

Wystąpienie płk. Ryszarda Filipowicza na konferencji prasowej w dn. 27.03.2015 r., w którym prezentuje ustalenia biegłych w zakresie przebiegu lotu Tu-154M w dniu 10.04.2010 r.

"PRZEBIEG LOTU SAMOLOTU Tu-154 M Nr 101 W DNIU 10.04.2010r. NA TRASIE WARSZAWA OKĘCIE – SMOLEŃSK- „PÓŁNOCNY”

I WSTĘP

A. Biegli odtworzyli przebieg tego lotu – przede wszystkim – na podstawie:

1. **parametrów lotu** zapisanych przez zainstalowane na pokładzie rejestratory parametrów lotu, w tym polski rejestrator parametrów lotu typu ATM QAR firmy ATM P. P. Sp. z o.o., a którego pierwszy odczyt zapisu po katastrofie został wykonany w Polsce, w Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych w Warszawie,

a dalej, na podstawie:

2. pomiarów geodezyjnych:

- a) ukształtowania terenu między progiem drogi startowej DS 26 i BRL lotniska Smoleńsk – „Północny”,

oraz

- b) miejsca kolizji ww. samolotu z drzewami – tj. pomiarów wykonanych przez biegłych w grudniu 2011r.

3. określenia parametrów zderzenia samolotu z ziemią,

a także:

4. zapisów dźwięku w kabinie załogi samolotu,
5. zapisów dźwięku zarejestrowanych na wieży lotniska Smoleńsk – „Północny”,
6. parametrów lotu uzyskanych z pamięci komputera nawigacyjnego FMS.

B. Biegli podzielili przebieg lotu na 3 odcinki, a mianowicie :

1. **pierwszy odcinek**, który rozpoczął się od startu samolotu z lotniska Warszawa – Okęcie o godz. **7 : 27** (czasu polskiego) i trwał do osiągnięcia przez samolot pozycji rozpoczęcia podejścia pośredniego na lotnisko Smoleńsk – „Północny” (**godz. 8 :23 :33**),
2. **odcinek drugi**, tj. podejście pośrednie na to lotnisko, odcinek ten rozpoczął się od momentu przejęcia kierowania samolotu przez Kierownika Lotów lotniska Smoleńsk – „Północny” i trwał do osiągnięcia przez samolot pozycji rozpoczęcia podejścia końcowego,
3. **trzeci odcinek**, tj. podejście końcowe, które rozpoczęło się, gdy samolot znajdował się w odległości **10 tys. metrów** od progu drogi startowej 26, na wysokości **500 m**, licząc od poziomu tej drogi, z kursem lądowania **259°**.

Biegli szczegółowo, krok po kroku, przedstawili przebieg każdego z tych etapów.

Przedstawię Państwu bliżej ostatni odcinek lotu, a z wcześniejszych etapów lotu przytoczę tylko najistotniejsze – z punktu widzenia bezpośrednich przyczyn katastrofy – fakty.

Lotnisko Smoleńsk – „Północny”, z kursem lądowania 259 ° wyposażone było w Radiolokacyjny System Lądowania (RSL) oparty na radiolokatorze RSP - 6 M 2 z rejestracją sytuacji na ekranach ślizgu i kursu, Uproszczony System Lądowania (USL), składający się z dwóch radiolatarni prowadzących (2x NDB), tj. Dalszej i Bliższej Radiolatarni, z markerami sygnalizującymi przelot nad nimi oraz system świetlny Łucz-2 MU.

Minimalne warunki meteorologiczne tego lotniska przy opisanym systemie, to **100 m** podstawy chmur i **1000 m** widzialności poziomej. Formalne uprawnienia DOWÓDCY SAMOLOTU Tu-154 M Nr 101, dla systemu 2x NDB wynosiły: **120 m** podstawy chmur i **1800 m** widzialności poziomej (DOWÓDCA SAMOLOTU nie miał nadanych uprawnień do lądowania w systemie RSL.

Przejdę teraz do przedstawienia Państwu przebiegu lotu. Podawane przeze mnie dane dotyczące czasu w części odnoszącej się do dwóch pierwszych odcinków lotu będę podawał zaokrąglone do pełnych sekund. Biegli w swej opinii dane te przedstawili precyzyjnie.

II . ODCINEK PIERWSZY

1. **START** nastąpił o godz. **7:27** (z opóźnieniem **27** minut w stosunku do planowanej godziny odlotu).
2. Masa startowa samolotu wynosiła **85 ton i 128 kg** – do startu oraz **77 ton i 56 kg** – do lądowania.
3. Przez cały czas lotu w polskim obszarze powietrznym załoga nie zgłaszała żadnych problemów utrudniających lot.
4. **O godz. 8 : 09 : 50,5** – na polecenie DOWÓDCY SAMOLOTU technik pokładowy zmniejszył prędkość obrotową silników do małego gazu; samolot został wprowadzony do lotu ze zniżaniem i w tym momencie NAWIGATOR zaczął odczytywać listę kontrolną : „PRZED POCZĄTKIEM ZNIŻANIA „.

LISTA ta przewidywała m.in. ustawienie na radiowysokościomierzu (RW) II PILOTA znacznika na wysokości kręgu nadlotniskowego, zaś na RW DOWÓDCY SAMOLOTU, na wysokości podjęcia decyzji odejścia na drugi krąg.

W przypadku DOWÓDCY SAMOLOTU znacznik na jego RW powinien być ustawiony na wysokość **120 m**. Po katastrofie stwierdzono, że znacznik ten **USTAWIONY BYŁ NA WYSOKOŚĆ 65 m**.

