

# RAPORT KOŃCOWY

---

WYPADEK 0981/14



Państwowa Komisja Badania Wypadków Lotniczych

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

# RAPORT KOŃCOWY

## WYPADEK

ZDARZENIE NR – 0981/14

STATEK POWIETRZNY – Samolot Piper PA-31P Pressurized Navajo, N11WB.

DATA I MIEJSCE ZDARZENIA – 5 lipca 2014, Topolów, gmina Mykanów k/Częstochowy



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. 5 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 2019**

## SPIS TREŚCI

Informacje ogólne .....	3
Streszczenie.....	3
<b>1. INFORMACJE FAKTOGRAFICZNE.....</b>	<b>6</b>
1.1. Historia lotu .....	6
1.2. Obrażenia osób .....	7
1.3. Uszkodzenia statku powietrznego .....	8
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.....	15
1.8. Pomoce nawigacyjne .....	18
1.9. Łączność.....	18
1.10. Informacje o miejscu zdarzenia .....	18
1.11. Rejestratory pokładowe .....	20
1.12. Informacje o szczątkach i zderzeniu.....	20
1.13. Informacje medyczne i patologiczne .....	20
1.14. Pożar .....	21
1.15. Czynniki przeżycia .....	21
1.16. Badania i ekspertyzy.....	22
1.17. Informacje o organizacjach i działalności administracyjnej.....	23
1.18. Informacje uzupełniające.....	24
1.19. Użyteczne lub efektywne metody badań .....	25
<b>2. ANALIZA.....</b>	<b>25</b>
2.1. Analiza pilotażowa i poziom wykształcenia pilota.....	25
2.2. Analiza techniczna .....	25
2.2.1. Identyfikacja obiektów badań.....	26
2.2.2. Analiza stanu technicznego elementów silników .....	28
2.2.3. Analiza stanu technicznego śmigieł samolotu .....	34
2.2.4. Podsumowanie analizy technicznej.....	35
2.2.5. Analiza przyczynowo-skutkowa awarii zespołu napędowego samolotu.....	36
2.2.6. Prezentacja silników AVCO-Lycoming TIGO-541-E1A samolotu Piper PA-31P Pressurized Navajo N11WB podczas rozbiórki .....	38
<b>3. WNIOSKI KOŃCOWE.....</b>	<b>54</b>
3.1. Ustalenia komisji.....	54
3.2. Przyczyny wypadku .....	57
<b>4. Zalecenia dotyczące bezpieczeństwa.....</b>	<b>58</b>
<b>5. Załączniki .....</b>	<b>58</b>

## INFORMACJE OGÓLNE

Numer ewidencyjny zdarzenia:	<b>981/14</b>			
Rodzaj zdarzenia:	<b>WYPADEK</b>			
Data zdarzenia:	5 lipca 2014 r.			
Miejsce zdarzenia:	Topolów, gm. Mykanów k/Częstochowy			
Rodzaj, typ statku powietrznego:	Samolot Piper PA-31P Pressurized Navajo			
Użytkownik / Operator SP:	Szkoła Spadochronowa OMEGA			
Dowódca SP:	Pilot samolotowy zawodowy			
Liczba ofiar / rodzaj obrażeń:	Śmiertelne	Poważne	Lekkie	Bez obrażeń
	11	1	-	-
Władze krajowe i zagraniczne poinformowane o zdarzeniu	ULC, EASA, NTSB			
Kierujący badaniem:	Andrzej Pussak			
Podmiot badający:	PKBWL			
Pełnomocni Przedstawiciele i ich doradcy:	Kancelaria Prawna K&K Piotr Kasprzyk Pełnomocny Przedstawiciel NTSB			
Skład zespołu badawczego:	10 OSÓB (PATRZ STR.4 RAPORTU)			
Forma dokumentu zawierającego wyniki:	RAPORT KOŃCOWY			
Zalecenia:	TAK			
Adresat zaleceń:	URZĄD LOTNICTWA CYWILNEGO			
Data zakończenia badania:	10 września 2019 roku			

## STRESZCZENIE

W dniu 05 lipca 2014 r. około godziny 16:00 [LMT] z lądowiska Rudniki (EPRU) wystartował samolot Piper PA-31P Pressurized Navajo o znakach rozpoznawczych N11WB w celu wykonania zrzutu spadochroniarzy. Wskutek spadku mocy zespołu napędowego i braku wznoszenia pilot podjął decyzję lądowania awaryjnego w terenie przygodnym w odległości ok. 4200 m (w linii prostej) od progu pasa. Samolot w stanie przeciągnięcia wykonał około  $\frac{3}{4}$  obrotu w prawo wokół swej osi podłużnej, a następnie z dużym kątem pochylenia i przechylenia na lewe skrzydło zderzył się z ziemią. Nastąpił znaczny wyciek paliwa z uszkodzonych zbiorników skrzydłowych na gorące elementy silników, co spowodowało pożar samolotu. Mieszkańcy z rejonu upadku samolotu pomogli wydostać się z kabiny trzem osobom, z których dwie zmarły na miejscu z powodu

odniesionych ran i poparzeń, a pozostałych dających oznaki życia osób z powodu gwałtownie rozprzestrzeniającego się pożaru nie udało uratować.



1 – Samolot Piper PA-31P Pressurized Navajo N11WB po przeróbce na wariant do wywożenia skoczków spadochronowych (zamontowany stopień, drzwi roletowe, poręcz nad drzwiami, uchwyt za drzwiami i deflektor przed drzwiami, wymontowane wszystkie fotele prócz fotela pilota, zamontowane wzdłuż kabiny dwie równoległe ławeczki, na których spadochroniarze siedzieli okrakiem), sfotografowany w okresie poprzedzającym wypadek [fot. Bartosz Budzisz, Skrzydła.org].

**Uwaga:** wszystkie czasy podane w raporcie wg LMT, z wyjątkiem prognozy GAMET i analizy meteorologicznej. Zdjęcia, jeżeli nie zaznaczono inaczej, wykonane przez PKBWL.

**Badanie zdarzenia przeprowadził zespół badawczy PKBWL w składzie:**

mgr inż. instr. pil. dośw. Andrzej Pussak - kierujący zespołem,  
mgr inż. Jacek Jaworski - członek zespołu (do 13.11.2016),  
dr inż. Stanisław Żurkowski - członek zespołu (do 13.11.2015),  
mgr inż. instr. pil. Ryszard Rutkowski - członek zespołu (do 01.09.2017),  
mgr inż. instr. pil. Jacek Bogatko - członek zespołu,  
inż. Tomasz Makowski - członek zespołu,  
mgr inż. Krzysztof Pawełek - ekspert PKBWL,  
mgr inż. Tomasz Pawełek - ekspert PKBWL,  
mgr Jarosław Olędzki - ekspert PKBWL,  
dr. inż. Marek Flekiewicz - ekspert PKBWL.

W trakcie badania PKBWL ustaliła następujące przyczyny wypadku lotniczego:

- 1. Użytkowanie samolotu bez ważnego Świadectwa Zdatości do Lotu.**
- 2. Uszkodzenie i zniszczenie sprzęgła kołkowego połączenia wału korbowego z wałkiem napędowym przekładni śmigła prawego silnika, co spowodowało wyłączenie z pracy prawego śmigła samolotu oraz przerwało pracę regulatora kąta natarcia jego łopat, powodując ich ustawienie w chorągiewkę, czego wynikiem stała się asymetria ciągu prowadząca do przeciągnięcia samolotu i utraty sterowności.**

**Uszkodzenie sprzęgła kołkowego połączenia wału korbowego z wałkiem napędowym przekładni prawego silnika mogło być spowodowane następującymi przyczynami:**

- wcześniejszym uderzeniem śmigła w przeszkodę, w okolicznościach i czasie, których nie udało się ustalić.**
- długotrwałym procesem zmęczeniowym, wywołanym nierównomierną pracą silnika (w silniku tym wymieniono jeden z cylindrów).**

- 3. Przeciągnięcie w ostatniej fazie lądowania awaryjnego.**

**Okoliczności sprzyjające wypadkowi to:**

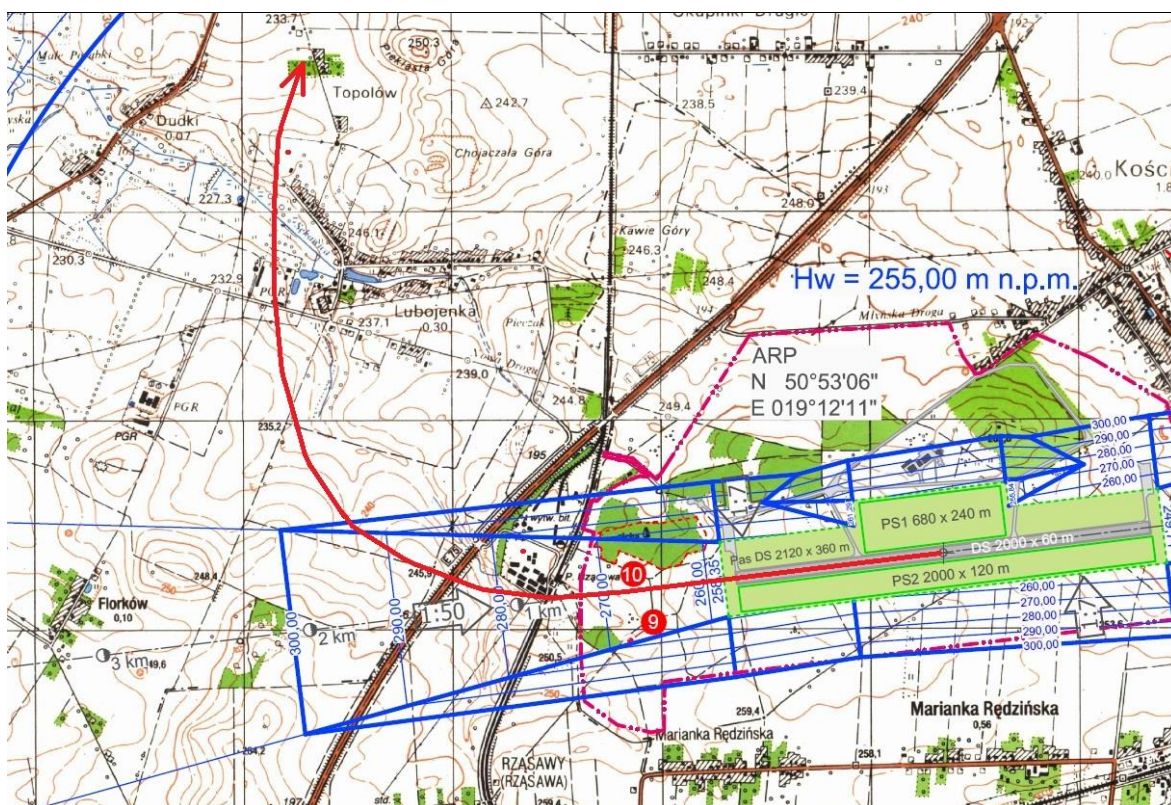
- a) Niewłaściwa obsługa techniczna samolotu.**
- b) Obniżenie mocy lewego silnika wskutek nieprawidłowej eksploatacji.**
- c) Stosowanie paliwa niezgodnego z wymaganiami Wytwórcy silników.**
- d) Przeróbka samolotu z naruszeniem jego Certyfikatu Typu.**
- e) Warunki meteorologiczne – wysoka temperatura otoczenia**

Po zakończeniu badania PKBWL zaproponowała zalecenie dotyczące bezpieczeństwa.

## 1. INFORMACJE FAKTOGRAFICZNE

### 1.1. Historia lotu

W sobotę, 5 lipca 2014 r. ok. godz. 16:00 z lądowiska Rudniki k/Częstochowy [EPRU] wystartował samolot Piper PA-31P Pressurized Navajo o znakach rozpoznawczych N11WB w celu wykonania zrzutu spadochroniarzy. Był to ósmy lot tego samolotu w tym dniu. Na jego pokładzie, prócz pilota, znajdowało się 11 osób: 7 skoczków spadochronowych, 2 pilotów tandemów i 2 pasażerów tandemów.



2 – Przybliżona trasa ostatniego lotu samolotu N11WB, naniesiona na mapę topograficzną okolicy lądowiska Rudniki.

Według jedynego skoczka ocalałego z wypadku, start początkowo przebiegał normalnie, jednak po krótkim czasie dał się wyczuć spadek mocy i brak wznoszenia – w jego ocenie wysokość w chwili zdarzenia wynosiła około 100 m.

Pilot w pewnej chwili odwrócił się do osób znajdujących się na pokładzie i zawołał: „*Lądowanie awaryjne!*” Obecni na pokładzie przyjęli przewidzianą na taką okoliczność pozycję ciała, zaraz potem nastąpił przechył i uderzenie.

O godz. 16:11 samolot, osiągnąwszy punkt oddalony ok. 4200 m (w linii prostej) od progu pasa, po osiągnięciu wysokości lotu ok. 100 m AGL podczas lądowania

awaryjnego wszedł w prawy obrót autorotacyjny, a następnie, po wykonaniu około  $\frac{3}{4}$  obrotu w prawo wokół swej osi podłużnej, przy znacznym kącie pochylenia (40-50° „na nos”) i przechylenia (ok. 70° w lewo), ze znaczną prędkością pionowego opadania końcówką lewego skrzydła uderzył w konar jabłoni, odłamując go. Odłamaniu uległa także końcówka lewego skrzydła z lotką. Następnie uderzył w ziemię lewym silnikiem, przodem kadłuba i prawym silnikiem. Nastąpiło przy tym oderwanie obu śmigieł wraz z ich przekładniami redukcyjnymi (prawe śmigło zostało wbite w ziemię w położeniu zachorągiewkowym), oderwanie mocowań kadłuba do skrzydeł oraz rozdzielenie skrzydeł lewego i prawego. Samolot upadł „na brzuch”, zachowując nadany zderzeniem z ziemią obrót wokół osi pionowej w lewo z jednoczesnym przemieszczeniem. Zawadził przy tym prawym statecznikiem poziomym o ziemię, co ostatecznie doprowadziło do całkowitego oderwania kadłuba od skrzydeł i jego przewrócenia na prawy bok, w wyniku czego drzwi wejściowe do kabiny znalazły się „u góry”. Oderwaniu uległ także prawy statecznik poziomy. Nastąpił znaczny wyciek paliwa z uszkodzonych zbiorników skrzydłowych i wkrótce potem pożar, który objął lewe skrzydło, częściowo lewy silnik i kadłub prócz części tylnej oraz częściowo prawy silnik i prawe skrzydło w strefie zbiorników paliwa.

Mieszkańcy z najbliższego sąsiedztwa miejsca wypadku przybyli z pomocą ofiarom wypadku i zdołali pomóc wydostać się z kadłuba trzem osobom. Wszystkie te osoby były poważnie ranne, a dwie z nich także silnie poparzone i tych dwóch osób nie udało się uratować.

Rozprzestrzeniający się pożar paliwa uniemożliwił próbę udzielenia pomocy innym osobom w kabinie, dającym jeszcze oznaki życia. W chwili wypadku temperatura otoczenia była wysoka i sięgała ok. 30°C.

## **1.2. Obrażenia osób**

Obrażenia ciała	Załoga	Podróżny	Inne osoby
Śmiertelne	1	10	-
Poważne	-	1	-
Nieznaczone (nie było)	-	-	-



### 1.3. Uszkodzenia statku powietrznego

Samolot w wyniku zderzenia z ziemią został całkowicie zniszczony, a także częściowo spalony wskutek pożaru, spowodowanego zapaleniem się paliwa wylanego z uszkodzonych zbiorników skrzydłowych. Stan samolotu po wypadku pokazano szczegółowo na zdjęciach w Albumie ilustracji – załącznik nr 1 do raportu.

### 1.4. Inne uszkodzenia

Uszkodzenie nawierzchni trawiastej na sumarycznej powierzchni ok. 450 m<sup>2</sup>, lokalne skażenie gruntu substancjami ropopochodnymi oraz innymi produktami spalania konstrukcji samolotu, zneutralizowane przez straż pożarną w trakcie akcji ratowniczej. Zasięg rozrzutu powypadkowego szczątków po zderzeniu samolotu z ziemią oraz powierzchni objętej pożarem był stosunkowo niewielki.

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

Dowódca statku powietrznego, pilot mężczyzna lat 29, posiadał licencję pilota samolotowego zawodowego CPL(A) wydaną przez Urząd Lotnictwa Cywilnego. W licencji wpisy: SEP(L) z datą ważności do 31.08.2015 r., SEP(L)-IR z datą ważności 31.12.2014 r., MEP(L) z datą ważności do 31.12.2014 r., MEP(L)-IR z datą ważności 31.12.2014 r.

Poza tym pilot miał w licencji wpis uprawniający do prowadzenia korespondencji radiotelefonicznej w języku angielskim oraz biegłość języka angielskiego określoną na poziomie 5 z ważnością do 18.01.2019 r.

Nalot ogólny na samolotach na dzień 05.07.2014 r.: 996 godzin 26 minut. Nalot na typie, na którym nastąpił wypadek: pierwszy lot 15.05.2014 roku, ostatni wpis 22.06.2014 r.; suma z zapisów dziennych: 19 godzin i 15 minut. Przez następne 13 dni pilot wykonywał loty, jednak brak było wpisów odbytych lotów; uśredniając można przyjąć nalot w tym czasie jako ok. 20 godzin, co razem stanowiłoby ok. 40 godzin nalotu na samolocie, na którym zaistniał wypadek.

Orzeczenie lotniczo-lekarskie klasy 1 bez ograniczeń ważne do 02.08.2018 r.

### 1.6. Informacje o statku powietrznym

Dwusilnikowy, 8-miejscowy dolnopłat o konstrukcji półskorupowej całkowicie metalowej, podwozie chowane trójkołowe z kołem przednim; kadłub ciśnieniowy, szczelny; usterzenie klasyczne. Silniki tłokowe 4-suwowe 6-cylindrowe wtryskowe AVCO-Lycoming TIGO-541-E1A w układzie „bokser” z turbodoładowaniem o mocy

po 317 kW (425 KM); śmigła trójłopatowe metalowe Hartzell przestawialne w choraągiewkę; zbiorniki paliwa w kesonach skrzydeł i w gondolach silników. Układy sterowania płatowcem linkowe.

Prototyp (w wersji PA-31 Navajo z kadłubem nieciśnieniowym) oblatany 30 września 1964 r., certyfikat FAA A-8EA wydany w 1967 r. Wersja PA-31P z kadłubem ciśnieniowym (cięższym o ok. 600 kg) produkowana od 1970 r. Ogółem wyprodukowano ok. 4000 samolotów typu PA-31 wszystkich wersji.

W oryginalnej, fabrycznej wersji PA-31P w samolocie było 8 miejsc (2 fotele przednie – pilot i co-pilot/pasażer oraz 6 foteli dla pasażerów). Miejsce na bagaż oraz garderoba/bufet znajdowały się w tylnej części kabiny pasażerskiej. Samolot przeznaczony był do wykonywania lotów dyspozycyjnych lub jako taksówka powietrzna. Poza tym mógł być wykorzystywany do szkolenia na samoloty wielosilnikowe i szkolenia w lotach IFR.



3, 4 - Zasadnicza przeróbka strukturalna samolotu PA-31P N11WB. Z lewej stan przed przeróbką (na zdjęciu inny samolot - widoczne drzwi ciśnieniowe), z prawej samolot N11WB po przeróbce (widoczne drzwi roletowe, deflektor, poręcz, uchwyt i stopień). [fot. Bartosz Budzisz, Skrzydła.org + powszechnie dostępna domena internetowa].

Samolot, który uległ wypadkowi (N11WB, nr fabr. 31P-7630005), to przerobiony w maju 2014r. w Polsce 12-miejscowy wariant do wywożenia skoczków spadochronowych (jeden fotel pilota i dwie ławeczki dla spadochroniarzy wzdłuż kadłuba). W trakcie przeróbki usunięto fotele, drzwi ciśnieniowe (zastąpione roletowymi), na zewnątrz kadłuba dodano deflektor przed przednią krawędzią drzwi oraz uchwyt, poręcz i stopień dla skoczków. Skutkiem tej przeróbki była

utrata szczelności kadłuba i przyrost udźwigu/ładunku o ok. 360-380 kg.  
Dokumentacji przeróbki nie przedstawiono.

