



**MINISTERSTWO INFRASTRUKTURY
PAŃSTWOWA KOMISJA BADANIA WYPADKÓW LOTNICZYCH**

**RAPORT KOŃCOWY
WYPADEK**

zdarzenie nr: 302/09

**statek powietrzny: samolot ultralekki
TL 2000 Sting Carbon RG, SP-SHIP**

20 maja 2009 r. - Otwock Wielki

Niniejszy raport jest dokumentem prezentującym stanowisko Państwowej Komisji Badania Wypadków Lotniczych dotyczące okoliczności zdarzenia lotniczego, jego przyczyn i zaleceń profilaktycznych.

Raport jest wynikiem badania przeprowadzonego jedynie w celach profilaktycznych w oparciu o obowiązujące przepisy prawa międzynarodowego i krajowego. Badanie zostało przeprowadzone bez konieczności stosowania prawnej procedury dowodowej. Sformułowania zawarte w niniejszym raporcie, w związku z Art. 134 ustawy Prawo lotnicze (Dz. U. z 2006 r., Nr 100, poz. 696 z zm.) nie mogą być traktowane jako wskazanie winnych lub odpowiedzialnych za zaistniałe zdarzenie.

Komisja nie orzeka, co do winy i odpowiedzialności.

W związku z powyższym wszelkie formy wykorzystania niniejszego raportu do celów innych niż zapobieganie wypadkom i poważnym incydentom lotniczym, może prowadzić do błędnych wniosków i interpretacji.

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

Warszawa 2010

SPIS TREŚCI

Informacje ogólne	3
Streszczenie	3
1. INFORMACJE FAKTYCZNE.	5
1.1. Historia lotu.....	5
1.2. Obrażenia osób.....	6
1.3. Uszkodzenia statku powietrznego.....	6
1.4. Inne uszkodzenia.....	6
1.5. Informacje o składzie osobowym (dane o załodze).....	6
1.6. Informacje o statku powietrznym.....	7
1.7. Informacje meteorologiczne.....	9
1.8. Pomoce nawigacyjne.....	10
1.9. Łączność.....	10
1.10. Informacje o miejscu zdarzenia.....	10
1.11. Rejestratory pokładowe.....	10
1.12. Informacje o szczątkach i zderzeniu.....	10
1.13. Informacje medyczne i patologiczne.....	11
1.14. Pożar.....	11
1.15. Czynniki przeżycia.....	11
1.16. Badania i ekspertyzy.....	11
1.17. Informacje o organizacjach i działalności administracyjnej.....	12
1.18. Informacje uzupełniające.....	12
1.19. Użyteczne lub efektywne metody badań.....	12
2. Analiza.....	12
3. Wnioski końcowe.....	22
3.1. Ustalenia komisji.....	22
3.2. Przyczyna wypadku.....	22
4. Zalecenia profilaktyczne.....	23
5. Załączniki.....	23

INFORMACJE OGÓLNE

Rodzaj zdarzenia:	WYPADEK
Rodzaj i typ statku powietrznego:	Samolot ultralekki TL 2000 Sting Carbon RG
Znak rozpoznawczy statku powietrznego:	SP - SHIP
Dowódca statku powietrznego:	Pilot samolotu ultralekkiego
Organizator lotów/skoków:	Prywatny
Użytkownik statku powietrznego:	Prywatny
Właściciel statku powietrznego:	Prywatny
Miejsce zdarzenia:	Otwock Wielki
Data i czas zdarzenia:	20 maja 2008 r. 14:30 LMT
Stopień uszkodzenia statku powietrznego:	Zniszczony
Obrażenia załogi:	Ze skutkiem śmiertelnym

STRESZCZENIE

W dniu 20 maja 2009 r. z innego miejsca przystosowanego do startów i lądowań¹ Konstancin – Obory o godzinie 12:20 wystartowała na samolocie ultralekkim TL-2000 Sting Carbon RG załoga w składzie: właściciel samolotu, mężczyzna lat 30, posiadający świadectwo kwalifikacji pilota samolotów ultralekkich i pasażer, mężczyzna lat 53, pilot posiadający licencję pilota samolotowego liniowego. Celem lotu było zapoznanie pilota liniowego z właściwościami samolotu. Start i dolot do strefy odbył się bez zakłóceń. Po kilkuminutowym locie w strefie silnik samolotu przerwał pracę. Przy próbie uruchomienia silnika samolot wpadł w korkociąg i zderzył się z ziemią lecąc w końcowej fazie po torze nachylonym pod dużym kątem do poziomu. Obie osoby poniosły śmierć na miejscu, a samolot został zniszczony.

¹ Inne miejsce przystosowane do startów i lądowań Konstancin dla uproszczenia w dalszej części Raportu nazywane będzie lądowiskiem

Badanie zdarzenia przeprowadził zespół badawczy PKBWL w składzie:

mgr inż. Jerzy Kędziński	-kierujący zespołem,
mgr inż. Bogdan Fydrych	-członek zespołu,
inż. Tomasz Makowski	-członek zespołu,
dr n. med. Jacek Rożyński	-członek zespołu,
dr inż. Stanisław Żurkowski	-członek zespołu.

W trakcie badania PKBWL ustaliła następującą przyczynę wypadku lotniczego:

Przyczyną wypadku było przeciągnięcie, podczas próby uruchomienia silnika w locie, co doprowadziło do wejścia samolotu w korkociąg na wysokości uniemożliwiającej skuteczne z niego wyprowadzenie.

Najbardziej prawdopodobną przyczyną przerwania pracy przez silnik samolotu było przydławienie przepływu paliwa w instalacji przez nakrętkę znajdującą się w zgrubnym filtrze paliwa w zbiorniku, przy nie pracującej elektrycznej pompie paliwa.

PKBWL po zakończeniu badania nie zaproponowała zaleceń profilaktycznych.

1. INFORMACJE FAKTYCZNE.

1.1. Historia lotu.

W dniu 20.05.2009 w godzinach około południowych na inny teren przystosowany do startów i lądowań znajdujący się w miejscowości Konstancin – Obory przybył wraz z osobą towarzyszącą pilot właściciel ultralekkiego samolotu TL 2000 Sting Carbon RG, o znakach rozpoznawczych SP-SHIP, w celu wykonania czynności przygotowujących samolot do sprzedaży (ogłoszenie o sprzedaży ukazało się na portalu „Dla pilota” w dniu 16.05.2009). W tym samym dniu pilot liniowy wykonał jako dowódca, z tego samego lądowiska, lot widokowy z podróżnym na samolocie Diamond DV20 Katana w godzinach 12:20 do 13:40. Po lądowaniu nastąpiło spotkanie obu mężczyzn, po którym postanowili wykonać wspólny lot w celu zapoznania pilota liniowego z właściwościami samolotu. Właściciel samolotu zajął miejsce na lewym fotelu, a pilot liniowy na prawym fotelu. O godzinie 12:20 pilot z pasażerem wystartował z lądowiska Konstancin odlatując w kierunku południowym. Pilot samolotu nawiązał łączność z sektorem FIS Warszawa Informacja zgłaszając start z Konstancina i lot na południe wzdłuż Wisły na wysokości do 1500 ft AMSL. Lot był wykonywany w rejonie i na południe od jeziora Rokola. Wysokość podczas lotu zmieniała się w granicach od 700 ft do 1300 ft AMSL. Samolot wykonywał liczne zakręty z różną prędkością kątową. W końcowej fazie lotu samolot nadleciał od rzeki Wisły w kierunku jeziora Rokola początkowo z kursem ok. 025° na wysokości 1200 – 1100 ft AMSL, a następnie zmienił kurs na ok. 065° i stopniowo zmniejszał wysokość do 900 ft AMSL. Na tej wysokości nastąpił gwałtowny obrót w prawo i dalszy spadek wysokości. Na ostatnim zapisie radarowym zobrazowana jest wysokość 800 ft AMSL. Świadcowie zdarzenia zgodnie opisują przebieg końcowej fazy lotu: dźwięk silnika ucichł, samolot leciał obniżając wysokość, nastąpiło krótkie uruchomienie silnika, podczas którego samolot wpadł w prawy korkociąg i zderzył się z ziemią. Pilot i pasażer ponieśli śmierć na miejscu. Samolot został zniszczony.

