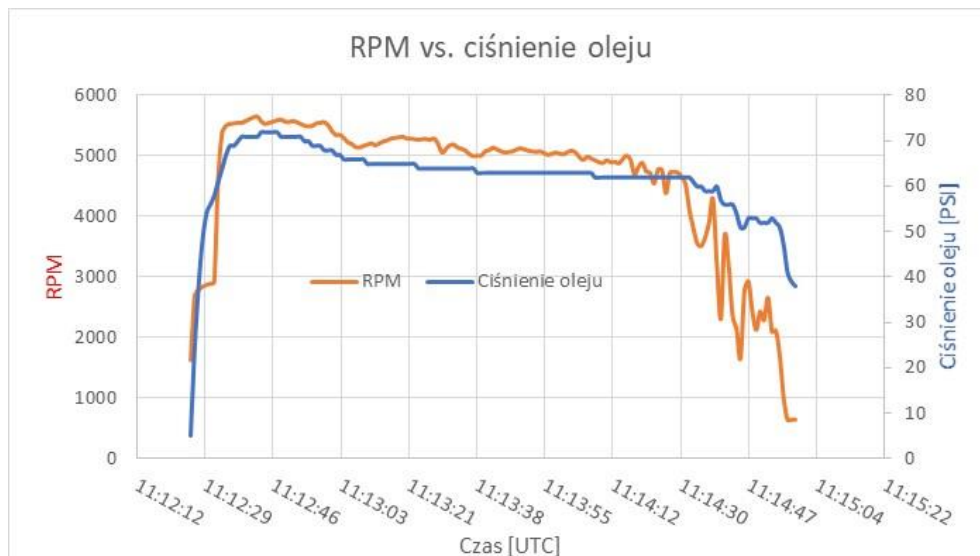
Rys. 14 Barogram oraz zapis prędkości lotu.

3. Zapis obrotów silnika (RPM) oraz ciśnienia paliwa (PSI) (Rys. 15)



Rys. 15 RPM silnika vs. ciśnienie paliwa – cały lot.

4. RPM oraz ciśnienie oleju (PSI) (Rys. 16).



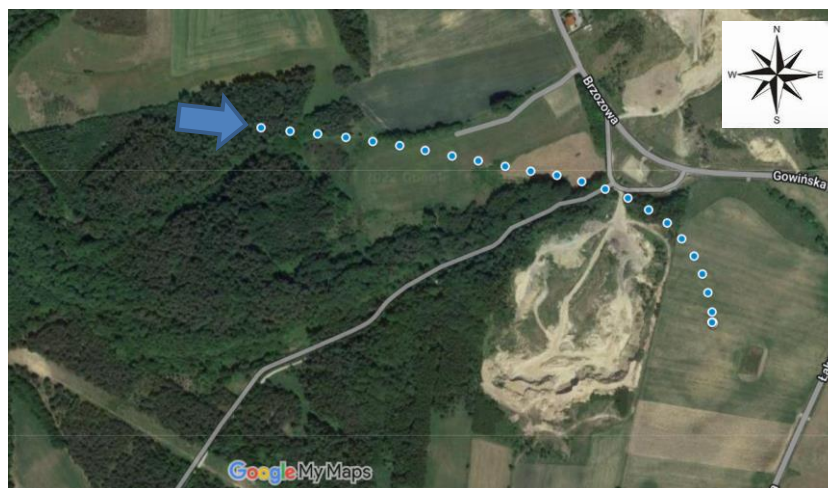
Rys. 16 RPM silnika vs. ciśnienie oleju – cały lot.

