

Techniczne aspekty katastrofy śmigłowca W-3 Sokół w Republice Iraku

W dniu 15 grudnia 2004 roku uległ katastrofie śmigłowiec W-3 Sokół z Samodzielnej Grupy Powietrznoszturmowej wchodzącej w skład Wielonarodowej Dywizji działającej w Republice Iraku. Przebieg tej katastrofy został opisany przez płk. R. Michałowskiego w numerze 5/2005 „Przeglądu Sił Powietrznych”. W artykule przedstawiono wtedy przyczyny zdarzenia oraz wskazano czynniki, które przyczyniły się do niego w sposób pośredni. W niniejszym artykule podejmujemy próbę wyjaśnienia wątpliwości natury technicznej, jakie pojawiają się w dyskusjach w lotniczym gronie. Pytania z prośbą o szersze wyjaśnienie przyczyn jednoczesnego wyłączenia się obu silników w czasie lotu zadawano zarówno na konferencji prasowej, jak i po ukazaniu się artykułu płk. R. Michałowskiego.

Wątpliwości co do technicznych przyczyn zdarzenia zasadniczo można wyrazić w pytaniach:

1. Czy popełnienie błędu przez pilota może spowodować wyłączenie się obu silników śmigłowca?

2. Czy właściwym rozwiązaniem konstrukcyjnym jest stosowanie układów automatycznie wyłączających silniki?

Prezentujemy szerzej przebieg prób i sprawdzeń, jakie wykonała podkomisja techniczna w trakcie badania katastrofy, ponieważ materiał ten ułatwi udzielenie odpowiedzi na postawione pytania oraz ukaże, że ostateczne wyniki badań sformułowane zostały na podstawie dowodów uzyskanych podczas sprawdzeń i analiz.

Na miejscu katastrofy członkowie Komisji dokonali pomiaru rozrzutu części śmigłowca oraz ocenili charakter uszkodzeń. Na tej podstawie wykonano szkic miejsca zdarzenia (rys. 1) i odtworzono ostatnią fazę lotu śmigłowca, od momentu uderzenia w wierzchołki palm aż do chwili zatrzymania się po spadnięciu na ziemię, oraz proces niszczenia konstrukcji. Pozwoliło to określić, które uszkodzenia były pierwotne, a które wtórne.

Śmigłowiec uderzył w drzewo łopatomirnika nośnego (WN), które ścięły wierzchołki liści palmy, a następnie wierzchołek jej pnia

wraz z pióropuszem. Dwie łopaty uszkodziły się i ułamały przy okuciach mocujących do piasty WN. W wyniku uderzenia łopat w drzewo zachwiana została równowaga momentów obrotowych działających na śmigłowiec, w efekcie czego śmigłowiec obrócił się wokół osi pionowej w kierunku przeciwnym do kierunku obrotu łopat WN. Zaczepił prawą kratownicą uzbrojenia o sąsiednią palmę i urwał ją, a następnie uderzył w pień belką ogonową. W dalszej kolejności urwał się prawy statecznik poziomy i statecznik pionowy wraz ze szczątkami śmigła ogonowego, którego łopaty uległy uszkodzeniu w czasie uderzenia w pień palmy.

Śmigłowiec spadł na ziemię w odległości około 40 m od linii drzew, uderzając kołami podwozia głównego z kątem pochylenia około 10° (do góry) oraz kątem odchylenia około 20 - 30° w lewo. W momencie uderzenia w ziemię złamały się obie golenie podwozia głównego, urwała lewa kratownica z podwieszonym uzbrojeniem oraz uszkodzone zostało poszycie tylnej dolnej części kadłuba.

W dalszej kolejności pod wpływem bezwładności śmigłowiec uderzył w ziemię przednią prawą częścią kadłuba, a następnie, po wykonaniu 3/4 obrotu wokół osi podłużnej, uderzył w ziemię tylną lewą częścią kadłuba i opadł na lewy bok w odległości około 70 m od ściętych drzew.

W wyniku tego połamały się, urwały i odpadły od piasty WN pozostałe dwie łopaty, urwała się i została odrzucona w kierunku lotu pozostała część belki ogonowej z przekładnią pośredniczącą, lewym statecznikiem poziomym i podporą, urwało się też prawe podwozie główne.

Części śmigłowca i jego wrak przetransportowano do bazy remontowej, gdzie dokonano szczegółowego przeglądu układu sterowania silnikami i śmigłowcem. Stwierdzono, że połączenia śrubowe były nierozłączone i właściwie zabezpieczone. Nie wykryto na nich śladów przytarć lub innych uszkodzeń, które mogłyby świadczyć, że podczas przemieszczania organów sterowania występowały zwiększone opory powodujące niewłaściwe działanie tych organów.

Podczas przeglądu szczątków łopat wirnika nośnego i śmigła ogonowego ustalono, że wszystkie uszkodzenia powstały w wyniku uderzenia śmigłowca w palmy i ziemię. Ponadto podczas badań ustalono, że wszystkie uszkodzenia śmigłowca miały charakter wtórny i powstały w wyniku katastrofy.

Pobrano także próbki paliwa, które później przebadano w Wojskowym Ośrodku Badawczo-Rozwojowym Służby MPS w Warszawie. Wyniki tych badań potwierdziły, że jakość paliwa była właściwa, zgodna z obowiązującymi normami. Nie potwierdzono więc hipotezy o wpływie jakości paliwa na wyłączenie się silników.

Kolejne próby przeprowadzano w Polsce, ponieważ w warunkach irackich było to niemożliwe. W tym celu ze śmigłowca zdemontowano i przetransportowano do kraju kompletny zespół napędowy (oba silniki *PZL-10W* i przekładnię główną *WR-3*), agregaty układu paliwowo-regulacyjnego silników oraz magnetofon pokładowego rejestratora parametrów lotu *BUR-1-2*.

Silniki i przekładnię główną przebadano w WSK „PZL-Rzeszów” S.A. Oceniono stan techniczny zarówno lewego, jak i prawego silnika, dokonano pomiarów wybranych elementów prawego silnika oraz oceniono stan techniczny przekładni *WR-3*, tzn. dokonano

jej przeglądu zewnętrznego, zdemontowano i zweryfikowano sprzęgła jednokierunkowe i sprawdzono bicie wału głównego.