1.2. Obrażenia osób.

Obrażenia ciała	Załoga	Pasażerowie	Inne osoby
Śmiertelne	1	1	-
Poważne	-	-	-
Nieznaczne (nie było)	-	-	-

1.3. Uszkodzenia statku powietrznego

Na skutek zderzenia z ziemią samolot został całkowicie zniszczony.

1.4. Inne uszkodzenia.

Zderzenie samolotu z ziemią nastąpiło w terenie nieużytkowym (bagny), co nie spowodowało żadnych szkód.

1.5. Informacje o składzie osobowym (dane o załodze).

Pilot właściciel samolotu, mężczyzna lat 30, posiadał świadectwo kwalifikacji pilota samolotu ultralekkiego (Pilotni průkaz) wydane przez LAA ČR, ważne do 04.06.2009 r. Badania lotniczo lekarskie przeszedł w Republice Czeskiej w dniu 02.04.2007 r. Posiadał świadectwo ogólne operatora radiotelefonisty wydane przez UKE. Nalot ogólny ok. 184 godz. w tym ok. 150 godz. samodzielnie. Na samolocie TL 2000 Sting Carbon RG nalot całkowity 170 godz. w tym 144 godz. samodzielnie. Zestawienie ostatnich 10 lotów przed wypadkiem

Lp.	Samolot	Data	Miejsce lotu	Czas lotu	
1	TL 2000	23.04.2009	Konstancin	1.13	
2	TL 2000	24.04.2009	Konstancin	1.04	
3	TL 2000	25.04.2009	Konstancin	1.00	
4	TL 2000	30.04.2009	Konstancin	0.40	
5	TL 2000	01.05.2009	Konstancin- Bagicz	2.08	
6	TL 2000	02.05.2009	Bagicz	0.35	
7	TL 2000	03.05.2009	Bagicz - Konstancin	2.18	
8	TL 2000	07.05.2009	Konstancin	0.45	
9	TL 2000	12.05.2009	Konstancin	1.05	
10	TL 2000	20.05.2009	Konstancin	0.10	wypadek

Nalot w ostatnich 24 godzinach – 0 godz.

Nalot w ostatnich 90 dniach – 9 godz. i 58 min. (wszystkie loty na TL 2000).

Pasażer, mężczyzna lat 53, posiadał licencję pilota samolotowego liniowego ważną do 03.12.2011 z wpisanym, między innymi, uprawnieniem SEP(L) ważnym do 02.06.2010, licencję pilota szybowcowego ważną do 10.01.2014 z uprawnieniem

FI 1 ważnym do 10.06.2010 i świadectwo ogólne operatora radiotelefonisty. Orzeczenie lotniczo-lekarskie klasy 1 z ograniczeniem VNL ważne do 02.06.2009 r. Ogólny nalot na samolotach ok. 13 000 godzin w tym ok. 600 godzin na samolotach jednosilnikowych (stan na 2007 rok).

Ogólny nalot na szybowcach ok. 1290 godz. w tym ok. 335 godz. instruktorskich.

1.6. Informacje o statku powietrznym.

Płatowiec: ultralekki samolot TL 2000 Sting Carbon RG, jednosilnikowy dwumiejscowy wolnonośny dolnopłat o konstrukcji kompozytowej. Podwozie chowane, trójkołowe z kółkiem przednim.

Rok budowy	Producent	Nr fabryczny płatowca	Znaki rozpoznawcze	Nr ewidencji	Data wpisu do ewidencji
2007	TL- ULTRALIGHT	07ST231	SP-SHIP	0408	15.05.2007

Pozwolenie na Wykonywanie Lotów ważne do	24.05.2009 r.
Nalot płatowca od początku eksploatacji	174 godz.
Liczba lotów od początku eksploatacji	288 lotów.
Nalot płatowca od ostatniego przeglądu	18 godz. 30 min.
Czas pracy pozostały do kolejnego przeglądu	31 godz. 30 min.
Data wykonania ostatnich czynności okresowych	27.09.2008 r.
przy nalocie całkowitym	155 godzin i 30 min.
wykonano w	Firma Pilawski
Kolejne czynności okresowe („50”, „100” itp.)	50 godz.

Samolot nie był wyposażony w spadochronowy system ratunkowy.

Na tablicy przyrządów samolotu SP-SHIP umieszczony był napis: „ NIE WYKONYWAĆ ZAKRĘTÓW PONIŻEJ PRĘDKOŚCI 130 KM/H”.

W INSTRUKCJI OBSŁUGI I LATANIA 1 wydanie – grudzień 2000 samolotu TL-2000 STING CARBON w punkcie 2.6 Ograniczenia w manewrowaniu podpunkt 2.6.1 Dozwolone skrety umieszczony jest następujący zapis: „ nie zaleca się wykonywania ostrych skrętów przy prędkości poniżej 130 km/h”

Silnik tłokowy typu Rotax 912 ULS tłokowy, przeciwsobny, gaźnikowy, chłodzony powietrzem i płynem

Rok produkcji	Producent	Nr fabryczny
2007	ROTAX AIRCRAFT ENGINES	5.648.605

Data zabudowy silnika na płatowiec	czerwiec 2007 r.
Maks. moc startowa	100 KM
Czas pracy silnika od początku eksploatacji	174 godz.
Czas pracy silnika od ostatniego przeglądu	18 godz. 30 min.
Pozostały czas do kolejnego remontu lub przeglądu	31 godz. 30 min.
Data wykonania ostatnich czynności okresowych	27.09.2008 r.
przy liczbie godzin pracy	155 godzin i 30 min.
wykonano w	Firma Pilawski
Kolejne czynności okresowe („50”, „100” itp.)	50 godzin

Podczas odbioru samolotu z wytwórni zamontowane było śmigło o skoku przestawianym na ziemi Woodcomp SR 200. W dniu 08.08.2007 r. śmigło to zostało zdemontowane, a zamontowane zostało śmigło stałobrotowe Woodcomp SR 3000/3.

Śmigło: Woodcomp SR 3000/3 trójłopatowe, drewniane, o stałych obrotach, sterowane elektrycznie

Rok produkcji	Producent	nr fabryczny
2007	WOODCOMP	0937

Data zabudowy śmigła do silnika	08.08.2007 r.
Czas pracy od początku eksploatacji	133 godz.
Czas pracy od ostatniej naprawy głównej	nie dotyczy
Resurs pozostały do kolejnego przeglądu	7 godz.
Data wykonania ostatnich czynności okresowych	23.09.2007 r.
przy liczbie godzin pracy	26 godzin
wykonano w	Serwis Śmigieł J. Kaleta
Kolejne czynności okresowe („50”, „100” itp.)	150 godz.

Stan MP i S przed lotem:

paliwo:	benzyna samochodowa bezołowiowa	98,
	ok. 70 dcm ³	
olej:	brak danych	

Załadowanie samolotu (dane masowe):

– masa samolotu pustego: 304.3 kg

– masa paliwa	50 kg
– masa oleju	wliczone w masę samolotu pustego
– masa załogi	161 kg
– masa bagażu	0 kg

Masa całkowita:

– dopuszczalna	450 kg
– rzeczywista	515.3 kg

Położenie środka masy:

Obliczone położenie środka masy wynosi 26.26% średniej ciężkości odniesienia i mieściło się w dopuszczalnym zakresie 22 do 34% określonym przez producenta (obliczenia w załączeniu).