- 5. O godz. 8 :14 :15**, (tj. w **48** minucie lotu, ok. **26** minut przed zderzeniem z ziemią), kontrola ruchu lotniczego MIŃSK – CONTROL przekazała załodze TUPOLEVA, że w Smoleńsku widzialność wynosi **400 m** i jest tam mgła.

Informację tę pokwitował NAVIGATOR.

- 6. O godz. 8: 22 : 51**, kontrola ruchu lotniczego MOSKWA – CONTROL, z którym NAVIGATOR nawiązał łączność o godz. **8: 22: 37** poleciła zniżenie do wysokości 3600m i przejście na łączność z lotniskiem Smoleńsk – „PÓŁNOCNY”, kryptonim „KORSARZ”.

Zgodnie z rosyjskimi przepisami, przestrzenią powietrzną, poza drogami lotniczymi, zarządza Wojskowy Sektor Centrum Strefowego Jednolitego Systemu Organizacji Ruchu Lotniczego.

W sytuacji zalegania na lotnisku „Północnym” w Smoleńsku niebezpiecznego zjawiska pogody w postaci mgły, tenże Sektor powinien skierować samolot Tu-154M nr 101 na lotnisko zapasowe, czego jednak nie uczyniono.

III . ODCINEK DRUGI – PODEJŚCIE POŚREDNIE

1. **O godz. 8: 23: 33** - DOWÓDCA SAMOLOTU nawiązał łączność radiową z wieżą lotniska SMOLEŃSK – „Północny”.

Do tego czasu korespondencja radiowa, zgodnie z podziałem ról w załodze, prowadzona była przez NAVIGATORA w j. angielskim.

Z uwagi na niewystarczającą znajomość j. rosyjskiego przez pozostałych członków załogi, całą korespondencję w tym języku przejął na siebie DOWÓDCA SAMOLOTU, który był jednocześnie PILOTEM LECĄCYM.

2. **O godz. 8: 24: 25** – przekazano załodze samolotu z wieży komunikat, że na „Korsarzu mgła, widzialność **400m**”. Informację, tę przekazano ponownie **o godz. 8:24:42**. Dowódca samolotu poprosił wówczas wieżę o dane dotyczące temperatury i ciśnienia, uzyskując informację, iż temperatura wynosi + 2°, ciśnienie 745 mm Hg oraz, że „WARUNKÓW NA PRZYJĘCIE NIE MA”.

Reakcją DOWÓDCY SAMOLOTU była wypowiedź o treści:

„DZIĘKUJĘ, ALE JEŚLI MOŻNA SPRÓBUJEMY PODEJŚCIE, ALE JEŚLI NIE BĘDZIE POGODY, WÓWCZAS ODEJDZIEMY NA DRUGI KRĄG”.

3. Podczas podejścia pośredniego, załoga Tupolewa nawiązała łączność z załogą JAKA-40. II PILOT Tupolewa uzyskał od Dowódcy JAKA-40 informację, że na lotnisku widoczność wynosi około **400 m**, a podstawa chmur jest **grubo poniżej 50 m**. Jednakże II PILOT przekazał DOWÓDCY SAMOLOTU, że podstawa chmur wynosi **50 m**. Dowódca JAKA-40 poinformował też II PILOTA TUPOLEWA, że im udało się wylądować w ostatniej chwili i, że:

– cytuję-

„POWIEM SZCZERZE, ŻE MOŻECIE SPRÓBOWAĆ, JAK NAJBARDZIEJ. DWA APM-y SĄ, BRAMKĘ ZROBILI,

TAK, ŻE MOŻECIE SPROBOWAĆ, ALE JEŚLI WAM SIĘ NIE UDA ZA DRUGIM RAZEM, TO PROPONUJĘ WAM LECIEĆ NA PRZYKŁAD DO MOSKWY, ALBO GDZIEŚ” (koniec cytatu).

4. **O godz. 8: 26: 18** , (tj. **14** min i **46** sekund przed zderzeniem z ziemią) DOWÓDCA SAMOLOTU poinformował Dyrektora Protokołu Dyplomatycznego MSZ, że na lotnisku jest mgła i że w tej chwili i w tych warunkach, które są obecnie nie dadzą rady wylądować. Że spróbują podejść, zrobić jedno zejście, ale prawdopodobnie nic z tego nie będzie i że trzeba się zastanowić nad decyzją, co robić dalej.
5. **O godz. 8: 22: 09** – II PILOT, na polecenie DOWÓDCY SAMOLOTU nawiązał łączność z załogą JAKA – 40 i otrzymał po 39 sekundach informację, że grubość chmur wynosi **400 – 500 m.**
6. **O godz. 8: 30: 11** DOWÓDCA SAMOLOTU zameldował wieży, że osiągnięto wysokość **1500 m**, która to wysokość dla lotniska Smoleńsk – „Północny” jest wysokością przejścia z określenia wysokości lotnej na trasie wg ciśnienia standardowego **760** mm Hg (tj. 1013hPa) na ciśnienie na poziomie drogi startowej – **745** mm Hg. Wieża poleciła zniżyć się do wysokości **500 m** wg wysokościomierza barometrycznego, ustawionego na ciśnienie **745** mm Hg. DOWÓDCA SAMOLOTU potwierdził przyjęcie polecenia.
7. **O godz. 8: 30: 33** – Dyrektor Protokołu Dyplomatycznego MSZ informuje załogę, że: „Na razie nie ma decyzji Prezydenta, co dalej robimy.”
8. **O godz. 8: 32: 57** – DOWÓDCA SAMOLOTU oznajmia załodze, że „W przypadku nieudanego podejścia odchodzimy w automacie”.
9. **Ok. godz. 8: 35** – Szefowa Pokładu zameldowała DOWÓDCY SAMOLOTU, że pokład jest gotowy do lądowania.

