

# Próba Interpretacji Wybranych Parametrów Lotu - Trajektoria Pionowa oraz Kąt Przechylenia

Michał Jaworski

## Abstract

1. The attempt of TU-154 last seconds vertical flight trajectory reconstruction has been undertaken basing on the directly recorded and on the calculated flight parameters. Twofold integration of accelerations allowed to determine the vertical trajectory of the aircraft. Initial conditions were established with the use of the least squares method, so that the solution was closest as possible to the altitudes given in the reports. The comparison of the 06.04.2010 test flight trajectory and 10.04.2010 trajectory allowed for drawing conclusions about possible altitudes of the airplane in the last seconds of the flight - trajectories taking into accounts TAWS#38 and the traces on trees are mutually exclusive, the higher and flatter one which is in accordance with TAWS#38 and FMS is physically more reliable.

2. The changes of the roll angle in the last 5 seconds taken from the KBWL report exhibits a correlation with the peaks of vertical acceleration from the MAK report, which is an evidence that these two parameters are recordings of real events and not some disturbances. The KBWL report data about registered roll angle was used to calculate the structural overload in the left wing and the force acting on the left undercarriage. The overloads in the left wing resulting from the recorded changes of the roll angle exceed the construction strength and the overloads acting on the undercarriage are sufficient for calling TAWS „landing” alarm in the air.

**Keywords** – accelerations, roll angle, trajectory, TAWS.

## Streszczenie

1. Podjęto próbę rekonstrukcji trajektorii lotu TU-154 w ostatnich sekundach na podstawie bezpośrednio zarejestrowanych i obliczonych parametrów. Podwójne całkowanie przyspieszeń pozwoliło na wyznaczenie pionowej trajektorii samolotu. Warunki początkowe ustalono za pomocą metody najmniejszych kwadratów, tak aby rozwiązanie było możliwie najbliższe wysokości podanych w raportach. Porównanie trajektorii lotów z 06.04.2010 i 10.04.2010 pozwoliło na wyciągnięcie wniosków o możliwych wysokościach samolotu w ostatnich sekundach lotu – trajektorie uwzględniające TAWS#38 i ślady na drzewach nawzajem się wykluczają, wyższa i bardziej płaska, która jest zgodna z TAWS#38 i FMS jest fizycznie bardziej wiarygodna.

2. Zmiany kąta przechylenia w ostatnich 5 sekundach wzięte z raportu KBWL wykazują korelację z pikami przeciążenia pionowego z raportu MAK, co świadczy o tym, że te dwa parametry są nagraniami rzeczywistych zdarzeń, a nie zakłóceniami. Dane z raportu KBWL dotyczące zarejestrowanego kąta obrotu zostały użyte do wyliczenia przeciążeń strukturalnych w lewym skrzydle i siły działającej na lewe podwozie. Przeciążenia w lewym skrzydle wynikające z zarejestrowanych przeciążeń pionowych przekraczają wytrzymałość konstrukcji a przeciążenia działające na wózek wystarczają do wywołania w powietrzu komunikatu TAWS „landing”.

**Słowa kluczowe** – przeciążenia, kat przechylenia, trajektoria, TAWS.

## 1. WSTĘP

Celem pracy jest zbadanie, jakie zjawiska opisują zarejestrowane podstawowe parametry lotu i czy możliwa jest odmienna od przedstawionej w raportach [1, 2] ich interpretacja.

## 2. TRAJEKTORIA PIONOWA

### 2.1. Rekonstrukcja

W oparciu o bezpośrednio zapisane [1, 2] oraz wyliczone parametry lotu podjęto próbę rekonstrukcji trajektorii pionowej w ostatnich sekundach lotu Tu-154M PLF101.

Składowe wypadkowej siły działającej na samolot wiąże oczywisty związek

$$S_x^2 + S_y^2 + S_z^2 = Z_x^2 + Z_y^2 + Z_z^2$$

gdzie, przez  $S_x$ ,  $S_y$ ,  $S_z$  oznaczone są składowe w układzie związanym z samolotem a  $Z_x$ ,  $Z_y$ ,  $Z_z$  w lokalnym układzie ziemi.  $S_y$  i  $S_z$  są rejestrowane,  $S_x$  i  $Z_x$  wyznaczone odpowiednio z prędkości względem powietrza i gruntu (Tab. 1),  $Z_y$  jest wyznaczone z zakrzywienia toru – to przyspieszenie dośrodkowe.  $Z_z$  jest odpowiedzialne za trajektorię pionową.

	TAW S #35	TAWS #36	TAWS #37	TAWS #38	FMS sekundę wcześniej	FMS	FMS Digital Outputs, GPS
Czas [s]	29	36	43	59	60	61,00	61,53
Wysokość barometryczna [m]	168,6	116,4	61,2	36,4	36,3	14,3	13,7
Prędkość pionowa [m/s]	-6,79	-7,69	-7,65	2,00		-12,06	
Prędkość względem ziemi [m/s]	81,1	80,3	79,6	74,7		71,6	71,6
Prędkość względem powietrza [m/s]	76,4	76,7	74,2	70,6		73,3	73,3
Przeciążenie wzdłużne względem ziemi [g] - $Z_x$		-0,0112	-0,0103	-0,0315		-0,1554	0,0049
Przeciążenie wzdłużne względem powietrza [g] - $S_x$		0,0037	-0,0351	-0,0229		0,1347	-0,0012
wynika z odległości od TAWS#38					wartości wyliczone z prędkości		

**Tab. 1. Dane do wyznaczenia  $S_x$  i  $Z_x$ .**

Przyspieszenie dośrodkowe  $Z_y$  wyliczane jest z trajektorii poziomej opisanej współrzędnymi geograficznymi zanotowanymi w komputerach TAWS i FMS (Rys. 1 i