Wyposażenie dodatkowe: wskaźnik EFIS DYNON AVIONICS D-100A
i transponder Garmin GTX-327

Samolot nie był wyposażony w spadochronowy system ratunkowy.

Masa samolotu w locie **znacznie przekraczała** maksymalną masę dopuszczoną w Instrukcji Użytkowania w Locie (w obliczeniach nie uwzględniono masy wskaźnika EFIS i transpondera, które zostały dodatkowo zamontowane w dniu 20.09.2007 r.) i była by przekroczona nawet przy całkowitym braku paliwa.

Przekroczenie to wynosiło 65.3 kg, co stanowi 14.5% dopuszczalnej masy całkowitej w locie.

1.7. Informacje meteorologiczne.

Stan pogody na lotnisku Warszawa Okęcie w czasie zaistnienia wypadku:

METAR EPWA 201230Z 35004KT 270V080 CAVOK 22/07 Q1022 NOSIG

(wiatr ze średniego kierunku 350° zmieniający kierunek pomiędzy 270° i 80° o prędkości 4 kt (2 m/s, 7.4 km/h), widzialność powyżej 10 km, brak chmur poniżej wysokości 1500 m AGL, brak chmur typu Cb, temperatura powietrza +22°C, temperatura punktu rosy +7°C, uśrednione ciśnienie odniesione do poziomu morza 1022 hPa).

Dane z drogowej stacji pomiarowej znajdującej się na moście w Górze Kalwarii (w odległości 5 km na południe od miejsca zdarzenia): godzina pomiaru 13:10 LMT, temperatura powietrza (na wysokości 2 m) 23.9°C, temperatura punktu

rosy 8.4°C, wilgotność 37.1%, opad – brak, prędkość wiatru średnia 0.8 m/s maksymalna 1.6 m/s, kierunek wiatru 010°.

Nie zaobserwowano w tym czasie żadnych zjawisk pogodowych mogących mieć wpływ na zaistnienie wypadku.

Pora dnia: wczesne popołudnie, warunki oświetlenia naturalnego.

1.8. Pomoce nawigacyjne.

Nie dotyczy.

1.9. Łączność.

Samolot wyposażony był w sprawnie działającą radiostację korespondencyjną ICOM IC-A200. Pilot utrzymywał łączność z organem informacji powietrznej.

Dodatkowo samolot wyposażony był w sprawnie działający transponder GARMIN GTX-327, który był włączony w krytycznym locie.

1.10. Informacje o miejscu zdarzenia.

Samolot zderzył się z ziemią w płaskim terenie bagiennym.

Pozycja geograficzna miejsca zderzenia:

N 52° 02' 12.47" , E 021° 14' 50.63"

Wysokość nad poziomem morza: 84 m (280 ft).

1.11. Rejestratory pokładowe.

Samolot wyposażony był w następujące elektroniczne przyrządy: DYNON AVIONICS EFIS –D100 (Electronic Flight Information System - Elektroniczny System Informacji o parametrach Lotu) i Star Company Aviation Technology Multi Engine Data (wyświetlacz parametrów silnika). Oba te przyrządy nie umożliwiały rejestracji danych. W wyposażeniu samolotu w tym locie nie było odbiornika GPS.

1.12. Informacje o szczątkach i zderzeniu.

Samolot zderzył się z powierzchnią bagna pod kątem w stosunku do poziomu prawdopodobnie 15°-20°. Wrak samolotu znajdował się w bagnie ustawiony pod kątem 40°-45° do poziomu. Jednak taka pozycja wraka mogła być spowodowana zagłębieniem się obciążonego przez pilota i pasażera przodu kadłuba w bagnie (nastąpił obrót wokół krawędzi natarcia skrzydeł). Nastąpiło złamanie belki kadłuba w lewą stronę, co może świadczyć o niecentralnym zderzeniu z powierzchnią bagna lub zderzeniu podczas obrotu w prawo. Przód kadłuba uległ znacznej destrukcji, a silnik wraz z łóżem częściowo oddzielił się

od kadłuba i zanurzył głębiej w bagnie. Nie stwierdzono, aby jakkolwiek część oddzieliła się od samolotu przed zderzeniem z powierzchnią bagna.

1.13. Informacje medyczne i patologiczne.

1. Pilot i pasażer nie byli pod wpływem działania alkoholu ani środków psychotropowych.
2. Przyczyną zgonu pilota i pasażera były doznane podczas zderzenia samolotu z ziemią liczne, wielonarządowe obrażenia ciała w wyniku, których nastąpiła natychmiastowa śmierć.
3. U pilota podczas sekcji zwłok nie stwierdzono schorzeń, które mogłyby mieć wpływ na powstanie katastrofy.
4. Po analizie obrażeń ciała, na podstawie charakteru złamań kości kończyn górnych, uszkodzeń kończyn dolnych oraz innych uszkodzeń ciała można przypuszczać, iż bardziej prawdopodobne jest, iż w chwili zderzenia samolot pilotował pilot bez udziału pasażera.

1.14. Pożar.

Pożaru nie było.

1.15. Czynniki przeżycia.

Natychmiast po zaistnieniu zdarzenia służby ratownicze zostały powiadomione telefonicznie przez świadka wypadku. Lekarz Pogotowia Ratunkowego stwierdził zgon pilota i pasażera na miejscu zdarzenia. Obie osoby miały zapięte pasy bezpieczeństwa, lecz w wyniku zderzenia nastąpiła destrukcja kadłuba w części kabinowej, co spowodowało, że pomimo zapiętych pasów, nastąpiło zderzenie załogi z tablicą przyrządów.

1.16. Badania i ekspertyzy.

Wykonano szereg zdjęć terenu wypadku i szczątków samolotu.

Przeprowadzono badanie stanu technicznego samolotu. Wykonano szczegółowe badanie techniczne silnika. Przeanalizowano dokumentację eksploatacyjną samolotu, dokumentację szkoleniową pilota i doświadczenie lotnicze na typie statku powietrznego, na którym zaistniał wypadek. Wykonano analizę przebiegu lotu między innymi w oparciu o zapis radarowy. Przesłuchano świadków zdarzenia. Sprawdzone zostało paliwo zatankowane do zbiornika w samolocie. Przeprowadzono badania elementów instalacji paliwowej samolotu. Wykonano

ekspertyzę zawartości zgrubnego filtra paliwa. Sprawdzone działanie elektrycznej pompy paliwa i drożność instalacji paliwowej.

1.17. Informacje o organizacjach i działalności administracyjnej.

Nie dotyczy.

1.18. Informacje uzupełniające.

Zespół Badawczy nie dysponując oryginalną Instrukcją Użytkownika w Locie samolotu, który uległ wypadkowi, korzystał z instrukcji w tłumaczeniu na język polski i angielski zamieszczonych na stronie internetowej producenta. Jakość tłumaczenia na język polski budzi zasadnicze wątpliwości Komisji czy jej treść może być właściwie interpretowana przez użytkownika samolotu.

Producent samolotu, pomimo potrójnego zawiadomienia, nie skorzystał z możliwości zapoznania się z projektem Raportu Końcowego.

1.19. Użyteczne lub efektywne metody badań.

Nie zastosowano.