Wobec braku oryginalnych zapisów z ECU oraz braku oględzin samolotu w miejscu zdarzenia nie ustalono jednoznacznie przyczyny wyłączenia się silnika w locie. Charakter wyłączenia wskazywać może na brak zasilania pomp paliwowych. Paliwo do silnika Rotax 912iS podawane jest przez dwie zasilane elektrycznie pompy paliwowe, połączone szeregowo, zabudowane na ścianie ogniowej samolotu. Jedna z pomp pracuje zawsze, kiedy pracuje silnik, drugą włącza pilot w zależności od potrzeb¹⁶. Faktem pozostaje, że po stwierdzeniu spadku obrotów silnika pilot nie włączył drugiej pompy paliwowej, co powinien wykonać w zaistniałej sytuacji.

2.2. Analiza przebiegu lądowania po wyłączeniu się silnika

Na Rys. 17 przedstawiono trajektorię samolotu od chwili zaburzenia pracy silnika tj. godz. 12:14:38, do lądowania. W chwili zaburzenia samolot znajdował się na wysokości 303 ft (92 m) AGL, leciał początkowo z kursem 139 stopni oraz z prędkością TAS 66 kt.

¹⁶ Instrukcja użytkownika w locie przewiduje włączenie dodatkowej pompy paliwa m.in. do startu oraz do lądowania. Ponadto pompę należy włączyć zawsze, gdy dochodzi do spadku lub wahań ciśnienia paliwa.



Rys. 17 Trajektoria dolotu do miejsca przygodnego lądowania na tle topografii terenu [źródło: Google MyMaps/PKBWL]

Całkowite wyłączenie silnika nastąpiło o godz. 12:15:00 (na 10 sek. przed kontaktem z ziemią), gdy ECU przestał przysyłać wartość RPM. Samolot znajdował się wtedy na wysokości 92 ft (28 m) nad ziemią i poruszał się lotem szybowym z prędkością 63 kt (117 km/h) względem ziemi, z kursem 102 st., opadając 550 fpm (2,8 m/s). W tym samym czasie komputer zapisał przechylenie w prawo o 8 st., które w kolejnych 6 sek. wzrosło do 27 st. (godz. 12:15:06), a następnie zmalało do ok. 0 st. (12:15:10) w chwili przyziemienia.

Sekundę później, tj. o godz. 12:15:11, komputer zanotował przechylenie w lewo do wartości 54° i w takiej konfiguracji kadłub samolotu zatrzymał się na polu (Rys. 2 i Rys. 8).

Lądowanie odbyło się bez kłap, co było niezgodne z procedurą „lądowania awaryjnego bez mocy silnika” (rozdz. 3.2.5 Instrukcji użytkownika w locie), która przewiduje wychylenie pełnych kłap przed przyziemieniem.

Z zapisów Garmin G3X wynika, że podczas lądowania (godz. 12:15:00): wiatr o prędkości 11,6 kt (ok. 21,5 km/h) wiał z kierunku 291 st. Oznacza to, że pilot lądował z tylnobocznym wiatrem, jak pokazano na Rys. 18.

Dokumentacja zdjęciowa oraz analiza map Google wskazuje, że podejście i pole do awaryjnego lądowania były wolne od przeszkód. Mogły jednak występować turbulencje powietrza, wynikające z niewielkiej odległości od lasu oraz zróżnicowanej rzeźby terenu – wyrobiska ziemnego (Rys. 18).