### **Historia użytkowania samolotu**

<b>Rok/data</b>	<b>Znaki rozp.</b>	<b>Właściciel/Użytkownik/Uwagi</b>
1976	N57531	Nowo wyprodukowany w Piper Aircraft jako 8-miejscowy
1976-05-28	N57451	Wystawione pierwsze świadectwo zdatności do lotu
Od 1976-06-03	N57351	Western Automotive Company Inc., Oakland, CA [pierwszy właściciel]
Od 1977-03-17	N666ER	J.L.Evans and C.W.Reeves [służył jako zastaw bankowy]
Od 1985-03-27	N666ER	E.R. Leasing Co (spółka J.L.Evans and C.W.Reeves)
Od 1985-03-28	N666ER	Jobe Ski Corporation, Redmond, WA
1985-10-08	N666ER	Wydane nowe świadectwo zdatności do lotu.
Do 1987-05-04	N666ER	Jobe Ski Corporation, Redmond, WA
Od/do 1987-05-04	N666ER	Elcon Finans Nord AS
Od 1987-05-04	N666ER	Aircraft Sales of California Inc, Hygiene, COLO
1987-05-11	N666ER N11WB	Indiana Texas Aircraft Sales (Wg książki płatowca nr 1 od tej daty nosił znaki rozpoznawcze N11WB [rozbieżności w zapisach])
Czerwiec 1987	N11WB	Baystone Construction Inc. and Brad Razor Buick Inc., IN [służył jako zastaw bankowy]
1989-02-11	N11WB	Edgewater Financial Group [Ostatni zapis w książce płatowca nr 1]
1989-09-18	N11WB	RR Investments Inc DBA Million Air [data nabycia]
1990-03-19	N11WB	Corporate Skyways Inc [data nabycia]
1990-04-06	N11WB	Land Co Realty NC [data nabycia]
1990-06-25	N11WB (N404WB)	Land Co Realty NC (Ponownie zarejestrowany (?) – miał czasowo specjalne znaki rozpoznawcze N404WB, służył jako zastaw bankowy)
Kwiecień 1995	N11WB	Ralph Lowry Aircraft Sales Inc, Newton, KS (firma ta wielokrotnie sprzedawała samolot kolejnym właścicielom, odkupywała go i zastawiała w różnych bankach)
Sierpień 1995	N11WB	Gravlee&Assoc., Tulsa, OK [Modyfikacja awioniki]
1998-10-22	N11WB	Hunsberger Terry R., Garden City
Maj 2002	N11WB	Sprzedany ICM Inc, Houma, LA przez Ralph Lowry Aircraft Sales Inc, Newton, KS
Styczeń – listopad 2002	N11WB	ICM Inc, Colwich, KS
Marzec 2004	N11WB	Ralph Lowry Aircraft Sales Inc, Newton, KS – przewłaszczenie na Intrust Bank NA, Wichita, KS (jedno z wielu!)
2004-03-16	N11WB	K-Air LLC, Houma, LA
2007-04-14	N11WB	Rejestracja zawieszona
2007-05-04	N11WB	Hicks W.W., Hobbs, NM
Listopad 2007	N11WB	TFH LTD Co., Hobbs, NM
2008-08-01	N11WB	Ostatni zapis w książce płatowca nr 2
2012-06-16	N11WB	Rejestracja zawieszona
2012	N11WB	Przegląd techniczny/przegląd zgodności
Od 2012-05-23	N11WB	Wandoo Aviation LLC, Mount Pleasant, SC
Od 2014-04-23	N11WB	Larsen C., Merrimack, NH
Kwiecień 2014	N11WB	ChartAir, Warszawa (użytkownik/leasingobiorca: szkoła spadochronowa OMEGA) Sprzedany i sprowadzony lotem do Polski bez przerejestrowania
Maj 2014	N11WB	Przerobiony w Polsce na wariant 12-miejscowy do wywozu spadochroniarzy [utrata szczelności konstrukcji kadłuba, naruszenie Certyfikatu Typu]
2014-07-05	N11WB	Zniszczony w wyniku wypadku w m.Topolów gm.Mykanów k/Częstochowy

Rok budowy	Producent	Nr fabr. płatowca	Znaki rozp.	Nr rejestru	Data rejestru
1976	Piper Aircraft Corporation Lock Haven, PA, USA	31P-7630005	N11WB	-	-

Nalot płatowca od początku eksploatacji: ok.4350 godz.

(ustalono na podstawie TTAf i ocenionego czasu eksploatacji po przeglądzie rocznym z 19.07.2013 r. w USA – patrz poniżej)

Ubezpieczenie lotnicze zawarte na okres: od 06.06.2014 do 31.03.2015 r.

Silniki: 2 silniki tłokowe, sprężarkowe, wtryskowe, 6-cylindrowe typu bokser chłodzone powietrzem, paliwo: benzyna lotnicza 100/130.

Silnik lewy:

Rok produkcji	Producent	Model	Nr fabryczny
-	AVCO Lycoming, Williamsport	TIGO-541-E1A	L-264-62

Silnik prawy:

Rok produkcji	Producent	Model	Nr fabryczny
-	AVCO Lycoming, Williamsport	TIGO-541-E1A	L-762-62

Maks. moc startowa każdego silnika: 425 KM

Czas pracy silników od początku ich eksploatacji: ok.3660 godz.

(ustalono na podstawie HOBBS i ocenionego czasu eksploatacji po przeglądzie rocznym z 19.07.2013 r. w USA – patrz poniżej).

Śmigła

2 śmigła metalowe, 3-łopatowe o zmiennym skoku.

Śmigło lewego silnika:

Rok produkcji	Producent	Typ/model	Nr fabryczny
22 lipca 1975	Hartzell Propeller Inc.	HC-3YN-2LUF/FJC9684B-3R	Śmigło: DG 503 Piasta: 55891 Łopata L1: K11080 Łopata L2: K11081 Łopata L3: K11082

Śmigło prawego silnika:

Rok produkcji	Producent	Typ/model	Nr fabryczny
17 września 1975	Hartzell Propeller Inc.	HC-3YN-2LUF/FJC9684B-3R	Śmigło: DG 508 Piasta: 53750 Łopata R1: J97441 Łopata R2: K09678 Łopata R3: J93493

Czas pracy silników od początku ich eksploatacji: ok.3660 godz.

(ustalono na podstawie HOBBS i ocenionego czasu eksploatacji po przeglądzie rocznym z 19.07.2013 r. w USA – patrz poniżej).

Brak śladów śrutowania na pokrętłach zmiany skoku sugeruje, że śmigła nie były obsługiwane zgodnie z procedurami Hartzell Propeller od ok. 2004 r. Numery fabryczne łopat obu śmigieł nie są tymi, z którymi śmigła wyprodukowano, co świadczy o wymianie łopat po 1975 roku.

Informacje, dane i dokumenty takie jak: poświadczenie przeglądu zdolności do lotu, liczba lotów od początku eksploatacji, nalot od ostatniego remontu lub przeglądu, czas pozostały do kolejnego remontu lub przeglądu (100 h), data

wykonania ostatnich czynności okresowych (50 h) dla samolotu, silników i śmigieł nie były dostępne, gdyż podstawowa dokumentacja obsługowa i operacyjna samolotu prawdopodobnie spłonęła na jego pokładzie podczas wypadku.

Fragmentaryczne dane na temat obsługi technicznej samolotu (w postaci fotokopii części jego dokumentacji towarzyszącej, wykonanych w USA przed jego sprzedażą do Polski, a dostarczonych przez Szkołę Spadochronową OMEGA) w niezbędnym skrócie zawarto w poniższej tabeli:

<b>Data / Wykonawca [A, B, C lub D]</b>	<b>Zakres wykonywanych prac/czynności</b>
03.04.2008 r. / A	Przegląd roczny/100-godzinny, przeprowadzone sprawdzenie działania silników, dokonane niezbędne wymiany części, wymieniony olej i stwierdzona zdatność samolotu do lotu.
04.06.2008 r. / B	Usprawnienie lewego silnika po stwierdzeniu przegrzewania się cylindra nr 5.
23.06.2008 r. / A	Wymiana napędu rozrusznika lewego silnika na inny (używany i sprawny).
23.06.2008 r. / A	Wymiana oleju, sprawdzenie filtrów oleju i pobranie próbki zużytego oleju do analizy, sprawdzenie szczelności.
28.06.2008 r. / A	Wymiana oleju w lewym silniku, sprawdzenie filtra oleju i pobranie próbki zużytego oleju do analizy, sprawdzenie szczelności. Przeczyszczenie dysz paliwowych.
11.07.2008 r. / C	Wymiana zaworu sprężarki i wymiana oleju.
28.07.2008 r. / A	Wymiana oleju, sprawdzenie filtrów oleju i pobranie próbki zużytego oleju do analizy, sprawdzenie szczelności. Przeczyszczenie dysz paliwowych. Zainstalowane nowej prądniczki obrotomierza.
26.09.2008 r. / A	Wymiana oleju, sprawdzenie filtrów oleju i pobranie próbki zużytego oleju do analizy, sprawdzenie szczelności. Przeczyszczenie dysz paliwowych.
16.09.2008 r. / A	Wymiana oleju, sprawdzenie filtrów oleju i pobranie próbki zużytego oleju do analizy. Sprawdzenie szczelności.
07.06.2012 r. / A	Prace okresowe na lewym silniku. Przegląd piasty śmigła. Poprawki lakiernicze. Uznanie śmigła za zdadne do eksploatacji lotniczej.
15.04.2013 r. / D	Na lewym silniku: wymieniony olej i sprawdzony filtr oleju, wymieniony filtr oleju.
25.04.2013 r. / D	Zainstalowany ponownie naprawiony cylinder nr 3 lewego silnika.
19.07.2013 r. / D	<b>Na prawym silniku: roczny przegląd wg IAW Piper MM, zainstalowany nowy popychacz dla uzyskania odpowiedniego działania zaworu, wymieniona osłona dźwigni, wymieniony olej i sprawdzony filtr oleju, sprawdzona szczelność pompy paliwowej. Potwierdzona zdatność silnika do użytkowania w locie.</b>
19.07.2013 r. / D	<b>Na lewym silniku: przegląd roczny wg IAW Piper MM. Wymiana oraz regulacja agregatów i elementów instalacji silnikowych. Wymieniony olej i sprawdzony filtr oleju, wymieniony filtr oleju. Potwierdzona zdatność silnika do użytkowania w locie. Przegląd śmigieł i uznanie ich za zdadne do eksploatacji lotniczej.</b>
19.07.2013 r. / D	<b>Przegląd roczny samolotu wg IAW Piper MM. Wymienione elementy instalacji elektrycznej, przeciwbłodzeniowej, podwozia, lokalne naprawy płatowca (wymiana nitów). Stwierdzona zdatność samolotu do lotu.</b>
11.09.2013 r. / D	Na lewym i prawym silniku: wymieniony olej i sprawdzony filtr oleju, wymieniony filtr oleju.
21.09.2013 r. / D	Wymiana wysokościomierza. Zdemontowanie wyposażenia radarowego do naprawy.
03.10.2013 r. / D	Na prawym silniku: smarowanie układu regulacji ciśnienia i sprawdzenie pełnego zakresu jego ruchu. Oczyszczenie przewodów olejowych i sprawdzenie działania układu.
25.10.2013 r. / D	Ponowne zainstalowanie wyposażenia radarowego po naprawie. Wymiana filtrów powietrza.
08.01.2014 r. / D	Na lewym i prawym silniku: wymieniony olej i sprawdzony filtr oleju, wymieniony filtr oleju. Zainstalowanie nowych mocowań osłon silników.

#### **Wykonawcy prac/czynności obsługowych:**

A – Aero Clinic Inc. (Seminole, TX)

B – Broadle's Aircraft Inc. (Meacham Field, Worth, TX)

C – Pacific Aircare Inc.

D – Interstate Turbine Management (North Charleston, SC)

Z informacji o przeglądzie rocznym (na fotokopii dokumentu) wykonanym w dn. 19.07.2013 r. w USA przez Interstate Turbine Management wynika, że samolot do chwili rozpoczęcia tego przeglądu uzyskał:

- nalot płatowca (TTAF) 4147,4 godz.
- czas pracy silników (HOBBS) 3460,7 godz.

Powyższe dane (TTAF i HOBBS) wraz z określeniem czasu eksploatacji po tym przeglądzie do chwili wypadku (200 godz.) posłużyły do przybliżonego określenia czasów eksploatacji dla płatowca, silników i śmigieł.

Dnia 23 kwietnia 2014 r. w związku ze sprzedażą samolotu do Polski FAA wydała sprzedającemu go dotychczasowemu właścicielowi tymczasowe poświadczenie rejestracji bez zmiany znaków rozpoznawczych, ważne do 23 maja 2014 r.

**Z treści ww. dokumentu wynika, że w dniu wypadku (5 lipca 2014 r.) rejestracja samolotu w USA była nieważna.**

Stan MPiS przed lotem, (wg zeznań świadka, PDT z dnia wypadku nie odnaleziono):

paliwo: Verva 98 (winno być 100/130) około:	120,0 l
<i>przed ostatnim wylotem dotankowano po 50 litrów paliwa Verva 98 w skrzydła.</i>	
olej: W80 (12+12)	24,0 l

Masa i załadunek samolotu (dane masowe):

- |  |                          |
|--|--------------------------|
| – masa samolotu pustego przed przeróbką:                               | 2268,0 kg                |
| – masa samolotu po przeróbce (zmniejszenie o ok.380 kg)                | 1888,0 kg                |
| – masa paliwa (120l)   | 80,0 kg                  |
| – masa oleju (24 l):   | 20,4 kg                  |
| – masa osób na pokładzie:  | 865,94 kg                |
| <i>(uratowany oraz skoczkowie + pilot - wg ważenia w prosektorium)</i> |                          |
| – masa spadochronów, kasków, kamer i wysokościomierzy (szacunkowo):    | 127,0 kg                 |
| – <b><u>Razem masa startowa:</u></b>                                   | <b><u>2981,34 kg</u></b> |

**Maksymalna masa startowa samolotu MTOW 3538,00 kg**

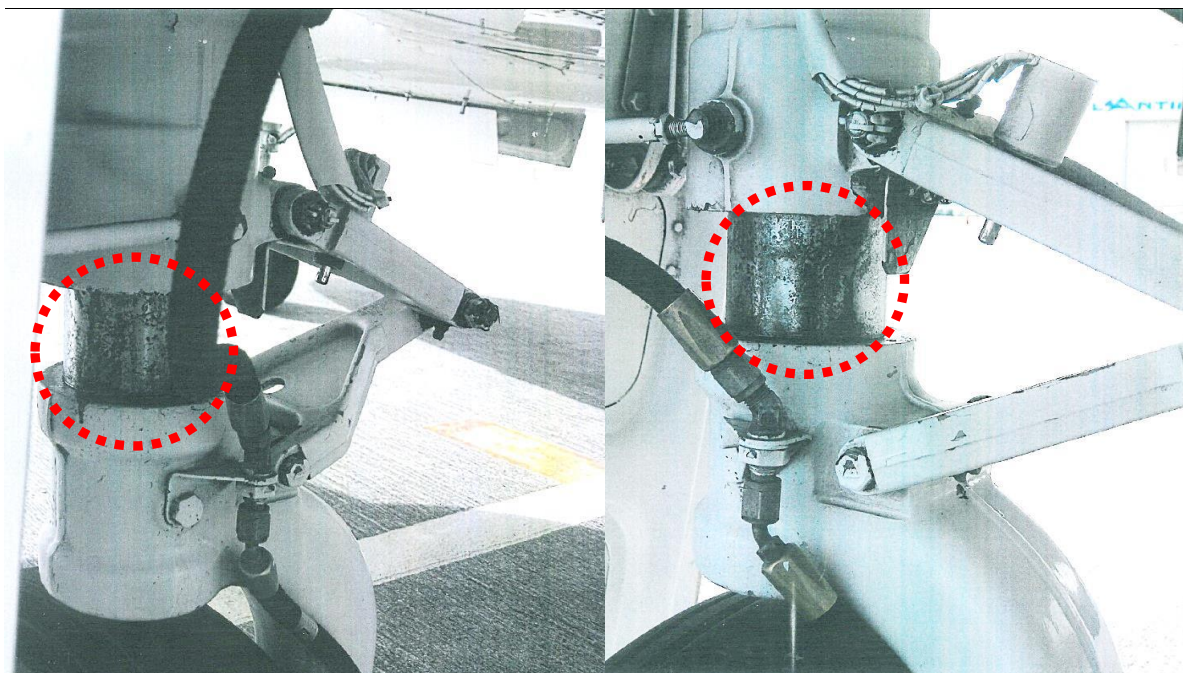
Masa samolotu podczas startu była niższa od dopuszczalnej masy startowej samolotu przed przeróbką.

Położenie środka ciężkości w trakcie wypadku mogło się zmieniać, gdyż skoczkowie spadochronowi mogli się przemieszczać wzdłuż kabiny i nie mieli możliwości użycia pasów bezpieczeństwa ani uchwytów, których w samolocie po przeróbce na wariant do wyrzucania skoczków nie było.



5 – Samolot Piper PA-31P N11WB sfotografowany 13 maja 2014 r. podczas lądowania na lądowisku Rudniki. Zwraca uwagę silne dymienie z lewego silnika, świadczące o jego defekcie. Drzwi kabiny jeszcze w stanie oryginalnym (kabina ciśnieniowa) – tj. przed przeróbką samolotu na wariant do wywożenia skoczków spadochronowych, dokonaną w drugiej połowie maja 2014 r. [fot. Bartosz Budzisz, Skrzydła.org].

Ogólny stan techniczny samolotu świadczył o zadawnionych zaniedbaniach eksploatacyjnych, których następstw skutecznie nie wyeliminowano ani przed podjęciem lotu transatlantyckiego do Polski (awaria w systemie prądotwórczym w trakcie przelotu) ani po jego zakończeniu (kolejne zdarzenia związane z niesprawnościami silników), a które mogły być wynikiem jego nieregularnej eksploatacji i niewłaściwej obsługi w USA.



6, 7 – Lewe i prawe podwozie główne samolotu z objawami znacznie zaawansowanej korozji [fot. via OMEGA].

Zespół badawczy nie miał dostępu do zapisów na temat eksploatacji samolotu w Polsce, wykonywanych prac obsługowych i serwisowych oraz przeróbki (prawdopodobnie spłonęły na pokładzie samolotu).

Zauważalna zaawansowana i rozległa korozja podwozia (p. fot. 6 i 7) mogła być spowodowana dłuższym postojem samolotu w wodzie o głębokości ok.50-60 cm (np. na lotnisku dotkniętym powodzią, co nie mogło mieć miejsca w Polsce).

### 1.7. Informacje meteorologiczne

Stan pogody w chwili i miejscu zdarzenia ustalono na podstawie analizy:

- zdjęć satelitarnych z satelity NOAA o przelocie najbliższym terminowi zdarzenia;
- zdjęć satelitarnych z satelity geostacjonarnego;
- danych radiosondażowych ze stacji aerologicznych 12374 Legionowo, 12424 Wrocław i 11747 Prostejov k/Ołomuńca;
- danych obserwacyjnych ze stacji meteorologicznej IMGW 12550 Częstochowa w kodzie SYNOP;
- danych z radaru meteorologicznego IMGW Ramża k/Katowic.

Materiały uzyskano z zasobów archiwalnych IMGW oraz z ogólnie dostępnych danych archiwalnych z zagranicznych serwerów internetowych: CHMI (Czechy), Uniwersytet Wyoming (USA), wetterzentrale.de (Niemcy) oraz OGIMET (Hiszpania).

12550, Częstochowa (Poland)			
ICAO index: ----. Latitude50-49N. Longitude019-06E. Altitude293 m.			
SYNOPSIS from 12550, Częstochowa (Poland)			
SM	05/07/2014 18:00->	AAXX 05181	12550 11970 61801 10217 20133 39767 40107 51003 69902 72522 84072333 10267 20202 91109 93097=
SN	05/07/2014 17:00->	AAXX 05171	12550 41670 71903 10225 20127 39767 40106 52005 78022 8337/ 333 91008 91109=
SN	05/07/2014 16:00->	AAXX 05161	12550 42970 62202 10249 20131 39761 40097 57002 84066=
SI	05/07/2014 15:00->	AAXX 05151	12550 42670 62003 10254 20116 39764 40099 52004 82231333 91108=
SN	05/07/2014 14:00->	AAXX 05141	12550 42670 62002 10266 20133 39762 40096 57001 81138=
SN	05/07/2014 13:00->	AAXX 05131	12550 41670 62103 10258 20112 39763 40098 55002 70333 81138333 91108 555 57206=
SM	05/07/2014 12:00->	AAXX 05121	12550 12970 61903 10261 20111 39760 40094 58002 60001 83038333 91108 93000=
SN	05/07/2014 11:00->	AAXX 05111	12550 42970 61703 10252 20106 39763 40098 57007 83038=
SN	05/07/2014 10:00->	AAXX 05101	12550 42970 61803 10235 20109 39765 40102 55007 83038333 91108=
SI	05/07/2014 09:00->	AAXX 05091	12550 42970 61603 10244 20107 39762 40098 57013 83038=
SN	05/07/2014 08:00->	AAXX 05081	12550 42970 61803 10225 20112 39770 40109 56009 83038=



18.00 – Tmaks 26,7°C,

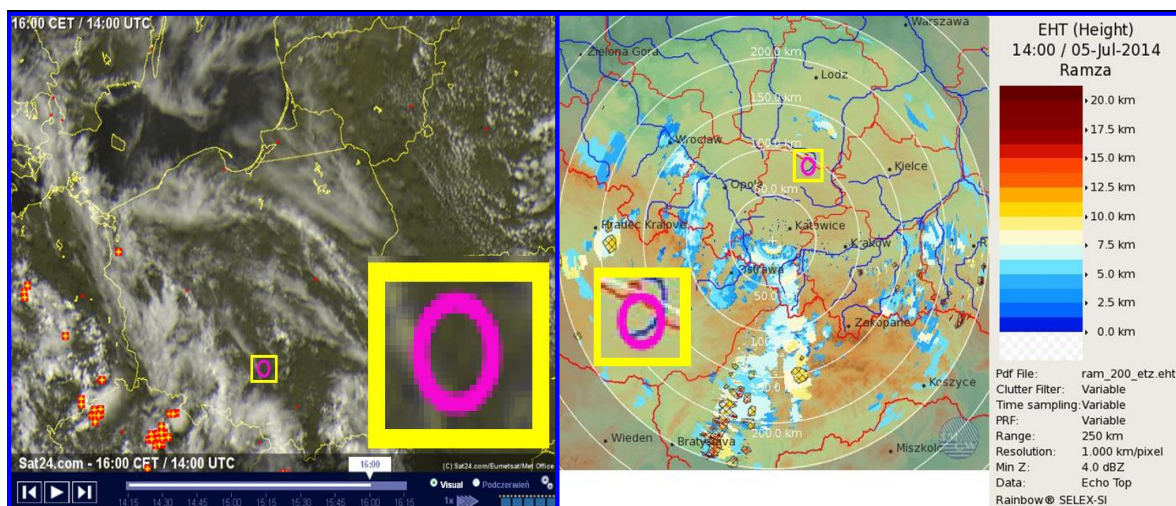
15.00 – N 2/8 Cu h 1000-1500 m oraz 6/8 Ac, Ci, vv 20 km, wiatr 200/3 m/s, T 25,4°C, T<sub>d</sub> 11,6°C, Q 1009,9 hPa, wzrost 0,4 hPa/3 godz.