10. **O godz. 8: 35 : 24** – wieża nakazała, aby Tupolew był gotowy do odejścia na drugi krąg **od 100m** . Dowódca samolotu potwierdził komendę słowami : „TAK JEST” .
11. Przed **3** zakrętem został włączony automat ciągu. Chwilę później wypuszczono podwozie i zaraz po tym wychylono klapy zaskrzydłowe na kąt **15°**, **o godz. 8: 36: 36**, klapy wychylono na kąt **28°**, a po wykonaniu **4** zakrętu na kąt do lądowania, tj. **36°**. W tym momencie samolot znajdował się na wysokości **550m** i leciał z prędkością **311 m/h**.
12. **O godz. 8: 37: 04**, na początku **4** zakrętu z JAKA-40 poinformowano załogę Tupolewa, że widoczność na lotnisku to **200m**.

IV. ODCINEK TRZECI – PODEJŚCIE KOŃCOWE

Zanim przejdę do przedstawienia przebiegu ostatniej fazy lotu, kilka uwag Proszę Państwa.

- A.** Dla lotniska Smoleńsk – „Północny” pozycja rozpoczęcia podejścia końcowego podczas lądowania z kursem **259°** znajduje się na osi drogi startowej, w odległości **10 tys. metrów** od jej progu, na wysokości **500m**.
- B.** Ponieważ czas rejestracji parametrów lotu samolotu przez rejestrator ATM QAR jest opóźniony w stosunku do czasu zapisu głosów w kabinie załogi przez rejestrator dźwięku MARS BM o około 3 sek., dlatego analizę tej szczególnie ważnej części toru lotu samolotu, jakim było zbliżanie końcowe, biegli wykonali nie w funkcji czasu, lecz w zależności od przebytej przez samolot drogi.
- C.** Według biegłych – po analizie toru lotu samolotu w płaszczyźnie poziomej, odtworzonego na podstawie zapisu parametrów

zawartych w pamięci komputera systemu zarządzania samolotem FMS, względem osi drogi startowej 26 – DOWÓDCA SAMOLOTU włączył do podejścia do lądowania w trybie automatycznym według 2 x NDB i RSL również system FMS, przy czym „Instrukcja użytkownika w locie samolotu Tu-154M” nie przewiduje podejścia do lądowania przy nieprecyzyjnym systemie lądowania z wykorzystaniem systemu FMS.

System FMS przeznaczony jest bowiem do zarządzania lotem samolotu po trasie i ze względu na niewystarczającą czułość, nie może być stosowany do lądowania wymagającego dużej precyzji. Czułość FMS była zbyt mała, aby wprowadzić samolot dokładnie na oś drogi startowej. Jednocześnie typowym zjawiskiem dla FMS, sterującego autopilotem - podczas wykonywania zdecydowanych zakrętów, takich jak trzeci i czwarty zakręt do lądowania, jest wyprowadzanie samolotu lekko poza oś DS., do której później samolot dochodzi.

Błędem było wykorzystywanie FMS do prowadzenia samolotu w układzie automatycznym na kursie lądowania. Samolot powinien być sterowany ręcznie, przy użyciu żyroskopu systemu kursowego TKS i radiokompasów ARK-15 M.

Istotą użycia systemu RSL + 2 NDB jest utrzymywanie kursu lądowania przez dokładny przelot nad DRL i BRL, z wnoszeniem poprawek do kursu i wysokości lotu, przekazywanych z wieży.

W celu kontroli wysokości lotu samolotu na ścieżce podejścia, pilot zobowiązany był do kwitowania komend wieży bieżącą wysokością lotu. Takich pokwitowań ze strony załogi TUPOLEVA nie było, na co wieża uwagi nie zwracała.

D. Samolot rozpoczął końcowe zbliżanie przy włączonej automatycznej stabilizacji podłużnej i bocznej oraz przy włączonym automacie ciągu silników, wysterowanym na utrzymanie prędkości samolotu **280 km/h**. Ścieżkę kursową utrzymywał FMS, natomiast prędkość opadania DOWÓDCA

SAMOLOTU regulował ręcznie, odpowiednim pokrętle na pulpicie.

Przejdę teraz do opisu przebiegu podejścia końcowego. Niektóre odległości - celem większej czytelności przekazu - podam w zaokrągleniu do pełnych metrów .Biegli w opinii podali je precyzyjnie.

