

AWARIA SILNIKA NK-8 BĘDĄCA BEZPOŚREDNIĄ PRZYCZYNĄ KATASTROFY SAMOLOTU IŁ-62 W DNIU 14 MARCA 1980 ROKU NA OKĘCIU

Stefan Szczeciński
Instytut Lotnictwa

Streszczenie

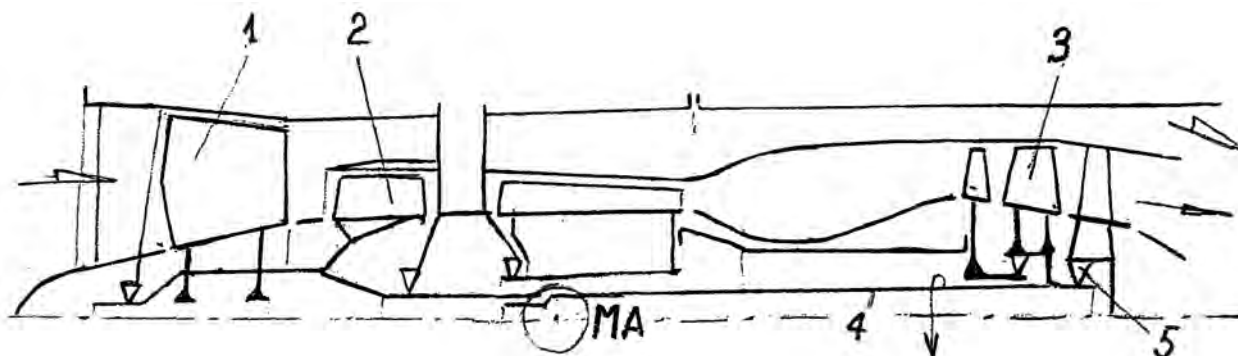
W artykule opisano przyczynę ukręcenia wału turbiny niskiego ciśnienia – stanowiącej napęd wirnika wentylatora tego dwuprzepływowego silnika spowodowanej nieprecyzyjną technologią obróbki wiórowej wewnętrznej powierzchni wału i braku kontroli oceny jakości wykonanej operacji. Pozostawione obwodowe zarysowania powierzchni stanowiły karby – będące źródłem przyspieszonego rozwoju pęknięć zmęczeniowych materiału. Utrata więzi mechanicznej wirnika wentylatorowego z turbiną spowodował gwałtowny wzrost jej prędkości obrotowej – aż do rozerwania tarcz na kawałki o energii kinetycznej każdego z nich wystarczającej na zdemolowanie sąsiednich silników i „po drodze” przecięcia drążków sterowania samolotem.

Słowa kluczowe: katastrofa samolotu, awaria silnika, zmęczenie materiału

Dwuprzepływowy dwuwirnikowy silnik odrzutowy NK-8 który uległ awarii (jeden z czterech stanowiących napęd samolotu IŁ-62) zajmował pozycję przykadłubową w ogonowej części samolotu. Na podejściu do lądowania nad Włochami – wówczas nad prawie niezabudowanym obszarem między ostatnim rzędem domostw willowych Włoch a obecną Aleją Krakowską znaleźli się świadkowie, którzy dostrzegli sypiące się z samolotu jakieś przedmioty. Zderzenie, już niesterowalnego samolotu z ziemią, nastąpiło na bocznej ścianie fosy – jeszcze „carskiego” fortu. Nad lustrem wody wystawał ogon samolotu z widocznym silnikiem który uległ awarii. Już podczas oględzin (z odległości kilku metrów od brzegu fosy) można było wysnuć wniosek o ukręceniu się wału turbiny niskiego ciśnienia stanowiącej napęd zespołu wentylatorowego tego silnika. Jednak ten wniosek, jak zawsze w przypadku katastrof lotniczych, należało jeszcze udowodnić.