**14.00 – N 1/8 Cu h 1000-1500 m oraz 6/8 Ac, Cs, vv 20 km, wiatr 200/3 m/s, T 26,6°C, T<sub>d</sub> 13,3°C, Q 1009,6 hPa, spadek 0,1 hPa/3 godz.**

13.00 – N 1/8 Cu h 1000-1500 m oraz 6/8 Ac, Cs, vv 20 km, wiatr 210/3 m/s, T 25,8°C, T<sub>d</sub> 11,2°C, Q 1009,8 hPa, spadek 0,2 hPa/3 godz.

Z uwagi na małą odległość dzielącą miejsce startu statku powietrznego i miejsce zdarzenia od stacji meteorologicznej w Częstochowie, dla określenia stanu pogody w miejscu i w czasie zdarzenia posłużono się wynikami obserwacji dokonanych na tej stacji w kodzie SYNOP, których wyniki przedstawia zamieszczona powyżej tabela, a pod nią rozkodowany klucz SYNOP.

Dla określenia wielkości zachmurzenia w rejonie zdarzenia posłużono się zdjęciem satelitarnym z godz. 14:00 UTC. Ponieważ obserwator meteorologiczny dokonując określenia wielkości zachmurzenia i patrząc na chmury od spodu i/lub z boku, obserwuje je na całym nieboskłonie aż po horyzont we wszystkich kierunkach, a nie tylko nad miejscem obserwacji, pole obserwacji przypomina płaski stożek, którego wierzchołek znajduje się w oczach obserwatora. Natomiast satelita „widzi” chmury z góry, przez co dysponując zdjęciem satelitarnym, można precyzyjnie określić, czy chmury występowały nad wskazanym miejscem. Również obraz radarowy z godziny 16:00 nie wykazuje odbić.



8 - Satelitarny obraz zachmurzenia z godz. 14:00 UTC w dniu 5.07.2014r.

9 - Fragmenty obrazów radarowych z godz. 14:00 UTC dnia 5.07.2014r.

W świetle zaprezentowanych danych można przyjąć, że w czasie i miejscu zdarzenia nie występowały żadne chmury. Widzialność była bardzo dobra, zdecydowanie powyżej 10 km. Wiatr z kierunku SSW (200-210°), o prędkości

około 3 m/s. Ciśnienie atmosferyczne QNH około 1010 hPa wykazujące niewielkie wahania. Według Państwowej Straży Pożarnej, przeprowadzającej akcję ratowniczą, temperatura powietrza wynosiła 28°C i taką należy przyjąć, jako właściwą dla miejsca zdarzenia.

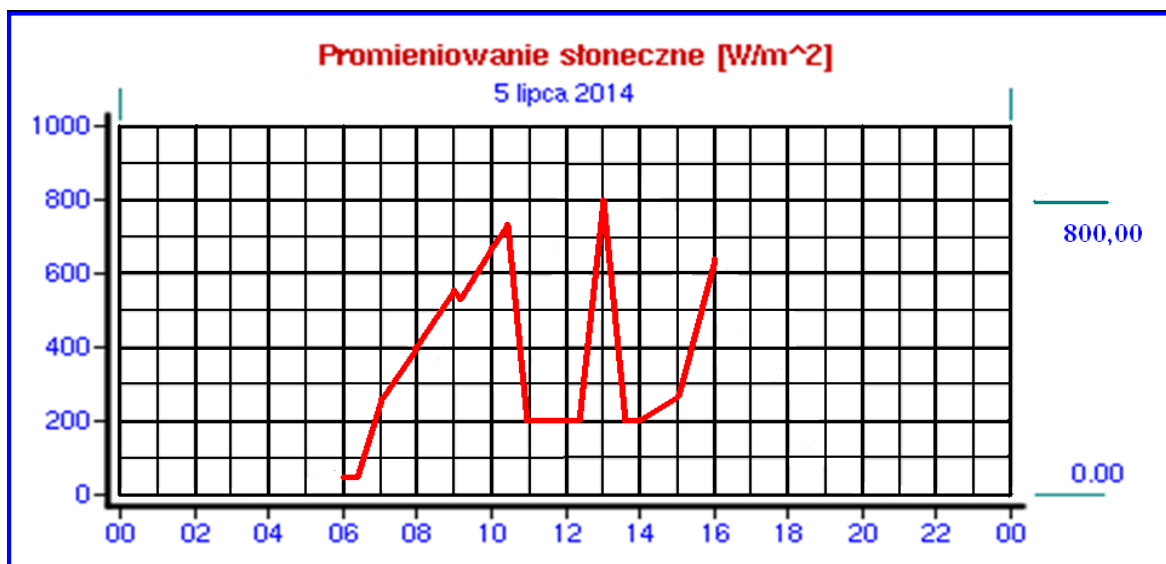
Moc promieniowania słonecznego wynosi 1353 W/m<sup>2</sup> przy pionowo padającym promieniowaniu słonecznym docierającym do zewnętrznej warstwy atmosfery. Wartość ta jest nazywana stałą słoneczną i podlega jedynie niewielkim wahaniom rocznym. Promieniowanie słoneczne przechodząc przez atmosferę ziemską, zostaje częściowo odbite, rozproszone i pochłonięte i dlatego do Ziemi przedostaje się jedynie część pierwotnego promieniowania. Ten udział, określany jako promieniowanie całkowite, jest efektywną mocą promieniowania słonecznego.

Dla przybliżenia wielkości (mocy) promieniowania słonecznego dołączono przebieg tego promieniowania, zarejestrowany w ciągu całej doby 5.07.2014r. na Stacjach Meteorologicznych Konin oraz Podkowa Leśna k/Grodziska Maz. Z uwagi na to, że w miejscach prowadzenia pomiaru promieniowania słonecznego oraz w miejscu zdarzenia, chociaż znacznie od nich oddalonym, utrzymywały się podobne wielkości zachmurzenia, pozwala to przyjąć, że i wielkość promieniowania słonecznego była zbliżona do siebie lub nawet taka sama.

W celu ustalenia wielkości zachmurzenia posłużono się zdjęciami satelitarnymi z geostacjonarnego satelity meteorologicznego MSG, poczynając od godziny 06:00, a kończąc na godzinie 16:00.

Po analizie polegającej na porównaniu wielkości zachmurzenia z obrazów satelitarnych oraz rodzajów chmur zarówno z obrazów satelitarnych, jak również ze Stacji Meteorologicznych w Kole, w Warszawie i w Częstochowie, a także czas występowania chmur w rejonie lądowiska Rudniki, określono prawdopodobny przebieg promieniowania słonecznego w rejonie lądowiska Rudniki.

Od godziny 06:20 aż do godziny 10:20, promieniowanie stale wzrastało od 50 do około 730 W/m<sup>2</sup>, później z powodu nasunięcia się chmur obniżyło się do około 200 W/m<sup>2</sup> i takie utrzymywało się od godziny 11:00 do 12:20, po czym, po odsunięciu się chmur, na krótki czas wzrosło do około 800 W/m<sup>2</sup>, osiągając w tym czasie swoje maksimum. Następnie ponownie obniżyło się do około 200 W/m<sup>2</sup> i takie pozostawało przez około 20 minut pomiędzy godziną 13:40 i 14:00, po czym ponownie wzrastało aż do około 670 W/m<sup>2</sup> o godzinie 16:00.



10- Prawdopodobny przebieg promieniowania słonecznego w dniu 5.07.2014r. w rejonie lądowiska Rudniki koło Częstochowy

Samolot bez względu na to czy pozostawał na lądowisku, czy też odbywał loty, był jednakowo eksponowany na promieniowanie słoneczne. Istotne ograniczenie promieniowania przypadło w okresie tuż przed południem, kiedy to Słońce zbliżało się do swojego górowania, górowało, a następnie obniżało swoje położenie nad horyzontem. W tej sytuacji ocenia się, że promieniowanie słoneczne nie miało istotnego wpływu na podniesienie temperatury samolotu.

### 1.8. Pomoce nawigacyjne

Nie dotyczy.

### 1.9. Łączność

Samolot był wyposażony w dwie pokładowe radiostacje korespondencyjne. Z uwagi na fakt, że zdarzenie miało miejsce podczas naboru wysokości i pilot nie prowadził korespondencji z lotniskiem Komisja nie jest w stanie ocenić jakości łączności samolotu z odbiorcami zewnętrznymi.

### 1.10. Informacje o miejscu zdarzenia

Samolot zderzył się z ziemią w granicach posesji pod adresem:  
ul. Częstochowska 36 w miejscowości Topolów, gm. Mykanów koło Częstochowy.  
Współrzędne geograficzne miejsca wypadku (miejsca zatrzymania się wraku samolotu):

**N:50°54'21.68" / E:019°09'33.26" / 233 m AMSL**  
(punkt „X” na ilustracjach 12 i 13).

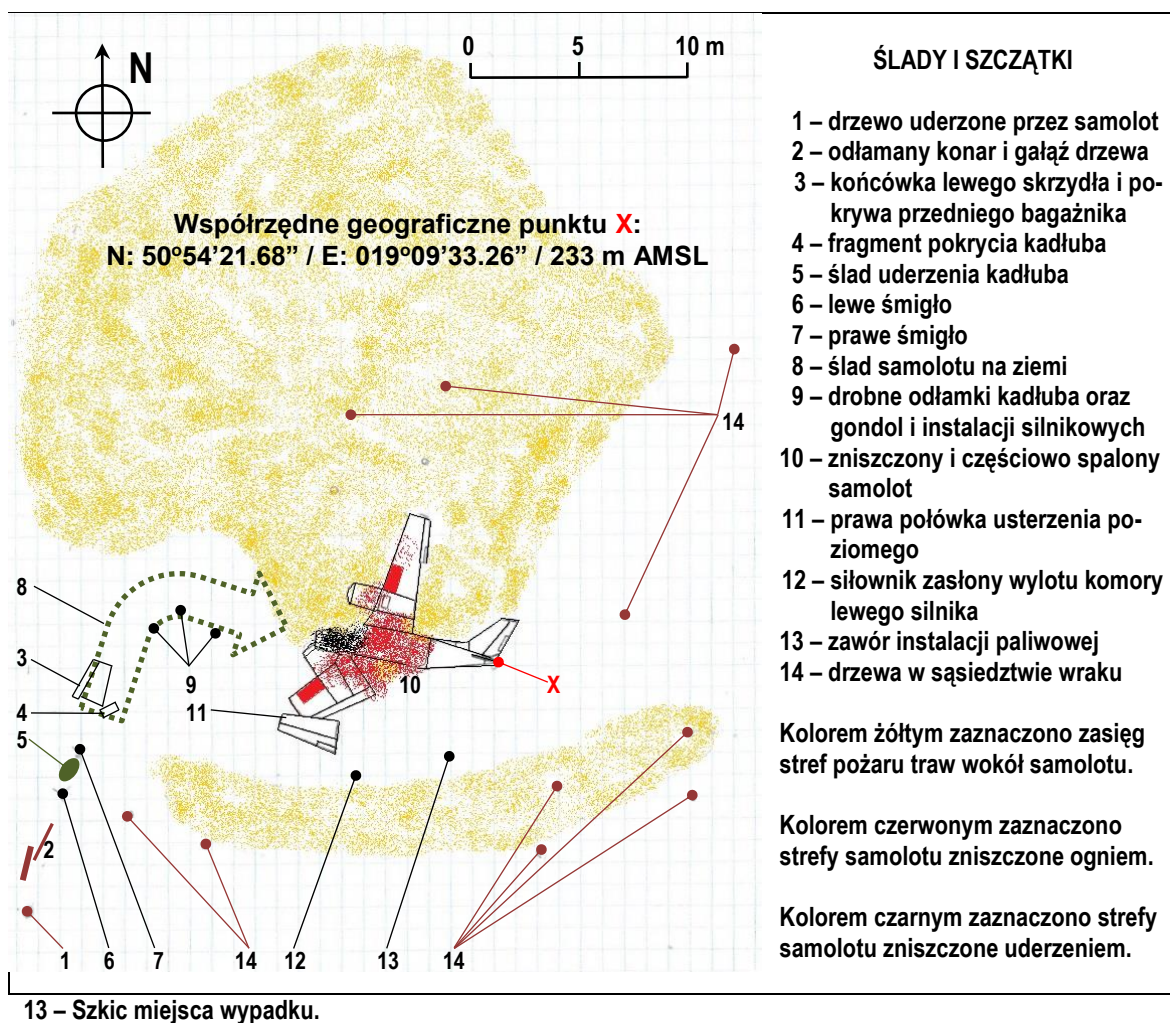
Teren rolniczy równinny, lekko pofalowany.



11- Okolice miejsca wypadku z orientacyjnie naniesionymi elementami sytuacji [podkład: geoportal.gov.pl]



12- Samolot Piper PA-31P N11WB na miejscu wypadku sfotografowany w dniu 6 lipca 2014 r. w godzinach porannych. Kadłub z wypaloną kabiną odłamany od skrzydeł leży na prawym boku. Prawa kłapa niewidoczna, podwinięta pod prawe skrzydło [fot. TVN24/internet].



### 1.11. Rejestratory pokładowe

Samolot nie był wyposażony w pokładowe rejestratory parametrów lotu.

Automat jednego ze skoczków zainicjował otwarcie spadochronu – był nastawiony na wartość opadania 35 m/s. Ponadto na hełmie jednego ze skoczków znajdowała się kamera, dzięki której utrwalono nagranie video początkowej fazy startu (nagranie kończy się przed zaistnieniem wypadku, jednak posłużyło jako materiał porównawczy z analogicznymi nagraniami z wcześniejszych startów).

### 1.12. Informacje o szczątkach i zderzeniu

Nie stwierdzono, aby jakkolwiek część samolotu oddzieliła się od niego przed zderzeniem z ziemią. Rozmieszczenie szczątków pokazano powyżej – na ilustracjach 12 i 13.

### 1.13. Informacje medyczne i patologiczne

Pilot poniósł śmierć na miejscu wypadku. Przyczyną nagłej i gwałtownej śmierci był tępy uraz klatki piersiowej z obrażeniami wielonarządowymi. Badania toksykologiczne nie wykazały obecności substancji psychoaktywnych ani

PROJEKT RAPORTU KOŃCOWEGO

obecności środków odurzających, psychotropowych oraz farmakologicznych. Badanie krwi pilota nie wykazało obecności alkoholu etylowego. Na miejscu wypadku, poza pilotem, z powodu rozległych urazów wielonarządowych i poparzeń poniosło śmierć 7 skoczków spadochronowych, 2 pilotów tandemów oraz 2 pasażerów tandemów.

#### **1.14. Pożar**

W trakcie niszczenia konstrukcji samolotu podczas jego przemieszczania po ziemi doszło do wielokrotnego rozszczelnienia instalacji paliwowej: rozerwania przewodów instalacji na płatowcu oraz rozerwania pokryć kesonów płatów mieszczących zbiorniki integralne. Kontakt rozlewanego paliwa z gorącymi elementami silników oraz możliwe iskrzenie wskutek zwarć w niszczonej instalacji elektrycznej doprowadziły do powstania pożaru, który zniszczył większą część kadłuba oraz znaczną część skrzydeł. Przybyła na miejsce wypadku straż pożarna użyła do dogaszenia samolotu piany ciężkiej.

#### **1.15. Czynniki przeżycia**

Dynamiczny kontakt przedniej części samolotu z ziemią w sytuacji obrotu autorotacyjnego spowodował całkowite zniszczenie nosowej części kadłuba samolotu. Naraziło to pilota na działanie znacznych przeciążeń i oddziaływania elementów konstrukcji na jego ciało. Te okoliczności spowodowały jego natychmiastowy zgon na miejscu zdarzenia. W takiej samej sytuacji znaleźli się skoczkowie zajmujący najbliższe miejsca za pilotem.

W przypadku pozostałych czynnikiem do pewnego stopnia ograniczającym bezpośrednie skutki zderzenia z ziemią była obecność spadochronów, praktycznie oddzielających ciała skoczków od siebie. Siła uderzenia była jednak tak znaczna, że wszyscy na pokładzie, którzy przeżyli zderzenie z ziemią, odnieśli złamania kości i obrażenia wielonarządowe, ograniczające możliwość poruszania się. Ta okoliczność, jak również obecność spadochronów (utrudniających poruszanie się wewnątrz kabiny) i usytuowanie kadłuba na prawym boku (przewróconego drzwiami kabiny do góry) stanowiła zasadnicze utrudnienie w ewakuacji. Jedyny ocalały skoczek zajmował miejsce w tyle kabiny i znajdował się najbliżej drzwi. Zdołano ewakuować tylko jego i dwie następne osoby, które jednak zmarły przed przybyciem pogotowia wskutek odniesionych obrażeń i poparzeń. Gwałtowny rozwój pożaru uniemożliwił próbę udzielenia pomocy z zewnątrz pozostałym

skoczkom – niektórzy z nich dawali oznaki życia. Samolot nie był wyposażony w pasy bezpieczeństwa ani uchwyty dla skoczków.

### **1.16. Badania i ekspertyzy**

- Przeprowadzono szczegółowe oględziny wraku samolotu na miejscu wypadku.
- Wykonano zdjęcia wraku samolotu i otoczenia miejsca wypadku.
- Sprawdzone ciągłość napędów układu sterowania na miejscu wypadku – ciągi kinematyczne napędów były zachowane. Sprawdzone możliwość wychylenia steru wysokości i steru kierunku (była zachowana). Wychylenia lotek zablokowane wskutek rozległych odkształceń i zniszczeń skrzydeł w miejscu ich zabudowy.
- Przeprowadzono analizę dostępnej dokumentacji techniczno-eksploatacyjnej samolotu.
- Przeprowadzono analizę dostępnej dokumentacji lotniczej pilota.
- Zapoznano się z wynikami sekcji zwłok, badań toksykologicznych oraz badań na obecność alkoholu etylowego w organizmie pilota.
- Przeprowadzono analizę zgromadzonej dokumentacji fotograficznej i filmowej własnej oraz pozyskanej z innych źródeł.
- Dokonano analizy użytkowania samolotu, jego obsługi technicznej oraz analizy pilotażowej ostatniego lotu.
- Przeprowadzono analizę wypadków innych samolotów tego samego typu, których przebieg miał zbliżony charakter, a których opisy i raporty z badania są dostępne w internecie.

Zespół badawczy przeprowadził wieloetapowe badanie techniczne szczątków samolotu (płatowiec, silniki, śmigła) z udziałem polskiej organizacji obsługowej certyfikowanej wg Part 145 oraz z pomocą NTSB USA:

- 02-05 września 2014 r. (rozbiórka silników i ich weryfikacja);
- 25 października 2014 r. (badanie śmigieł samolotu z udziałem i pomocą przedstawiciela ich wytwórcy - firmy Hartzell Propeller);
- 14 stycznia 2015 r. po uzgodnieniach nastąpiła wysyłka elementów statku powietrznego do amerykańskiej Narodowej Rady Bezpieczeństwa w Transporcie - NTSB, która nadzorowała i autoryzowała badania wybranych elementów silników wykonywanych na terenie USA;
- główne elementy silników wysłano do firmy Lycoming,
- regulatory śmigieł wysłano do firmy Ontic Engineering & FG,

- turbosprężarki wysłano do firmy Hartzell Engine.
- 28 kwietnia 2015 r. po wykonaniu badania odesłano turbosprężarki;
- 31 maja 2016 r. po wykonaniu badań odesłano główne elementy silników oraz regulatory śmigieł;
- 12 sierpnia 2016 r. podpisano umowę z certyfikowaną wg PART-145 organizacją obsługową PPHU Royal Star na wykonanie pod nadzorem PKBWL ekspertyz technicznych zespołów napędowych (oba silniki i oba śmigła);
- 15-17 marca 2017 r. w w/w organizacji obsługowej dokonano oceny i zaopiniowania stanu technicznego zespołów napędowych zabudowanych na samolocie Piper PA-31P Pressurized Navajo o znakach N11WB i przystąpiono do pisania Raportu Końcowego.
- badanie paliwa i naziemnego urządzenia przepompowującego wykonano w Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych do 25 września 2015 r.;
- bieżąca współpraca z NTSB w zakresie nadzorowanych przez nią badań technicznych trwała do maja 2018 r. (określenie wychylenia klap podczas lotu na podstawie stanu ich napędów).

#### **1.17. Informacje o organizacjach i działalności administracyjnej**

Zdarzenie zostało zauważone i zgłoszone do podmiotów ratowniczych przez świadków wypadku. Dojazd pierwszego podmiotu ratowniczego do miejsca zdarzenia nastąpił prawie natychmiast po jego zgłoszeniu. Po przybyciu na miejsce zdarzenia Jednostek Ratowniczo Gaśniczych zużyto: prądów wody: 2, piany: 2, w tym ciężkiej: 2. Po ugaszeniu pożaru służba medyczna wraz z państwową Strażą Pożarną udała się do wraku samolotu gdzie stwierdzono, że w kabine samolotu znajduje się dziewięć ciał bez oznak życiowych. Z wydobytych wcześniej z wnętrza wraku samolotu trzech osób u dwóch lekarz stwierdził zgon, a trzecia została przetransportowana śmigłowcem LPR do szpitala.