**Rys. 2).** Z trajektorii poziomej wyznaczone jest przyspieszenie dośrodkowe (Rys. 3).

Dwukrotne całkowanie  $Z_z$  pozwala wyznaczyć trajektorię pionową. Warunki początkowe są dopasowane metodą najmniejszych kwadratów tak, aby rozwiązanie przebiegało

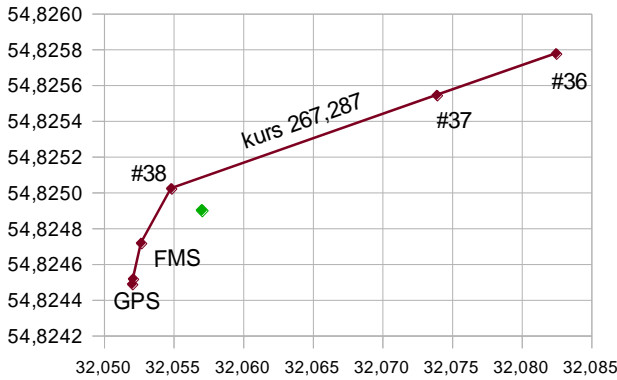
najbliższej wysokości barometrycznych w punktach TAWS #35, # 36, # 37 oraz - w dwóch wariantach:

- wysokości na których samolot znajdował się pozostawiając ślady na drzewach według raportu KBWL (tabela 2 w raporcie KBWL)
- wysokości barometrycznej zanotowanej w TAWS#38.

W wariancie pierwszym trajektoria przedstawia się jak na Rys. 4. Wykreślone są dwie trajektorie – z pełnego wzoru oraz przy założeniu

$$S_x = Z_x = 0.$$

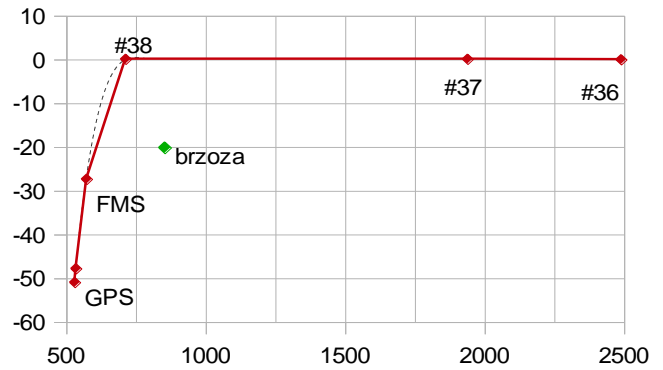
Kreślona jest trajektoria środka masy, ale do wysokości baro z TAWSów dopasowywana jest wysokość znajdującego się na dziobie samolotu dajnika ciśnienia z uwzględnieniem pochylenia samolotu. Trajektorie niemal pokrywają się. Jednocześnie widać, że przebiegają znacząco niżej, niż zapisane w TAWS#38 oraz FMS (mniejszy niebieski punkt) wysokości. Pojawia się konieczność sprawdzenia, czy wobec tego jest możliwość otrzymania z tych samych danych trajektorii przebiegającej w pobliżu wysokości zanotowanej w TAWS#38. Na Rys. 5 przedstawiono takie trajektorie z pełnego wzoru oraz z pominięciem składowych wzdłużnych przyspieszeń. Trajektorie tylko w niewielkim stopniu różnią się warunkami początkowymi – wysokością i prędkością pionową.



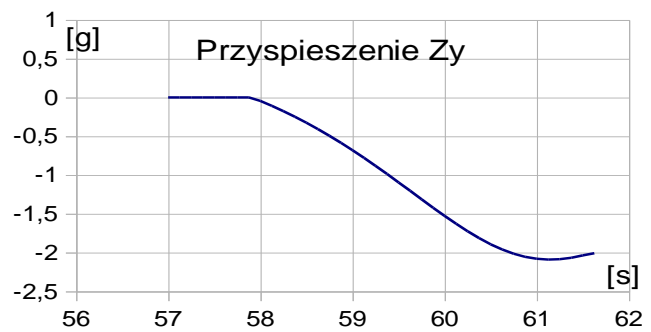
Rys. 1. Trajektoria pozioma – na osiach współrzędne geograficzne. Położenie brzozy (zielony punkt) według MAK.

Trzecim dopasowywanym parametrem był addytywny błąd systematyczny przeciążenia pionowego. Ujęte zostało to w Tab. 2.

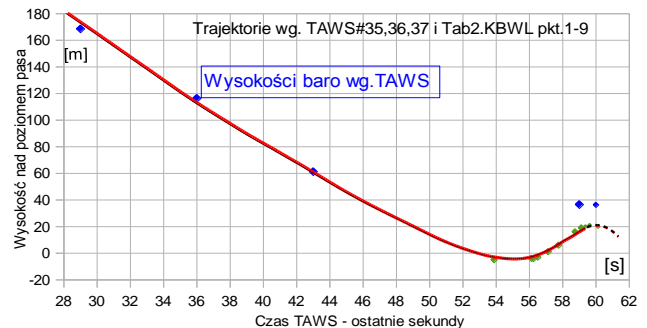
Odchylenie rzędu 2,4 m od TAWS, który rejestruje wskazania wysokościomierza barometrycznego jest niewielkie, ale taka wielkość odchylenia od wysokości wyznaczonych przez KBWL na podstawie śladów na drzewach jest już stosunkowo duża zwłaszcza, że ma wyraźną tendencję – trajektoria przebiega najpierw nad nimi, a później pod. Korekta przeciążenia pionowego jest rzędu 1/4 przedziału kwantowania w czasie zapisu. Rezygnacja z dopasowywania tego parametru prowadzi do nieco różnych pozostałych warunków brzegowych i gorszego dopasowania. Prędkości pionowe zanotowane przez TAWS dość dobrze zgadzają się z obliczeniowymi (Rys. 6). Prędkości te są wyliczane w oparciu o zmiany wysokości barycznej, więc są wtórne wobec uwzględnianych w obliczeniach wysokości, a czas TAWS jest rejestrowany w pełnych sekundach.