1. Kiedy samolot znajdował się w odległości **10 032 m** od progu drogi startowej, na wysokości **512 m**, leciał z prędkością **303 km/h**, a prędkość obrotowa sprężarki niskiego ciśnienia silnika wynosiła **67,6%**.
2. W odległości **8 222 m** od progu DS 26 samolot był na wysokości **507**, tj. około **100 m** nad ścieżką podejścia i ok. **35 m** ponad dopuszczalnym górnym odchyleniem. Prędkość samolotu wynosiła **303 km/h**, a prędkość wymienionej przeze mnie sprężarki wynosiła **53,8%**, a więc była to prędkość obrotowa mniejsza niż tzw. lotny mały gaz (**57,5 – 60,5 %**) i w dalszym ciągu malała.
3. W odległości **7924 m** od progu DS 26 DOWÓDCA SAMOLOTU zameldował wieży, że samolot gotowy jest do lądowania. A z wieży przekazano informację, że pas jest wolny.
4. W odległości **7330 m** od progu DS 26 z wieży przekazano załodze informację:

*„Lądowanie dodatkowo (dopołnitelno), **120, 3 metry**”*,

co oznaczało lądowanie warunkowe, przy wietrze wiejącym z kierunku **120°**, z prędkością **3 m/s**. Kierunek wiatru (tylno - boczny, z lewej pod kątem **40°**) i o tej prędkości mieścił się w wartościach dopuszczalnych dla samolotu Tu-154M.

5. Nad DRL samolot przeleciał z prędkością **303 km/h** przy prędkości obrotowej sprężarki niskiego ciśnienia silnika **62,9%**.
6. W odległości ok. **5 900 m** od progu DS 26 poruszał się z prędkością **306 km/h** przy prędkości obrotowej wspomnianej sprężarki **52,4%**. W tej chwili istniała zbieżność wskazań wysokościomierza barometrycznego i radiowysokościomierza.
7. Kiedy samolot znajdował się na wysokości około **326 m** nad poziomem progu DS 26, przy prędkości **306 km/h** i prędkości opadania ok. **6,5 m/s** oraz prędkości obrotowej silnika nr 2 **36,7%**, system TAWS nadał ostrzeżenie nr 34 :TERRAIN AHEAD (ZIEMIA PRZED TOBĄ).
8. W odległości **3045 m** od progu DS 26, system TAWS wygenerował ostrzeżenie nr 35 : T. A. W tym momencie samolot znajdował się na wysokości **175 m** nad poziomem DS 26, prędkość lotu wynosiła **288 km/h**, prędkość opadania samolotu – około **9m/s**, a prędkość obrotowa silników **31,9%**.

Zdaniem biegłych – utrzymywanie na tym etapie lotu prędkości obrotowej silników mniejszej niż **54%** - powodowało wydłużenie czasu potrzebnego do przyspieszenia jej do wartości startowej, przez co ewentualne odejście na drugi krąg zostało utrudnione.

Zgodnie z „Instrukcją współdziałania i technologii pracy członków załogi samolotu Tu-154M”, gdy podczas podejścia do lądowania poniżej **200 m** prędkość obrotowa sprężarki wysokiego ciśnienia spada poniżej **75%**, co odpowiada prędkości obrotowej sprężarki niskiego ciśnienia **54%**, należy przerwać zniżanie i przejść na drugi krąg.

TO POWINNO BYĆ WYKONANE – zdaniem biegłych – jeszcze w odległości **ok. 3 tys. m** od progu DS 26, kiedy wysokość lotu była już

mniej niż **200 m**, a prędkość obrotowa sprężarki niskiego ciśnienia wynosiła tylko **31,9 %**. Tego nakazu załoga nie wykonała.

9. W odległości **2580 m** – samolot znajdował się na wysokości od progu DS 26 - ok. **150 m** od ziemi .

Według biegłych, aby nie przekroczyć wysokości **120 m** (tj. WM DOWÓDCY SAMOLOTU), należało w tym momencie rozpocząć wyprowadzanie samolotu ze zniżania, które odbywało się z prędkością opadania około **8m/s**.

ZAŁOGA TEGO NIE WYKONAŁA.

10. W odległości **2485 m** od progu DS 26 , system TAWS nadał ostrzeżenie nr 36: T.A. W tym czasie samolot był na wysokości **111,5 m** od poziomu DS. 26, jego prędkość wynosiła **288 km/h**, prędkość opadania zaś **ok. 8 m/s**, a prędkość obrotowa sprężarki niskiego ciśnienia silników = **31,9%**.

11. W odległości **2115 m** od progu DS 26 samolot znalazł się na wysokości **75 m** od ziemi.

Przy warunkach lotu takich, jak: prędkość obrotowa sprężarki niskiego ciśnienia silników **31,4 %** i prędkość opadania **ok. 8 m/s** – zdaniem biegłych – wysokość **75 m** stanowiła granicę, przekroczenie której powodować musiało nieuchronne zderzenie samolotu z przeszkodami terenowymi. Uzależnione to jest głównie czasem akceleracji (przyśpieszenia) silników od wartości prędkości obrotowej sprężarki niskiego ciśnienia = **31,4 %** do wartości startowej, czas ten – według biegłych wynosił **8 s**.

Biorąc, bowiem pod uwagę, że wysokość potrzebna do wyprowadzenia samolotu ze zniżaniem z prędkością opadania **8m/s**,

przy pracy silników na tzw. lotnym małym gazie, tj. **60%** prędkości obrotowej sprężarki niskiego ciśnienia, wynosi **50 m**, to w warunkach pracy silników na tzw. około naziemnym małym gazie (tj. **31,4 %** prędkości obrotowej sprężarki niskiego ciśnienia), najpierw należy zwiększyć prędkość obrotową silników do lotnego małego gazu, co trwa **ok. 3 s**, a to powoduje, że bezpieczna wysokość, na której należy podjąć decyzję o odejściu na drugi krąg wynosiła **75 m**.

Na tej wysokości samolot nie odszedł na drugi krąg, stąd zderzenie samolotu z przeszkodami terenowymi było przesądzone.