Ratownicy ze Straży Pożarnej przeszukali trzykrotnie teren w pobliżu miejsca zdarzenia w poszukiwaniu innych ewentualnych poszkodowanych. Działania te zostały powtórzone przez policję z udziałem psa, lecz nikogo nie znaleziono. Wieczorem oświetlono teren akcji i przystąpiono do wydobywania dziewięciu ciał ofiar z wnętrza wraku samolotu. Ciało jednej ofiary katastrofy znajdowało się częściowo pod silnikiem samolotu w związku z czym silnik został podniesiony wyciągarką.

W dniach następnych (6-7 lipca 2014 r.) miejsce zdarzenia zabezpieczano.



Działania Straży Pożarnej i Policji polegały na zabezpieczeniu miejsca zdarzenia na czas wykonywania czynności Państwowej Komisji Badania Wypadków Lotniczych. Dalsze działania Państwowej Straży Pożarnej i Policji polegały na przeciwpożarowym zabezpieczeniu terenu akcji, oczyszczeniu terenu na miejscu wypadku i pomocy Komisji w oględzinach przez wykonywanie czynności rozcinania konstrukcji oraz jej podnoszenia i przemieszczania. Jednostki Straży Pożarnej we współpracy z PKBWL wykonały następujące czynności:

- wydobyto częściowo wbity w ziemię zespół lewego śmigła z fragmentem reduktora i przemieszczono na wskazane miejsce;
- odkopano i wydobyto wbity w ziemię zespół prawego śmigła z fragmentem reduktora i przemieszczono na wskazane miejsce (zespół wbity w ziemię znajdował się na głębokości ok. 0,5 metra);
- oddzielono od wraku samolotu oba silniki i przemieszczono we wskazane miejsce przy pomocy dźwigu HDS z SCRT;
- oddzielono od wraku samolotu fragmenty lewego skrzydła oraz inne elementy w celu ułatwienia dostępu do kokpitu;
- przemieszczono we wskazane miejsce poszczególne elementy samolotu, które oddzielano przy użyciu sprzętu hydraulicznego i burzącego.

#### **1.18. Informacje uzupełniające**

Zgodnie z §15 Rozporządzenia Ministra Transportu, z dnia 18 stycznia 2007 r. (Dz.U.35 poz.225) organizatora lotów powiadomiono o możliwości zapoznania się z projektem raportu końcowego. Przedstawiciele organizatora lotów statku powietrznego po zapoznaniu się z treścią projektu raportu końcowego wnieśli uwagi do przedstawionego dokumentu i podpisali stosowny protokół zapoznania z projektem raportu końcowego. Komisja w części uwzględniła te uwagi i wprowadziła do treści raportu końcowego stosowne poprawki. Projekt raportu końcowego po wniesieniu poprawek PKBWL został ponownie przedstawiony Przedstawicielom organizatora lotów. Raport zatwierdzony Uchwałą Komisji i przetłumaczony na język angielski zostaje wysłany do amerykańskiej Narodowej Rady Bezpieczeństwa w Transporcie (National Transport Security Board - NTSB), która w ciągu 60 dni przesyła odpowiedź z uwagami oraz uzasadnieniem, jeśli nie zgadza się z decyzją PKBWL w zakresie treści Raportu i przyczyny zdarzenia.

Po ustosunkowaniu się PKBWL do uwag NTSB oraz zgodnie z art. 15 ust. 5 rozporządzenia Parlamentu Europejskiego i Rady (UE) nr 996/2010 z dnia 20

października 2010 r. w sprawie badania wypadków i incydentów w lotnictwie cywilnym oraz zapobiegania im, PKBWL przed upublicznieniem Raportu informuje członków rodzin ofiar wypadku oraz stowarzyszenia ich reprezentujące o treści Raportu Końcowego.

### 1.19. Użyteczne lub efektywne metody badań

Stosowano standardowe metody badań.

## 2. ANALIZA

### 2.1. Analiza pilotażowa i poziom wykształcenia pilota

Poziom wykształcenia pilota w dniu zdarzenia został uznany przez Komisję za wystarczający do wykonania zadania. Spełniał on wszystkie wymogi formalne, jakim powinien odpowiadać pilot w celu wykonywania lotów na zrzut skoczków.

Analiza wypadków innych samolotów tego samego typu, których przebieg miał zbliżony charakter, a których opisy i raporty z badania są dostępne w internecie prowadzą do wniosku, że samolot Piper PA-31 Navajo w przypadku awarii jednego silnika stwarza znaczne kłopoty nawet pilotom o dużym doświadczeniu, zaś próby lądowania w takiej konfiguracji podejmowane w deficycie czasu przez pilotów o przeciętnych umiejętnościach i doświadczeniu zazwyczaj kończą się rozbiciem samolotu. Przyczyną tego stanu rzeczy jest drastyczny spadek osiągow i znaczne pogorszenie właściwości pilotażowych w przypadku wystąpienia asymetrii ciągu (zwłaszcza gdy dotyczy ona silnika krytycznego), prowadzące do utraty sterowności. W wielu przypadkach tego rodzaju dochodziło do przewrócenia samolotu „na plecy” w ostatniej fazie lotu.

### 2.2. Analiza techniczna

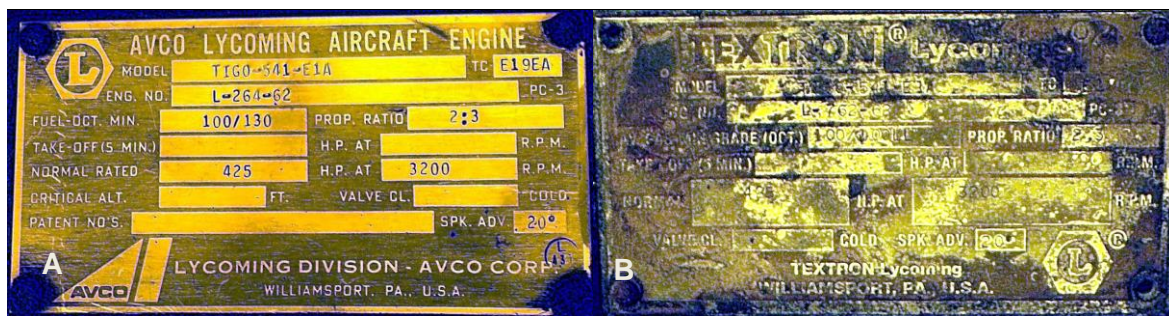
Analizę techniczną wykonano dla ustalenia stanu technicznego zespołu napędowego i przyczyny jego awarii stwierdzonej w trakcie badania.

Jej częścią było porównanie zapisów video, zarejestrowanych przez skoczków w kabinie podczas poprzednich startów tego samolotu z zarejestrowanym przebiegiem ostatniego startu (tj. startu do lotu zakończonym wypadkiem). Na zapisie video z ostatniego startu (kończącym się przed ogłoszeniem przez pilota lądowania awaryjnego) można stwierdzić **wyraźnie gorsze wznoszenie samolotu po starcie** w porównaniu z analogicznymi zapisami z poprzednich lotów.

Wysoka temperatura otoczenia wpłynęła na obniżenie sprawności termodynamicznej silników oraz, ze względu na zmniejszenie pod jej wpływem gęstości powietrza, również na obniżenie osiągnięć aerodynamicznych samolotu.

### 2.2.1. Identyfikacja obiektów badań

Obiekty badań – silniki samolotu – zidentyfikowano na podstawie ich tabliczek znamionowych:



14, 15- Tabliczki znamionowe silników: A – lewego, B – prawego.

Na podstawie informacji zawartych na obu ww. tabliczkach możliwe było określenie znamionowych parametrów technicznych silników typu TIGO-541-E1A, wyprodukowanych przez firmę AVCO Lycoming Aircraft Engines. Zestawiono je w tabeli poniżej:

#### Charakterystyczne parametry techniczne silnika TIGO-541-E1A

Certyfikat typu FAA	E 19EA
Maksymalna moc znamionowa	425 KM
Znamionowa prędkość obrotowa silnika	3200 obr/min
Znamionowa prędkość śmigła	2133 obr/min
Wysokość krytyczna	15000 stóp
Średnica cylindra	5,125 cali
Skok tłoka	4,375 cali
Pojemność skokowa	541,5 cali sześciennych
Stożek sprężania	7,30:1
Kolejność zapłonu	1-4-5-2-3-6
Kąt wyprzedzenia zapłonu	20° przed GMP
Przełożenie przekładni napędzającej śmigło	2:3
Kierunek obrotu śmigła	Przeciwnie do kierunku wskazówek zegara(patrzac od tyłu)
Kierunek obrotu wału korbowego	Zgodny z kierunkiem wskazówek zegara(patrzac od tyłu)
Układ zasilania paliwem	Wtrysk paliwa, Bendix RSA-10BD2
Pompa paliwa	Laer Siegler RG9080J4
Turbosprężarka	AiResearch T-18A21
Iskrowniki	Lewy - ScintillaS6 LN- 1208 / Prawy - ScintillaS6 RN- 1209
Wymiary gabarytowe	Wysokość x szerokość x długość : 22,65 x 34,86 x 57,57 cali
Wymagane paliwo	Benzyna lotnicza niskoolowiowa
Wymagana liczba oktanowa	100/130 - Producent zakazuje stosowania benzyny samochodowej, nawet o zbliżonej licznie oktanowej

Silnik AVCO-Lycoming TIGO-541-E1A jest wyposażony w system dynamicznego wyrównoważenia i wymaga właściwej eksploatacji, a przede wszystkim unikania pracy:

- w zakresie wysokich prędkości obrotowych,
- przy niskich ciśnieniach w układzie dolotowym.

Wymagane jest również zapewnienie stałego położenia (tj. możliwość blokady) przepustnicy, ograniczenie do minimum szybkich zmian jej położenia od maksymalnego otwarcia do jej zamknięcia, innymi słowy ograniczenie gwałtownych zmian obciążenia silnika. Producent ostrzega, że niestosowanie się do tych zaleceń skutkuje uszkodzeniami mas wyrównowazających układ tłokowo-korbowy (przeciwcieżarów), wałków oraz łożysk. Jeszcze jedną cechą silnika TIGO-541 jest znaczna trudność regulacji, wynikająca z jego poziomu komplikacji przy jednoczesnym wzajemnym wpływie wielu regulowanych parametrów pracy.

**Do zasilania silnika TIGO-541 Wytwórca dopuszcza wyłącznie benzynę lotniczą o liczbie oktanowej 100/130 – co do innych paliw dokumentacja serwisowa firmy Lycoming zawiera następujące przestrogi:**

**⚠ CAUTION**

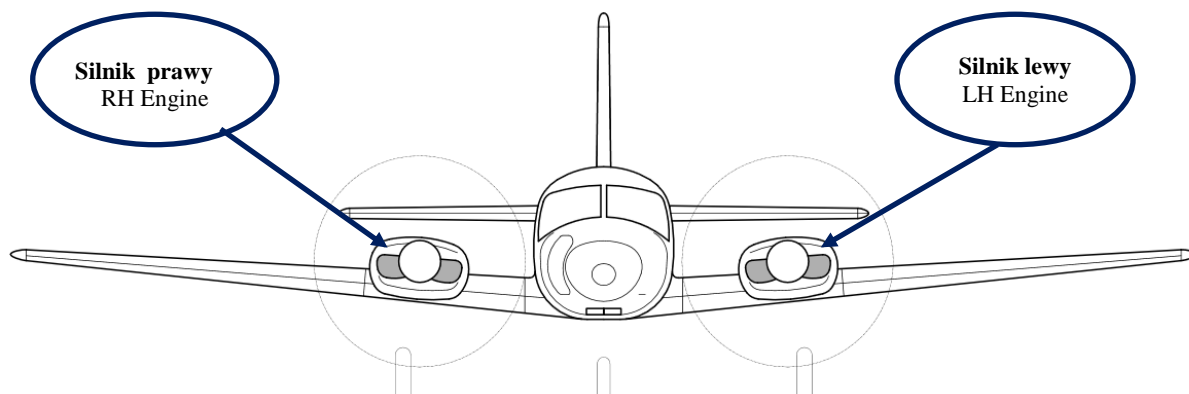
ANY MIXTURE OF UNAPPROVED FUELS AND ADDITIVE MATERIALS THAT MAKES A LOWER THAN SPECIFIED OCTANE RATING, CAN CAUSE ENGINE DAMAGE. USE OF LOWER-THAN-SPECIFIED OCTANE FUEL COULD CAUSE DETONATION AND MECHANICAL DAMAGE TO THE ENGINE.

**⚠ CAUTION**

IF INCORRECT FUEL OR ADDITIVES ARE USED, REFER TO THE LATEST REVISION OF SERVICE BULLETIN NO. 398 FOR INSTRUCTIONS TO CORRECT THE FUEL CONTAMINATION.

***Każda mieszanina niezatwierdzonych paliw i materiałów dodatkowych która obniża liczbę oktanową poniżej podanej, może spowodować uszkodzenie silnika. Użycie paliwa o liczbie oktanowej mniejszej, niż podana, może spowodować spalanie detonacyjne i mechaniczne uszkodzenie silnika.***

***Jeśli nieprawidłowe paliwo lub dodatki są zastosowane, odnieść się do ostatniej zmiany Biuletynu serwisowego No. 398 dla instrukcji skorygowania zanieczyszczenia paliwa.***



16 - Identyfikacja silników typu AVCO-LycomingTIGO-541-E1A na samolocie PA-31

## **2.2.2. Analiza stanu technicznego elementów silników**

Analizę stanu technicznego przeprowadzono na podstawie:

1. Protokołu z ekspertyzy Nr 3-3/2014 zatytułowanego „Powypadkowa ekspertyza zespołów napędowych zabudowanych na samolocie Piper-PA Navajo o znakach N11WB, który uczestniczył w wypadku w dniu 5 lipca 2014 r., w miejscowości Topolów k. Częstochowy; zdarzenie nr 981/14”, opracowanej w październiku 2014 r.
2. ALBUMU ILUSTRACJI z demontażu silników Lycoming TIGO-541-E1A po wypadku samolotu Piper PA-31P N11WB (05 lipca 2014 r., Topolów).
3. Cyfrowej dokumentacji fotograficznej rozmontowanych silników, zdjętych z samolotu Piper PA-31P N211WB.
4. Oględzin zdemontowanych elementów silników, w tym tulei cylindrowych, elementów układu tłokowo korbowego wraz z wałem korbowym, połączeń wzdluznych kołkowych łączących wał korbowy z jednostopniową przekładnią zębatą napędzającą śmigło. Oględziny przeprowadzono dnia 17 marca 2017 r. w obecności członków i eksperta PKBWL.
5. Prezentacji przedstawionej przez mgr inż. pil. Andrzeja Pussaka wyjaśniającej przebieg wypadku lotniczego samolotu Piper PA-31P N11WB w dniu 5 lipca 2014 r. w miejscowości Topolów k/Częstochowy oraz przebieg prac i ustaleń komisji od dnia rozpoczęcia jej prac do dnia 17 marca 2017 r.
6. Dokumentacji technicznej producenta, w tym:
  - OVERHAUL MANUAL AVCO LYCOMING INTEGRAL ACCESSORY DRIVE AIRCRAFT ENGINES 2nd Edition, October, 1975
  - ATP Grid Index to Manufacturer's Publications: Textron Lycoming TIGO-541 Series Engines Parts Catalog, Aircraft Technical Publishers, 2006
  - ATP Grid Index to Manufacturer's Publications: Textron Lycoming TIGO-541-E1A Aircraft Engines for Piper Navajo PA-31P Operator's Manual, 2006.

Na podstawie analizy dostarczonej dokumentacji fotograficznej oraz przeprowadzonych oględzin i pomiarów stwierdzono następujący stan układu tłokowo-korbowego i układu rozrządu:

<b>Silnik lewy nr fabr. L-264-62</b>	<b>Silnik prawy nr fabr. L-762-62</b>
<ul style="list-style-type: none"> <li>• Przednia część korpusu silnika na wysokości jednostopniowej, redukcyjnej przekładni zębatej uszkodzona. Górna część korpusu wyrwana, na dolnej ślady zębów koła zębatego. Wałek wraz kołem zębatym oderwany wraz ze śmigłem (album, rys. 97).</li> <li>• Jeden z otworów podpory mocowania zespołu turbosprężarki na silniku zowalizowany, a śruba mocująca zniszczona, wskazując na długotrwały proces degradacji połączenia śrubowego (album, rys. 100,101).</li> <li>• Pompa oleju z widocznymi śladami zarysowań na powierzchni wewnętrznej i uszkodzonym kołem zębatym (album, rys. 102,103).</li> <li>• Tłok pierwszego cylindra pokryty czarnym wilgotnym nagarem, z widocznymi zarysowaniami powierzchni bocznej. W rowku pierwszego pierścienia nagar o dużej twardości, w drugim rowku widoczny nagar olejowy (album, rys. 104, 105).</li> <li>• Na denkach tłoków 1, 2, 4, 5 i 6 cylindra widoczne ślady oddziaływania nadmiernych temperatur procesu spalania (album, rys. 108).</li> <li>• Świece zapłonowe pokryte nagarem zarówno na elektrodach dodatniej i masowej jak i na izolatorze ceramicznym (album, rys. 112,113,114).</li> <li>• Zawór wydechowy pierwszego cylindra – grzybek ze śladami równomiernego rozkładu temperatury, pokryty nagarem zarówno od strony komory spalania jak i kanału dolotowego. Nagar osadzony na grzybku zaworu od strony kanału dolotowego wskazuje na wysoką temperaturę zaworu podczas pracy silnika (album, rys. 106, 107).</li> <li>• Gniazdo zaworowe zaworu wylotowego pierwszego cylindra punktowo zanieczyszczone nagarem (album, rys. 104, 105).</li> <li>• Wałek rozrządu – widoczne nadmierne zużycie zarówno czopów jak i krzywek. Na krzywkach widoczne skutki zużycia łuszczeniowego, wykruszającego, adhezyjnego i cieplnego. Zmierzone wartości wzniosu krzywek nie były równe i zawarte były w przedziale od 41,9 mm do 43,23 mm, (Tabela nr 1, album, rys. 116).</li> <li>• Powierzchnie popychaczy hydraulicznych (kasowników luzu zaworowego) w miejscu współpracy z krzywkami z widocznymi skutkami zużycia łuszczeniowego, wykruszającego, adhezyjnego i cieplnego (album, rys. 117).</li> <li>• Badanie prawidłowości pracy popychaczy hydraulicznych (kasowników luzu zaworowego) wykazało prawidłową ich pracę.</li> <li>• Kontrola szczelności cylindrów na zabudowanym silniku, przeprowadzona metodą różnicową, przy ciśnieniu 80 psi wykazała brak szczelności cylindra zarówno poprzez zawory jak i pierścienie tłokowe. Stanowiskowa kontrola przeprowadzona na cylindrach zdemontowanych z silnika, wykazała te same miejsca nieszczelności, lecz mniejszych wartości strat ciśnienia. Nie uzyskano pełnej szczelności cylindrów pomimo docierania zaworów, nasmarowania pierścieni i gładzi cylindrowej oraz nagrzania cylindra do temperatury 80°C, (Tabela nr 2, album, rys.124).</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Przednia część korpusu silnika na wysokości jednostopniowej, redukcyjnej przekładni zębatej uszkodzona. Górna część korpusu wyrwana, na dolnej ślady zębów koła zębatego. Wałek wraz kołem zębatym oderwany wraz ze śmigłem (album, rys. 98).</li> <li>• Pompa oleju z widocznymi śladami zarysowań na powierzchni wewnętrznej i widocznymi śladami zużycia powierzchni zębów (album, rys. 118 i 119).</li> <li>• Tłok pierwszego cylindra bez śladów zatarć, w dolnej części tłoka ślady przepychania oleju, denko tłoka pokryte twardym nagarem. Pierścienie zamontowane prawidłowo, z właściwym ułożeniem zamków, bez śladów zacierania (album, rys. 122).</li> <li>• Gładź cylindra pierwszego bez śladów honowania, z widocznymi przebarwieniami (album, rys. 122).</li> <li>• Zawory pierwszego cylindra pozbawione nagaru, gniazda równomiernie zużyte bez nagaru i śladów korozji (album, rys. 121).</li> <li>• Denko tłoka drugiego cylindra pokryte czarnym miękkim nagarem w okolicy dolnej świecy zapłonowej. Powierzchnia tłoka zarysowana w jego części górnej oraz prowadzącej. Sworzeń tłoka ze śladami oddziaływania wysokiej temperatury. Pierścienie zamontowane prawidłowo. Drugi pierścień uszczelniający zaolejony po stronie wewnętrznej. Pierścień uszczelniający z widocznym numerem 14H21950. Na gładzi cylindrowej widoczne ślady honowania, oddziaływania wysokiej temperatury. Powierzchnia cylindra zarysowana wzdłużnie. Ślady przytarcia geometrycznie są zgodne z przytarciami na części prowadzącej tłoka (album, rys. 122).</li> <li>• Zawory ssący i wydechowy cylindra drugiego pozbawione nagaru. Na gnieździe zaworu wydechowego widoczny nagar (album, rys. 120).</li> <li>• Tłok cylindra trzeciego jest nowy, z widocznymi śladami twardego, pokrytego olejem nagaru, który jest zlokalizowany na obwodzie denka przylegającym do ścianki cylindra. Sworzeń tłoka bez widocznych śladów zużycia. Nowe pierścienie tłokowe, prawidłowo zamontowane. Rowki pierścieni pokryte twardym nagarem. Cylinder nowy, z widocznymi śladami honowania i widocznym przedmuchem spalin w okolicy dolnej świecy zapłonowej, materiały PKBWL.</li> <li>• Zawory ssący i wydechowy cylindra trzeciego pozbawione nagaru, materiały PKBWL.</li> <li>• Tłok czwartego cylindra – denko pokryte łatwo ścieralnym osadem, w rowkach pierścieniowych niewielka ilość osadu, druga strona denka pokryta warstwą ciemnego osadu. Pierścienie zamontowane prawidłowo, drugi pierścień uszczelniający pokryty olejem materiały PKBWL.</li> <li>• Cylinder czwarty bez widocznym śladów honowania, ze śladami oddziaływania wysokiej temperatury, materiały PKBWL.</li> <li>• Zawory ssący i wydechowy czwartego cylindra bez nagarów i osadów. Gniazdo zaworu wydechowego pokryte nagarem, materiały PKBWL.</li> <li>• Denko tłoka piątego cylindra pokryte czarnym nagarem,</li> </ul>