W odniesieniu do prawego silnika ograniczono się tylko do sprawdzeń, zrezygnowano bowiem z próby jego uruchomienia ze względu na uszkodzenia. Lewy silnik natomiast, którego jedynie zewnętrzne elementy były w niewielkim stopniu uszkodzone, poddano próbie na hamowni. Wyniki, jakie osiągał silnik na badanych zakresach, odpowiadały parametrom określonym w warunkach technicznych i potwierdzały sprawność silnika.

Stan techniczny przekładni głównej *WR-3* oceniono na podstawie oględzin zewnętrznych oraz sprawdzając, czy możliwe jest przekazywanie napędu od napędów wejściowych (wałów silników) do wału napędowego przekładni, jak również do wału transmisji. Przekładnia pracowała płynnie, bez zacięć oraz nietypowych dźwięków. Podczas ręcznego pokręcania lewym lub prawym napędem wejściowym sprzęgła jednokierunkowe działały poprawnie, to znaczy wały wirnika nośnego i transmisji obracały się tylko przy pokręcaniu w kierunku pracy. Ponadto z przekładni zdemontowano obydwa sprzęgła jednokierunkowe i oceniono ich stan techniczny oraz jakość pracy. Ślady współpracy wałeczków z wałkiem sprzęgła (na lotkach) oraz okienkach rozdzielaczy świadczyły o pracy bez przekoszeń i zużycia, powierzchnie wałeczków i tulei sprzęgieł jednokierunkowych również były bez zastrzeżeń. Łożyska wymontowane ze sprzęgieł obracały się płynnie, bez nienaturalnych dźwięków (szumów).

Badania wykazały, że przyczyną wyłączenia się silników nie była niesprawność zespołu napędowego, a stwierdzone uszkodzenia i odstępstwa od warunków technicznych miały charakter wtórny i powstały w wyniku uderzenia śmigłowca w ziemię.

W następnym etapie prac – przeprowadzono je w „PZL-Hydrał” Wrocław – przebadano agregaty układów paliwowo-regulacyjnych obu silników: pompy paliwowe *ALRP-5*, hydromechaniczne ograniczniki obrotów turbiny napędowej *ALRT-2B*, elektromagnetyczne

zawory *ALUP-1* sterujące upustem powietrza oraz bloki elektronicznych ograniczników *ALAE-2PC*.

Podczas prób wykorzystywano dokumentację zakładową, co dało możliwość porównania wyników sprawdzeń z wynikami prób zdawczo-odbiorczych. Wyniki sprawdzeń spełniały warunki techniczne i były niemal identyczne z wynikami prób odnotowanymi w dokumentacji produkcyjnej poszczególnych wyrobów.

Inne były jedynie parametry hydromechanicznego ogranicznika obrotów turbiny napędowej *ALRT-2B* lewego silnika. Stwierdzono obniżenie poziomu początku zadziałania ogranicznika oraz zwiększenie obrotów pełnej deceleracji. Na podstawie zapisów w metryce agregatu ustalono, że zmiany tych parametrów dokonano w jednostce w wyniku przeprowadzonej regulacji. Nieznaczne obniżenie, o około 0,6%, początku zadziałania ogranicznika powodowało wcześniejsze zadziałanie układu i zmniejszenie ilości paliwa podawanego do komory spalania, by poprzez to nie dopuścić do rozbiegania się turbiny napędowej.

Do określenia przyczyny wyłączenia się silników przybliżyło nas sprawdzenie bloków elektronicznych ograniczników *ALAE-2PC*. Okazało się, że silniki wyłączyły się w wyniku zadziałania w tych blokach obwodów awaryjnego wyłączenia silników. W obu blokach przekaźniki włączenia tego obwodu ustawione były w położeniu „WŁĄCZONY”, a ich pamięć wymagała zresetowania. Do zadziałania tych przekaźników może dojść jedynie w wypadku wzrostu prędkości obrotowej turbiny napędowej silnika powyżej 120%, to zaś następuje w sytuacji:

- 1) przerwania więzi kinematycznej pomiędzy wałem napędowym silnika a wałem wirnika nośnego (WN) lub wałem transmisji śmigła ogonowego (np. z powodu pęknięcia wału napędowego silnika, uszkodzenia sprzęgła jednokierunkowego, rozłączenia się wału transmisji),
- 2) samoczynnego wzrostu mocy zespołu napędowego w wyniku niesprawności agre-

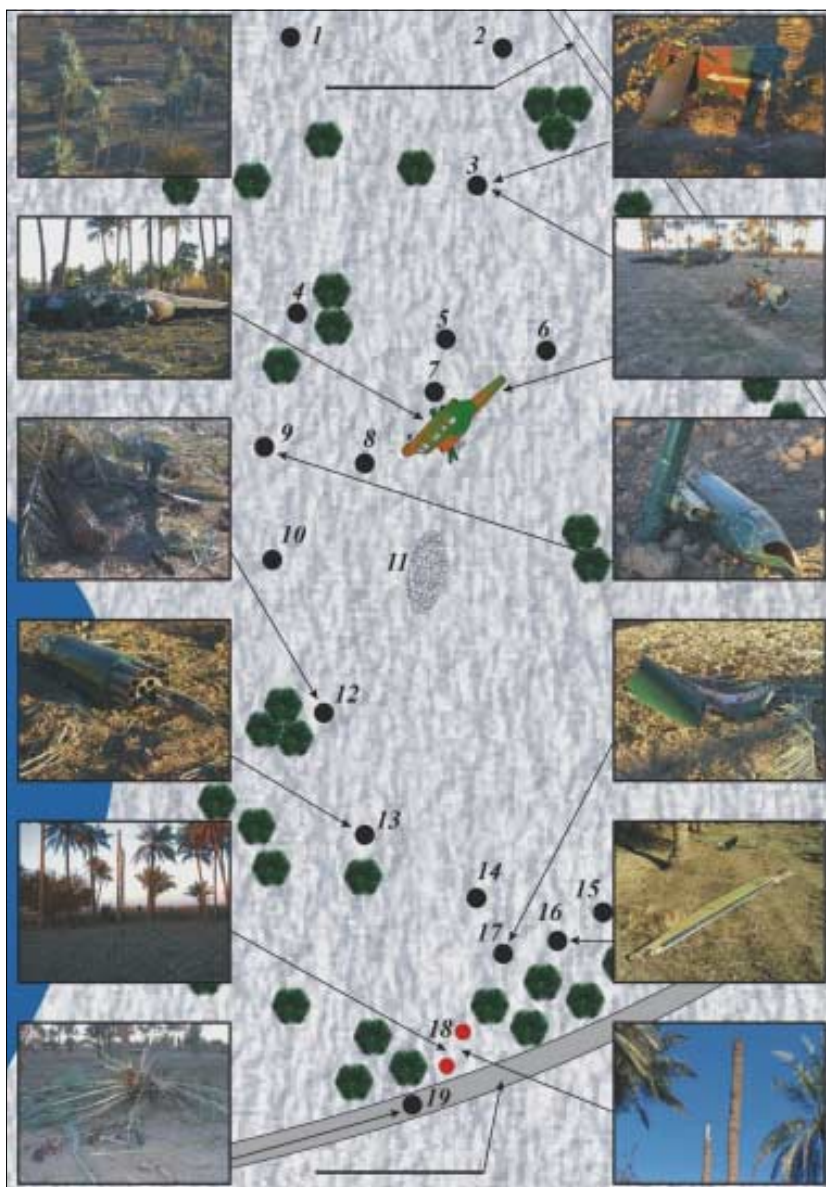
gatów układu paliwowo-regulacyjnego silnika, a w szczególności bloku elektronicznych ograniczników *ALAE-2PC* oraz hydromechanicznego ogranicznika obrotów turbiny napędowej *ALRT-2B*,