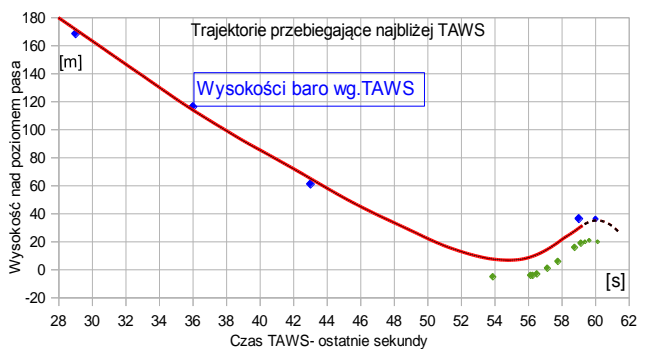
Rys. 2. Ta sama trajektoria w układzie odległości – kierunek osi poziomej dobrany został tak aby trasa TAWS#36 do TAWS#38 była pozioma. Linia przerywana to trajektoria aproksymowana wielomianem czwartego stopnia.



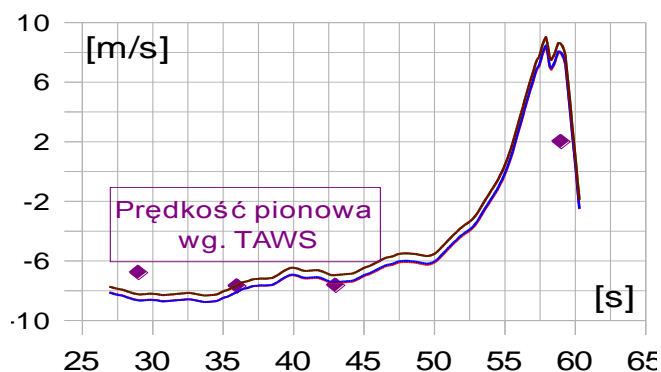
Rys. 3. Wyznaczone z trajektorii na Rys. 2 przyspieszenie Zy.



Rys. 4. Trajektoria realizująca ślady. Zielone punkty oznaczają wysokości, na których miał się znajdować samolot według raportu KBWL.



Rys. 5. Trajektoria według TAWS. Ostatni niebieski punkt to wysokość zarejestrowana w FMS.



Rys. 6. Prędkości pionowe.

Porównanie trajektorii w dniu 10.04 oraz trajektorii odejścia w dniu 06.04. posłuży ocenie, która z trajektorii obliczeniowych jest prawdopodobniejsza. Trajektorie dokładne oraz obliczane przy założeniu:

$$S_x = Z_x = 0$$

poniżej raportowej natomiast w dniu 06.04 powyżej. Dane z 06.04 nie budzą kontrowersji. **Rzeczywista trajektoria powinna przebiegać poniżej obliczeniowej.** Taki przebieg ma trajektoria realizująca wysokości zgodne z TAWS – przebiega ona niżej. Trajektorie uwzględniające TAWS#38 oraz ślady na drzewach wykluczają się nawzajem (Rys. 9). Zachowanie parametrów w dniu 06.04 wskazuje na wysoką trajektorię zgodną z TAWS#38 i FMS. Trajektorie z Rys. 7 i Rys. 8 zależą wyłącznie od czasu i przeciężenia pionowego

$$h_i = h_i(Z_{z1}, Z_{z2}, \dots, Z_{zi}) \text{ (przy równym kroku),}$$

wobec czego poszczególnym wysokościami trajektorii obliczeniowej z dnia 10.04 można przyporządkować za pośrednictwem trajektorii obliczeniowej z 06.04 wysokości radiowe z oblotu - „przeskalować” trajektorię (Rys. 10). **To podejście prowadzi do jeszcze bardziej płaskiej czyli wysokiej trajektorii.**

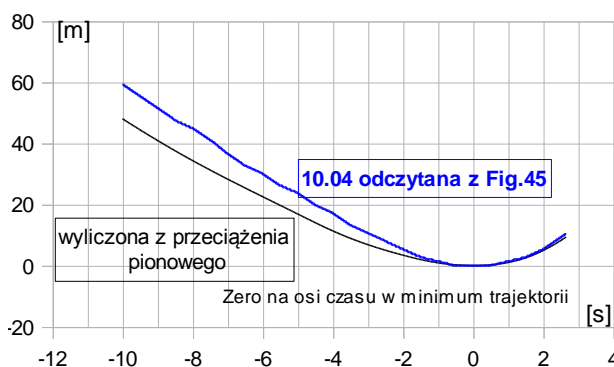
Tab. 2. Warunki brzegowe dla trajektorii obliczeniowych.

Opis	Wysokość początkowa [m]	Początkowa prędkość pionowa [m/s]	Korekta przeciężenia pionowego [g]	Odchylenie średniokwadratowe trajektorii TAWS/TAWS i danych z TAB.2 [m]
Dopasowanie do TAWS 35-37 i TAB.2, wzór pełny, Rys. 6	190,5	-8,17	0,0081	2,39
Dopasowanie do TAWS 35-37 i TAB.2, wzór uproszczony, Rys. 6	191,5	-8,14	0,0077	2,12
Dopasowanie do TAWS 35-38, wzór pełny, Rys. 7	188,5	-7,77	0,0086	2,49
Dopasowanie do TAWS 35-38, wzór uproszczony, Rys. 7	188,5	-7,76	0,0086	2,47