- |  |  |
|--|--|
| <ul style="list-style-type: none"><li>• Zmierzone wartości średnic czopów korbowych i głównych nie wykazały znacznych odchyłek od maksymalnych dopuszczalnych wartości zalecanych przez producenta silnika. Luzy na łożyskach przekraczają jednak wartość maksymalną określoną przez producenta silnika.</li><li>• Stan łożysk ślizgowych – na panewkach korbowodowych widoczne wytarcia powierzchni ślizgowej, zapieczenia i wytrącenia, (album, rys. 126).</li></ul> | <p>część prowadząca i korona tłoka pokryte grubą warstwą czarnego nagaru oraz olejem. Rowki pierścieniowe wypełnione olejem i nagarem. Zamki drugiego pierścienia uszczelniającego i pierścienia zgarniającego pokrywają się, materiały PKBWL.</p> <ul style="list-style-type: none"><li>• Na powierzchni cylindra piątego brak śladów honowania oraz widoczne są ślady oddziaływania wysokiej temperatury, materiały PKBWL.</li><li>• Zawór ssący piątego cylindra pokryty nagarem, brak nagaru na zaworze wylotowym. Na powierzchni kanału wylotowego osad wypalonego oleju silnikowego, materiały PKBWL.</li><li>• Tłok szóstego cylindra prawidłowo zmontowany, na części prowadzącej, na dolnej jej części widoczny nagar nasączony olejem silnikowym. Pierścienie rozmieszczone prawidłowo, pokryte dużą ilością oleju. Rowki pierścieni uszczelniających wypełnione olejem, materiały PKBWL.</li><li>• Powierzchnia szóstego cylindra bez widocznych śladów honowania, materiały PKBWL.</li><li>• Zawory ssący i wydechowy tego cylindra bez nagaru, natomiast na gnieździe zaworu wylotowego widoczny jest zarówno nagar jak i osadzone twarde grudki, materiały PKBWL.</li><li>• Wałek rozrządu – brak nadmiernego zużycia zarówno czopów jak i krzywek. Zmierzone wartości wzniosu krzywek były wyrównane i zawarte w przedziale od 43,11 mm do 43,20 mm, Tabela 1.</li><li>• Badanie prawidłowości pracy popychaczy hydraulicznych (kasowników luzu zaworowego) wykazało prawidłową ich pracę.</li><li>• Kontrola szczelności cylindrów na zabudowanym silniku, przeprowadzona metodą różnicową, przy ciśnieniu 80 psi wykazała brak szczelności cylindrów 1, 5 i 6. Szczelność cylindrów uzyskano po nasmarowaniu pierścieni i gładzi cylindrowej oraz nagraniu cylindra 5 do temperatury 80°C, Tabela 1.</li><li>• Stan łożysk ślizgowych – panewki korbowodowe ze śladami równomiernego zużycia powierzchni ślizgowej, widoczne wytarcia powierzchni ślizgowej, czopy korbowe z widocznymi przytarciami, album rys. 126.</li><li>• Zmierzone wartości średnic czopów korbowych i głównych nie wykazały znacznych odchyłek od maksymalnych dopuszczalnych wartości zalecanych przez producenta silnika. Luzy na łożyskach przekraczają wartość maksymalną określoną przez producenta silnika.</li></ul> |
|--|--|

<p><b>Podsumowanie</b></p> <ul style="list-style-type: none"><li>▪ Obsługa techniczna silnika nie była prowadzona systematycznie i nie była prowadzona w pełnym zakresie wymaganym przez producenta silnika.</li><li>▪ Układ smarowania silnika nie zapewniał wymaganej przez producenta skuteczności działania, przyczyniając się zarówno do nadmiernego zużycia łożysk ślizgowych i elementów układu rozrządu, krzywek i popychaczy hydraulicznych. Tym niekorzystnym procesom zużycia sprzyjał sposób eksploatacji silnika, a w szczególności jego częste uruchomienia i krótki czas pracy w warunkach stałego obciążenia.</li><li>▪ Nadmierne, zaawansowane zużycie krzywek układu rozrządu, z widocznymi śladami ich zacierania oraz korozją i pęknięciami zmęczeniowymi popychaczy hydraulicznych mogło powodować zmniejszenie wskaźnika napełniania cylindra i prowadzić do zaburzeń w przebiegu procesu spalania.</li><li>▪ Nieszczelności złożenia tłok-cylinder były przyczyną przedmuchów do skrzyni korbowej i mogły powodować nadmierne nagrzewanie się ścianki cylindra. W konsekwencji wzrastała temperatura oleju, prowadząc do utraty jego właściwości smarnych, między innymi w rezultacie szybszego jego utleniania.</li><li>▪ Stan techniczny silnika nie zapewniał uzyskania osiągniętych gwarantowanych przez producenta, określenie stopnia utraty mocy nie jest jednak możliwe bez przeprowadzenia badań na hamowni silnikowej.</li></ul>	<p><b>Podsumowanie</b></p> <ul style="list-style-type: none"><li>▪ Obsługa techniczna silnika nie była prowadzona systematycznie i nie była prowadzona w pełnym zakresie, wymaganym przez producenta silnika.</li><li>▪ Układ smarowania silnika nie zapewniał wymaganej przez producenta skuteczności działania, przyczyniając się do nadmiernego zużycia łożysk ślizgowych. Tym niekorzystnym procesom zużycia sprzyjał sposób eksploatacji silnika, a w szczególności jego częste uruchomienia i krótki czas pracy w warunkach stałego obciążenia.</li><li>▪ Nieszczelności złożenia tłok-cylinder były przyczyną przedmuchów do skrzyni korbowej i mogły powodować nadmierne nagrzewanie się ścianki cylindra. W konsekwencji wzrastała temperatura oleju, prowadząc do utraty jego właściwości smarnych, między innymi w rezultacie szybszego jego utleniania.</li><li>▪ Stan techniczny silnika nie zapewniał uzyskania osiągniętych gwarantowanych przez producenta, określenie stopnia utraty mocy nie było jednak możliwe bez przeprowadzenia badań na hamowni silnikowej.</li><li>▪ Przeprowadzone badania wykazały, że stan techniczny tego silnika był nieznacznie lepszy od stanu silnika lewego.</li></ul>
---	--

***UWAGA: Numeracja ilustracji podana w tabeli powyżej odnosi się do numeracji w Załączniku 1 do niniejszego raportu (Album Ilustracji).***



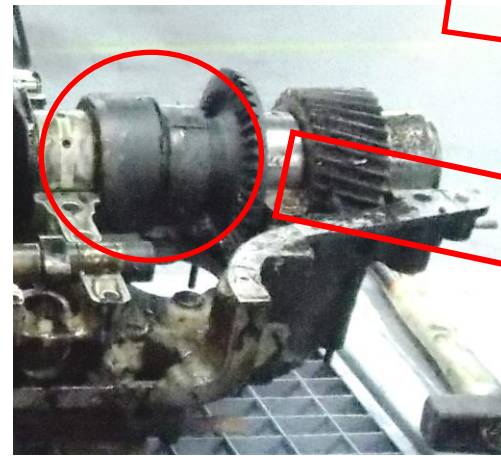
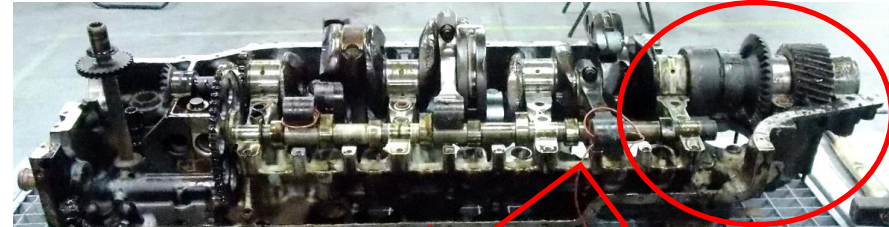
Stan przekładni zębatych przekazujących napęd do śmigła samolotu Piper-PA31P Pressurized Navajo o znakach N11WB

17, 18- Przekładnia silnika lewego



Widok wału korbowego i elementów przekładni zębatej połączonych z wałem korbowym silnika lewego

19, 20, 21- Przekładnia silnika prawego

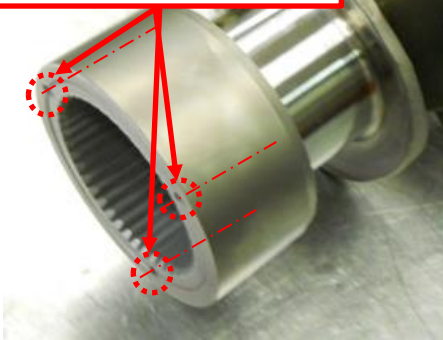


Widok wału korbowego i elementów przekładni zębatej połączonych z wałem korbowym silnika prawego oraz wysuniętej tulei łączącej wałek przekładni z wałem korbowym

Wałek napędowy przekładni zębatej silnika lewego prawidłowo zespolony z wałem korbowym silnika za pomocą wzdłużnego połączenia kołkowego (spełniającego rolę wpustu). W silniku prawym tuleja łącząca wał korbowy z wałkiem przekładni wysunięta na zewnątrz, co uniemożliwia przeniesienie momentu obrotowego z silnika na śmigło samolotu.

**Silnik prawy - stan tulei z wielowypustem osadzonej na wale korbowym za pomocą wzdłużnego połączenia kołkowego**

3 kołki wzdłużne  
unieruchamiające tuleję



22- Prawidłowe połączenie tulei z wałem korbowym, na rysunku zaznaczono osie kołków unieruchamiających tuleję względem wału korbowego

Końcówka wału korbowego



Tuleja wysunięta z końcówki  
wału korbowego

23 - Widok wałka napędowego przekładni z widoczną wysuniętą tuleją



24 - Widok tulei z wielowypustem, w którym osadzony był wał napędowy przekładni. Widoczny rowek kołka



25- Widok zewnętrznej powierzchni tulei ze śladami zatarcia. Widoczny rowek jednego z kołków.



26 - Widok wewnętrznej części tulei, wielowypustu z widocznym śladem oddziaływania wysokiej temperatury



27, 28 - Końcówka wału korbowego z widocznymi głębokimi zatarciami, pozostałościami kołków wprasowanych w materiał wału korbowego i śladami oddziaływania wysokiej temperatury

Tuleja widoczna na ilustracjach 23 i 26 mogła samoczynnie przemieścić się jedynie wskutek uszkodzenia wzdłużnego połączenia kołkowego, spełniającego funkcję klina. Zniszczone krawędzie rowków do osadzenia kołków w tulei (p. ilustracje 24 i 25), sprasowane opiłki materiału zarówno w rowkach końcówki wału korbowego jak i na jej ściankach wewnętrznych (ilustracje 27, 28) oraz znaczna ilość opiłków na ściankach wewnętrznych obudowy przekładni wskazują, że proces niszczenia połączenia przebiegał stosunkowo długo i mógł obejmować nawet kilkaset godzin pracy silnika. Całkowite zniszczenie kołków spowodowało wzajemne przemieszczanie się tulei względem wału korbowego i w konsekwencji znaczny wzrost temperatury obu współpracujących elementów wskutek tarcia. Ślady oddziaływania wysokiej temperatury są widoczne zarówno na tulei jak i na końcówce wału korbowego (p. ilustracje 24 i 25 oraz 27 i 28). Znaczny ubytek materiału w rezultacie jego ścierania spowodował wysunięcie się tulei i całkowite przerwanie przekazywania napędu z silnika na wał prawego śmigła samolotu.

### 2.2.3. Analiza stanu technicznego śmigieł samolotu.

Ocena stanu technicznego śmigieł została wykonana przez przedstawiciela ich producenta (tj. firmy Hartzell), a sporządzony przez niego w wyniku demontażu śmigieł protokół znajduje się w dyspozycji PKBWL. Stan śmigieł bezpośrednio po wypadku, w jakim zaprezentowano je przedstawicielowi producenta, przedstawiają zdjęcia poniżej. Widoczne są również elementy przekładni zębatej redukcyjnej, tzn. koło zębate osadzone na wałku napędzającym śmigło.



29, 30 - Widok śmigła lewego i wbitego w ziemię śmigła prawego odnalezionych na miejscu zdarzenia, widoczny również w obu przypadkach wał śmigła wyrwany z przekładni.

Na potrzeby niniejszej oceny zwrócono uwagę jedynie na szczegóły istotne dla przeprowadzonej analizy przyczynowo-skutkowej zdarzenia:

Śmigło lewe	Śmigło prawe
<ul style="list-style-type: none"><li>• bez śladów oddziaływania pożaru,</li><li>• uszkodzenia łopaty wskazujące na obracanie się śmigła w chwili kontaktu z przeszkodą,</li><li>• kąt ustawienia łopaty 21/23° (co odpowiada obrotom przelotowym)</li></ul>	<ul style="list-style-type: none"><li>• bez śladów oddziaływania pożaru,</li><li>• śmigło nie obracało się w chwili uderzenia w przeszkodę,</li><li>• w chwili zderzenia z ziemią łopaty śmigła ustawione w chorągiewkę</li></ul>

#### 2.2.4. Podsumowanie analizy technicznej

Na podstawie analizy dokumentacji technicznej, wyniku kompletnego demontażu silników i oceny stanu ich elementów, przeprowadzonych badań organoleptycznych połączonych z weryfikacją wymiarową oraz badaniami stanowiskowymi możliwe jest sformułowanie następujących wniosków:

- Samolot eksploatowany był niezgodnie z jego pierwotnym przeznaczeniem.
- Spowodowane tą zmianą przeznaczenia częste starty, krótkie przeloty ze wznoszeniem na pełnej mocy i szybkim schodzeniem stanowiły przyczynę nadmiernego i przyspieszonego zużycia większości elementów zespołów napędowych.
- Do zasilania silników wykorzystywano paliwo samochodowe Verva 98, które producent określił **w sposób czytelny dla użytkownika** jako niedopuszczalne w eksploatacji – jako jedyne paliwo producent silnika dopuścił paliwo 100/130 (skutki - p. str. 27 niniejszego raportu).
- Nie zauważono, co prawda, objawów spalania stukowego, jednak wykorzystanie benzyny samochodowej przyczyniło się zarówno do zwiększenia temperatury pracy silnika jak i zmniejszenia osiągniętych osiągów zespołów napędowych.
- Stwierdzony stan obu silników wskazuje na długotrwałe zadawnione zaniedbania eksploatacyjne, przede wszystkim w zakresie wymaganych usług technicznych.
- Widoczny bardzo zaawansowany stan zużycia elementów układu tłokowo-korbowego i układu rozrządu wskazuje, że proces zużycia był długotrwały i zamykał się w czasie nie krótszym niż kilkaset godzin pracy silników.
- Można z dużym prawdopodobieństwem stwierdzić, że przeprowadzane naprawy silników, jak np. wymiana tulei cylindrowej czy wymiana całych

cyldrów zmierzały wyłącznie do doraźnego usunięcia bezpośredniej przyczyny niesprawności, a nie do poprawy ich ogólnego stanu technicznego.

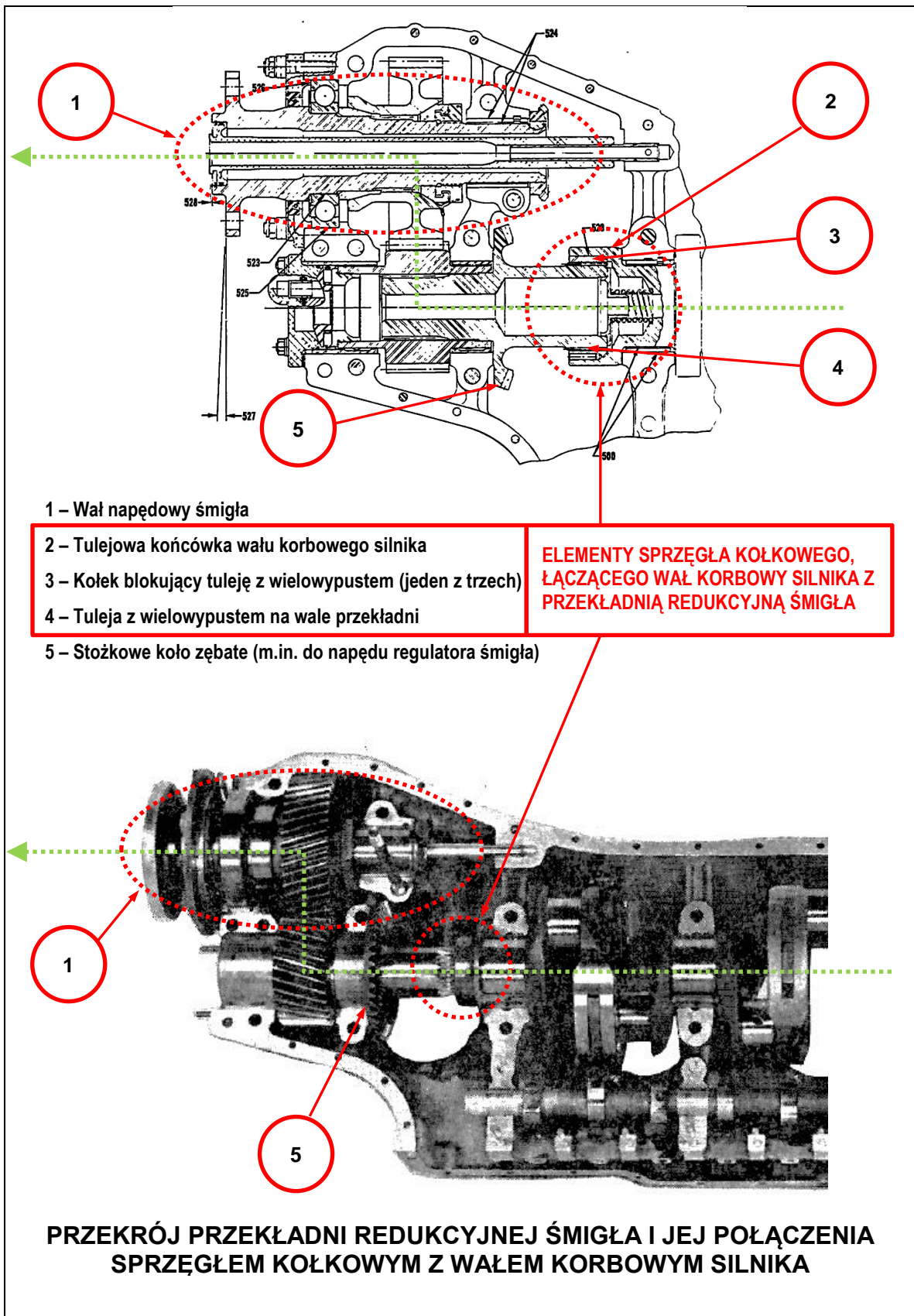
- Stan techniczny silników, określony w tej analizie, ograniczył wyraźnie ich osiągi (a przez to i osiągi samolotu), przyczynił się do zwiększenia zużycia paliwa i oleju silnikowego oraz nie pozostał również bez wpływu na przebieg procesu spalania, w tym na pracy silników.
- Sposób zniszczenia wzdłużnego połączenia kołkowego w sprzęgle przekładni zębatej śmigła prawego zespołu napędowego wskazuje, że przerwane zostało przekazywanie momentu obrotowego z silnika do przekładni, a w konsekwencji **śmigło prawe zostało w sposób nagły pozbawione napędu, co stało się przyczyną powstania asymetrii ciągu zespołu napędowego jako całości.**

#### 2.2.5. Analiza przyczynowo-skutkowa awarii zespołu napędowego samolotu

Analizę przyczynowo-skutkową zilustrowano przepływem mocy przez zespół napędowy samolotu (zaznaczonym zieloną przerywaną linią na ilustracji 31). Ilustracja pokazuje przekrój przekładni redukcyjnej śmigła, która znajduje się w przedniej części zespołu napędowego (od strony śmigła).