- 3) zmniejszenia sił i momentu oporowego działających na wirnik nośny (tzw. aerodynamicznego odciążenia WN) w wyniku np. uszkodzenia łopat WN czy nieprawidłowego użytkowania organów sterowania przez pilota.

Zanim jednak rozpatrzmy możliwe przyczyny wzrostu prędkości obrotowej turbiny napędowej silnika, wyjaśnimy funkcje poszczególnych elementów zespołu napędowego śmigłowca i zasady sterowania nim.

Jak wiadomo, siła nośna potrzebna do lotu śmigłowca wytwarzana jest przez wirnik nośny napędzany, za pośrednictwem przekładni głównej, jednym lub kilkoma silnikami stanowiącymi zespół napędowy. Podstawową zasadą pracy napędu wirnikowego (śmigłowce), jak również śmigłowego (samoloty), jest utrzymywanie stałych obrotów wirnika nośnego (śmigła) na danym zakresie lotu. Musi więc być zachowana równowaga pomiędzy mocą dostarczaną przez zespół napędowy a siłami oraz momentami oporowymi wytwarzanymi przez wirnik nośny i śmigło ogonowe. Dlatego układ paliwowo-regulacyjny silnika tak skonstruowano, aby możliwe było regulowanie mocy silnika poprzez zwiększanie lub zmniejszanie ilości paliwa dostarczanego do komory spalania.

Upraszczając, wirnik nośny można traktować jako „hamulec” odbierający moc od silnika, a właściwie od jego turbiny napędowej, i nie pozwalający na zwiększenie prędkości obrotowej turbiny napędowej powyżej ustalonej wartości, wynikającej z dopuszczalnej prędkości wirnika nośnego. Stąd też zwiększenie sił i momentów występujących na wirniku nośnym (zwiększenie siły „hamowania”) w wyniku przestawienia dźwigni skoku ogólnego przez pilota w górne położenie (zwiększenie kątów nastawienia łopat WN) spowoduje zachwianie bilansu mocy między zespołem napędowym a wirnikiem nośnym („hamul-



Rys. 1. Schemat miejsca katastrofy:

1 – fragmenty łopaty wirnika nośnego, 2 – wysięgnik lewej kratownicy uzbrojenia, 3 – tylna część belki ogonowej z przekładnią pośredniczącą, lewym płatem statecznika poziomego i podporą belki ogonowej, 4 – fragment poszycia tylnej części kadłuba śmigłowca, 5 – belka nośna uzbrojenia, 6 – fragment poszycia kadłuba, 7 – fragmenty dwóch łopat wirnika nośnego, na których leżał wrak śmigłowca, 8 – przednia dolna część poszycia noska kadłuba, 9 – lewy zasobnik UB-16 z wysięgnikiem kratownicy uzbrojenia i rakietami, 10 – prawe koło podwozia z amortyzatorem, 11 – ślad po uderzeniu kadłuba śmigłowca w ziemię, 12 – przekładnia tylna z połamanyymi łopatami śmigła ogonowego oraz ułamany wierzchołek jednej z palm, 13 – prawy zasobnik UB-16 z rakietami, 14 – fragment poszycia belki ogonowej, 15 – fragment złamanego wału transmisji pomiędzy przekładniami pośredniczącą i tylną, 16 – fragment łopaty wirnika nośnego, 17 – urwany i zdeformowany statecznik pionowy, 18 – pnie palm, w które uderzył śmigłowiec, 19 – ścięty wierzchołek jednej z palm

cem”). Aby prędkość obrotowa wirnika nośnego nie zmniejszyła się, układy paliwowo-regulacyjne silników podają większą ilość paliwa do komór spalania w celu zwiększenia mocy zespołu napędowego.

Łatwo zauważyć, że osłabienie „hamulca” (zmniejszenie siły hamowania) w sytuacji, gdy moc zespołu napędowego nie zostanie zmniejszona, spowoduje wzrost prędkości obrotowej turbin zespołu napędowego, a tym samym również wirnika nośnego. Wyjaśnimy to bardziej obrazowo: jeżeli na samochód jadący ze stałą prędkością przestałyby oddziaływać siła oporu czołowego oraz siła tarcia kół o powierzchnię drogi, po której samochód się przemieszcza, to samochód ten przyspieszy samoczynnie, bez ingerencji kierowcy.

Należy również wyjaśnić, że w każdej fazie lotu silniki dostarczają mocy niezbędnej do napędu wirnika nośnego, a siły i momenty zewnętrzne działające na wirnik nośny wspomagają siłę napędzającą go lub stawiają jej opór. Ponieważ wirnik nośny jest połączony kinematycznie z wałem turbiny napędowej w sposób sztywny, zmiany prędkości obrotowej tych wirujących zespołów są proporcjonalne, a szczególnie te wyrażone procentowo.