Na rys. 1 przedstawiono dość szczegółowy szkic konstrukcyjny silnika NK-8 z zaznaczeniem miejsca zapoczątkowania awarii. Przerwanie więzi mechanicznej między turbiną a wentylatorem ze wspólnego wirnika na zakresie maksymalnej prędkości obrotowej (pilot przestawił dźwignię sterowania silnikiem na pełny ciąg mówiąc „przechodzę na drugi ... (krąg)” turbina całą swą moc kilkudziesięciu tysięcy (!) kW zużyła na pokonanie bezwładności – już tylko własnego wirnika aż do rozerwania jego tarcz nośnych. Przyjmując, że tarcze zaprojektowano ze współczynnikiem bezpieczeństwa $X=2$, oznacza to rozerwanie tarcz po przekroczeniu znamionowej prędkości obrotowej wirnika ($n_{NC}=5350 \text{ obr/min}$) o ok. 40%. Sam proces rozpędzania wirnika do prędkości obrotowej rozerwania, wg naszych obliczeń z bilansu energetycznego, trwał ok. 20 ms. Jednocześnie cofający się wirnik wyginał i wyłamywał łopatki wirnikowe „ocierające się” o nieruchomy wieńce kierownic turbiny i przebijając, wraz częściami tarczy, kadłub turbiny. Tarcza roz-

erwana na 3 prawie jednakowe części z których dwie lecały po stycznych do okręgów ich środków mas w chwili rozerwania uszkodziły dwa sąsiednie silniki (jedna z tych części przecięła poprzecznie kadłub samolotu oraz drążki sterownic i uszkodziła drugi przykadłubowy silnik). Trzecia z części odbiła się od masywnej ramy płatowcowej zawieszenia silników w kierunku ziemi. Przestrzennie „gwiazdowo” części tarcz turbin przemieszczały się w powietrzu pod działaniem bezwładności w kierunku zadanym w chwili rozerwania – zmienionym następnie przez zderzenia z częściami zintegrowanymi z płatowcem, a działaniem sił grawitacji oraz przemieszczenia z prędkością unoszenia zgodnie z kierunkiem lotu samolotu. Części te spadały na ziemię w różnych miejscach oddalonych poprzecznie od toru lotu samolotu i różnie położonych wzdłużnie punktach toru samolotu.



Rys. 1 Schemat konstrukcyjny silnika NK-8. 1 - wentylator, 2 - sprężarka niskiego ciśnienia, 3 - turbina niskiego ciśnienia, 4 - wał napędowy turbiny zespołu wirnikowego niskiego ciśnienia, 5 - podpora wirnika (łożysko), MA - miejsce zapoczątkowania awarii silnika.

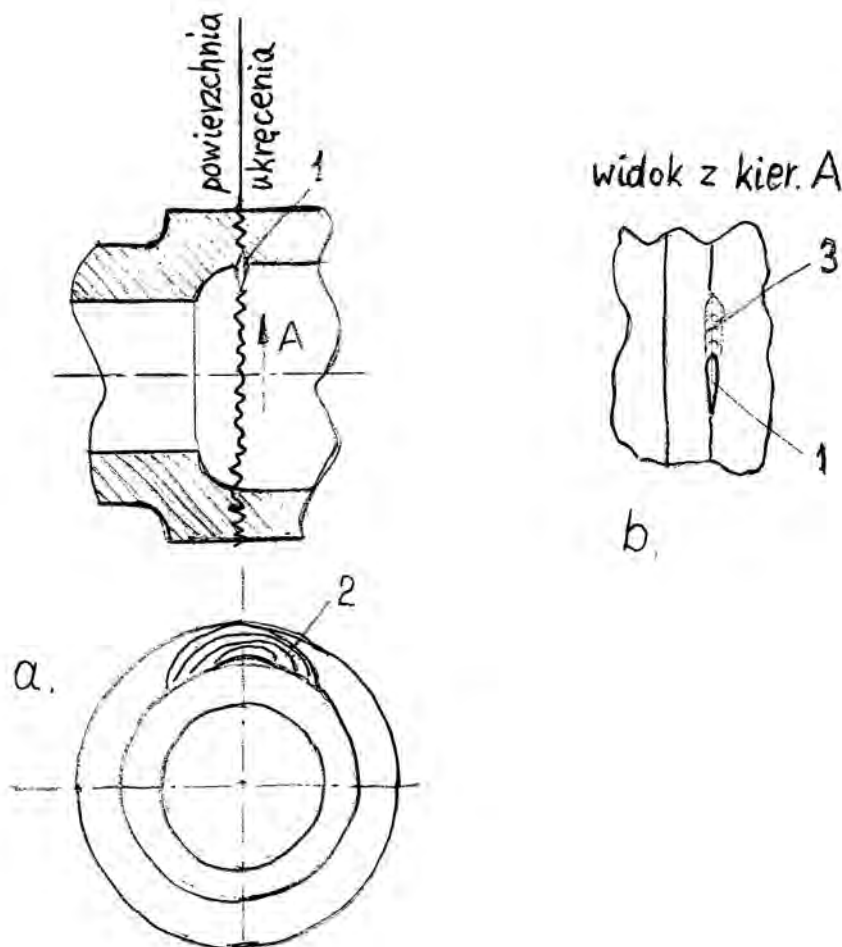
Na podstawie znajomości położenia na ziemi części rozerwanej tarczy można było uściślić ich prędkości w chwili rozrywania oraz prędkość i wysokość lotu samolotu w tym czasie. Do zebrania z ziemi rozrzuconych części i ustalenia ich położenia otrzymaliśmy wsparcie sporego oddziału ZOMO – który starannie „przeczesał” teren, a jego członkowie z niezłą dokładnością ustalali położenie znalezisk dostarczanych nam części na posiadanej mapie terenu. Dane te posłużyły do obliczeń uściślających w chwili awarii silnika stanu energetycznego części rozrywanej turbiny.