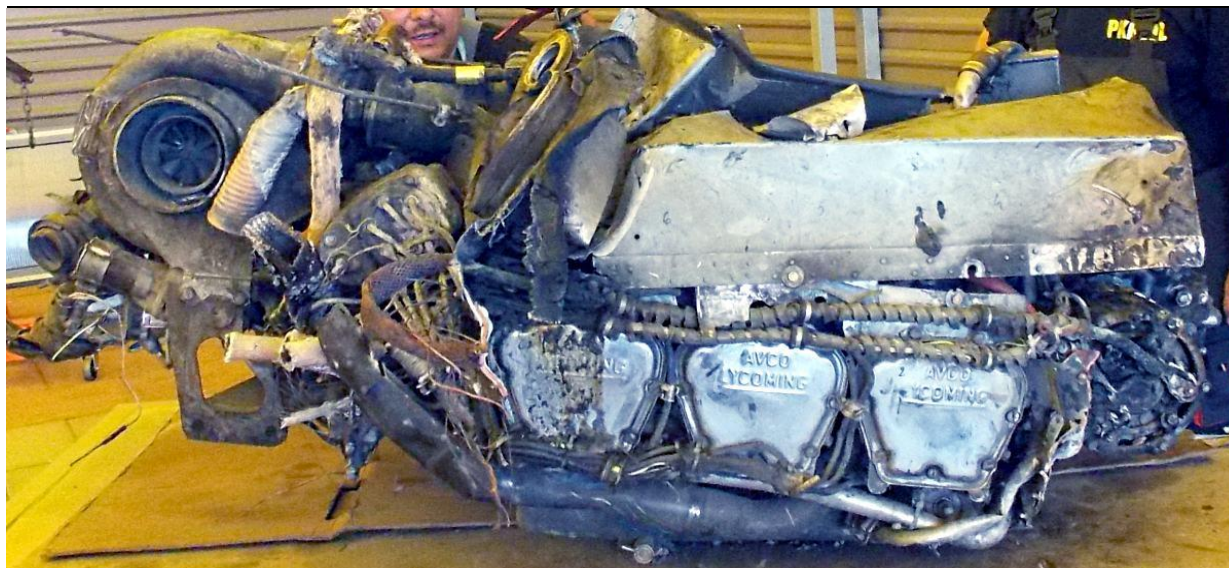
Pokazana na ilustracji 31 konstrukcja przekładni i zastosowane rozwiązanie sterowania kątem ustawienia łopat śmigła pozwalają na następujące stwierdzenia:

- **Rozłączenie sprzęgła kołkowego, sprzęgającego wał korbowy silnika z przekładnią redukcyjną śmigła (przez uszkodzenie kołkowego wzdłużnego połączenia wału napędowego silnika z wałkiem napędowym przekładni) uniemożliwia przekazywanie napędu do śmigła oraz do regulatora kąta ustawienia łopat śmigła.**
- **W konsekwencji rozłączenia sprzęgła kołkowego, sprzęgającego wał korbowy silnika z przekładnią redukcyjną śmigła traci ono napęd, a jego łopaty zostają automatycznie ustawione w pozycji zapewniającej minimalny opór aerodynamiczny (w chorągiewkę).**

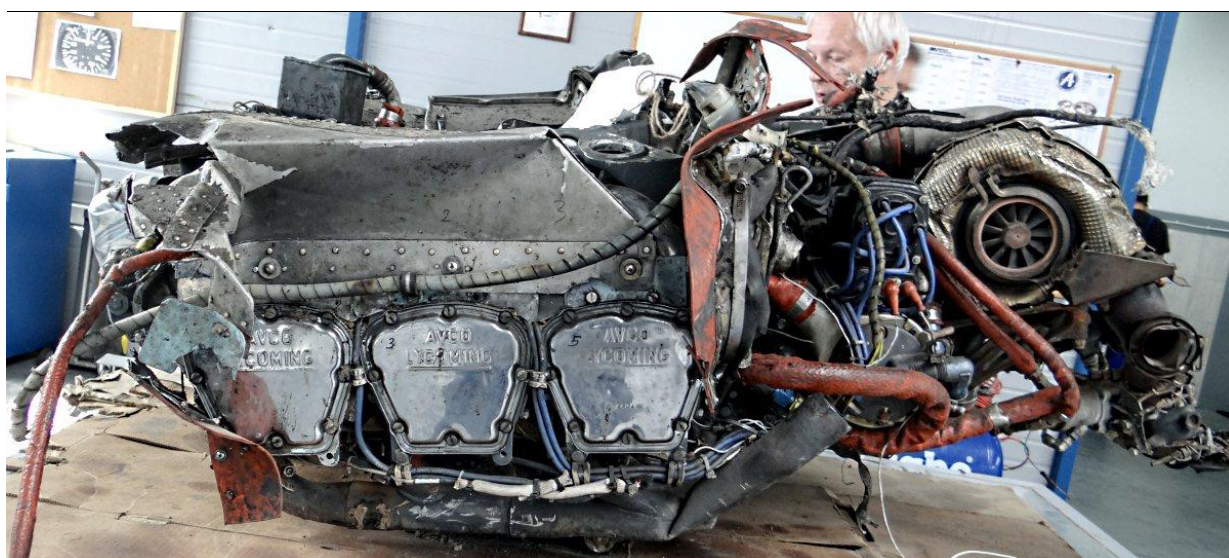


31- Przekrój przekładni redukcyjnej śmigła w silniku AVCO-Lycoming TIGO-541-E1A

## 2.2.6. Prezentacja silników AVCO-Lycoming TIGO-541-E1A samolotu Piper PA-31P Pressurized Navajo N11WB podczas rozbiórki



32 - Silnik lewy, prawa strona.



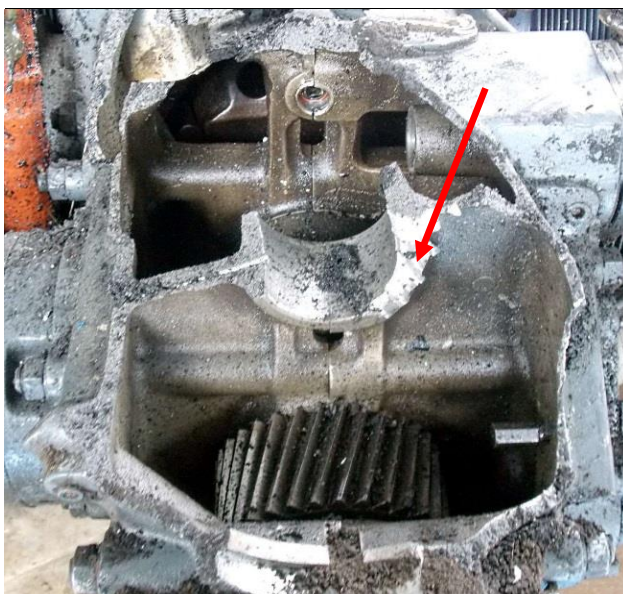
33 – Silnik lewy, lewa strona [fot. Marian Sławiński]



34 - Silnik prawy, prawa strona.



35 - Silnik prawy, lewa strona.

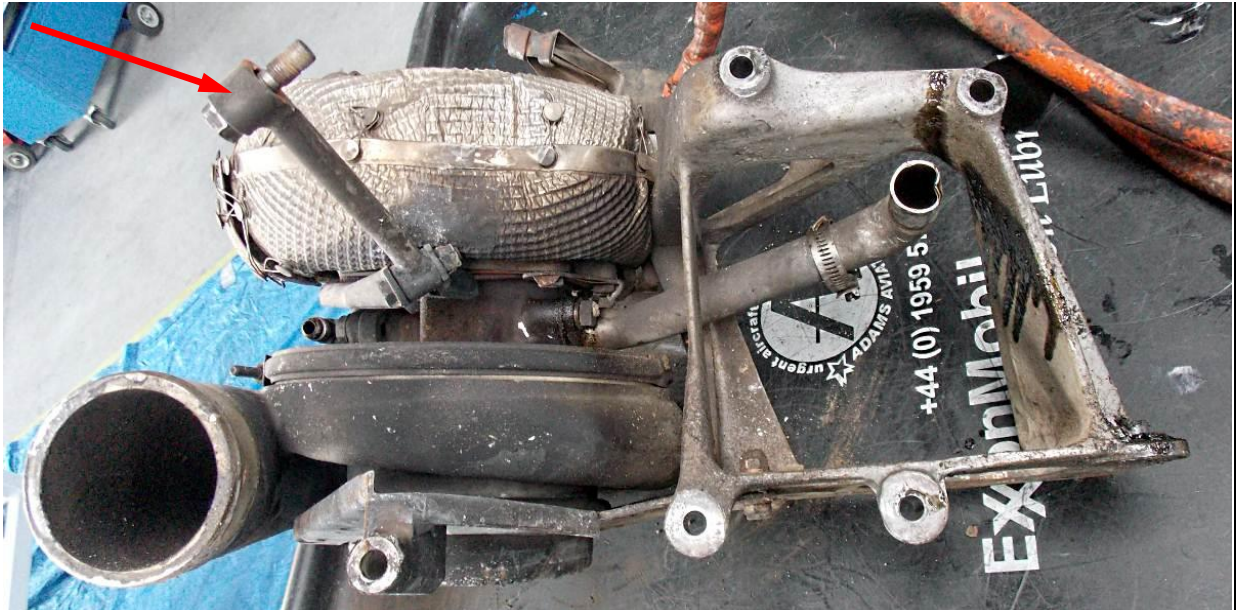


36 - Przód korpusu silnika lewego – widoczny przełom materiału korpusu po odłamaniu fragmentu reduktora. Strzałką wskazany ślad zębów koła zębatego reduktora, oderwanego wraz ze śmigłem.



37 - Przód korpusu silnika prawego – widoczny przełom materiału korpusu po odłamaniu fragmentu reduktora oraz ślady intensywnego oddziaływania ognia.

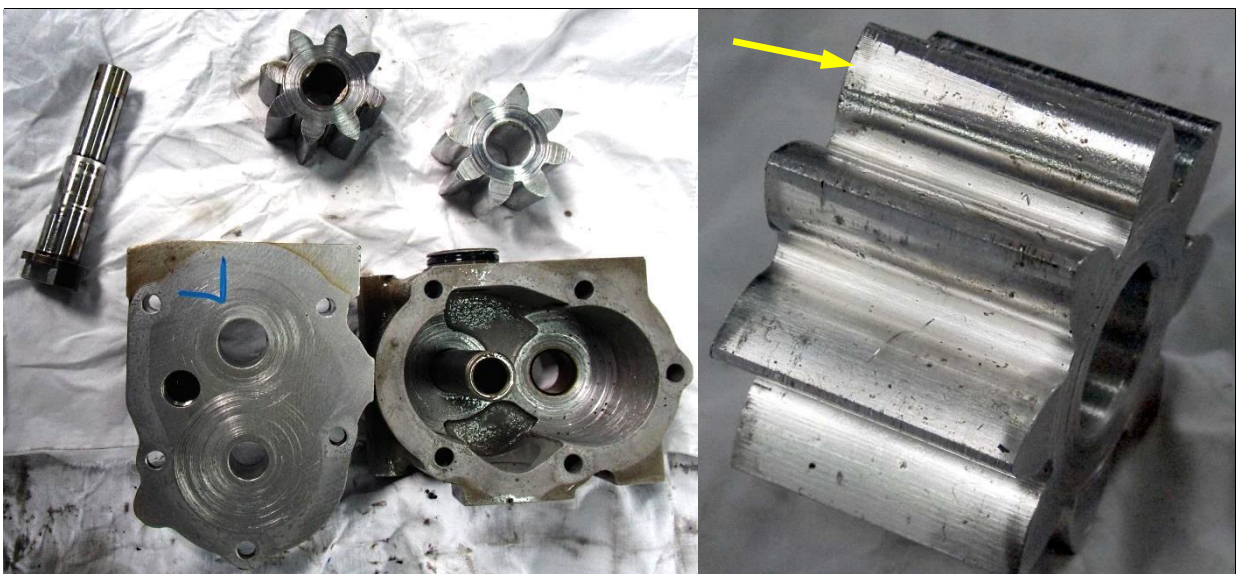




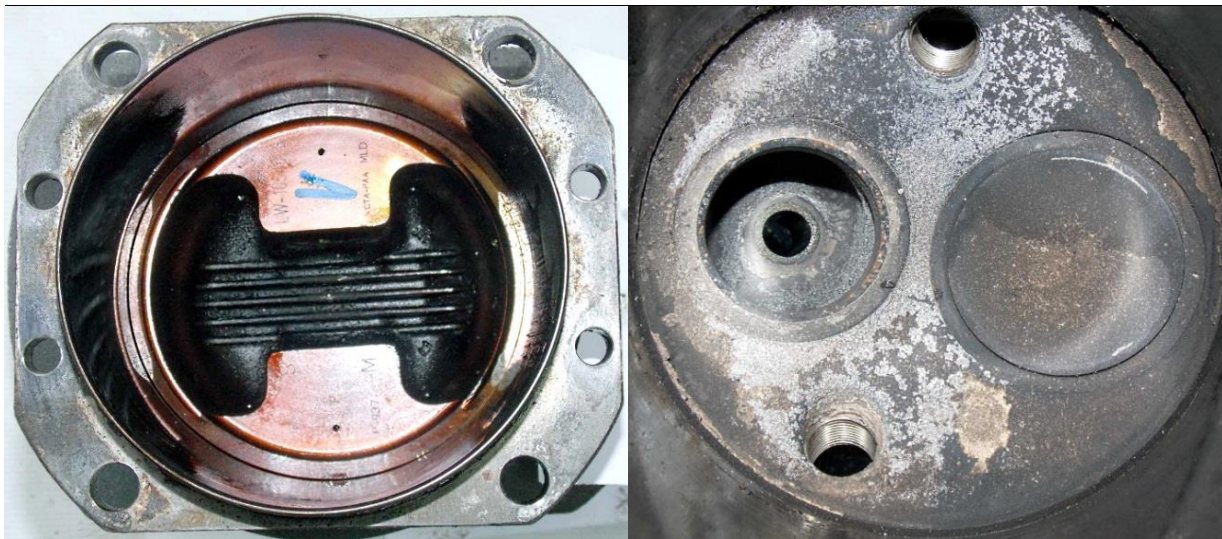
38 - Zespół turbodoładowarki po zdemontowaniu z lewego silnika. Strzałką wskazany zastrzał ze śrubą (jedna z podpór mocowania turbodoładowarki na silniku, śruba pokazana w zbliżeniu poniżej na ilustracjach 39, 40).



39, 40- Końcówka zastrzału turbodoładowarki lewego silnika z silnie zowalizowanym otworem i w znacznym stopniu zniszczona śruba mocowania, pracująca w tym otworze. Stan obu elementów świadczy, że proces ich degradacji był długotrwały, został spowodowany drganiem i nie był wykryty przez długi czas.



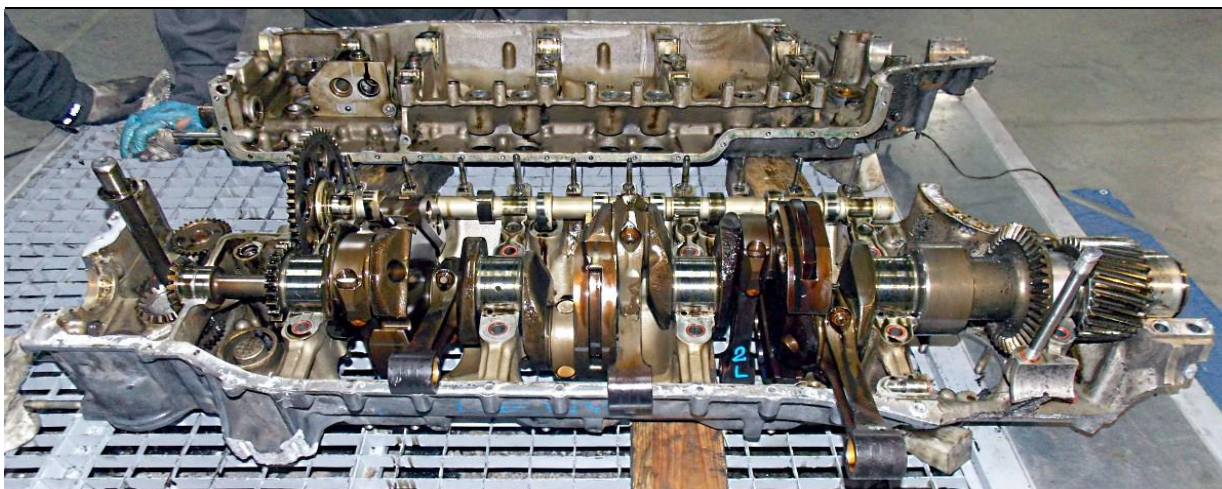
41, 42- Pompa olejowa lewego silnika z widocznymi zarysowaniami powierzchni wewnętrznych i zbliżenie na uszkodzone koło zębate pompy.



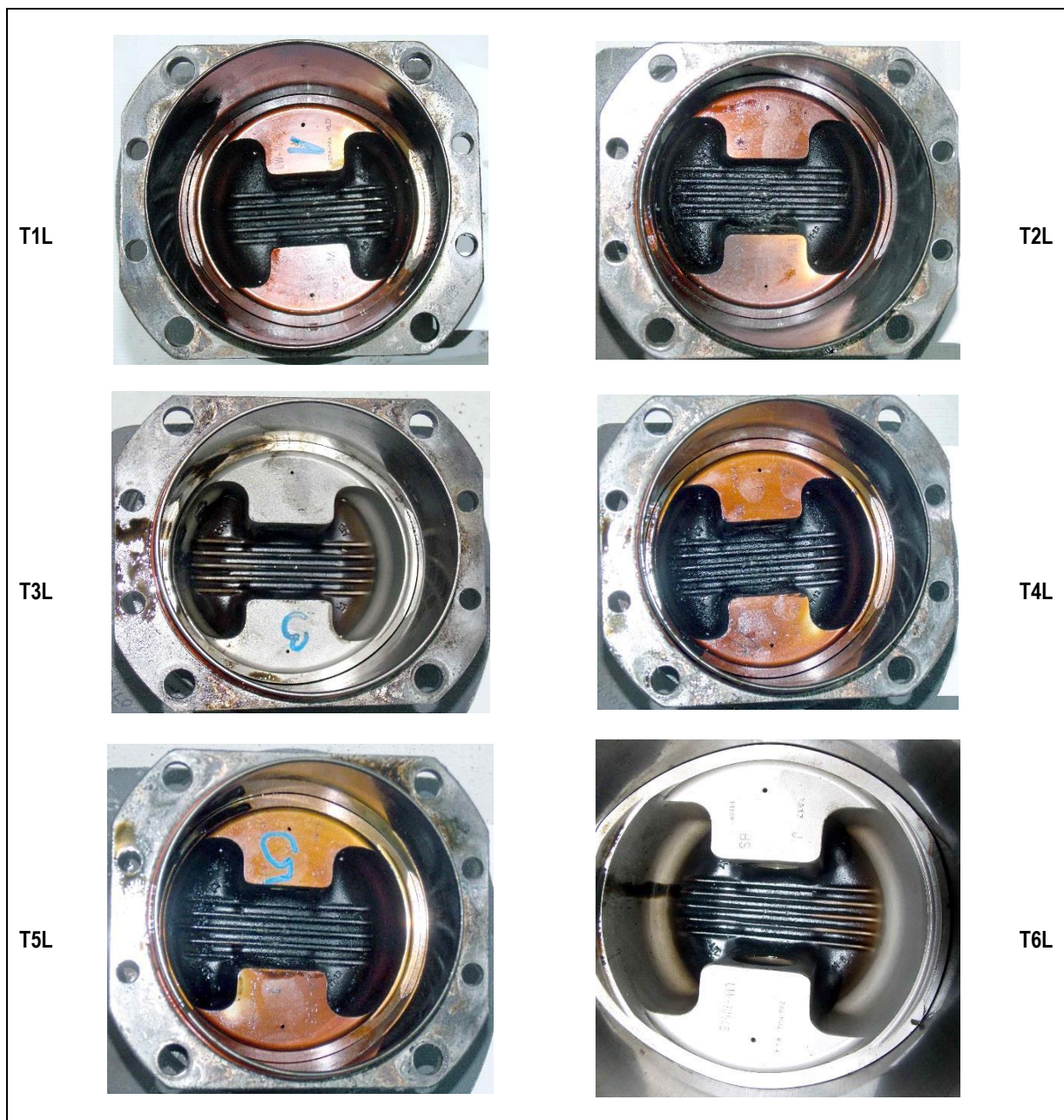
43, 44- Zdemontowany z lewego silnika cylinder nr 1 wraz z tłokiem wewnątrz (z lewej) oraz widok głowicy tego cylindra od wewnątrz po wyjęciu tłoka, widoczny zawór ssący i gniazdo zaworu wydechowego.



45, 46- Zawór wlotowy zdemontowany z cylindra nr 1 lewego silnika. Wyraźnie widoczny stan powierzchni czołowej i znaczny osad od strony trzonka.



47 - Korpus silnika lewego zdemontowany – na pierwszym planie prawa połówka korpusu z wałem korbowym i wałkiem rozrządu.