Wskazaliśmy już możliwe trzy przyczyny wzrostu prędkości obrotowej turbiny napędowej. Pierwszą przyczynę wykluczono na podstawie sprawdzeń wykonanych w Republice Iraku oraz w WSK „PZL-Rzeszów” S.A. – nie stwierdzono rozłączenia układu sterowania ani przerwania więzi kinematycznej pomiędzy wałami silników a wirnikiem nośnym oraz wałem transmisji śmigła ogonowego. Drugą przyczynę również wyeliminowano, opierając się na wynikach badań wykonanych w „PZL-Hydrał” we Wrocławiu. Natomiast trzecią przyczynę wykluczono tylko częściowo – odrzucono założenie o uszkodzeniu łopat WN, ponieważ badania szczątków łopat WN wykazały, że uległy one uszkodzeniu w wyniku uderzenia śmigłowca w palmy i ziemię.

Nadal brano pod uwagę możliwość rozkręcenia się turbiny napędowej z powodu aerodynamicznego odciążenia WN w wyniku nie-

prawidłowego użytkowania organów sterowania przez pilota.

Słuszność tego założenia potwierdziły wyniki analizy parametrów lotu zarejestrowanych przez rejestrator pokładowy *BUR-1-2*. Podczas analizy precyzyjnie określono, jakie czynności wykonywał pilot oraz jak na działania pilota reagował śmigłowiec. Przez określenie „reakcje śmigłowca” rozumiemy zarówno zmiany położenia przestrzennego kadłuba, jak i zmiany zakresów pracy zespołu napędowego i związane z tym zmiany prędkości obrotowych turbin napędowych i wirnika nośnego.

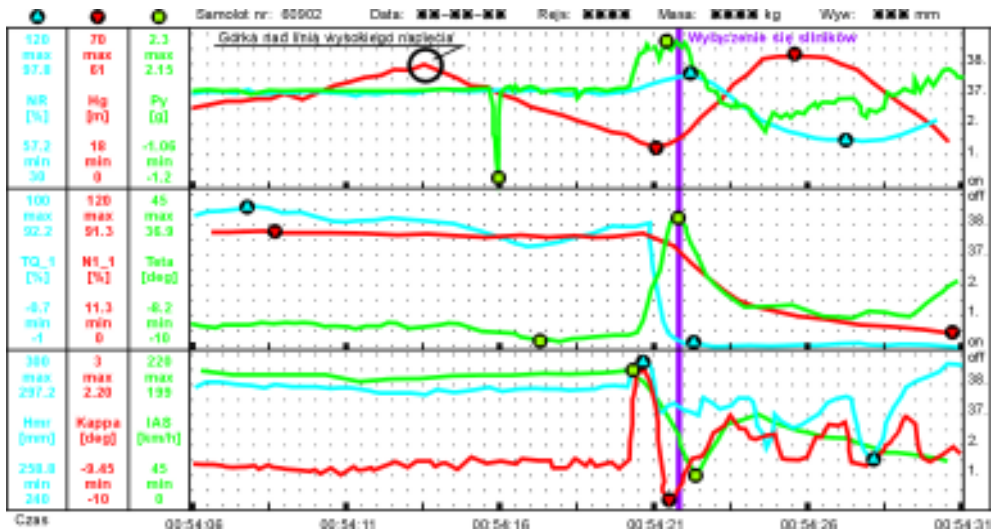
Na rys. 2a przedstawiono wartości parametrów zarejestrowane w ostatnich 25 sekundach lotu oraz manewr wykonany przez pilota przed wyłączeniem się silników. Manewrem tym była górką do wysokości około 57 m, wykonana w celu ominięcia linii wysokiego napięcia. Po wykonaniu górkę śmigłowiec zniżał się z prędkością opadania około 6 m/s i pochylem -6° (w dół). W trakcie zniżania prędkość przyrządowa zwiększyła się do ok. 200 km/h.

Na rys. 2b przedstawiono zapis parametrów lotu w ciągu ostatnich 5 s przed wyłączeniem silników.

W końcowej fazie zniżania, gdy kąt nastawienia łopat WN wynosił około 15° , a tarcza sterująca była wychylona w kierunku podłużnym o około $-6,5^\circ$, pilot wykonał kolejno następujące czynności:

- gwałtownie przestawił dźwignię skoku ogólnego do góry (początek ruchu wskazuje linia I), przez co zwiększył kąt nastawienia łopat WN do wartości 19° , i jednocześnie przemieścił drążek sterowy w położenie „do siebie”, zmieniając wychylenie tarczy sterującej w kierunku podłużnym od położenia $-6,5^\circ$ do $2,2^\circ$,
- ponownie gwałtownie przestawił dźwignię skoku ogólnego w dół (początek ruchu wskazuje linia II), powodując zmniejszenie kąta nastawienia łopat WN do 10° , i jednocześnie przemieścił drążek sterowy „od siebie” w położenie odpowiadające wychyleniu tarczy sterującej $-9,45^\circ$.

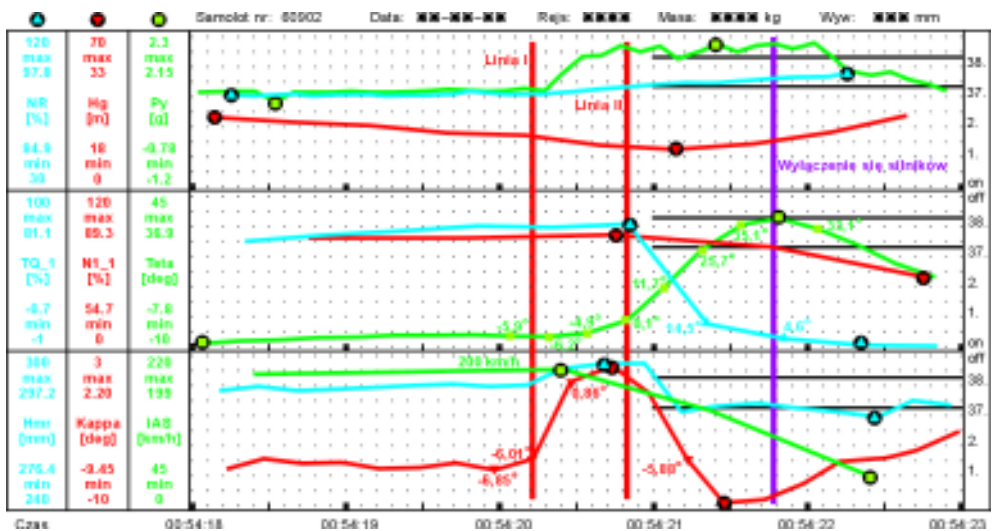
a)