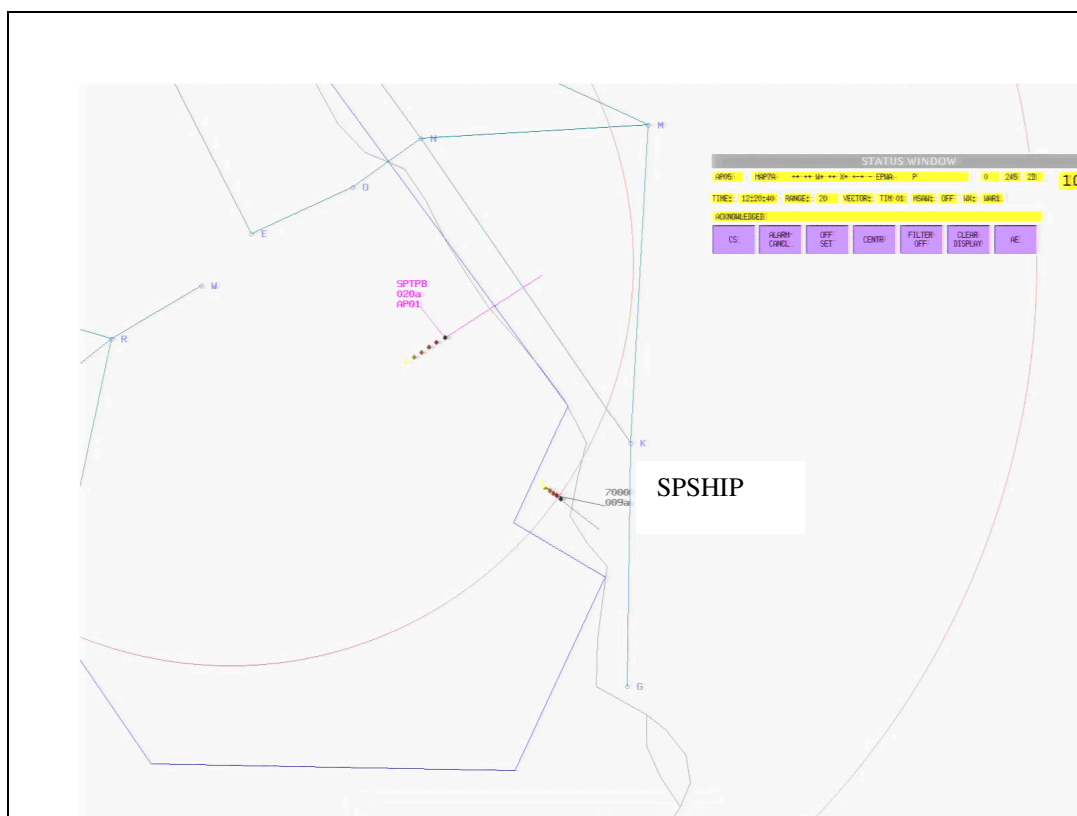
2. ANALIZA.

1. Przebieg lotu

Celem lotu było zapoznanie z właściwościami samolotu przed ewentualnym jego zakupem przez pilota liniowego, który według informacji dostępnych Zespołowi Badawczemu nie latał jeszcze na tym typie samolotu. Przygotowanie do lotu, zapewne ze względu na cel lotu prawdopodobnie nie zawierało briefingu, podczas którego zostałyby omówione działania lub np. podział ewentualnych zadań w przypadku wyłączenia się silnika. Komisja przypuszcza, że po krótkim pilotowaniu przez właściciela samolotu, obejmującym start i dojazd do „strefy” samolotem mógł sterować pasażer w celu zapoznania się z jego właściwościami pilotażowymi.

Poniżej przedstawiono w porządku chronologicznym wybrane zobrazowania z radarowego zapisu całego lotu samolotu TL 2000 Sting RG o znakach rozpoznawczych SP-SHIP.

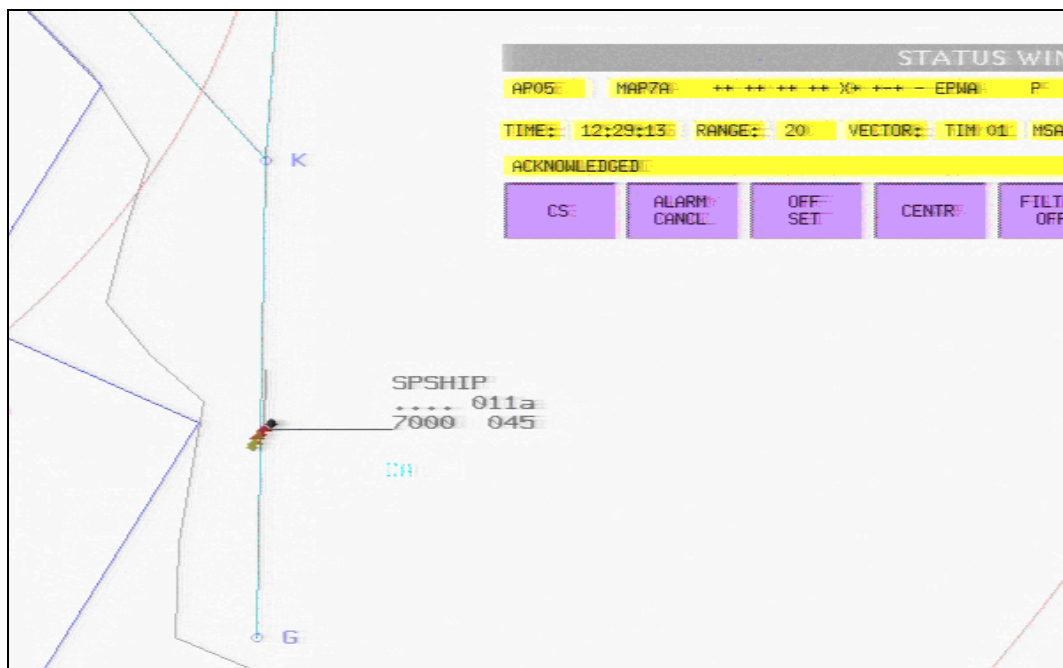
Ze względów technicznych i dla łatwiejszego odczytu, kolory w tych zobrazowaniach zostały odwrócone.



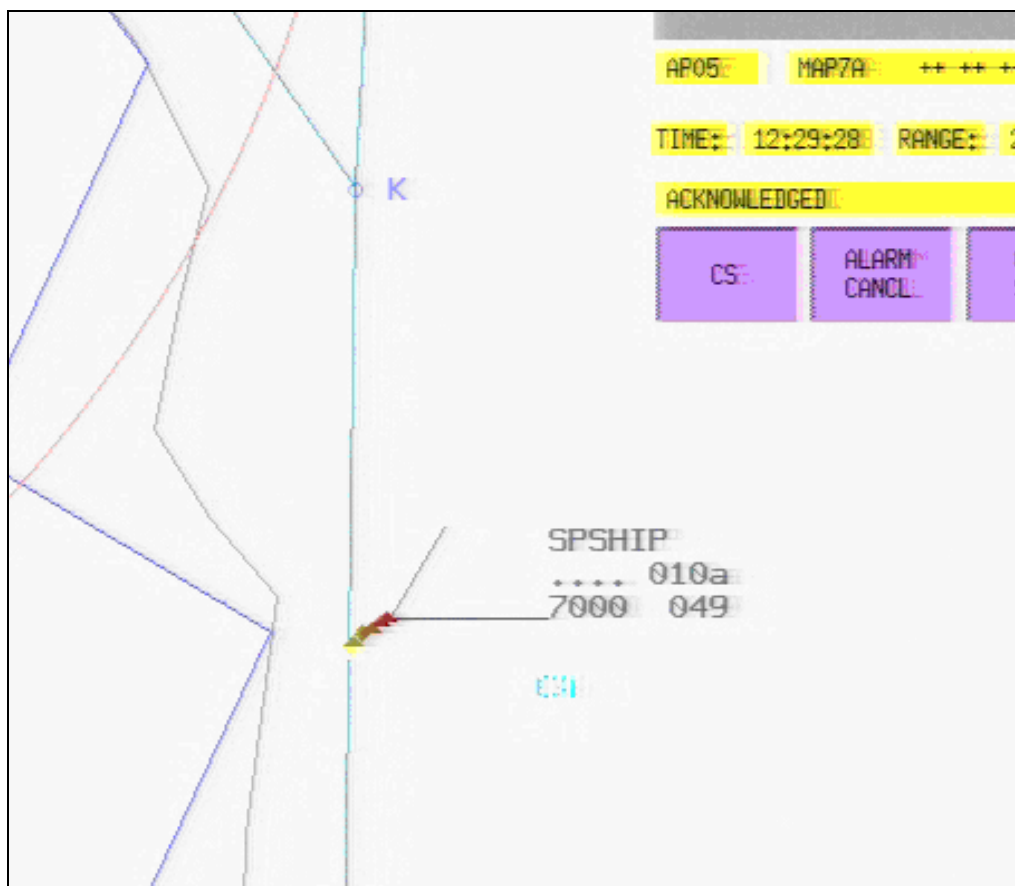
Rys.1. Zobrazowanie radarowe - czas 12:20:40 – samolot po starcie z Konstancina