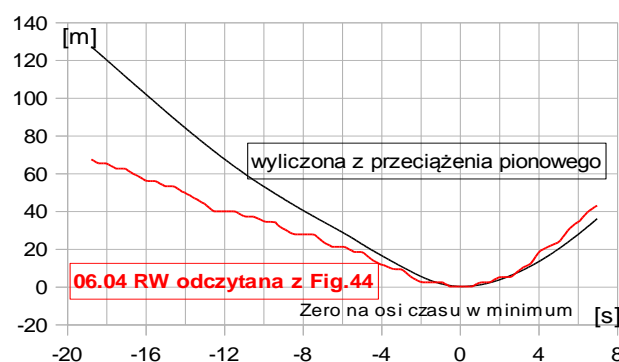
Dodatkowo z Rys. 2 otrzymujemy informację, że trajektoria pozioma przebiegła 20 m na prawo od brzozy [3,4], której przypisywana jest utrata kawałka skrzydła. Punkt oznaczony na tym rysunku jako GPS to średnia z trzech surowych odczytów położenia – odchylenie średniokwadratowe wyznaczonego położenia to 1,8 m.

Oznacza to, że najprawdopodobniej wszystkie położenia zarejestrowane są z wysoką dokładnością, a wobec tego samolot przeleciał nie tylko nad brzożą ale również obok, o około 7 m za dużo na uderzenie tym fragmentem skrzydła. [3, 4]. Przelot ponad brzożą nie jest sprzeczny z Fig.46 w

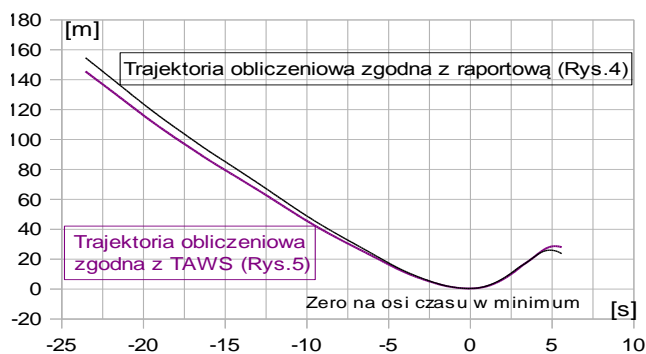
raporcie MAK – postulowana przez MAK trajektoria obliczeniowa MAK (eval.) przebija trajektorię TAWS QFE pomiędzy TAWS\$35 a #36 (Rys. 11).



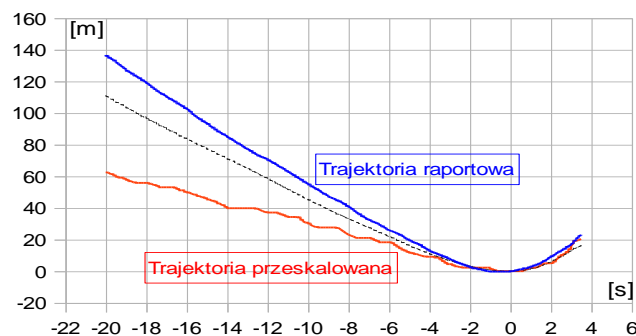
Rys. 7. Trajektoria w dniu 10.04. oraz trajektoria teoretyczna



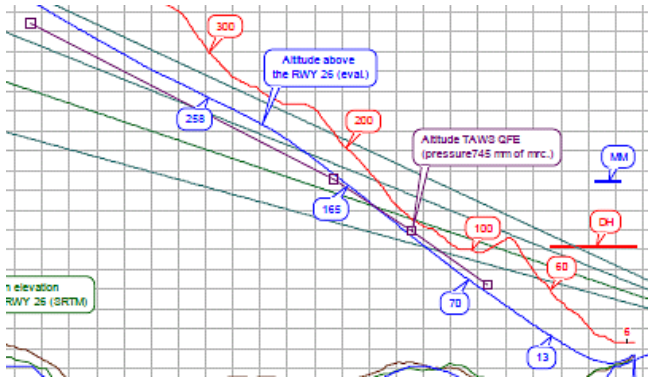
Rys. 8. Trajektoria odejścia nad Okęciami w czasie oblotu 06.04. oraz trajektoria teoretyczna.



Rys. 9. Porównanie trajektorii obliczeniowych.

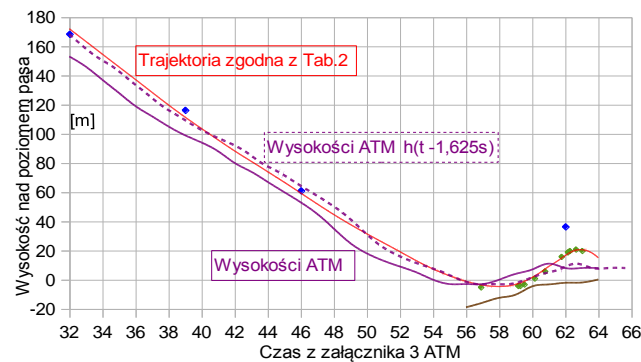


Rys. 10. Trajektoria i trajektoria przeskalowana. Kolor czarny to trajektorie obliczeniowe.



Rys. 11. Trajektoria obliczeniowa (niebieska) i według TAWS (fioletowa) z raportu MAK.

W wyraźnej sprzeczności z powyższymi ustaleniami jest "Tabela odtworzonych wartości wysokości lotu ..." [5, 6, 7] (Rys. 12).



Rys. 12. Trajektoria wg. ATM, trajektoria z Rys.4, oraz trajektoria wg. ATM przesunięta o 1,625s.

Wysokości odtworzone przez ATM zgadzają się z trajektorią odtwarzającą wysokości TAWS #35 do #37 oraz wysokości z Tab. 2 raportu KBWL dopiero po przesunięciu na osi czasu o 1,5 do 1,75 s. Nie dotyczy to jednak odcinka za brzozą – tam trajektoria przebiega tak nisko, że obcięte lewe skrzydło musiałoby mieć kontakt z gruntem w okolicy TWAS#38. Z kolei z Rys. 3 wynika, że w okolicy TAWS#38 „landing” pojawia się nierealistyczne przyspieszenie dośrodkowe rzędu 2 g.