Rys. 2. Fragmenty zapisu parametrów lotu zarejestrowanych przez rejestrator BUR-1-2:
 Parametry analogowe: NR – prędkość obrotowa wirnika nośnego, Hg – geometryczna wysokość lotu, Py – przeciążenie w kierunku pionowym, TQ_1 – moment skrętny na wale lewego silnika, N1_1 – prędkość obrotowa turbosprężarki lewego silnika, Teta – kąt pochylenia, Hmr – przemieszczenie suwaka tarczy sterującej (kąt ustawienia łopat WN), Kappa – odłужne odchylenia tarczy sterującej (kąt natarcia WN), IAS – prędkość przyrządowa. Parametry dyskretny: 1 – minimalne ciśnienie oleju w lewym silniku, 2 – minimalne ciśnienie oleju w prawym silniku, 37 – zadziałanie ogranicznika maksymalnej prędkości obrotowej turbiny napędowej lewego silnika, 38 – zadziałanie ogranicznika maksymalnej prędkości obrotowej turbiny napędowej prawego silnika

Uwaga: W celu odniesienia wartości prędkości obrotowej WN odczytanej z pokładowego rejestratora parametrów lotu do wartości przyjętych dla śmigłowców W-3WA należy zastosować dzielnik 0,81. Parametry dyskretny próbkowane są raz na sekundę, a program ich zobrazowania rozpoczyna od początku sekundy, w której się pojawiły.

b)



Aby dokładnie przeanalizować przebieg bardzo dynamicznych procesów zachodzących w następstwie tak gwałtownego przemieszczenia organów sterowania, wyróżniliśmy dwie fazy.

W pierwszej fazie, trwającej zaledwie około 0,5 s, nastąpiło:

- przestawienie tarczy sterującej w tylne położenie, w wyniku czego kąt natarcia wirnika nośnego zmienił się o $\Delta A = 8,5^\circ$. To z kolei spowodowało gwałtowną zmianę kierunku wektora siły nośnej, a w efekcie zmianę kąta pochylenia śmigłowca z $-6,2^\circ$ do $36,7^\circ$ w czasie około 1,5 s. Tym samym pilot gwałtownie wprowadził śmigłowiec w górkę, co doprowadziło do zmiany kąta natarcia wirnika nośnego A (rys. 4) w stosunku do strug powietrza napływających z prędkością około 200 km/h z wartości ujemnych, przez neutralne do dodatnich, a w efekcie do zmiany kierunku opływu wirnika nośnego przez strugi powietrza z górnego na dolny,
- zwiększenie kątów nastawienia łopat WN (jego zaciążenie) oraz podanie do komór spalania silników dodatkowej dawki paliwa w celu zwiększenia mocy silników. Kiedy dźwignia skoku ogólnego zostanie przestawiona w górne położenie, to zgodnie z zasadą działania układu paliwowo-regulacyjnego silnika, blok *ALAE-2 PC* przekazuje do pompy paliwowej *ALRP-5* sygnał na podanie dawki paliwa, której wielkość jest funkcją prędkości przestawienia tej dźwigni. Układ paliwowo-regulacyjny silnika działa więc z wyprzedzeniem w stosunku do układu regulacji prędkości obro-

towej WN. Takie działanie układu paliwowo-regulacyjnego silnika potwierdzają parametry pracy zarejestrowane przez pokładowy rejestrator *BUR-1-2*, które zmieniły się w następujący sposób (tabela 1).

Zgodnie z warunkami technicznymi zmiana wydatku paliwa przez układ paliwowo-regulacyjny silnika powinna nastąpić w czasie nie dłuższym niż 0,08 s. Na podstawie wyników sprawdzeń agregatów badanych silników określono, że czas ten wynosił około 0,06 s. Oznacza to, że pierwsza faza, trwająca 0,5 s, była wystarczająco długa, aby układ paliwowo-regulacyjny mógł podać większą ilość paliwa do komór spalania silników w celu zwiększenia ich mocy.

Zwiększenie mocy silników można wyjaśnić także na podstawie zależności między kątem natarcia wirnika nośnego (A) a mocą zespołu napędowego niezbędną do napędu wirnika nośnego. Na rys. 3 przedstawiono zmiany współczynnika momentu niezbędnego do napędu wirnika nośnego (m_{WN}) w zależności od kąta natarcia wirnika nośnego (A) dla różnych kątów nastawienia łopat wirnika nośnego (φ) oraz prędkości przyrządowej lotu wynoszącej 200 km/h. Ponieważ współczynnik ten jest wprost proporcjonalny do mocy zespołu napędowego niezbędnej do napędu wirnika nośnego, to można przyjąć, że przebieg wykresów oddaje zależność mocy niezbędnej zespołu napędowego od kąta natarcia WN. Wykresy te należy traktować jedynie poglądowo, gdyż zostały wykreślone tylko dla dwóch przykładowych kątów nastawienia łopat WN (φ) (w rozpatrywanym przypadku jednocześnie zmienił się kąt natarcia WN i kąt

Tabela 1

Parametr	Silnik lewy (1)		Silnik prawy (2)	
	przed manewrem	pod koniec pierwszej fazy	przed manewrem	pod koniec pierwszej fazy
<i>TOT</i>	550 °C	574 °C	573 °C	594 °C
<i>TQ</i>	80,3 kGm	81,1 kGm	81,7 kGm	83,8 kGm
<i>N1</i>	86,8%	89,3%	88,1%	89,7%

gdzie: *TOT* – temperatura gazów wylotowych,
TQ – moment obrotowy na wale wyjściowym silnika,
N1 – prędkość obrotowa turbosprężarki.