Demontaż silnika który uległ awarii oraz zebrane części pozwoliły na skompletowanie węzła który uległ awarii i przeprowadzenie niezbędnych obliczeń po rozpoznaniu i pomiarach cech wytrzymałościowych materiałów z których wykonane były części. Jako komisja mieliśmy praktycznie nieograniczone możliwości dostępu do krajowych laboratoriów i ekspertów z różnych dziedzin. To też korzystaliśmy z pomocy WAT-u, ILOT-u, ITWL-u, IMP-u oraz specjalistów i urzędów w laboratoriach MO. Niech za przykład posłuży przykład ustalenia przez MO która konkretnie część przecięła sterownice samolotu z prawdopodobieństwem ponad 10-cio krotnie przekraczającym wartość uważaną jako pewnik.

Niezależnie od ustaleń obliczeniowych obciążeń i stanu energetycznego w chwili rozrywania tarczy na oddzielne części i jego „zużywania” podczas przebijania, przecinania i odkształcania części spotykanych na drodze lotu oderwanych elementów wirnika turbiny przeprowadzono niezbędne obliczenia wytrzymałościowe i współczynnika bezpieczeństwa wirnika turbiny w warunkach normalnej pracy silnika na zakresie maksymalnym.

Analiza wyników naszych obliczeń, pomiarów i badań materiałowych oraz precyzyjnych oględzin obszaru rozerwania wału turbiny pozwoliła na kategorycznie stwierdzenie: „Wał uległ ukłuceniu na skutek zmęczenia materiału – zinicjowanego efektem karbu na wewnętrznej powierzchni wału powstałego w końcowej fazie przetaczania otworu na wale”.

Na rys. 2 przedstawiono szkic ukłóconej części wału z zaznaczeniem (przesadnie wymiarowo) zagłębień noża tokarskiego stanowiących karby – będących przyczyną pęknięcia, z charakterystycznym dla pęknięcia zmęczeniowego „muszlowym” przełomem.



Rys. 2 Końcówka wału turbiny uszkodzana zmęczeniem materiału, (a) – przekrój podłużny i poprzeczny końcówki wału, (b) – widok rozwiniętej wewnętrznej powierzchni wału.
1 – „zacięcie” nożem tokarskim, **2** – powierzchnia zmęczeniowego pęknięcia, **3** – powierzchnia zadrapana nożem tokarskim.

W czasach długotrwałego pokoju (marzec 1980 roku) ale i próbach modyfikacji naszego systemu gospodarczego uznaliśmy, że awaria silnika była spowodowana klasycznym „wypadkiem przy pracy” a okazało się później, że był to już wynik zaniedbań i zaniechań przestrzegania norm technologicznych i kontroli jakości wykonawczych, co z całą ostrością wykazały badania przyczyn następnej katastrofy samolotu IŁ-62M (maj 1987) znacznie nowocześniejszej konstrukcji samolotu i całkiem nowej konstrukcji silnika.

Dociekliwość badawcza doprowadziła do odtworzenia obliczeniowego przebiegu awarii silnika NK-8 i zdolności energetycznych rozpadających się jego części niszczących samolot, których weryfikacją eksperymentalną była rzeczywista awaria silnika, opracowana została w postaci doktoratu – obronionego w WAT w 1986 roku.

LITERATURA

[1] Łagosz M.: Ocena wpływu czynników konstrukcyjnych zespołów wirnikowych na uszkodzenia silników turbinowych w przypadkach awaryjnych, rozprawa doktorska, WAT 1986