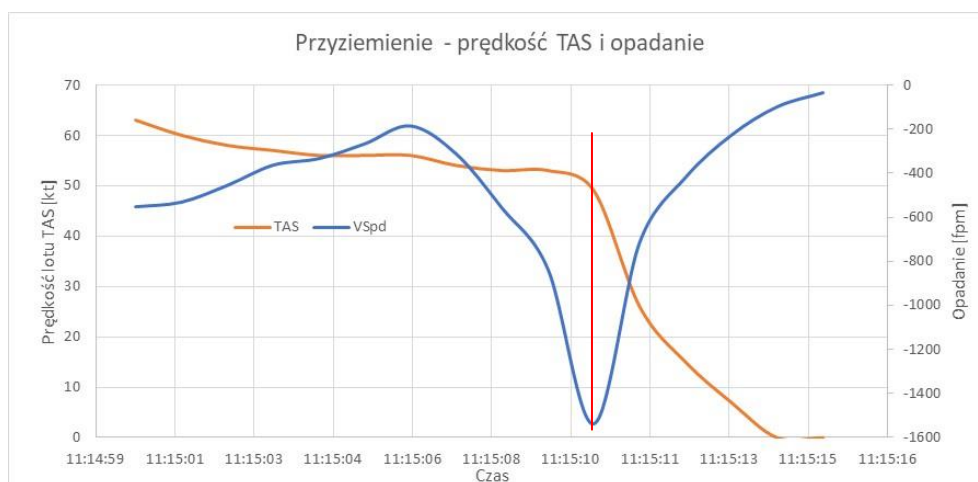
Rys. 18 Trajektoria lotu szybowego od chwili całkowitego wyłączenia się silnika o godz. 12:15:00 do zatrzymania [źródło: Google MyMaps/PKBWL]

Analizując cyfrowy zapis lotu, zwrócono uwagę na ciągłą zmianę kierunku lotu podczas lądowania – trwającą aż do chwili przyziemienia.

W ciągu 10 sek. przed przyziemieniem, od godz. 12:15:00 do godz. 12:15:10, samolot zmienił kurs w prawo o 66° (patrz Rys. 18).

Przyziemienie nastąpiło zatem w zakręcie, z wiatrem tylnobocznym. W chwili kontaktu samolotu z ziemią pilot wyrównał skrzydła do poziomu. Nie zdążył jednak wyeliminować lewego trawersu – przyziemienie nastąpiło z prędkością 49 kt (ok. 91 km/h).

Na Rys. 19 pokazano zapis prędkości lotu i prędkości opadania w ostatnich 15 sek. lotu.



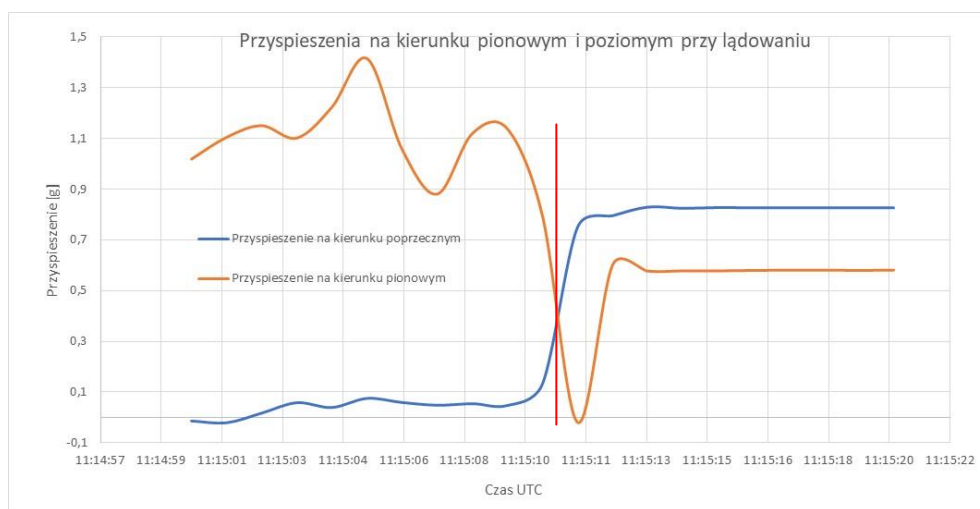
Rys. 19 Ostatnie 15 sekund lotu – wartości prędkości lotu oraz prędkości opadania w funkcji czasu.

Moment przyziemienia zaznaczono czerwoną pionową linią. Odnotowana prędkość pionowa wyniosła 1537 fps (7,8 m/s), co może oznaczać, że pilot „przydusił” samolot do ziemi względnie wystąpił uskok wiatru, którego pilot nie opanował. Wykluczono

przeciągnięcie z uwagi na zanotowaną prędkość TAS, powyżej prędkości przeciągnięcia bez klap.