## 2.2. Przeciżenia a zakręt

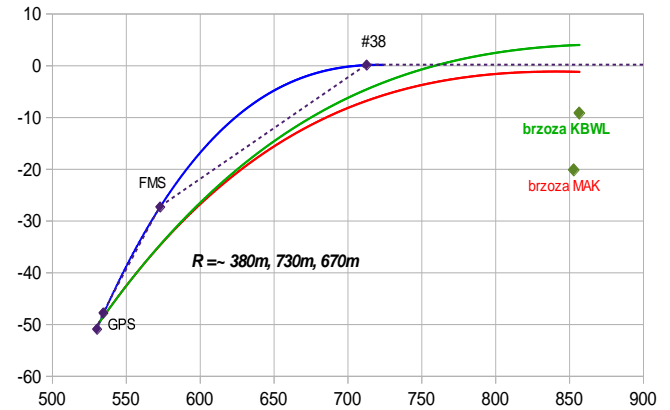
Osobnego potraktowania wymaga związek wykonania zakrętu z zarejestrowanymi przeciżeniami. Na potrzeby obliczeń trajektorii pionowej brałem zakrzywienie toru przebiegającego najbliższej zarejestrowanych w TAWS i FMS położeń geograficznych (Rys. 1).

Dołączenie do punktów węzłowych brzozy (położenie geograficzne z raportu MAK oraz KBWL) prowadzi do łagodniejszej krzywizny kosztem zmniejszenia zgodności z połozeniami zarejestrowanymi (Rys. 13). Zmierzone i zarejestrowane są przeciżenia pionowe (vertical) i poprzeczne (lateral). Ponieważ z poprzednich obliczeń wynika zaniedbywalny wpływ składowej wzdłużnej, mamy związek:

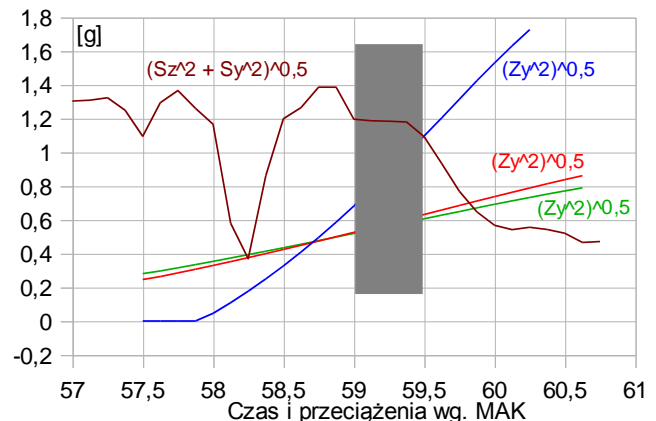
$$S_z^2 + S_y^2 = Z_z^2 + Z_y^2$$

Z porównania przebiegów wielkości sumy wektorowej zarejestrowanych przeciżeń wziętych z raportów MAK (Rys. 14) oraz KBWL (Rys. 15) do przyspieszenia dośrodkowego wynikającego z krzywizny toru samolotu od miejsca, gdzie rośnie brzoza do wrakowiska, od momentu, kiedy na wykresach MAK zostały szarymi odcinkami (Rys.

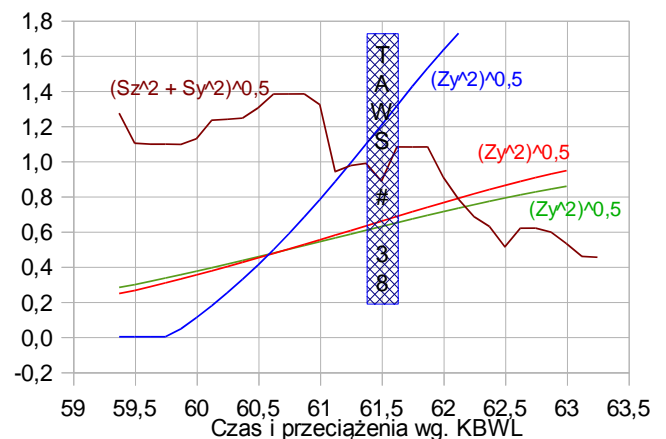
14 – szary obszar) zaznaczone pomiary niewiarygodne bądź nie istniejące, a który jest równocześnie bliski momentowi wystąpienia TAWS#38 „landing” (Rys. 15) wynika, że przyspieszenie dośrodkowe potrzebne do wykonania zakrętu jest większe niż wynikające z sił aerodynamicznych zarejestrowanych w postaci przeciżenia pionowego i poprzecznego w układzie samolotu. Jest tak bez względu na to, czy tor przebiegał dokładnie tak, jak zarejestrowane zostały położenia geograficzne, czy po łagodniejszym łuku.



Rys. 13. Możliwe trajektorie poziome - aproksymowana do TAWS i FMS oraz do TAWS, FMS oraz współrzędnych brzozy według MAK i KBWL. Promień krzywizny orientacyjnej.



Rys. 14. Porównanie przeciżenia zarejestrowanego według MAK z wymaganym do wykonania zakrętu Zy.



Rys. 15. Porównanie przeciżenia zarejestrowanego według KBWL z wymaganym do wykonania zakrętu Zy.