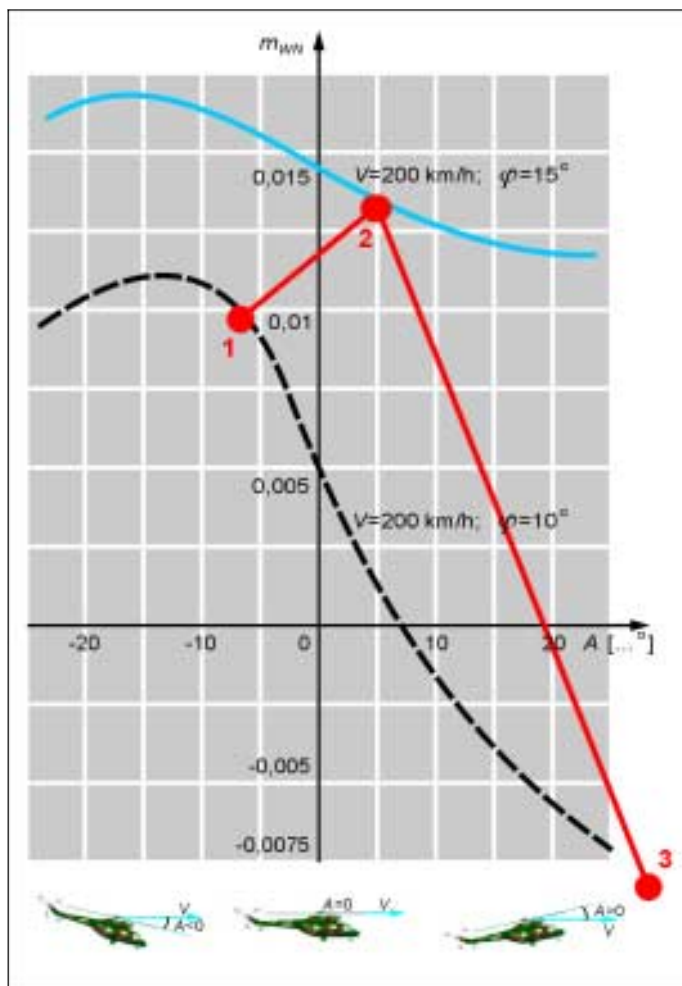
nastawienia łopat WN), jednak ich przebieg oddaje fizykę zmian mocy niezbędnej w zależności od kąta natarcia WN (A).

Łatwo zauważyć, że wraz ze zmianą kąta natarcia WN (zmianą kierunku opływu WN) następuje zmiana „zapotrzebowania” na moc zespołu napędowego – moc maleje wraz ze zmianą kąta natarcia WN z wartości ujemnych (opływ górny), poprzez neutralne do dodatnich (opływ dolny). Na dynamikę zmian współczynnika momentu niezbędnego m_{WN} znacząco wpływają zmiany kąta nastawienia łopat WN – są tym większe, im kąt jest mniejszy.

Pilot, przemieszczając drążek sterowy „do siebie” oraz dźwignię skoku ogólnego w górę (na rys. 3 linia 1-2), spowodował, że wzrosła

moc niezbędna do utrzymania odpowiedniej prędkości obrotowej WN. Stan taki trwałby do chwili rozpoczęcia zwiększania kąta pochyleńcia przez śmigłowiec, w wyniku czego moc niezbędna zmniejszyłaby się w wyniku zmiany kierunku opływu WN.

Wzrost prędkości obrotowej WN w tej fazie nie był jednak bardzo gwałtowny, ponieważ wraz ze zwiększeniem mocy zespołu napędowego nastąpiło „dociążenie” WN w wyniku przestawienia dźwigni skoku ogólnego w położenie górne, co spowodowało, że zwiększył się kąt nastawienia łopat WN. Potwierdzają to również wartości parametrów pracy zespołu napędowego przedstawione w tabeli 2.



Rys. 3. Zależność współczynnika momentu niezbędnego m_{WN} od kąta natarcia wirnika nośnego (A) w sytuacji, gdy kąty nastawienia łopat wirnika nośnego (φ) są różne

Tabela 2

Parametr	Silnik lewy (1)	Silnik prawy (2)
TOT	473 °C	481 °C
TQ	14,5 kGm	14,1 kGm
N1	80%	83,8%

W drugiej fazie, trwającej od chwili przestawienia drążka sterowego „od siebie” oraz dźwigni skoku ogólnego w dolne położenie (zmiana kąta nastawienia łopat WN wynosiła $D\varphi_{WN} = 9^\circ$) do wyłączenia się silników, nastąpiło:

- zmniejszenie kątów nastawienia łopat WN, skutkujące gwałtownym odciążeniem aerodynamicznym wirnika nośnego oraz dynamicznym wzrostem jego prędkości obrotowej. Było to następstwem wzrostu prędkości obrotowej turbin napędowych spowodowanego nadmiarem mocy zespołu napędowego,
- przestawienie tarczy sterującej w przednie położenie, co jednak ze względu na bezwładność kadłuba nie wpłynęło na zmniejszenie kąta pochylenia śmigłowca, który w chwili rozpoczęcia wykonania tego ruchu wynosił około 10° i nadal się powiększał. To dlatego, pomimo przestawienia tarczy sterującej w przednie położenie, zwiększył się kąt natarcia WN,
- zmniejszenie ilości paliwa podawanego do komór spalania i przestawienie silników (turbosprężarek) na zakres pracy „MAŁY GAZ”, co potwierdzają wartości odpowiednich parametrów pracy silnika (tabela 2).

Pod wpływem tych zjawisk prędkość obrotowa wirnika nośnego, zwiększająca się już w pierwszej fazie, zwiększała się bardzo dynamicznie. Wynikało to z:

- aerodynamicznego odciążenia wirnika nośnego wskutek gwałtownego zmniejszenia kąta nastawienia łopat WN, co doprowadziło do wystąpienia nadmiaru mocy zespołu napędowego,
- dużego kąta natarcia WN w stosunku do strug powietrza napływającego z prędkością 200 km/h.

Spowodowało to gwałtowny przyrost prędkości obrotowej turbin napędowych i wirnika

nośnego, a dynamika tych zjawisk była tak duża, że prędkość obrotowa tych zespołów wzrosła o około 11,7 % w czasie 1 s.

Układy paliwowo-regulacyjne silników, pomimo natychmiastowego zainicjowania pełnej deceleracji turbosprężarek i przesłania sygnału z bloków elektronicznych ograniczników *ALAE-2 PC* do pomp paliwowych *ALRP-5* na zmniejszenie dawki paliwa podawanego do silników oraz ustawienia ich na zakresie pracy „MAŁY GAZ”, nie zapewniły utrzymania stałej prędkości obrotowej wirnika nośnego i nie powstrzymały wzrostu prędkości obrotowej wirnika oraz turbin napędowych.

Po przekroczeniu przez turbiny napędowe poziomu zadziałania toru „*NTN-awaryjne*” bloki elektronicznych ograniczników *ALAE-2 PC* obu silników niemal równocześnie podały sygnały sterujące do zaworów pomp *ALRP-5* w celu odcięcia dopływu paliwa do silników i ich wyłączenia.