12. W odległości **1 935 m** od progu DS. 26, system TAWS nadał ostrzeżenie nr 37: T. A. Samolot znajdował się na wysokości **60,8 m** od poziomu DS 26, leciał z prędkością **288 km/h**, z prędkością opadania ok. **8 m/s**, a prędkość obrotowa sprężarki niskiego ciśnienia silników wynosiła **31,4%**.

13. W odległości **1 826 m** od progu pasa załoga w dalszym ciągu nie miała jeszcze kontaktu wzrokowego z ziemią.

14. W odległości **1 590 m** od progu pasa samolot znajdował się na wysokości **90 m** nad ziemią.

Między kolejnymi odczytywanymi wysokościami lotu samolotu „**100 m**”, „**100**” i „**90**”, co trwało przez **8 s** i wskazywało na lot prawie poziomy, przy jednoczesnym wskazywanym przez wariometr opadaniu samolotu z prędkością ok. **8 m/s** - fakt ten nie spowodował żadnej reakcji załogi. Utrzymywanie się wysokości **100-90 m** przez **8 sekund** dowodzi, że odczytywano w kabinie załogi wysokość samolotu z radiowysokościomierza, który mierząc bezwzględną wysokość do ziemi obrysowywał niejako wschodnie zbocze wąwozu znajdującego się przed lotniskiem.

15. W odległości **ok. 1550 m** od progu DS 26, II PILOT wypowiedział słowo: „**ODCHODZIMY**”.

16. W odległości 1 397 m od progu DS 26, kiedy samolot znajdował się na wysokości poziomu DS 26 (wysokość zero od płaszczyzny pasa) i na wysokości ok. **50 m** od ziemi, z wieży padła komenda: „*HORYZONT, STO JEDEN*”.

17. W odległości 1 208 m od progu DS 26 z radiowysokościomierza odczytano wysokość **30 m**, w tym samym mniej więcej czasie pada z wieży komenda: „Kontrola wysokości, horyzont”.

Samolot w tym momencie znajdował się około **6 m PONIŻEJ** poziomu DS 26 i ok. **15 m** nad ziemią.

18. W odległości 1 171 m od progu DS 26 w kabinie załogi odczytano z radiowysokościomierza wartość „**20**”.

W tym miejscu dodać należy, że od momentu nadania przez system TAWS alarmu nr 36, tj. gdy samolot znajdował się w odległości 2 485 m od progu DS. 26 i na wysokości ok. 111 m nad poziomem DS. 26 do końca lotu nadawany był ciągły alarm PULL UP (ciągnij w górę).

19. O godz. 8: 40: 55 (według czasu rejestratora ATM QAR), a więc **1,8** sekundy przed BRL, gdy samolot znajdował się na bezwzględnej wysokości ok. 20 m i około 6 m poniżej płaszczyzny DS. 26, pilot energicznie ściągnął do siebie kolumnę wolantu, czym spowodował wyłączenie stabilizacji podłużnej, zmniejszenie prędkości opadania oraz przejście na lekkie wznoszenie z prędkością około 1 m/s.

Ściągnięcie wolantu – zdaniem biegłych – było prawdopodobnie reakcją na zauważenie bliskości ziemi.

20. O godz. 8: 40: 56 (wg. czasu rejestratora ATM QAR), czyli po **1** sekundzie od ściągnięcia kolumny wolantu, przestawiono

dźwignię sterowania silnikami na pełny ciąg, czym wyłączono automat ciągu.

Akceleracja (przyśpieszenie) silników od wartości **41,9%**, którą wówczas miały, do wartości startowej (tj. ponad **84%**) trwała **6 sekund**.

Następnie nastąpiło zmniejszenie wychylenia steru wysokości na wznoszenie.

21. O godz. 8: 40: 57 (wg. czasu R. ATM QAR) – nastąpiło gwałtowne i całkowite wychylenie kolumny wolantu „**do siebie**”, co pozwoliło uzyskać maksymalne wychylenie steru wysokości na wznoszenie.

Tak gwałtowne działanie pilotów – zdaniem biegłych – może świadczyć o tym, że zauważyli oni przed sobą i powyżej toru lotu samolotu wysokie drzewa i chcieli „przeskoczyć” nad nimi.

Pełne ściągnięcie kolumny wolantu skutkowało radykalnym zwiększeniem kąta natarcia samolotu, aż do wartości **22,11°**, a zatem doszło do przekroczenia jego wartości krytycznej, która wynosi **ok. 18°**.

Samolot został przeciągnięty. Nastąpił spadek nośności samolotu. Fakt ten został zarejestrowany przez rejestrator ATM QAR jako sygnał – NIEBEZPIECZNY KĄT NATARCIA.

Zapoczątkowane wznoszenie samolotu jeszcze przed jego przeciągnięciem, było podtrzymywane dzięki narastającemu ciągowi silników skierowanego pod dodatnim kątem pochylenia **ok. 20°**, pomimo przeciągnięcia i obrotu samolotu wokół osi podłużnej po utracie części lewego skrzydła (*ale o tym za chwilę*).

Maksymalne wartości prędkości obrotowej sprężarki niskiego ciśnienia silników samolot osiągnął już po utracie części lewego skrzydła.

22. W odległości **1 058 m** od progu DS samolot przeleciał nad masztem BRL.
23. W odległości **1 099 m** od progu DS samolot zetknął się z pierwszą przeszkodą terenową. Była to brzoza rosnąca na gruncie, którego poziom był w tym miejscu ok. **15 m** poniżej poziomu DS 26. Brzoza miała wysokość niespełna **11 m**, mierząc od gruntu do płaszczyzny ścięcia gałęzi jej wierzchołka. Ścięcie zostało dokonane prawym skrzydłem samolotu. Miejsce zetknięcia się skrzydła z tą brzozą znajdowało się w odległości **ok. 11,5 m** od osi kadłuba.