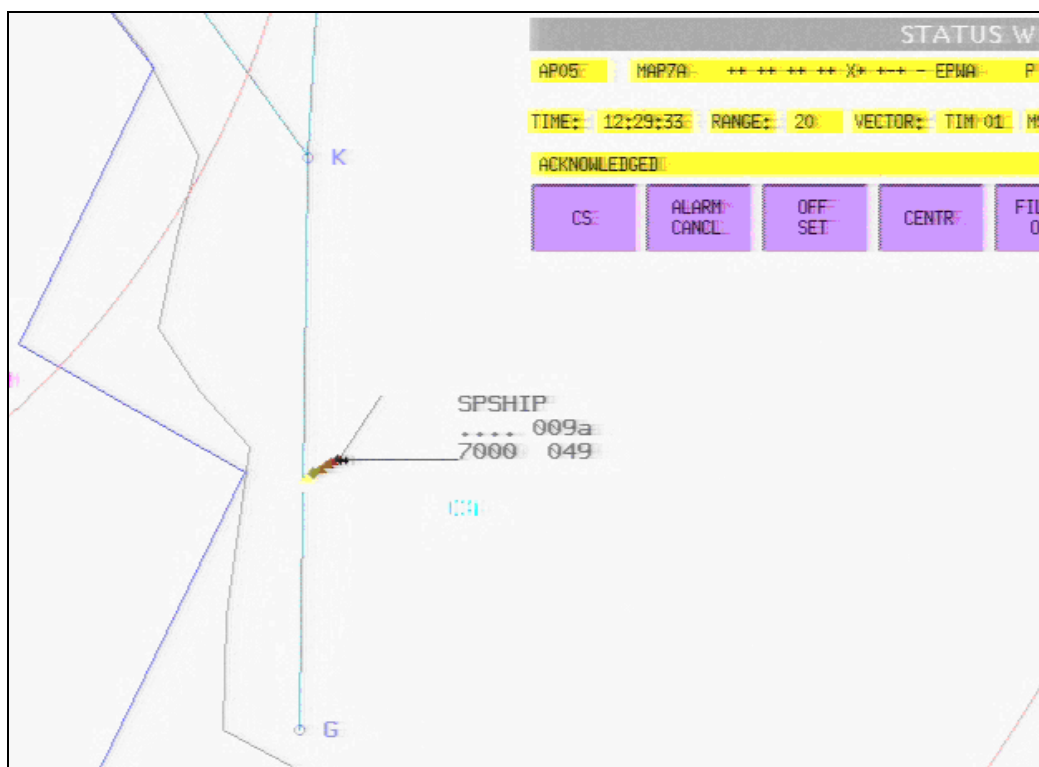
Rys.2. Zobrazowanie radarowe czas 12:23:07 lot w strefie – najniższa wysokość



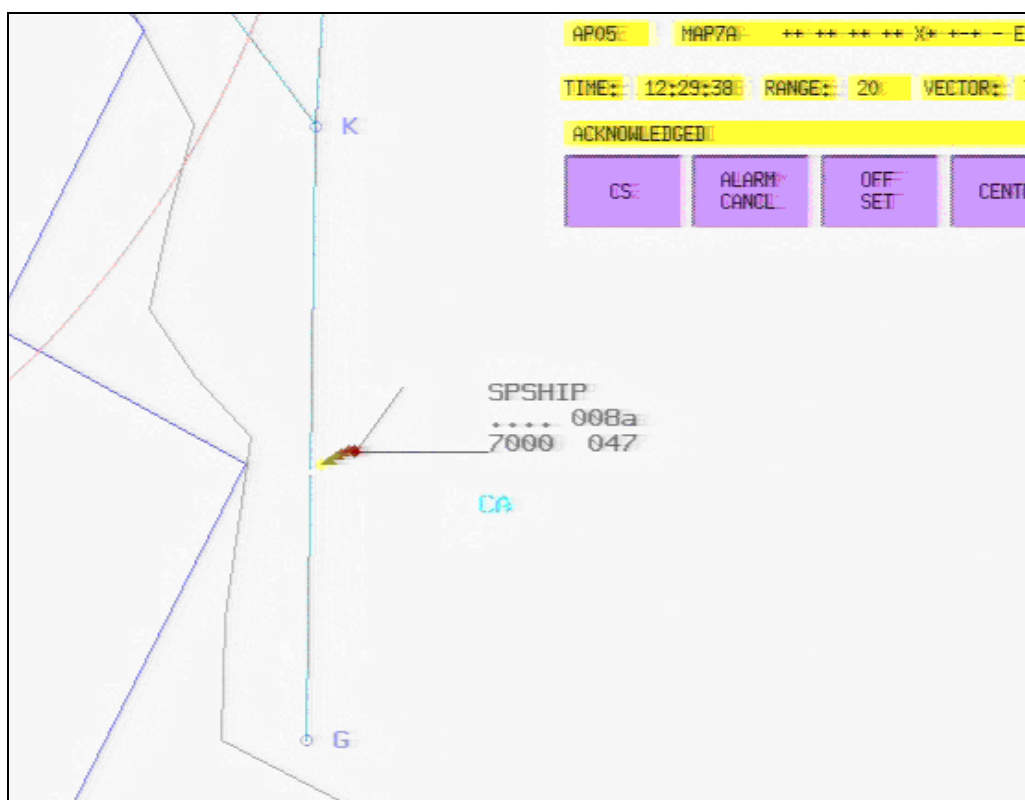
Rys.3. Zobrazowanie radarowe czas 12:29:13



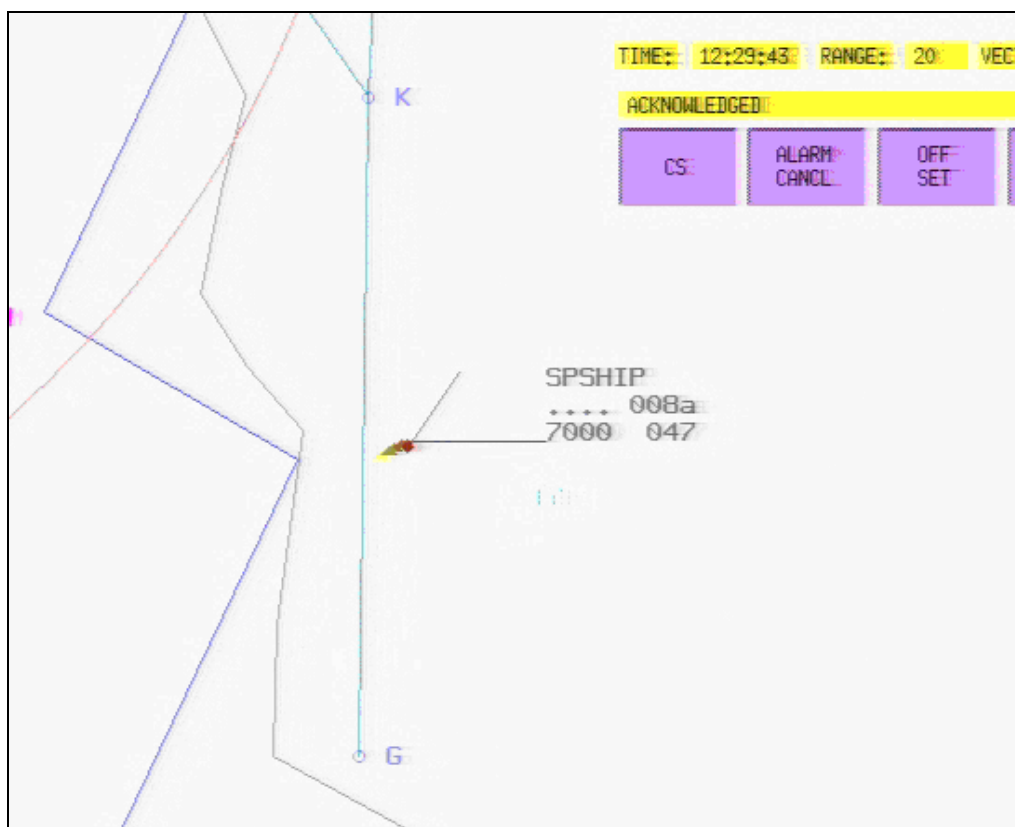
Rys.4. Zobrazowanie radarowe czas 12:29:28