W trakcie sprawdzeń bloków *ALAE-2 PC* określono, że sygnały te pojawiły się, gdy obroty turbin napędowych wynosiły:

- ♦ lewego silnika – 120,59 %,
- ♦ prawego silnika – 120,45 %.

Zgodnie z WT taki sygnał powinien pojawić się, gdy prędkość obrotowa turbiny napędowej wyniesie $120^{\pm 0,47}\%$.

Dokładne przestudiowanie zgromadzonego materiału pozwoliło rozwiązać wątpliwości co do technicznych przyczyn zdarzenia, wyrażone w postawionych na wstępie pytaniach. Na pytanie pierwsze należy odpowiedzieć twierdząco: **błąd popełniony przez pilota może doprowadzić do wyłączenia silników śmigłowca.**

Jako dodatkowy dowód na potwierdzenie takiej odpowiedzi można wskazać zdarzenie, do którego doszło 20 września 2002 roku w 3. OsZL w Białej Podlaskiej. Pilot śmigłowca *W-3 Sokół*, wykonując górkę, gwałtownie przemieścił drążek sterowy „od siebie”, czym doprowadził do odciążenia wirnika nośnego i wzrostu jego prędkości obrotowej. Jednak dynamika tego zjawiska była znacznie mniejsza niż w przypadku analizowanej przez nas katastrofy i w efekcie nastąpiło wyłączenie tyl-

ko jednego silnika – tego, którego turbina napędowa szybciej osiągnęła poziom zadziałania toru „*n_{TN-awaryjne}*”.

Ponieważ oba zdarzenia dotyczą śmigłowca *W-3 Sokół*, nasuwa się pytanie: czy taka reakcja charakterystyczna jest tylko dla śmigłowca tego typu, czy też dla innych?

Zjawiska fizyczne związane z aerodynamiką wirnika nośnego są podobne, różnią się jedynie dynamiką, co wynika z cech konstrukcyjnych danego typu łopat wirnika nośnego i zespołu napędowego. Dlatego też aerodynamiczne rozkręcenie wirnika nośnego w wypadku śmigłowca *W-3* jest w większym stopniu możliwe niż w wypadku np. śmigłowca *Mi-2*. Wynika to stąd, że:

- silniki *PZL-10W*, które stanowią zespół napędowy śmigłowca *W-3*, mają znacznie większą moc niż silniki *GTD-350* napędzające śmigłowce *Mi-2*. W związku z tym prawdopodobieństwo wystąpienia nadmiaru mocy zespołu napędowego w stosunku do potrzeb napędu wirnika nośnego jest większe,
- masa wirnika nośnego śmigłowca *W-3* jest znacznie mniejsza niż masa wirnika śmigłowca *Mi-2*, co powoduje, że wirnik nośny śmigłowca *W-3* jest bardziej podatny na wzrost prędkości obrotowej w razie aerodynamicznego odciążenia.

Wspomniane właściwości, choć stanowią niewątpliwie zalety śmigłowca, ponieważ zwiększają jego możliwości manewrowe, to jednocześnie mogą być uznane za czynnik zagrożenia, ponieważ od pilota wymagane jest bardziej precyzyjne operowanie organami sterowania. Aby dosadniej podkreślić różnice, śmigłowiec *Mi-2* można przyrównać do samochodu wyposażonego w układ napędowy o małej mocy i w mało precyzyjny układ kierowniczy, natomiast śmigłowiec *W-3* do samochodu wyścigowego z jednostką napędową dużej mocy i precyzyjnym, wspomaganiem układem kierowniczym. Oczywiście jest, że kierujący samochodem wyścigowym musi wykonywać bardziej wyważone i precyzyjne ruchy zarówno przepustnicą, jak i organami sterowania i hamowania, ponieważ ryzyko

przekroczenia dopuszczalnych, trakcyjnych parametrów jazdy jest większe.

Zanim odpowiemy na drugie z postawionych na wstępie pytań, wyjaśnimy, w jakim celu zastosowano układy automatycznie wyłączające silniki turbinowe po przekroczeniu przez turbiny napędowe ustalonej prędkości obrotowej. Takie rozwiązanie zostało podjęte z powodów wytrzymałościowych, chodziło mianowicie o zabezpieczenie zespołu turbiny przed rozerwaniem pod wpływem siły odśrodkowej w wypadku nadmiernego wzrostu prędkości obrotowej (rozbiegania turbiny).

Rozerwanie turbiny może mieć groźne skutki, z uszkodzeniem poszycia kabiny pasażerskiej i raniem osób włącznie. Grozi także uszkodzeniem sąsiedniego silnika, łopat wirnika nośnego lub układów hydraulicznych umożliwiających sterowanie śmigłowcem. W takim przypadku załoga i pasażerowie tracą ostatnią szansę ratunku, jaką jest autorotacja.

O tym, że rozbieganie się turbiny jest bardzo niebezpieczne, świadczy liczba stopni zabezpieczających ten zespół. Konstruktorzy śmigłowca *W-3* wprowadzili następujące trzy stopnie zabezpieczające silnik przed nadmiernym wzrostem prędkości obrotowej turbiny napędowej:

- ♦ pierwszy – blok elektronicznych ograniczników *ALAE-2PC*, przeznaczony do podtrzymania stałej prędkości obrotowej turbiny napędowej $n_{TN} = \text{const}$, a tym samym stałej prędkości obrotowej wirnika nośnego $n_{WN} = \text{const}$ – na poziomie $n_{TN} = 100^{\pm 5}\%$ ($22\,490^{\pm 50}$ obr./min), co odpowiada $n_{WN} = 81^{\pm 4}\%$. Po przekroczeniu zadanych parametrów blok podaje sygnał elektryczny do zaworu pompy paliwowej *ALRP-5* w celu ograniczenia wydatku paliwa podawanego do komory spalania,
- ♦ drugi – hydromechaniczny ogranicznik *ALRT-2B* obrotów turbiny napędowej, który podczas pracy zespołu napędowego na zakresie „AUTOMAT” (gdy niesprawny jest blok *ALAE-2PC*) powoduje zmniejszenie ilości paliwa podawanego do silnika po przekroczeniu przez turbinę napędową prędkości obrotowej $n_{TN} = 109^{\pm 2}\%$ ($24\,514$ obr./min), co od-

powiada $n_{WN} = 88^{+1,6} \%$. Maksymalne zmniejszenie wydatku paliwa następuje przy $n_{TN} = 115^{+2} \%$ (25 863 obr./min), co odpowiada $n_{WN} = 93^{+1,6} \%$,

- ♦ trzeci – automatyczne wyłączenie silnika przez blok *ALAE-2PC* po osiągnięciu przez turbinę napędową prędkości obrotowej $n_{TN} = 120^{\pm 0,47} \%$ (27 000 $^{\pm 150}$ obr./min), co odpowiada $n_{WN} = 97,25 - 97,78 \%$.