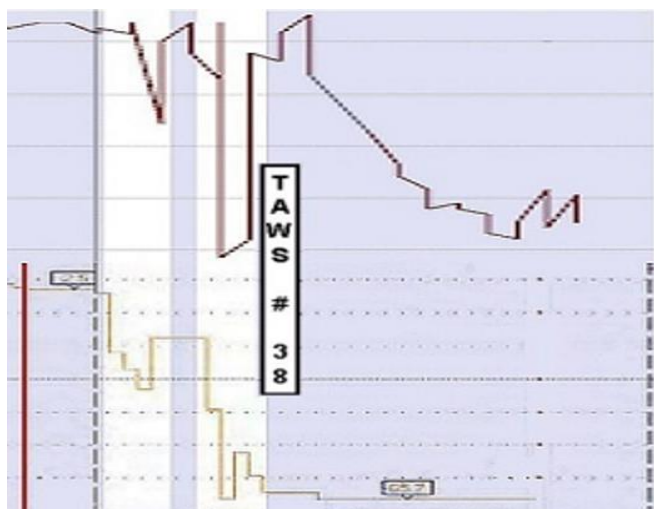
Tor o większej krzywiznie odchyła się od pierwotnego kierunku o około 32 stopnie, co jest mniej więcej zgodne z kierunkiem ruchu po upadku podanym w raporcie MAK, a tory o mniejszej krzywiznie o około 22 stopnie, co lepiej odpowiada rozkładowi szczątków.

Od tego momentu akceleratory albo nie rejestrowały właściwych przeciążeń albo rejestrowały przeciążenia samolotu, którego nie można już modelować bryłą sztywną. Podobnie rzecz ma się ze sztucznymi horyzontami, z których w tym samym czasie rejestracja kąta przechylenia zakończyła się na około 65 stopniach, chociaż powinna na 82,5. Trajektorie z Rys. 4 i Rys. 5 w referacie od tego miejsca rysowane są linią przerywaną ponieważ  $Zz^2$  wyliczone ze wzoru wyjściowego ma wartość ujemną i do całkowania zastępowane jest zerem.

Kolejnym wnioskiem jest to, że o ile brzoza w położeniu z raportu MAK byłaby ominięta przez lecący prosto pomiędzy TAWS#37 a TAWS#38 samolot, to w położeniu z raportu KBWL kolidowałaby ze skrzydłem w odległości 9,2m od osi kadłuba.

### 3. KĄT PRZECHYLENIA

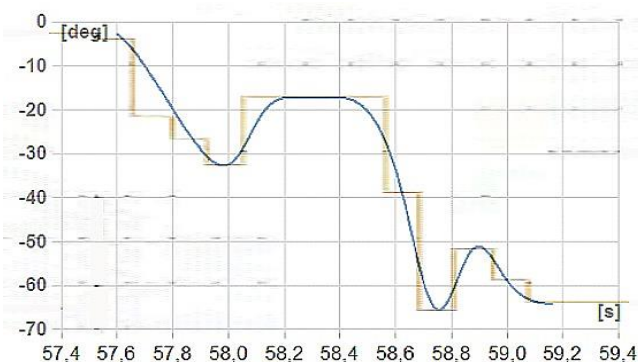
Przebieg kąta przechylenia w ostatnich 5 sekundach w raporcie KBWL jest skorelowany z przebiegiem przeciążenia pionowego w raporcie MAK (Rys. 16).



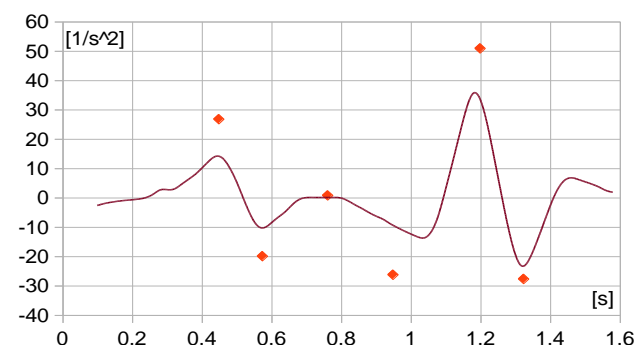
Rys. 16. Na górnym wykresie przeciążenie pionowe z raportu MAK, na dolnym kąt przechylenia z raportu KBWL. Czas pomiędzy pionowymi przerywanymi kreskami to 5 sekund. Dodatkowo zaznaczono czas wystąpienia TAWS "landing". Wykresy to wycinki wykresów z raportów.

Zarejestrowane zmiany kąta przechylenia są bardzo gwałtowne. Dla zinterpretowania ich skali przyjąłem, że samolot zachowywał się jak sztywna konstrukcja i oszacowałem, jak takie wartości przyspieszenia kąтового przekładają się na dwa zjawiska – zarejestrowane zdarzenie TAWS „landing” oraz jakie wywołały by przeciążenia strukturalne w skrzydle w miejscu, gdzie zostało złamane. Posłużyłem się wygładzonym przebiegiem kąta przechylenia (Rys. 17).

W dalszych rachunkach za zero na osi czasu będę przyjmował moment zapoczątkowania przechyłu czyli 57,6s według czasu TAWS. Dwukrotne różniczkowanie kąta przechylenia pozwala wyznaczyć przyspieszenie kątowe (Rys. 18). Jego znajomość pozwala wyliczyć siłę, jaka działała na lewy wózek podwozia, w którym umieszczony jest sensor lądowania – nacisku na wózek.

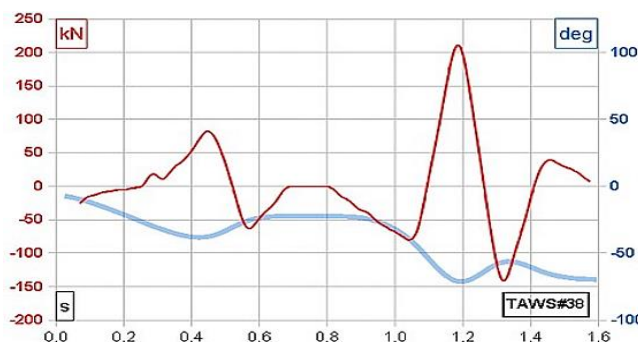


Rys. 17. Zarejestrowany przebieg kąta przechylenia - kolor żółty, przebieg wygładzony - kolor niebieski.