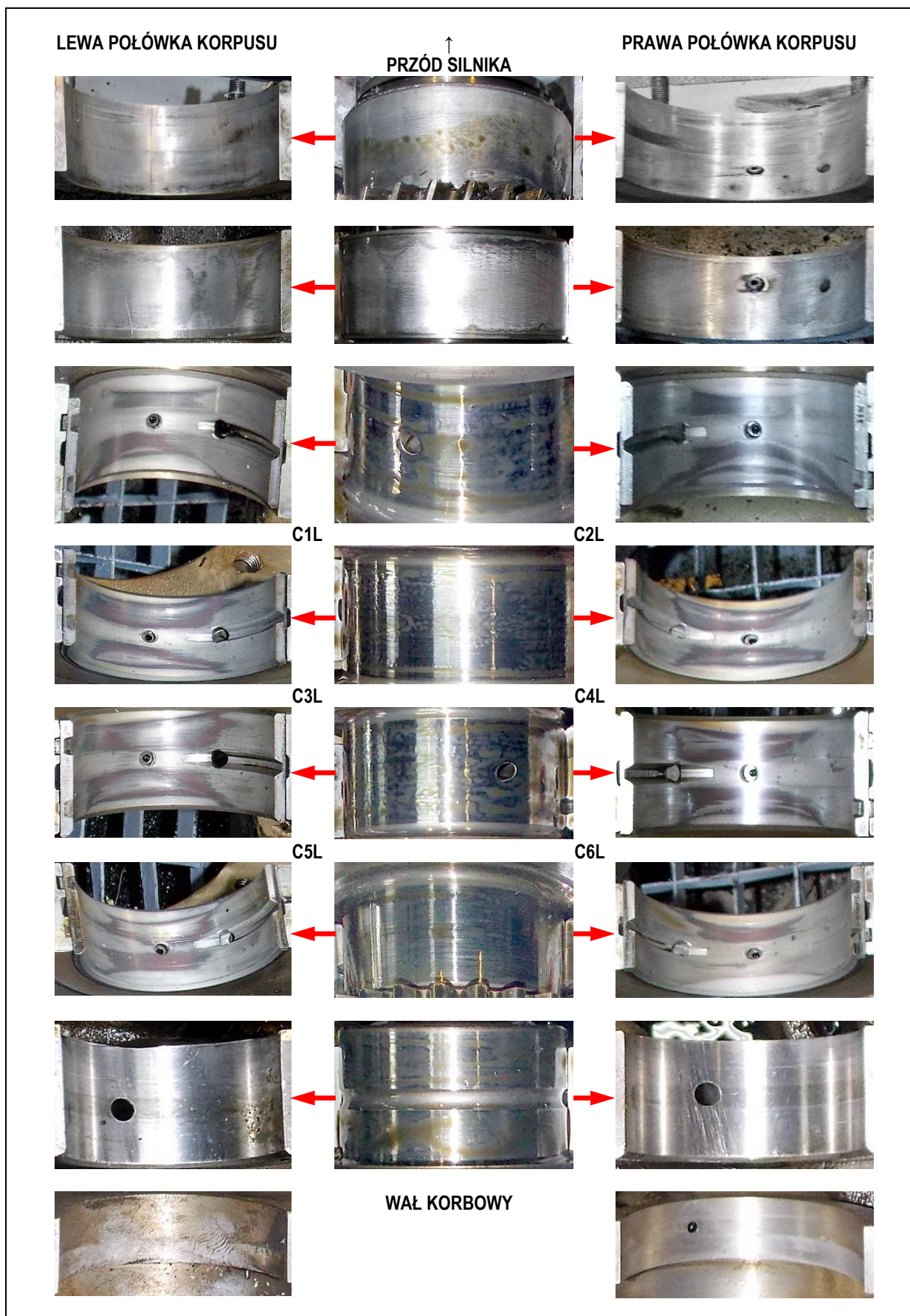
48 - Stan dolnych powierzchni tłoków w lewym silniku – tłoki w cylindrach.



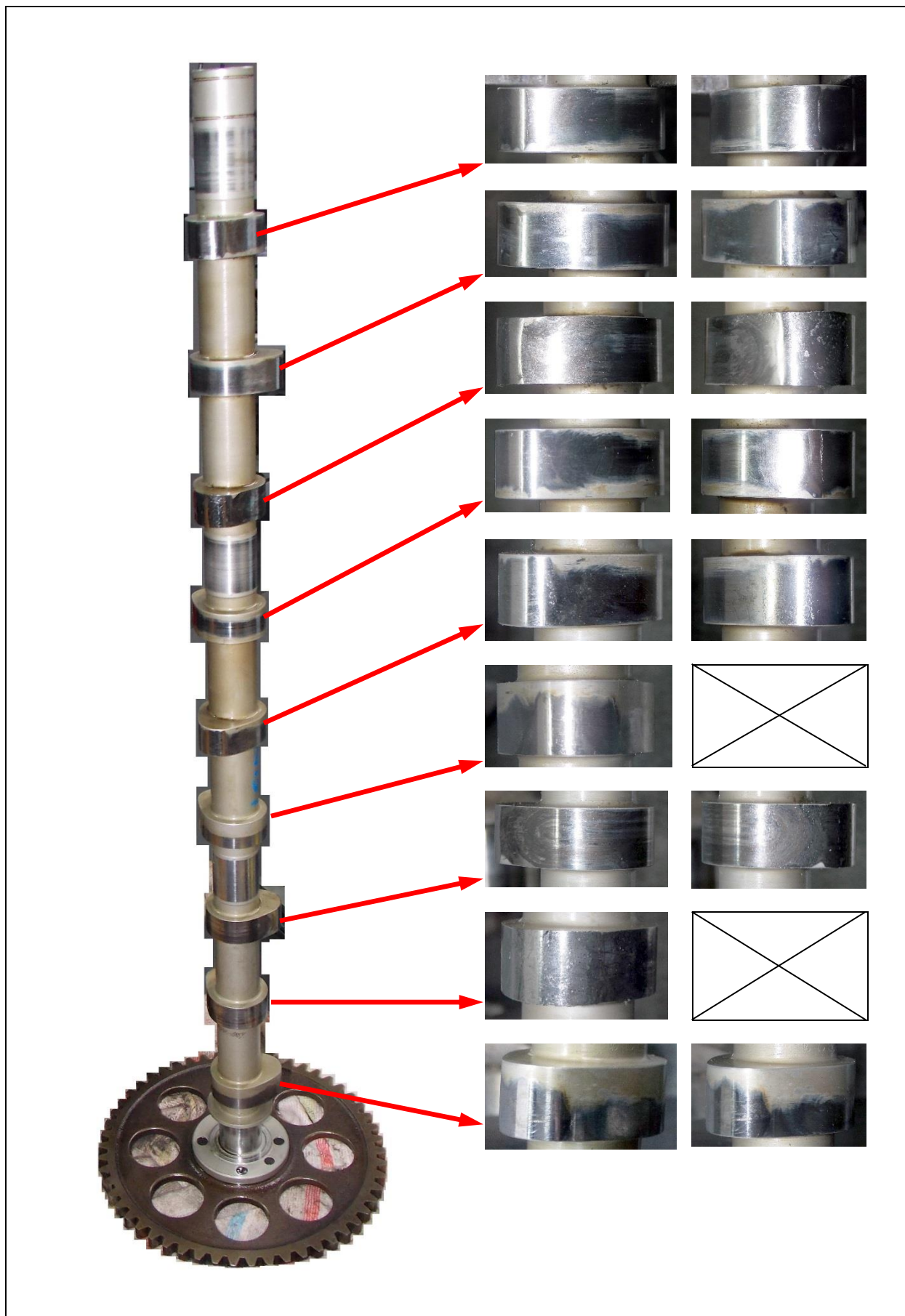
49, 50- Zespoły i części lewego silnika po demontażu.



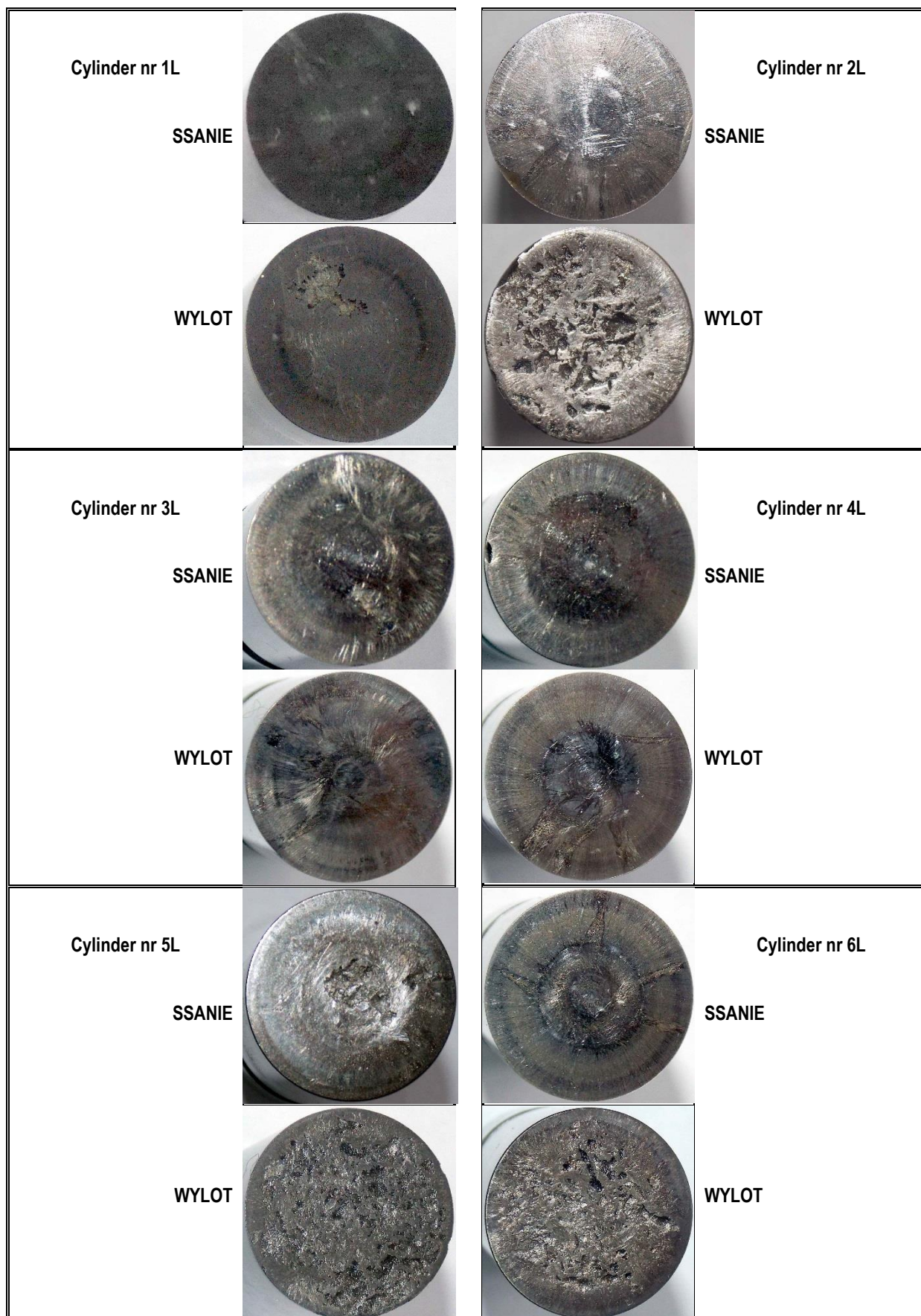
51, 52, 53- Świece zapłonowe zdemontowane z lewego silnika.



54 - Stan powierzchni roboczych czopów wału korbowego oraz odpowiadających im powierzchni roboczych półpanewek w połówkach korpusu lewego silnika. Zaznaczone położenie cylindrów względem czopów i panewek.



55 - Stan powierzchni roboczych krzywek wałka rozrzadu w lewym silniku.



56 - Stan powierzchni czółowych popychaczy hydraulicznych (kasowników luzów zaworowych) w lewym silniku.

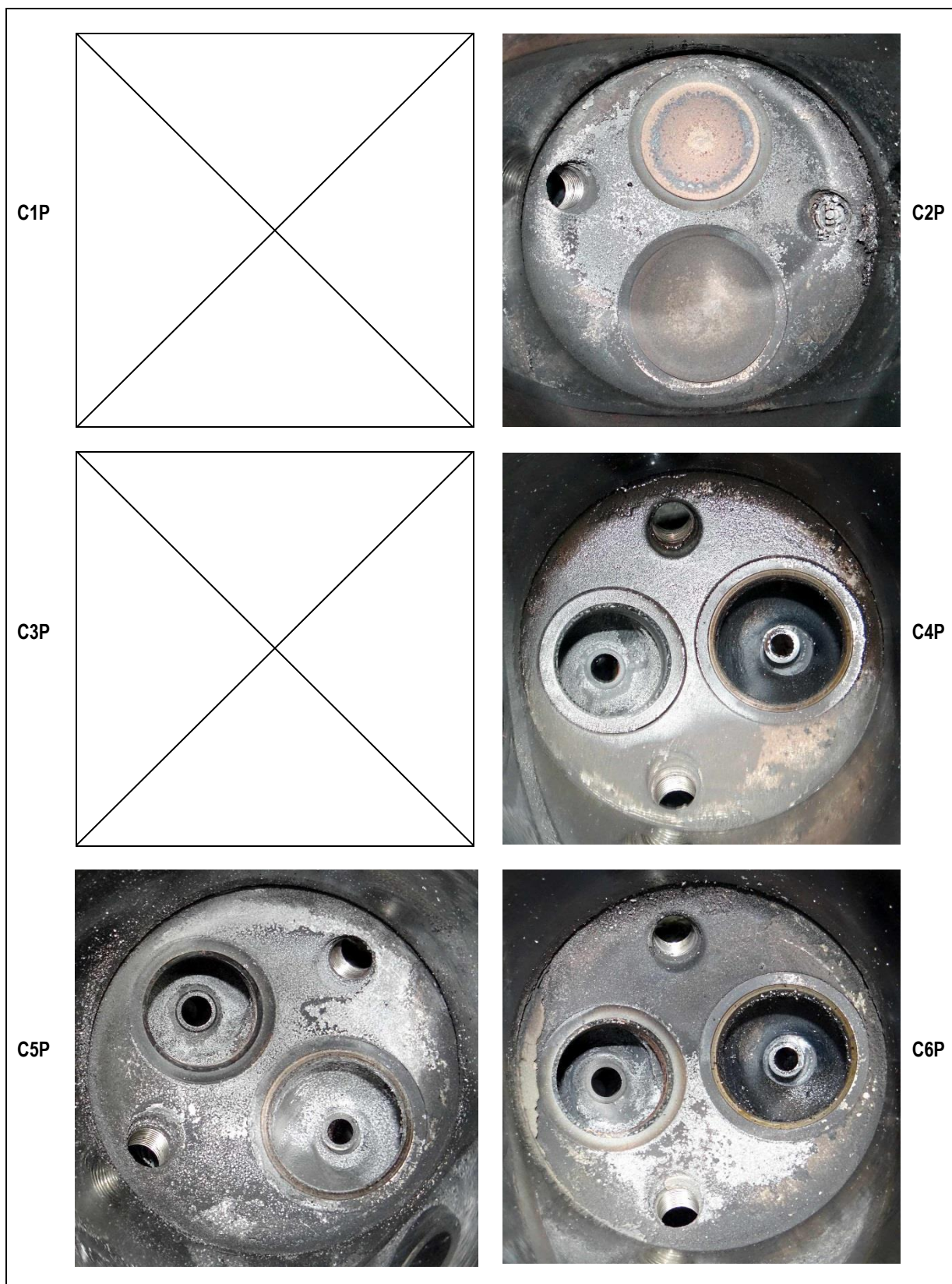


57, 58– Zespoły i części prawego silnika po demontażu.

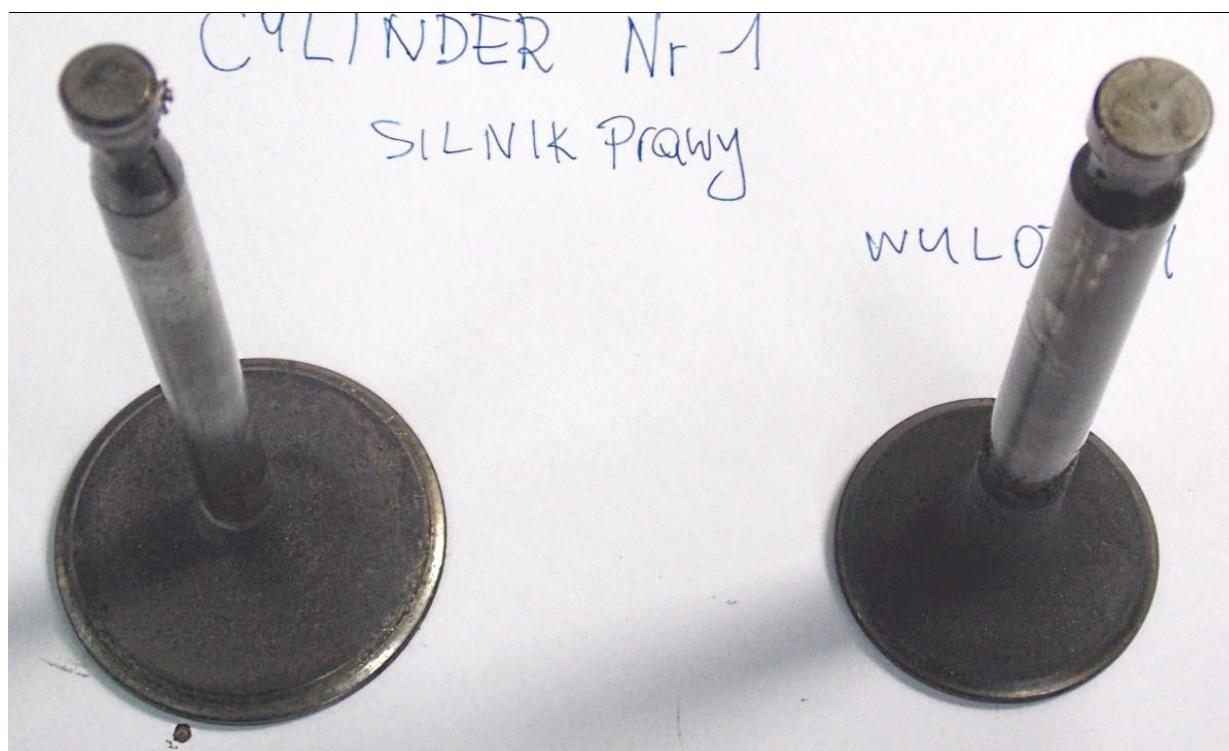


59 - Pompa olejowa prawego silnika – widoczne zarysowania powierzchni wewnętrznych.





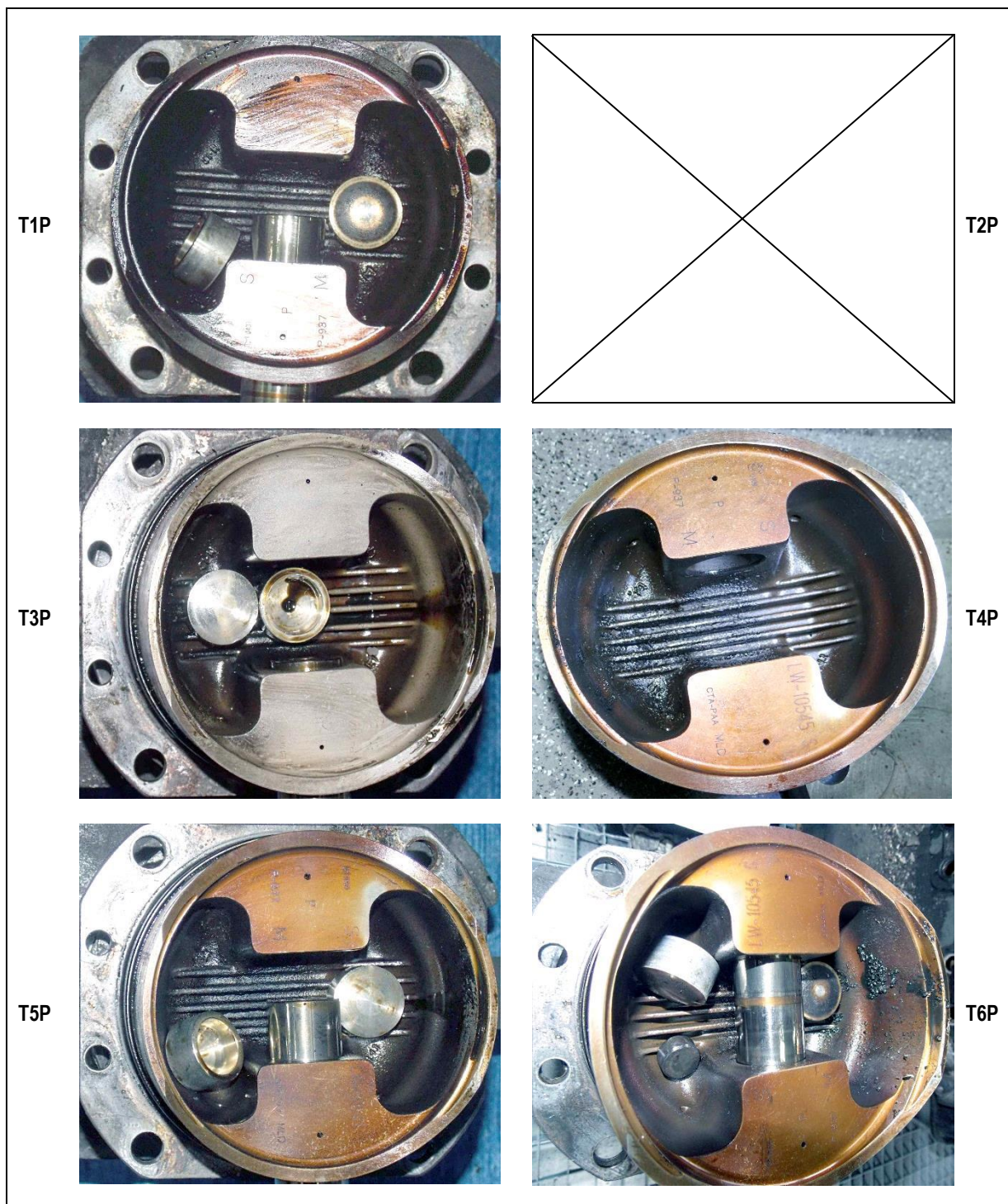
60 - Stan niektórych głowic cylindrów, gniazd zaworowych i zaworów w prawym silniku.