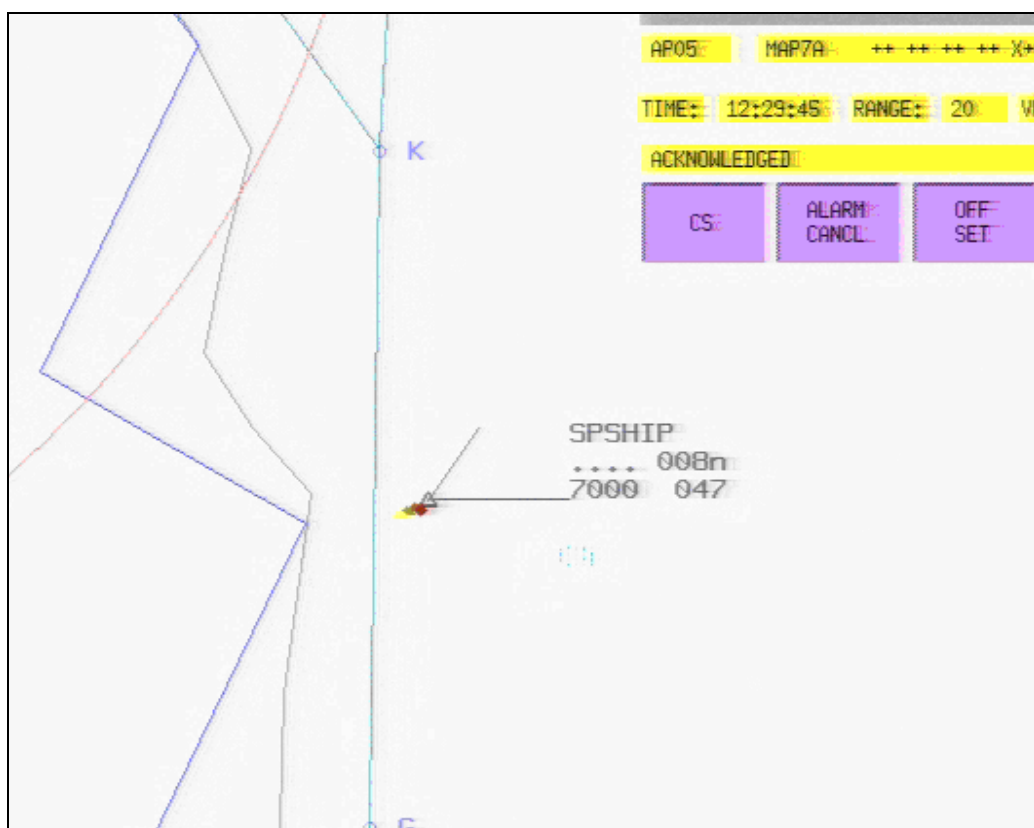
Rys. 5. Zobrazowanie radarowe czas 12:29:33



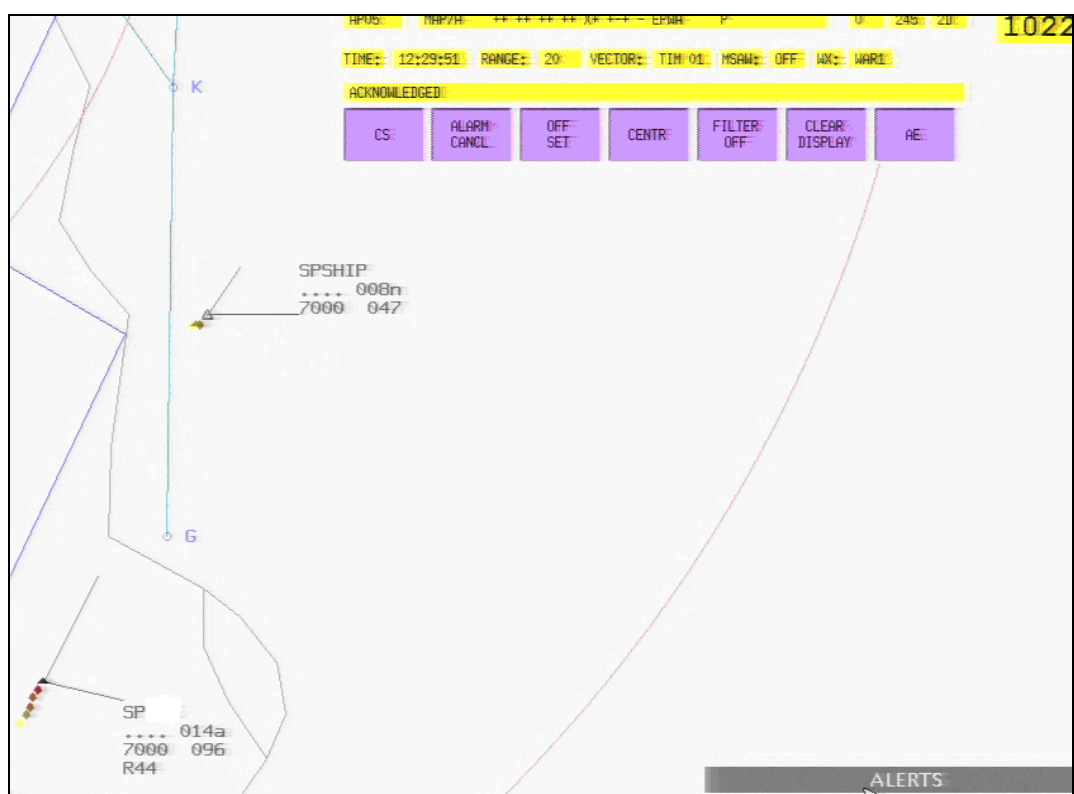
Rys.6. Zobrazowanie radarowe czas 12:29:38 przypuszczalny moment wejścia w korkociąg



Rys.7. Zobrazowanie radarowe czas 12:29:43



Rys.8. Zobrazowanie radarowe czas 12:29:45 brak pełnego kontaktu radarowego



Rys.9. Zobrazowanie radarowe czas 12:29:51 (widoczny śmigłowiec R44 – system wyświetla prędkość 96 kt.)