Kolizja prawego skrzydła Tupolewa z wierzchołkiem tej brzozy miała miejsce na wysokości ok. **4,3 m** poniżej poziomu progu DS 26. W tym momencie koła głównego podwozia samolotu znajdowały się **ok. 6 m** poniżej tego poziomu.

Ścięcie gałęzi wierzchołka tej brzozy nie miało żadnego wpływu na stan techniczny i lot samolotu, co potwierdza również brak jakichkolwiek zmian w zapisie parametrów lotu.

24. **W odległości 853,37 m** od progu DS 26, czyli po przebyciu **245,7 m** od miejsca zetknięcia się samolotu z wierzchołkiem pierwszej brzozy, samolot – poruszający się wówczas lotem prostoliniowym, ze średnią prędkością **271,3 km/h** (tj. **75,36 m/s**) – uderzył lewym skrzydłem w pień brzozy przy działce Bodina.

Drzewo to rosnęło w odległości ok. **72 m** na południe od linii stanowiącej przedłużenie osi DS 26. Grunt w tym miejscu był ok. **7,5 m** poniżej poziomu DS 26.

Samolot zderzył się z tą brzozą przy kącie pochylenia toru lotu ok. **1°** i kącie natarcia **16**^{stopni}.

25. Lot na odcinku między wspomnianymi brzożami trwał **3,26 sekundy**, odbywał się po prostej, ze stałym kursem **260°**, wznosząc się pod kątem **0°50'**, ze średnią prędkością wznoszenia około **1 m/s**.
26. Parametry zderzenia lewego skrzydła samolotu z brzożą były następujące (*dane te podam w przybliżeniu*):
- a) wysokość płaszczyzny podcięcia pnia od gruntu: ok. **6,5 m**,
 - b) płaszczyzna podcięcia pnia poniżej poziomu DS 26 – ok. **1,1 m**,
 - c) średnica pnia w płaszczyźnie podcięcia –ok. **46cm**,
 - d) obwód pnia w płaszczyźnie podcięcia, z uwzględnieniem ubytku odłamanej górnej części pnia – ok. **150 cm**

Pomiar brzoży dokonany 22.09.2011r. przez biegłych wykazał, że obwód pnia przy gruncie (**25 cm** nad ziemią) wynosił **250cm**, a średnia średnica pnia wynosiła ok. **76 cm**.

27. Skrzydło samolotu nie przecięło całego pnia, pień został jedynie podcięty, a pozostała, nieprzecięta jego część ucięła część lewego skrzydła o długości – **5,1 m** (licząc wzdłuż rozpiętości) i po tym złamała się, powodując upadek górnej części pnia prostopadle do kierunku lotu samolotu, w prawo – na północ.

Odcięta część lewego skrzydła przeleciała w ogólnym kierunku lotu samolotu na odległość ok. **108 m**.

Doszło zatem, do odcięcia części lewego skrzydła z lotką i do poważnego uszkodzenia zewnętrznej kłapy zaskrzydłowej.

Samolot zaczął się obracać w lewo. Wychylenie prawej lotki i steru kierunku przeciwnie do obrotów nie zahamowało ich, a jednocześnie spowodowało wyłączenie stabilizacji bocznej.

Płaszczyzna odcięcia części lewego skrzydła, bez uwzględnienia destrukcji pozostałego skrzydła doznanej od pnia brzozy, położona była w odległości ok. **13,5 m** od osi kadłuba.

28. Pomimo przeciągnięcia i obrotu samolotu wokół osi podłużnej, po utracie części lewego skrzydła, samolot został wyniesiony lotem quasi - balistycznym na wysokość około **23 m nad ziemią**.

29. Podczas lotu samolotu z powiększającym się przechyleniem na lewe skrzydło do wartości **ok. 90°**, nad wysokopiennym lasem za ul. Gubienki, usytuowany najniższy silnik nr 1 (lewy) zasysał łamane gałęzie drzew, które powodowały postępujące zatykanie wlotu powietrza do sprężarki i uszkodzenie jej łopatek.

Niedobór powietrza i upadek sprawności sprężarki lewego silnika spowodowały wydłużenie płomienia, który wydobywał się na zewnątrz oraz zmniejszenie się prędkości obrotowej silnika od wartości **84,8%** do **39,5 %**, czemu towarzyszył spadek ciągu do około naziemnego małego gazu.

30. Lotowi samolotu z dużym przechyleniem na lewe skrzydło nad lasem za ul. Gubienki towarzyszyło uszkodzenie przez konary drzew wyłącznika zamontowanego na lewej goleni podwozia, zadziałanie którego sygnalizuje obciążenie podwozia po wylądowaniu samolotu. Sygnał ten „**samolot na ziemi**” uruchomił ostrzeżenie TAWS 38.

W tym momencie samolot znajdował się w odległości **705 m** od progu DS 26 i z odchyleniem **60 m** na południe od osi DS 26.

31. Po przelocie lotem quasi – balistycznym, z ciągłym obrotem wokół osi podłużnej w lewo, w odległości ok. **200 m** od brzozy

PRZY DZIAŁCE BODINA, po ok. **2,67 sekundy** samolot zderzył się z topolą.