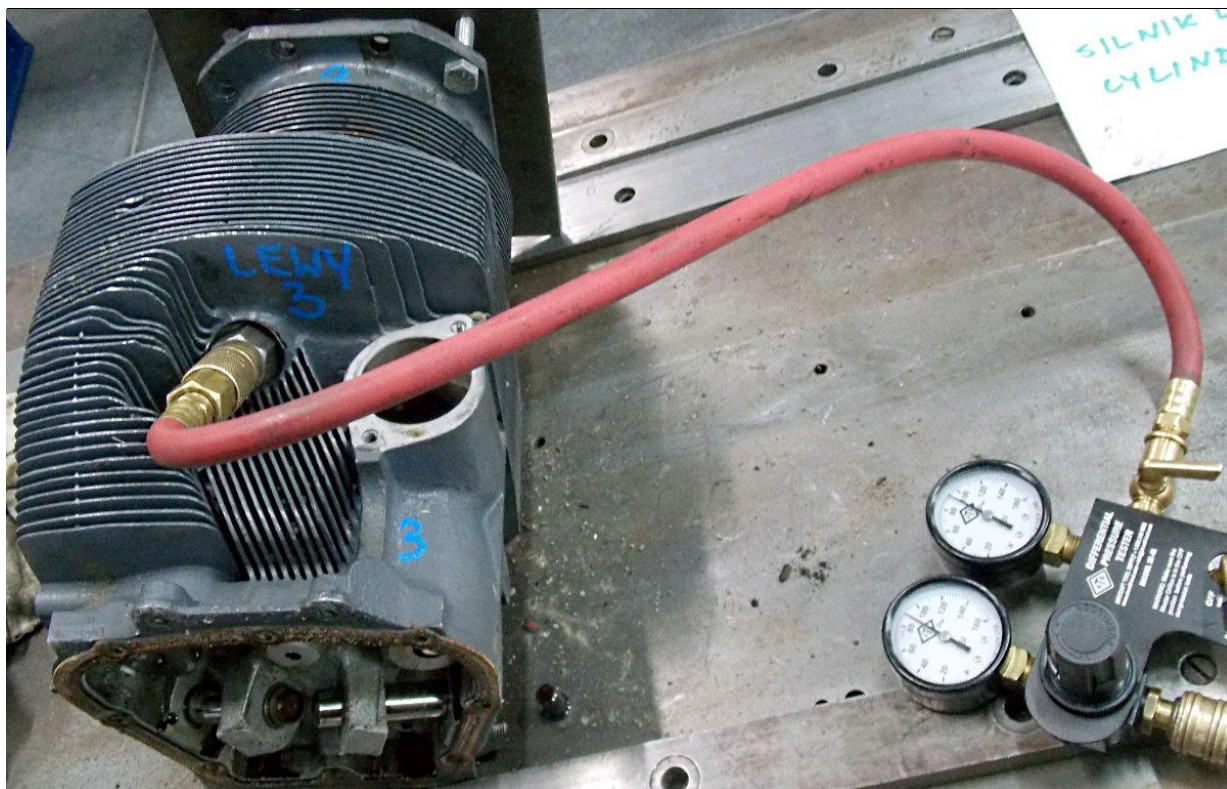
61 - Grzybki zaworowe cylindra nr 1 silnika prawego. Z lewej grzybek zaworu ssącego, z prawej – wylotowego.



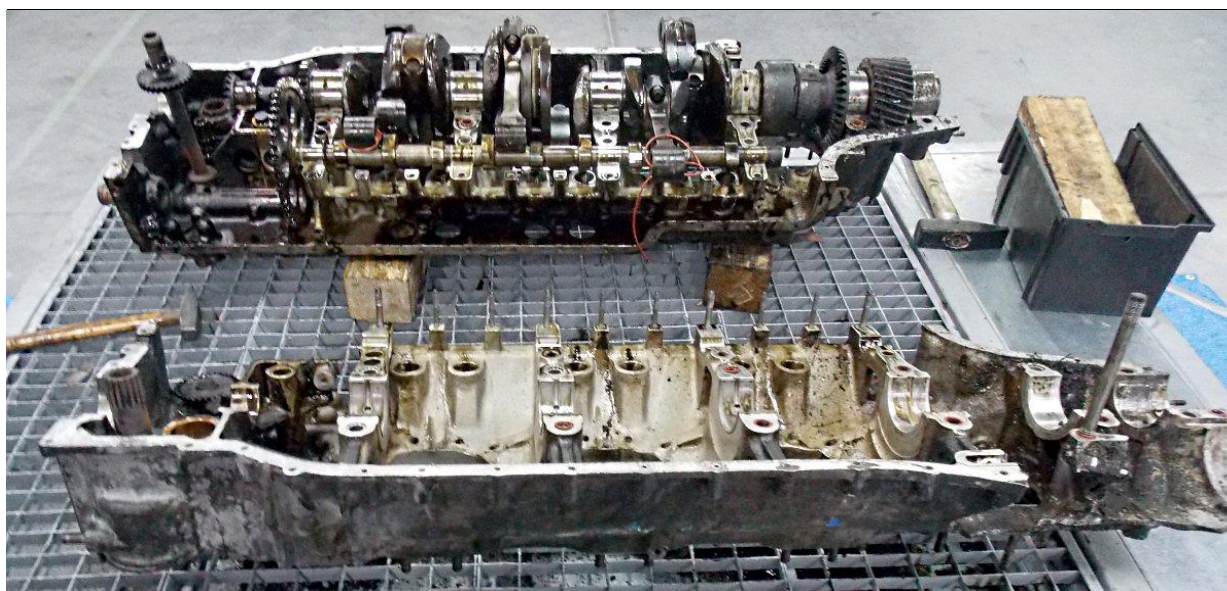
62 - Stan górnych i bocznych powierzchni niektórych tłoków w prawym silniku.



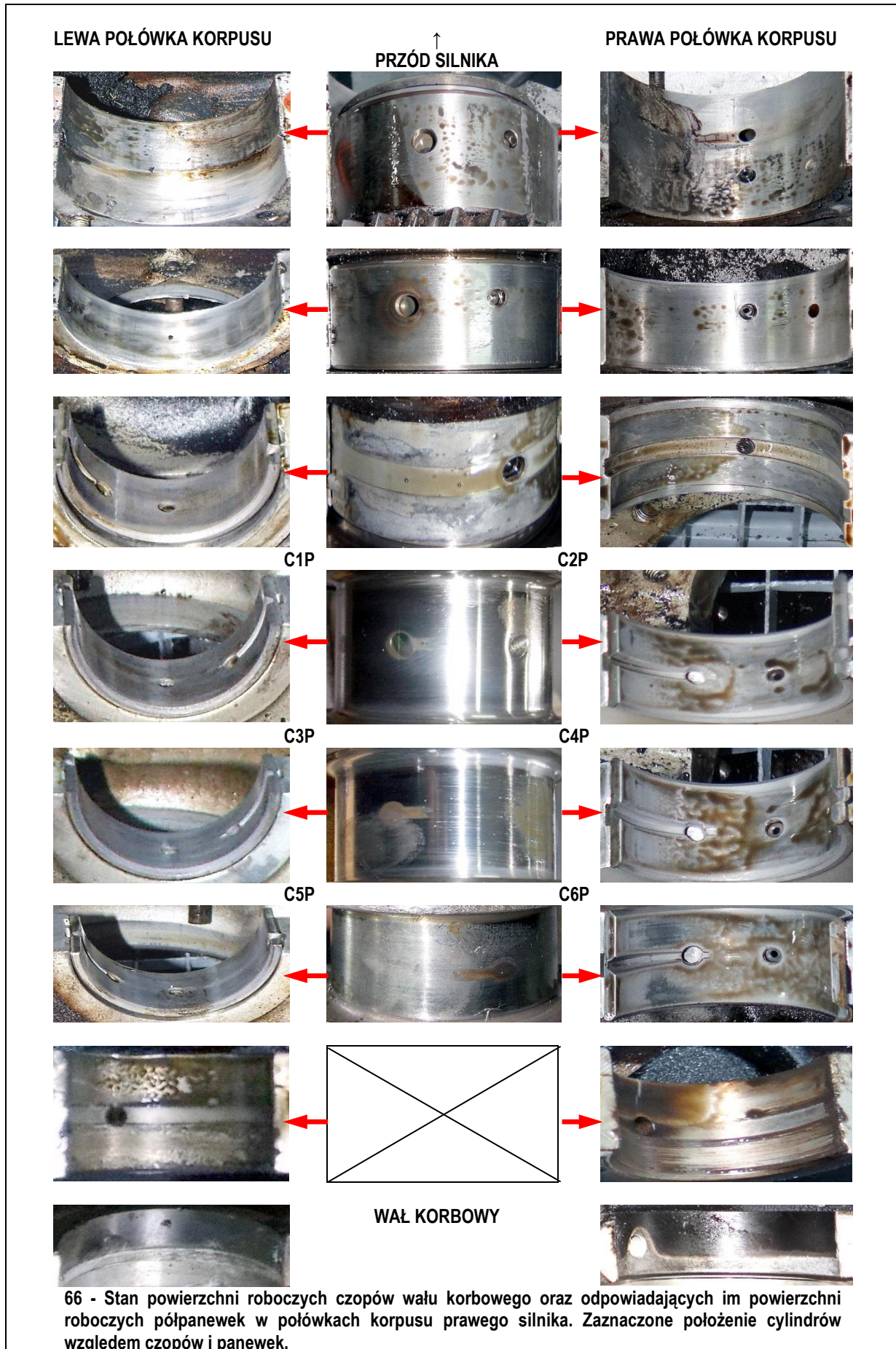
63 - Stan dolnych powierzchni tłoków w prawym silniku.



64 - Sprawdzenie szczelności układu cylinder-tłok-zawory na cylindrze zdemonstowanym z silnika.



65 - Korpus silnika prawego zdemonstowany – na pierwszym planie prawa połówka korpusu, dalej lewa połówka korpusu z wałem korbowym i wałkiem rozrządu.



**Tabele z wynikami pomiarów**

**Tabela 1**

**Pomiary wzniosu krzywek wałka rozrządu lewego (p. ilustracja 55) i prawego silnika**

Silnik lewy		Silnik prawy	
Krzywka nr	Zmierzony wznios [mm]	Krzywka nr	Zmierzony wznios [mm]
1	43,23	1	43,20
2	41,90	2	43,20
3	43,00	3	43,18
4	43,15	4	43,17
5	43,12	5	43,12
6	43,08	6	43,12
7	42,40	7	43,11
8	43,18	8	43,18
9	43,13	9	43,20

**Tabela 2**

**Pomiary szczelności cylindrów metodą różnicową, przy zadanym ciśnieniu 80 psi i położeniu tłoka w GMP**

Silnik lewy		Silnik prawy	
Cylinder	Zmierzone ciśnienie [PSI], Spostrzeżenia	Cylinder	Zmierzone ciśnienie [PSI], Spostrzeżenia
1	18 Nieszczelność na zaw. wylotowym i pierścieniach	1	51
2	10 Nieszczelność na obu zaworach i pierścieniach	2	59
3	19 Nieszczelność na zaw. wylotowym	3	42
4	16 Nieszczelność na obu zaworach	4	62
5	20 Nieszczelność na zaw. dolotowym	5	18
6	18 Nieszczelność na obu zaworach	6	24

**Tabela 3**

**Pomiary szczelności cylindrów metodą różnicową, przy zadanym ciśnieniu 80 psi i położeniu tłoka w GMP, badanie stanowiskowe, cylindry wygrzane (150°C).**

Silnik lewy		Silnik prawy	
Cylinder	Zmierzone ciśnienie [PSI], Spostrzeżenia	Cylinder	Zmierzone ciśnienie [PSI], Spostrzeżenia
1	36 Nieszczelność na zaw. wylotowym	1	Nieszczelność na zaworze wylotowym
2	44 Nieszczelność na pierścieniach	2	30
3	48 Nieszczelność na pierścieniach	3	55
4	34 Nieszczelność na pierścieniach	4	60
5	44 Nieszczelność na zaworze dolotowym i pierścieniach	5	Nieszczelność na zaworze dolotowym i pierścieniach
6	38 Nieszczelność na pierścieniach	6	27

### 3. WNIOSKI KOŃCOWE

#### 3.1. Ustalenia komisji

- 1) Pilot–dowódca statku powietrznego posiadał ważną licencję pilota samolotowego zawodowego CPL(A) z ważnym uprawnieniem MEP(L) oraz ważne orzeczenie lotniczo-lekarskie, co upoważniało go do wykonywania lotów na zrzut skoczków spadochronowych.
- 2) Komisja stwierdziła brak zaświadczeń jak również brak wpisu do książki pilota o przeszkoleniu na typ statku powietrznego, na którym nastąpił wypadek.
- 3) Badanie krwi pilota nie wykazało obecności alkoholu etylowego ani substancji psychoaktywnych.
- 4) Samolot został w kwietniu 2014 r. zakupiony przez polski podmiot gospodarczy (pośrednika – ChartAir sp. z o.o., Warszawa) i sprowadzony lotem do Polski.
- 5) Sprzedaż samolotu została przez poprzedniego właściciela zgłoszona w FAA w celu wykonania przelotu samolotu do kraju nabywcy bez wyrejestrowania z rejestru cywilnych statków powietrznych USA.
- 6) W dniu 23 kwietnia 2014 r. FAA wydała tymczasowe poświadczenie rejestracji samolotu (z dotychczasowymi znakami rozpoznawczymi N11WB), ważne do 23 maja 2014 r.
- 7) Eksploatację samolotu w Polsce przez Szkołę Spadochronową OMEGA (jako leasingobiorcę) podjęto bez przerejestrowania i kontynuowano pomimo upływu terminu ważności tymczasowego poświadczenia rejestracji, wydanego przez FAA dnia 23 kwietnia 2014 r.
- 8) W dniu wypadku (5 lipca 2014 r.) wydane przez FAA amerykańskie tymczasowe poświadczenie rejestracji samolotu było nieważne – termin jego ważności upłynął z dniem 23 maja 2014 r.
- 9) Wcześniejsza eksploatacja samolotu w USA była nieregularna, ważność jego rejestracji bywała zawieszana, a przez licznych poprzednich właścicieli bywał wykorzystywany jako zastaw bankowy.
- 10) Całkowity nalot samolotu od chwili przekazania go polskiemu nabywcy do chwili wypadku można określić na ok. 100 godzin lotu (w tym przelot transatlantycki).
- 11) W chwili sprzedaży i przelotu do Polski zdatność samolotu do lotu potwierdzało bezterminowe Świadcstwo Zdatności do Lotu wydane przez FAA

- dnia 28 maja 1976 r. wraz z zapisem o przeglądzie rocznym płatowca, silników i śmigieł wykonanym w USA dnia 19 lipca 2013 r. przez Interstate Turbine Management (North Charleston, SC).
- 12) W dniu wypadku bezterminowe Świadectwo Zdatości do Lotu wydane przez FAA dnia 28 maja 1976 r. było nieważne z powodu niedotrzymania jego warunków (upływu terminu tymczasowej rejestracji samolotu w USA oraz dokonania przeróbki samolotu naruszającej jego Certyfikat Typu).
  - 13) Ubezpieczenie lotnicze samolotu było zawarte na okres od 6 czerwca 2014 r. do 31 marca 2015 r.
  - 14) W drugiej połowie maja 2014 r. samolot został w Polsce przerobiony na 12-miejscowy wariant desantowy do wywożenia skoczków spadochronowych.
  - 15) Nie udało się ustalić, według jakiej dokumentacji dokonano ww. przeróbki (taki zakres przeróbki powinien być określony w zatwierdzonym przez FAA dokumencie Supplemental Type Certificate - STC, Uzupełniające Świadectwo Typu).
  - 16) Eksploatacja samolotu po przeróbce na wariant do wywożenia skoczków spadochronowych była bardzo intensywna (jest to charakter lotów wymuszający energiczne sterowanie mocą silników, co jest wyartykułowane w Instrukcji Użytkownika w Locie tego samolotu jako nie zalecane).
  - 17) Lot zakończony wypadkiem był wykonywany w ramach działalności Szkoły Spadochronowej OMEGA, będącej Użytkownikiem/leasingobiorcą samolotu.
  - 18) Lot zakończony wypadkiem wykonywano wg przepisów VFR, pilot przed startem nie składał planu lotu w organach ruchu lotniczego (co nie było wymagane).
  - 19) Do napędu samolotu stosowane było przez Użytkownika niewłaściwe paliwo – w chwili startu do lotu zakończonego wypadkiem w zbiornikach samolotu było około 120 l benzyny samochodowej Verva 98 zamiast benzyny lotniczej 100/130 - Wytwórca silników wprost ostrzega, że stosowanie paliwa innego, niż zalecane, może doprowadzić do ich mechanicznego uszkodzenia.
  - 20) Zespoły napędowe pracujące na paliwie samochodowym miały gorsze osiągi, co przekładało się na osiągi samolotu.
  - 21) Zarówno samolot jak i jego silniki były zaniedbane w procesie długoletniej eksploatacji przed sprowadzeniem samolotu do Polski, co negatywnie



- wpływało na wytwarzaną przez nie moc; nieprawidłowa eksploatacja w Polsce pogłębiła skutki tych zaniedbań.
- 22) W wyniku awarii prawego zespołu napędowego pojawiła się nagła asymetria ciągu, prowadząca do gwałtownego naruszenia stateczności oraz ograniczenia a następnie utraty sterowności.
  - 23) Z konfiguracji zespołu napędowego na samolocie PA-31P wynika, że jego silnik prawy jest silnikiem krytycznym.
  - 24) Samolot osiągnął w chwili utraty sterowności wysokość ok. 100 m AGL.
  - 25) Samolot w wyniku przeciągnięcia i utraty sterowności wszedł w prawy obrót autorotacyjny (w stronę silnika krytycznego) i wykonał do chwili zderzenia z ziemią około  $\frac{3}{4}$  obrotu wokół swej osi podłużnej.
  - 26) Mogło wystąpić przemieszczenie skoczków wzdłuż wnętrza kabiny (ze względu na sposób ich siadania w kabinie oraz brak pasów bezpieczeństwa lub uchwytów), a wskutek tego niekorzystne przesunięcie środka masy samolotu na początku niekontrolowanego manewru.
  - 27) Samolot zderzył się z przeszkodami i ziemią po wykonaniu  $\frac{3}{4}$  obrotu w prawo wokół osi podłużnej, z przechyleniem ok.  $70^\circ$  na lewe skrzydło i pochyleniem „na nos” ok.  $40-50^\circ$ .
  - 28) W chwili zderzenia z ziemią prawe śmigło nie obracało się (lub obracało się z minimalną prędkością obrotową), a jego łopaty były ustawione w chorągiewkę.
  - 29) W chwili zderzenia z ziemią lewe śmigło obracało się, jednak odbierało moc znacznie niższą od mocy nominalnej silnika.
  - 30) Pilot oraz 10 innych osób na pokładzie samolotu poniosło śmierć na miejscu wypadku w następstwie obrażeń odniesionych podczas zderzenia z ziemią i pożaru.
  - 31) Nie zgłaszano do PKBWL wcześniejszych mających miejsce w Polsce zdarzeń wpływających na bezpieczeństwo lotów tego samolotu, co skutkowało brakiem ich analizy (polegały one m.in. na wyłączaniu się silników tego samolotu w locie).
  - 32) Warunki atmosferyczne miały wpływ na zaistnienie wypadku ze względu na wysokie temperatury otoczenia (obniżające osiągi zespołów napędowych wskutek zmniejszenia sprawności termodynamicznej i obniżające osiągi aerodynamiczne płatowca wskutek zmniejszenia gęstości powietrza).

### 3.2. Przyczyny wypadku

W trakcie badania PKBWL ustaliła następujące przyczyny wypadku lotniczego:

1. **Użytkowanie samolotu bez ważnego Świadectwa Zdatości do Lotu.**
2. **Uszkodzenie i zniszczenie sprzęgła kołkowego połączenia wału korbowego z wałkiem napędowym przekładni śmigła prawego silnika, co spowodowało wyłączenie z pracy prawego śmigła samolotu oraz przerwało pracę regulatora kąta natarcia jego łopat, powodując ich ustawienie w chorągiewkę, czego wynikiem stała się asymetria ciągu prowadząca do przeciągnięcia samolotu i utraty sterowności.**

Uszkodzenie sprzęgła kołkowego połączenia wału korbowego z wałkiem napędowym przekładni prawego silnika mogło być spowodowane następującymi przyczynami:

- wcześniejszym uderzeniem śmigła w przeszkodę, w okolicznościach i czasie, których nie udało się ustalić.
- długotrwałym procesem zmęczeniowym, wywołanym nierównomierną pracą silnika (w silniku tym wymieniono jeden z cylindrów).

3. **Przeciągnięcie w ostatniej fazie lądowania awaryjnego.**

Okoliczności sprzyjające wypadkowi to:

- a) **Niewłaściwa obsługa techniczna samolotu.**
- b) **Obniżenie mocy lewego silnika wskutek nieprawidłowej eksploatacji.**
- c) **Stosowanie paliwa niezgodnego z wymaganiami Wytwórcy silników.**
- d) **Przeróbka samolotu z naruszeniem jego Certyfikatu Typu.**
- e) **Warunki meteorologiczne – wysoka temperatura otoczenia**

#### 4. ZALECENIA DOTYCZĄCE BEZPIECZEŃSTWA

PKBWL po zapoznaniu się ze zgromadzonymi w trakcie badania zdarzenia materiałami zaproponowała zalecenie dotyczące bezpieczeństwa lotniczego do realizacji przez Urząd Lotnictwa Cywilnego:

**Zwiększyć nadzór i uściślić procedury kontroli nad statkami powietrznymi zarejestrowanymi w innych państwach, wykorzystywanymi do prowadzenia działalności komercyjnej/lotniczej na terenie Polski, w szczególności używanymi do szkolenia skoczków spadochronowych oraz przewozu innych osób.**

#### 5. ZAŁĄCZNIKI

Album Ilustracji

**KONIEC**

Kierujący Zespołem Badawczym

Andrzej Pussak

*Podpis na oryginale*