Lot odbywał się w „strefie” z dużą liczbą zakrętów i zmian wysokości lotu. Wysokość lotu nie przekraczała zadeklarowanej wartości przez pilota w korespondencji z Warszawa Informacja i zawierała się w przedziale 700 ft do 1300 ft AMSL według wysokościomierza ustawionego na sektorowe średnie ciśnienie na poziomie morza, wynoszące wówczas 1022 hPa. Średnie wzniesienie terenu nad poziomem morza w tym rejonie wynosi około 280 ft AMSL. Po uwzględnieniu tego wysokość lotu nad terenem zawierała się w granicach 420 ft do 1020 ft AGL (128 m do 311 m). W końcowej fazie lotu po wyprowadzeniu z zakrętu na kurs ok. 25° załoga utrzymywała przez około 15 sekund stałą wysokość 1200 ft AMSL (tj. 920 ft lub 280 m nad terenem). Następnie, jak wynika z odczytu zapisu radaru, wysokość lotu samolotu zmniejszała się stąd można przyjąć, że zatrzymanie pracy silnika nastąpiło na wysokości ok. 280 m nad poziomem terenu. W instrukcji użytkownika w locie zamieszczonej na stronie internetowej producenta – wersja polska w rozdziale 3 Procedury awaryjne, znajdują się następujące informacje:

„3.1 Przerwy zapłonu

Procedury postępowania podczas awarii silnika zmieniają się w zależności od czasu, jaki nam pozostał na rozwiązanie problemu, czyli od wysokości, na której znajduje się samolot w trakcie awarii.

3.1.1. Usterka silnika podczas lotu na wysokości do 200 m

- *należy wprowadzić samolot w lot ślizgowy*
- *na małej wysokości należy przeprowadzić procedurę awaryjnego lądowania w kierunku lotu, gdyż skręcanie na małych wysokościach i przy niskiej prędkości mogą przyczynić się do zawirowań*
- *na większych wysokościach, należy wykonać inne czynności, które zapewnią bezpieczne lądowanie awaryjne*
- *należy zamknąć dopływ paliwa do silnika*
- *zapiąć pasy*
- *przeprowadzić lądowanie awaryjne na otwartej przestrzeni bez przeszkód i jeśli to możliwe w przeciwnym kierunku do wiatru*

3.1.2. Usterka silnika podczas lotu na wysokości powyżej 200 m

Na większej wysokości pilot ma możliwość wykrycia przyczyny awarii silnika. Należy przeprowadzić następujące czynności awaryjne:

- *wprowadzić samolot w lot ślizgowy*
- *upewnić się, czy zapłon jest włączony*
- *sprawdzić stan paliwa*
- *spróbować uruchomić silnik*

Jeżeli nie da się uruchomić silnika, należy postępować dalej jak w pkt. 3.1.1”

Można założyć, że załoga postąpiła zgodnie z zapisami zawartymi w instrukcji i podjęła próbę uruchomienia silnika, gdyż wysokość lotu nad terenem była większa niż 200 m. W przypadku przerwania pracy przez silnik w instrukcji znajduje się zapis, że należy wprowadzić samolot w lot ślizgowy, ale nie określa prędkości tego lotu. Według zasad dobrej praktyki lotniczej należałoby lecieć z prędkością największego zasięgu, aby móc dolecieć do wybranego pola lądowania awaryjnego lub z prędkością, przy której jest minimalne opadanie, aby mieć najwięcej czasu na uruchomienie silnika. Optymalna prędkość dla tego samolotu podawana w IUwL wynosi 130 km/h. Prędkość samolotu odczytana z czterominutowego zapisu radarowego nie przekraczała 65 kt (120 km/h). Jest to wartość bardzo mała i prawdopodobnie nieodpowiadająca rzeczywistości. Jednak

parę minut po zdarzeniu prędkość przelatującego obok miejsca wypadku śmigłowca R44 została zapisana w granicach 92 – 100 kt (170 – 185 km/h) co wydaje się być wartością odpowiadającą rzeczywistej. Radarowy zapis prędkości samolotu Sting na kilkanaście sekund przed zdarzeniem wykazuje wartość 47 – 49 kt (87 – 90 km/h). Jest to prawdopodobnie zaniżona wartość wynikająca z niedoskonałości systemu przy określaniu prędkości z dolnego zakresu. Po uwzględnieniu przypuszczalnego błędu określenia prędkości oraz prędkości wiatru należy przyjąć, że rzeczywiste prędkości lotu samolotu zawierały się w przedziale 100 do 140 km/h, a przed i po zatrzymaniu się silnika w granicach 100 – 110 km/h. Prędkość przeciągnięcia samolotu w konfiguracji gładkiej wg. IUwL dla masy 450 kg wynosi 85 km/h. W krytycznym locie masa całkowita samolotu wynosiła 515,3 kg, co spowodowało wzrost prędkości przeciągnięcia do wartości:

$$V_S = 85 * (515.3/450)^{1/2} = 91 \text{ km/h}$$

Przypuszczalna prędkość lotu samolotu w momencie zatrzymania się silnika była niewiele większa od prędkości przeciągnięcia. Załoga przeprowadziła próbę uruchomienia silnika włączając uprzednio elektryczną pompę paliwa. Właściciel samolotu wykonywał loty z reguły przy wyłączonej dodatkowej elektrycznej pompie paliwa. Po próbie uruchomienia silnik na bardzo krótki czas podjął pracę, co mogło skłonić pilota do zwiększenia kąta natarcia poprzez ściągnięcie drążka sterowego na siebie w celu przywrócenia lotu poziomego. Jednak silnik po bardzo krótkim okresie czasu przestał pracować, prędkość zmniejszyła się na tyle, że samolot wpadł w korkociąg w prawą stronę. W tym momencie wysokość lotu była na tyle mała (ok. 160 m), że nie możliwe było skuteczne wyprowadzenie z korkociągu. Z przebiegu lotu i położenia wraku wynika, że samolot zmienił kierunek lotu w korkociągu o ok. 300° tzn. wykonał ponad $\frac{3}{4}$ zvitki a zderzenie z bagnem nastąpiło pod duży kąt i jeszcze podczas obrotu w prawo. Nie są znane parametry korkociągu, jaki wykonuje samolot TL 2000 Sting, gdyż prawdopodobnie nie zostały przeprowadzone takie próby przez jego producenta. Przepisy budowy samolotów ultralekkich nie wymagają przeprowadzenia takich prób w procesie dopuszczania do lotu tego typu statków powietrznych. Wymaganie przeprowadzenia dowodowych prób korkociągowych zawarte są dopiero w międzynarodowych przepisach dotyczących samolotów mogących uzyskać świadectwo typu. Najbardziej zbliżona ciężarem, wymiarami i specyfiką pilotażu do samolotów ultralekkich jest kategoria samolotów VLA. Według wymagań zawartych w Specyfikacjach Certyfikacyjnych dla Samolotów

Bardzo Lekkich CS-VLA należy przeprowadzić badania zachowania się samolotu, po co najmniej jedno zwitkowym (lub 3 sekundowym) korkociągu. Z prób przeprowadzonych na samolocie o przypuszczalnie najbardziej zbliżonych właściwościach do samolotu TL 2000 Sting wynika, że w jednej (a także pierwszej) zwitce samolot traci ok. 150 m wysokości. Wysokość od wprowadzenia do wyprowadzenia z korkociągu (przejścia do lotu poziomego) po wykonaniu jednej zwitki wynosi ok. 220 m. Wysokość potrzebna do doprowadzenia samolotu do lotu poziomego po wykonaniu jednej zwitki korkociągu wynosi 70 m ($220 - 150$). Prawdopodobna utrata wysokości po wykonaniu obrotu o 300° wynosiła około $(300/360) \cdot 150 = 125$ m. Jeżeli do tej wartości dodać wysokość potrzebną do doprowadzenia samolotu do lotu poziomego wynoszącą 70 m to wysokość, z której można by bezpiecznie wyprowadzić samolot z korkociągu w tym przypadku wyniosła by prawdopodobnie $125 + 70 = 195$ m. Z zapisu radarowego można odczytać, że wysokość, na której samolot wpadł w korkociąg była w zakresie 900 - 800 ft AMSL, czyli 620 – 520 ft (189 – 159 m) na terenie czyli mniejsza od umożliwiającej wyprowadzenie do lotu poziomego. Komisja nie jest w stanie jednoznacznie określić, która z osób znajdujących się na pokładzie pilotowała samolot po przerwaniu pracy przez silnik. Z ustaleń medycznych wynika, że w momencie zaistnienia wypadku samolot prawdopodobnie był pilotowany przez właściciela. Pasażer w tym locie, chociaż posiadał znacznie większe doświadczenie lotnicze, jednak nie latał na samolotach ultralekkich i był to pierwszy jego lot na tym typie samolotu. W związku z tym prawdopodobnie działania w sytuacji awaryjnej były wykonywane przez właściciela samolotu znającego specyfikę pilotowania tego statku powietrznego.