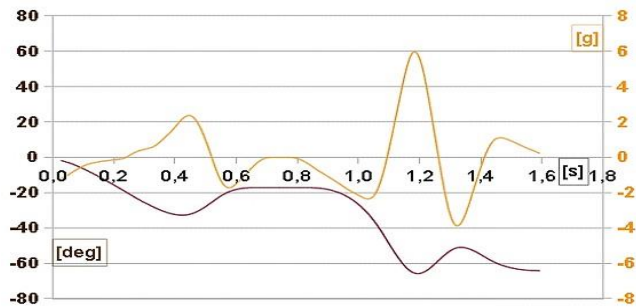
Rys. 18. Przyspieszenie kątowe. Zero na osi czasu to 57,6 s według czasu TAWS. Pomarańczowe punkty to wartości wyliczone wprost jako druga pochodna numeryczna.

Na wózek stojącego pustego samolotu działa siła około 250 kN, należy przypuszczać, że sensor wykrywa nacisk dużo mniejszy niż pełne obciążenie, przyjęta masa wózka to najmniejszy z szacunków, z jakim się spotkałem, tak więc TAWS „landing” mógł być spowodowany bezwładnością wózka (Rys. 19).



Rys. 19. Siła działająca na lewy wózek podwozia o masie 500 kg.

Kolejne wyliczenie to oszacowanie, jakie przeciążenie strukturalne wystąpiłoby w miejscu, gdzie złamało się skrzydło. Przyjąłem, że masa skrzydła od centroplatu do końca wynosi 2750 kg i jest równomiernie rozłożona powierzchniowo. Urwany fragment przy takim założeniu waży około 500 kg. W dwóch pikach bezpośrednio poprzedzających TAWS#38 przeciążenie strukturalne przekroczyłoby powszechne dla tego rodzaju konstrukcji przeciążenia maksymalne (Rys. 20).

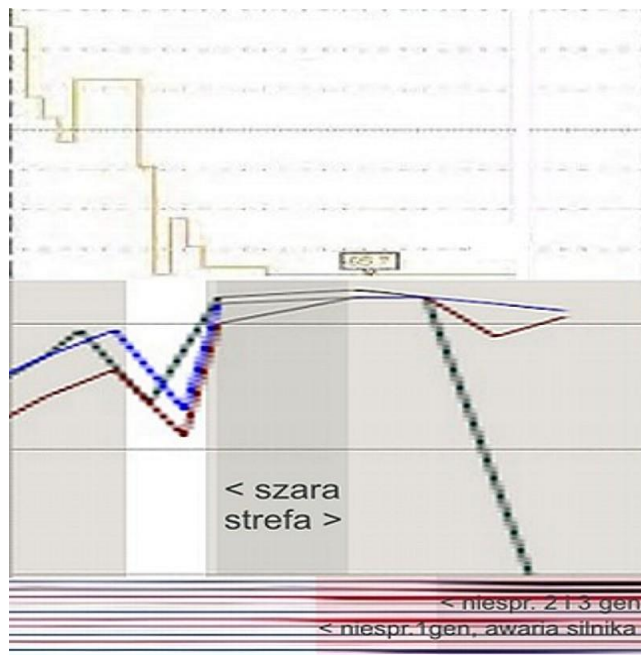


Rys. 20. Przeciążenie strukturalne w przelomie skrzydła.

Oszacowane przeciążenia wynikające z zarejestrowanych zmian kąta przechylenia najprawdopodobniej wystarczają do wywołania zdarzenia TAWS „landing” oraz przekraczają wytrzymałość konstrukcji. W pikach przyspieszenia kątownego wały silników i generatory poddane byłyby przeciążeniu poprzecznemu rzędu 8 do 16 g.

Generatory główne projektowane są na 6 g przeciążeń [7], silniki powinny wytrzymać takie przeciążenia, ale według moich rozmówców tego rzędu przeciążeń mogłyby nie wytrzymać mocowania silników (Rys. 22).

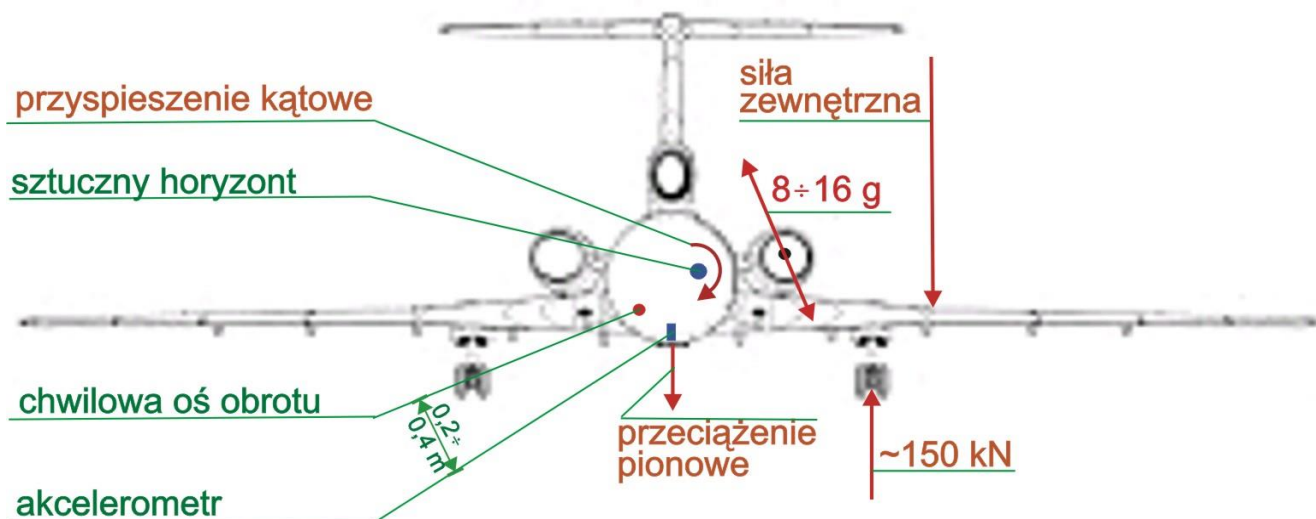
Drugiemu pikowi przeciążenia pionowego oraz kąta przechylenia towarzyszy zapas obrotów sprzężarek. Potem sygnalizowane są awarie – najprzód lewego generatora i silnika, około pół sekundy potem awarie pozostałych generatorów (Rys. 21) [5] .