Garmin G3X zapisał przyspieszenia, które zadziały na samolot podczas przymusowego lądowania. Zwraca uwagę znaczna wartość przyspieszenia na kierunku poprzecznym (Rys. 20, krzywa w kolorze niebieskim), która podczas prawidłowego lądowania bez trawersu powinna wynosić 0 g. Duże przyspieszenie boczne oraz przekroczona masa samolotu, miały decydujący wpływ na destrukcję podwozia podczas lądowania.

Z kolei przyspieszenie na kierunku pionowym wyniosło ok. 0,4 g, co oznacza, że pilot zredukował opadanie tuż przed przyziemieniem i samolot przyziemił łagodnie.



Rys. 20 Przyspieszenia przy przyziemieniu.

Efektorem twardego lądowania z trawersem, było wyłamanie goleni podwozia i zaczepienie końcówką lewego skrzydła o ziemię, co spowodowało powstanie momentu sił, który obrócił samolot w lewo, wokół osi podłużnej. Dobieg samolotu zakończył się na jego lewym boku.

Pilot przed awaryjnym lądowaniem nie wyłączył zasilania elektrycznego samolotu. Nie zamknął także zaworu paliwa w kabinie. Najprawdopodobniej było to spowodowane działaniem w deficycie czasu.

3. WNIOSKI KOŃCOWE

3.1. Ustalenia komisji

- 1) Pilot posiadał licencję i kwalifikacje do wykonania lotu.
- 2) Samolot posiadał wymaganą dokumentację.
- 3) Masa załadunku w kabinie oraz masa samolotu do startu były przekroczone.
- 4) Podczas przeglądu przedlotowego nie wykryto niskiego poziomu płynu chłodzącego w instalacji chłodzenia silnika.

- 5) Pomimo sygnalizacji usterek w poprzednich lotach, pilot wykonał kolejny lot z pasażerem.
- 6) W ostatnim locie pilot ignorował sygnalizowane przez ECU usterki, a decyzję o powrocie podjął dopiero po zapaleniu się lampki ostrzegawczej systemu kontroli silnika.
- 7) W trakcie zaburzeń pracy silnika pilot nie włączył dodatkowej pompy paliwa.
- 8) Podejście i pole do awaryjnego lądowania były wolne od przeszkód.
- 9) Lądowanie z tylnobocznym wiatrem miało wpływ na przebieg zdarzenia.
- 10) Przyziemienie nastąpiło ze zbyt dużą prędkością pionową i nadmiernym trawersem.
- 11) Pilot oraz pasażer nie odnieśli obrażeń.
- 12) Samolot został poważnie uszkodzony.

3.2. Przyczyna zdarzenia

- 1) Nieprawidłowo wykonane lądowanie awaryjne, polegające na przyziemieniu ze zbyt dużą prędkością postępową i pionową oraz z trawersem.
- 2) Pierwotną przyczyną zdarzenia było wyłączenie się silnika w locie.

3.3. Czynniki sprzyjające

- 1) Decyzja pilota wykonaniu kolejnego lotu, pomimo sygnalizacji przekroczenia temperatury płynu chłodzącego silnik w dwóch poprzednich lotach.
- 2) Lądowanie bez klap przy tylnobocznym wietrze.
- 3) Miękki teren wybrany jako miejsce awaryjnego lądowania.
- 4) Stres pilota związany z awaryjnym lądowaniem, działanie w deficycie czasu.
- 5) Przekroczenie maksymalnej dopuszczalnej masy samolotu do lotu na skutek zabrania pasażera.

4. ZALECENIA DOTYCZĄCE BEZPIECZEŃSTWA

Komisja nie sformułowała zaleceń dotyczących bezpieczeństwa.

5. ZAŁĄCZNIKI

Brak.

KONIEC

Kierujący zespołem badawczym

.....
(podpis na oryginale)