2. Analiza techniczna

W celu ustalenia przyczyn zatrzymania się silnika podjęto działania mające na celu odczytanie danych z elektronicznych urządzeń zabudowanych na samolocie. Stwierdzono, że żadne z tych urządzeń nie rejestrowało danych. Przeprowadzone badanie techniczne silnika nie wykazało żadnej usterki pierwotnej, która mogłaby spowodować jego samoczynne wyłączenie lub znaczącą utratę mocy. Sprawdzono jakość paliwa na podstawie próbki pobranej ze stacji benzynowej, na której było kupowane paliwo w tym także ostatnia partia zatankowana przed krytycznym lotem. Na miejscu zdarzenia podczas wydobywania części wraku z bagna, znaleziono metalowy zgrubny filtr paliwa, który normalnie znajduje się

w głównym zbiorniku paliwa. Główny zbiornik paliwa na skutek wypadku uległ rozpadowi. W filtrze tym znaleziono na wlocie do metalowego przewodu pobierającego paliwo ze zbiornika grudkę zaschniętego błota. Grudka ta powstała po wypadku, kiedy elektryczna pompa paliwa zasysała zamuloną wodę z bagna. Badanie grudki wykazało, że jest to zbrylona ziemia bez wtrąceń smolistych, ale w jej środku ujawniono metalową nakrętkę M3. Nakrętka ta ze względu na małe wymiary oczek siatki filtra nie mogła przedostać się do niego ze zbiornika paliwa, czyli np. dostać się przez wlew paliwa. Ze względu na swoje stosunkowo małe wymiary nakrętka ta mogła dostać się do wnętrza filtra przez króciec służący do poboru paliwa lub mogła znajdować się w filtrze od momentu jego wyprodukowania. Prawdopodobnie, że podczas krytycznego lotu nakrętka znalazła się w przewodzie paliwowym i na tyle zdławiła przepływ, że sprawnie działająca mechaniczna pompa nie była w stanie zasysać paliwa ze zbiornika. W krytycznym locie silnik zasilany był w paliwo tylko przez mechaniczną pompę paliwa. Mechaniczna pompa paliwa zamontowana jest na obudowie przekładni z przodu i w górnej części silnika. Pompa ta, aby mogła zasilać silnik paliwem, musi zassać je ze zbiornika znajdującego się w dolnej części kadłuba pokonując różnicę wysokości wynikającą z położenia pompy i zbiornika. Paliwo zasysane ze zbiornika musi przejść przez zawór paliwa, filtr paliwa i elektryczną pompę. Podczas normalnej pracy pompa mechaniczna jest w stanie bez problemu zasysać paliwo jednak, kiedy na wlocie do instalacji paliwowej pojawiło się przydławienie przepływu w postaci nakrętki M3 to pompa nie była w stanie zasysać odpowiedniej ilości paliwa niezbędnej do zasilania silnika. Większość paliwa z instalacji zasilającej została wyssana i prawdopodobnie przerwany został strumień paliwa a w instalacji pojawiły się pary paliwa. Silnik wypracował paliwo znajdujące się w instalacji w tym z komór pływakowych gaźników, i przestał pracować z braku zasilania w paliwo. Po uruchomieniu elektrycznej pompy, posiadającej bardzo duży wydatek, natychmiast podpompowała ona opary i resztki paliwa znajdujące się w instalacji do silnika, co pozwoliło na krótkie jego zapracowanie. Prawdopodobnie przy nieco dłuższej (kilka do kilkunastu sekund) pracy elektrycznej pompy była by ona w stanie przywrócić zasilanie silnika w paliwo. W momencie chwilowego uruchomienia silnika samolot znajdował się prawdopodobnie na wysokości ok. 160 m nad terenem, co przy założeniu opadania rzędu 3 m/s po ok. 16 sekundach jego wysokość zmniejszyłaby się do

ok. 100 m a wtedy silnik przy zasilaniu przez pompę elektryczną mógłby podjąć pracę.

3. WNIOSKI KOŃCOWE.

3.1. Ustalenia komisji.

- a) Dowódca statku powietrznego miał kwalifikacje i uprawnienia do wykonywania tego rodzaju lotu.
- b) Dokumentacja statku powietrznego była prowadzona prawidłowo.
- c) Po wymianie śmigła, zamontowaniu wskaźnika EFIS i zamontowaniu transpondera nie przeprowadzono ważenia i określenia położenia środka masy samolotu.
- d) Stan techniczny samolotu przed startem nie budził zastrzeżeń.
- e) W czasie lotu nastąpiło zatrzymanie pracy silnika.
- f) Ciężar samolotu w locie **znacznie przekraczał** maksymalny ciężar dopuszczony w Instrukcji Użytkowania w Locie.
- g) Pilot i pasażer (pilot liniowy) posiadali aktualne badania lotniczo-lekarskie.
- h) Pilot i pasażer nie byli pod wpływem działania alkoholu ani środków psychotropowych.
- i) Stan pogody nie miał wpływu na zaistnienie zdarzenia.
- j) Kwalifikacje osób obsługujących statek powietrzny nie budziły zastrzeżeń.
- k) Stan i jakość paliwa lotniczego nie budziła zastrzeżeń.
- l) Zatrzymanie pracy silnika nastąpiło na wysokości ok. 280 m nad terenem.
- m) Po przerwaniu pracy przez silnik pilot włączył elektryczną pompę paliwa i podjął próbę uruchomienia silnika.
- n) Podczas próby uruchomienia silnika samolot znajdował się na wysokości ok. 160 m a następnie wpadł w korkociąg, z którego pilot nie zdołał skutecznie wyprowadzić.
- o) W zgrubnym filtrze paliwa znaleziono nakrętkę M3, która mogła przydławić przepływ paliwa i doprowadzić do zatrzymania pracy silnika.

3.2. Przyczyna wypadku

Przyczyną wypadku było przeciągnięcie, podczas próby uruchomienia silnika w locie, co doprowadziło do wejścia samolotu w korkociąg na wysokości uniemożliwiającej skuteczne z niego wyprowadzenie.

Najbardziej prawdopodobną przyczyną przerwania pracy przez silnik samolotu było przydławienie przepływu paliwa w instalacji przez nakrętkę znajdującą się w zgrubnym filtrze paliwa w zbiorniku, przy nie pracującej elektrycznej pompie paliwa.

4. ZALECENIA PROFILAKTYCZNE.

Państwowa Komisja Badania Wypadków Lotniczych po zapoznaniu się ze zgromadzonymi w trakcie badania zdarzenia materiałami nie zaproponowała wprowadzenia zaleceń profilaktycznych.

Komentarz Komisji:

Komisja przypomina użytkownikom statków powietrznych wytwarzanych w oparciu o znacznie mniej wymagające przepisy budowy oraz wyposażonym w niecertyfikowane silniki, że wykonywanie lotów na minimalnej dopuszczalnej wysokości nad terenem wynoszącej 150 m jest związane z dużym ryzykiem i w związku z tym zaleca latanie na wysokościach umożliwiającym wykonanie bezpiecznego lądowania awaryjnego w sposób opisany w IUwL danego statku powietrznego.

5. ZAŁĄCZNIKI.

Album ilustracji

KONIEC

Kierujący zespołem badawczym

Podpis nieczytelny