Drzewo to rosnęło w odległości ok. **654 m** od progu DS 26 (wzdłuż jej osi), w bocznej odległości, na południe od tej osi o ok. **73 m**. W tym miejscu grunt był ok. **1,3 m** poniżej poziomu DS 26. Najniższy punkt płaszczyzny cięcia gałęzi znajdował się ok. **15 m** od gruntu i ok. **14** od poziomu DS 26.

Samolot zderzył się z topolą statecznikiem poziomym, przy kącie przechylenia około **116°**.

32. Od zderzenia z topolą, samolot, wykonując obrót wokół osi podłużnej w lewo, pokonał w ciągu **1,9 sekundy** odległość ok. **114 m**.

33. *O godzinie 8, minut 41 i 04 sekundy czasu polskiego (wg. r. ATM QAR) – samolot zetknął się z ziemią.*

34. Nastąpiło to w odległości **520 m** od progu DS (mierząc wzdłuż osi DS. 26, od początku śladu, jaki pozostawiła część lewego statecznika samolotu, która jako pierwsza dotknęła ziemi). Boczna odległość od osi DS 26 na południe wynosiła ok. **114 m**. W tym miejscu grunt znajdował się ok. **0,6 m** poniżej poziomu DS. 26.

Samolot zderzył się z ziemią w locie ze zniżaniem, z kursem pokrywającym się z kierunkiem osi rozrzutu jego części na miejscu zdarzenia, wynoszącym **ok. 240°**, z prędkością **269 km/h**, z kątem przechylenia, przy którym doszło do zderzenia z ziemią, wynoszącym **ok. 140°**.

Na miejscu wypadku rozkawałkowany samolot znajdował się w pozycji odwróconej, co oznacza, że od chwili zderzenia przy kącie przechylenia **140°**, samolot w dalszym ciągu obracał się w lewo, do osiągnięcia pozycji odwróconej.

PODCZAS CAŁEGO LOTU SAMOLOT, W TYM ZESPÓŁ NAPĘDOWY I AWIONIKA ORAZ WSZYSTKIE SYSTEMY I INSTALACJE PRACOWAŁY WŁAŚCIWIE.

STAN TECHNICZNY SAMOLOTU NIE MIAŁ ZWIĄZKU Z ZAISTNIAŁĄ KATASTROFĄ LOTNICZĄ.

STAN ZDROWIA ZAŁOGI ORAZ JEJ STAN FIZYCZNY NIE MIAŁ WPŁYWU NA POWSTANIE KATASTROFY.

**MECHANIKA NISZCZENIA SAMOLOTU TU – 154 M nr 101 W DNIU
10 KWIETNIA 2010r.**

Zespół biegłych w dwóch załącznikach do swojej opinii, na blisko 500 stronach, przedstawił przebieg i wyniki swoich badań nad mechaniką niszczenia samolotu.

Ja zaprezentuję Państwu tylko wnioski biegłych.

1. Analiza zapisów z rejestratorów lotu : ATM QAR, MARS – BM i MSRP – 64 potwierdza pełną sprawność wszystkich systemów samolotu do zderzenia z pierwszą przeszkodą terenową.
2. Analiza przebiegu lotu wg materiałów zarejestrowanych na rejestratorze MARS- BM potwierdza, iż żaden z członków załogi nie zgłosił niesprawności systemów samolotu wg dostępnych przyrządów i sygnalizacji w kabinie załogi.
3. Ciśnienie kabinowe zarejestrowane na rejestratorze ATM QAR zmieniało się w sposób płynny (adekwatny do wysokości lotu wg pracy instalacji klimatyzacji w systemie automatycznym) zarówno w trakcie wznoszenia, jak i zmniejszania wysokości przy podejściu do lotniska Smoleńsk – „Północny”.
4. Do chwili zderzenia z pierwszą przeszkodą, na podstawie analiz materiałów z MARS – BM, zarejestrowanych przez mikrofony w kabinie załogi, nie zidentyfikowano żadnych nietypowych dźwięków, ani odgłosów dotyczących funkcjonowania systemów samolotu.
5. Przeprowadzony przez biegłych proces badawczy jednoznacznie potwierdził fakt przecięcia lewego skrzydła samolotu „w pasie cięcia skrzydła” przez brzozę (rosnącą przy tzw. działce Bodina), w wyniku uderzenia w nią samolotu, lewą, odejmowaną częścią skrzydła.

6. Przeprowadzone przez biegłych badania potwierdzają, że uszkodzenia konstrukcji samolotu podczas zderzeń z przeszkodami terenowymi, nastąpiły, gdy samolot był skonfigurowany do lądowania.
7. Przeprowadzone przez biegłych badania potwierdziły tezę, że po zderzeniu z brzozą przy tzw. działce Bodina zachowane usterzenie samolotu utraciło efektywność do utrzymania lotu poziomego.
8. Utrata efektywności mechanizacji lewego skrzydła po zderzeniu z brzozą przy tzw. działce Bodina, była wynikiem utraty sekcji zewnętrznych slotu i dużej części zewnętrznej kłapy zaskrzydłowej lewego skrzydła, co również uniemożliwiło załodze poprzeczne wyważenie samolotu.
- 9 . Utrata zewnętrznego mechanizmu wypuszczania/chowania zewnętrznej kłapy zaskrzydłowej lewego skrzydła spowodowała: zmniejszenie faktycznego wychylenia kłap zaskrzydłowych, a tym samym zmniejszyła się efektywność działania zewnętrznej kłapy zaskrzydłowej) oraz odwrotne działanie mechanizmów sterujących wychylaniem lewej lotki – interseptora (powodujące działanie w kierunku na pogłębienie pochyłu w lewo).
10. Na żadnym z elementów pasa cięcia lewego skrzydła nie odnaleziono jakichkolwiek śladów oddziaływania ognia, tj. osmoleń, nadpaleń, ani też wybrzuszeń, czy wygięć – charakterystycznych dla oddziaływania ciśnienia (np. od wybuchu oparów paliwa lub innych materiałów).