Rys. 21. Kąt przechylenia, obroty sprzężarek niskiego ciśnienia oraz sygnalizacja niesprawności generatorów i lewego silnika. Szerokość wykresu to 5 sekund, czyli ostatnie 4 s. wg KBWL oraz 4,5 wg MAK.



Rys. 22. Na zdjęciu [8] nie widać śladów uderzenia obudową lewego silnika o grunt, a wylamanie w pozycji wskazuje na siłę wylamującą działającą od dołu. Innym sposobem wylamania może być efekt bezwładności silnika przy gwałtownym przechyleniu kadłuba na tę stronę.



Rys. 23..Przeciążenie pionowe i przyspieszenie kątowe jako skutek zewnętrznej siły.

Traktując dalej konstrukcję samolotu jako bryłę sztywną można pokusić się o ilościowe związanie przeciążeń pionowych oraz przyspieszeń kątowych. Korzystając ze związku

$$S_z = m * R * d^2P/dt^2$$

gdzie:  $m$  - masa samolotu,  
 $P$  - kąt przechylenia,  
 $R$  - chwilowa oś obrotu.

dostajemy, że w pierwszym piku chwilowa oś obrotu byłaby odległa od osi, na której leży środek masy i jest mierzone przeciążenie pionowe o około 0,2 m a w drugim o 0,4 m (Rys. 23).

Pozostaje odpowiedzieć sobie na pytanie, jaki moment siły byłby potrzebny do wywołania tak gwałtownych zmian kąta przechylenia. Najlepiej wyrazić to w skali momentu siły, jaki wytwarza jedno skrzydło. W najprostszym modelu to w przybliżeniu:

$$M = L * F / 2,4$$

gdzie:  $L$  – połowa rozpiętości-19m,  
 $F$  – połowa siły nośnej 1,35g\*40t.

Moment bezwładności samolotu względem osi kadłuba to około 1200 t\*m.<sup>2</sup> Ze wzoru na moment siły

$$M = (1200 t*m^2) * d^2P/dt^2$$

dostajemy oszacowanie

$$d^2P/dt^2 = 3,5 s^{-2}$$

Jest to wielkość wielokrotnie mniejsza niż wyliczone z zarejestrowanego przebiegu kąta przechylenia przyspieszenia (Rys. 18) Wynika z tego, że tak gwałtowne zmiany nie mogą być efektem sił aerodynamicznych. Na podstawie oszacowania traktującego samolot jako doskonale sztywną konstrukcję nie można twierdzić, że takie siły działały na cały samolot .

#### 4. PODSUMOWANIE

Przeprowadzone obliczenia i dokonane iterpretacje pokazują, że analizowane parametry z dużym prawdopodobieństwem opisują inny , niż zawarty w części opisowej raportów MAK i KBWL LP przebieg katastrofy. Analiza danych liczbowych zapisanych w polskim rejestratorze QAR ATM mogła by dać, a w każdym razie przybliżyć odpowiedź o przebiegu ostatnich

sekund katastrofy samolotu Tu-154 PLF 101. **Konieczne jest poddanie ich niezależnym badaniom.**

#### 5. ŹRÓDŁA DANYCH

W poniższej tabelicy zebrano dane dotyczące parametrów lotu wykorzystywanych w opracowaniu oraz ich źródła pochodzenia.

Tab. 3. Używane parametry i częstotliwość ich rejestracji.

Parametr	Źródło	Czas
Przeciążenie pionowe	Akcelerometr mechaniczny	rejestrwany 8 razy na sekundę
Przeciążenie poprzeczne	Akcelerometr mechaniczny	rejestrwany 2 razy na sekundę
Kąt przechylenia	Sztuczny horyzont	rejestrwany 8 razy na sekundę
Położenie geograficzne TAWS	GPS → FMS 1 pilota	rejestrwany w pełnych sekundach
Położenie geograficzne FMS	GPS → FMS 2 pilota	rejestrwany w pełnych sekundach
Wysokość w TAWS	Wysokościomierz barometryczny → FMS 1P	rejestrwany w pełnych sekundach
Wysokość w FMS	Wysokościomierz barometryczny → FMS 2P	rejestrwany w pełnych sekundach

#### Literatura cytowana

- [1] MAK - Raport końcowy Tu-154M numer boczny 101 Rzeczypospolitej Polskiej.
- [2] KBWL LP - Raport końcowy z badania zdarzenia lotniczego nr 192/2010/11 samolotu Tu-154M nr 101 zaistniałego dnia 10 kwietnia 2010 r. w rejonie lotniska Smoleńsk Północny.
- [3] Kazimierz Nowaczyk - notki na S24 i informacje prywatne.
- [4] Bloger Tommy Lee – informacje prywatne

- [5] ATM Sp. z o. o. - Deszyfracja i analiza danych z pokładowych rejestratorów parametrów samolotu Tu-154M nr boczny 101 Sił Powietrznych RP, który uległ katastrofie 10 kwietnia 2010 r.
- [6] Marek Czachor - informacje prywatne.
- [7] Jacek F. Gieras - Ocena, technika badań oraz możliwość awarii systemu elektroenergetycznego samolotu Tu-154M, Konferencja Smoleńska).
- [8] Reuters