Charakter przełomów materiału elementów konstrukcyjnych skrzydła wskazuje na ich niszczenie mechaniczne, udarowe (tj. dynamiczne, jednorazowe deformacje plastyczne, ścinanie, rozrywanie, itp.).

Podczas badania innych niemetalowych elementów tego skrzydła, jak: izolacje przewodów elektrycznych, elementów gumowych (uszczelnień) oraz past uszczelniających kesonu skrzydła i elementów instalacji paliwowej, nie zaobserwowano żadnych nadtopień, czy nadpaleń charakterystycznych dla oddziaływania ognia lub wysokiej temperatury.

11. Położenia samolotu w przestrzeni, od BRL do momentu zetknięcia z ziemią, zapisane w postaci śladów zderzeń z przeszkodami terenowymi jest jednym z najważniejszych obiektywnych dowodów na przebieg katastrofy.

Są to następujące przeszkody terenowe, przy czym przedstawię je Państwu w skrócie, biegli opisali je szczegółowo:

- drzewo znajdujące się przy BRL,
- następnie kępy drzew znajdujących się pomiędzy drzewem przy BRL a brzozą na tzw. działce Bodina;
- drzewa znajdujące się między wskazaną brzożą a miejscem zderzenia samolotu z ziemią;
- i wreszcie ślady w gruncie;

które w połączeniu tworzą odwzorowanie rzeczywistego toru lotu tuż przed katastrofą, a jednocześnie odpowiadają zapisom rejestratora MARS-BM.

12. Rozrzut fragmentów konstrukcji samolotu w miejscach, w których zderzał się z przeszkodami, doskonale – zdaniem biegłych – koreluje z trasą lotu odwzorowanego na przeszkodach terenowych.

13. W trakcie lotu, po zderzeniu z brzożą (przy działce Bodina) i dalszych zderzeń z innymi grubymi drzewami, wystąpiły niesprawności systemów samolotu, w tym przede wszystkim:

- systemu zasilania paliwem (rozcięty został zbiornik paliwowy nr 3, uszkodzeniu uległy instalacje: elektryczna, napełniania i drenażu),
- przecięte zostały przewody hydrauliczne zasilania trójkomorowego wzmacniacza lewej lotki oraz wzmacniacza lewego steru wysokości (wystąpił częściowy spadek ciśnienia w trzech instalacjach hydraulicznych i stopniowy ubytek mieszanki hydraulicznej z trzech systemów),
- uszkodzeniu uległa mechanizacja lewego skrzydła (były to uszkodzenia slotu, napędu slotów, instalacji przeciwoślodzeniowej, uszkodzenia instalacji elektrycznej, uszkodzenia zewnętrznej kłapy zaskrzydłowej, napędu kłap i systemu synchronizacji),
- uszkodzeniu uległ też układ sterowania lewym sterem wysokości.

14.Samolot uderzył w ziemię kompletny, pozbawiony jedynie elementów utraconych w wyniku zderzeń z przeszkodami terenowymi, głównie grubymi drzewami i koronami drzew.

15.Przeprowadzony proces badawczy potwierdził, że rozkład szczątków samolotu na wrakowisku, w tym położenie głównych fragmentów samolotu jest naturalnym, fizycznie uzasadnionym wynikiem zderzenia samolotu z ziemią lewym skrzydłem z kątem przechylenia ok.140°.

16.Przerwanie zasilania elektrycznego wszystkich systemów nastąpiło z chwilą zderzenia samolotu z ziemią.

17.Obciążenia rzeczywiste, które wystąpiły, zarówno podczas zderzenia z brzozą (przy działce Bodina), jak i przy uderzeniu lewym skrzydłem w ziemię były pozaobliczeniowe, stąd musiały wystąpić przedstawione wyżej uszkodzenia konstrukcji samolotu.

18.Badania zasadniczych elementów konstrukcyjnych wraku samolotu na lotnisku Smoleńsk – „Północny” pozwoliło na stwierdzenie, iż nie występują na ich jakiegokolwiek ślady oddziaływania ognia (tj. osmolenia, nadpalenia, nadtopienia), ani wybrzuszenia lub wygięcia charakterystyczne dla oddziaływania ciśnienia (np. od wybuchów oparów paliwa lub innych materiałów).

Osmolenia występowały natomiast na drobniejszych fragmentach – odnalezionych na wrakowisku w strefach pożaru, a ślady miejscowych przegrzań spotykano na niektórych elementach układu klimatyzacji, co jest normalne dla pracy tej instalacji.

19.PRZEPROWADZONE BADANIA I EKSPERTYZY, W SZCZEGÓLNOŚCI ANALIZA I BADANIA CHARAKTERU USZKODZEŃ ELEMENTÓW PŁATOWCA SĄ WYSTARCZAJĄCE DO WYKLUCZENIA TEZY, ŻE USZKODZENIA TE MOGŁY POCHODZIĆ Z INNYCH ŹRÓDEŁ NIŻ ZDERZENIE Z PRZESZKODAMI TERENOWYMI I ZIEMIĄ.