Jak niebezpieczne jest uszkodzenie turbiny napędowej w wyniku jej rozkręcenia obrazują przykłady katastrof spowodowanych rozerwaniem się tarczy turbiny niskiego ciśnienia. Były to zdarzenia tragiczne w skutkach, ponieważ dotyczyły samolotów pasażerskich *Ił-62* należących do Polskich Linii Lotniczych LOT. W pierwszej katastrofie, zaistniałej 14 marca 1980 roku, samolot *Ił-62 Mikołaj Kopernik* rozbił się podczas podejścia do lądowania na lotnisku Okęcie. Przyczyną było urwanie się wału turbiny jednego z silników, w wyniku czego turbina rozbiegała się, a gdy przekroczyła prędkość maksymalną rozpadła na drobne kawałki. Zadziałały one jak granat odłamkowy: zniszczyły sąsiedni silnik, mechanizm sterujący oraz – przebiwszy się przez kadłub – silnik po przeciwnej stronie samolotu. Pilot, wykonując lot tylko z jednym silnikiem i mając możliwość sterowania jedynie przez wychylenie lotek, mógł tylko tak pokierować samolotem, by uderzył on w ziemię w miejscu niezabudowanym. W wyniku tej katastrofy śmierć poniosło 77 pasażerów i 10 osób załogi.

Druga katastrofa wydarzyła się 9 maja 1987 roku podczas lotu samolotu *Ił-62M Tadeusz Kościuszko*. Okoliczności tej katastrofy oraz jej przyczyna były takie same – urwanie się wału turbiny, a następnie rozerwanie się tarczy turbiny niskiego ciśnienia w wyniku jej rozbiegania. W wyniku tej katastrofy zginęły 183 osoby.

Również w lotnictwie sił zbrojnych zdarzały się przypadki uszkodzenia turbin silników odrzutowych. W ostatnich latach zanotowano dwa takie zdarzenia. Uszkodzone turbiny spowodowały, że uszkodziły się inne elementy wyposażenia samolotu, a piloci zostali zmuszeni do katapultowania.

Komisja oceniła, że w pełni uzasadnione jest stosowanie układów zabezpieczających turbinę napędową, czy też turbinę niskiego ciśnienia w przypadku silników odrzutowych, przed uszkodzeniem w wyniku wzrostu jej prędkości obrotowej powyżej wartości dopuszczalnych. Nie jest istotny powód rozbiegania się turbiny, tzn. czy doszło do tego w wyniku niesprawności technicznej, czy też błędu pilota, ponieważ skutki uszkodzenia turbiny w wyniku jej rozbiegania będą takie same.

Badania i ekspertyzy, jakie wykonano po katastrofie śmigłowca *W-3 Sokół*, stały się podstawą do sformułowania następujących wniosków:

„Bezpośrednią przyczyną katastrofy był błąd w technice pilotowania popełniony przez dowódcę załogi podczas wyprowadzania z nurkowania z jednoczesnym gwałtownym wprowadzeniem śmigłowca do górki oraz nieumiejętne poprawianie błędu przez załogę.

Błąd dowódcy załogi polegał na zbyt gwałtownym zwiększeniu kąta wznoszenia w bardzo krótkim czasie (1,5 s), niewłaściwym posługiwaniu się organami sterowania i przekroczeniu ograniczeń eksploatacyjnych.

Nieracjonalne działanie dowódcy załogi spowodowało natychmiastowe odciążenie oraz rozkręcenie wirnika nośnego i turbin napędowych powyżej wartości dopuszczalnych, co doprowadziło do zadziałania ograniczników obrotów wolnych turbin i jednoczesne wyłączenie się obu silników.

Mała wysokość lotu i zadrzewiony teren oraz zbyt późne wprowadzenie do lotu autorotacyjnego uniemożliwiło bezpieczne wykonanie lądowania”.

Zdaniem KBWL, zasadniczy błąd popełniony przez pilota polegał na zbyt dynamicznym posługiwaniu się organami sterowania oraz na przestawieniu w II fazie dźwigni skoku ogólnego w dolne położenie, co w głównej mierze miało wpływ na wyłączenie się silników, a w konsekwencji katastrofę.

Nazbyt dynamiczne operowanie organami sterowania doprowadziło do gwałtownego

zwiększenia kąta pochylenia śmigłowca i zmiany kierunku opływu WN przez strugi powietrza napływającego z prędkością około 200 km/h oraz do zwiększenia mocy silników. Natomiast przestawienie dźwigni skoku ogólnego w dół spowodowało odciążenie wirnika nośnego w wyniku zmniejszenia kąta nastawienia łopat wirnika nośnego. W efekcie nastąpił gwałtowny przyrost nadmiaru mocy zespołu napędowego, któremu nie zapobiegły układy paliwowo-regulacyjne silników pomimo zainicjowania pełnej deceleracji.

Zmiany położenia organów sterowania obrazowo przedstawiono na rys. 3 – jako linię 1-2-3 naniesioną na wykreślone zależności. Z rysunku wynika, że samo dynamiczne wprowadzenie śmigłowca do górki nie było tak niebezpieczne jak późniejsze zmniejszenie kąta nastawienia łopat WN, powodujące jego odciążenie.

Z dużym prawdopodobieństwem możemy powiedzieć, że zmiany mocy niezbędnej do napędu wirnika nośnego w momencie wprowadzenia do górki przedstawia linia niebie-

ska wykresu. Jej stosunkowo łagodny przebieg oznacza, że ewentualnym nadwyżkom mocy zespołu napędowego, zagrażającym rozkręceniu się turbin napędowych i wirnika nośnego, układy paliwowo-regulacyjne zapobiegłyby, zmniejszając ilość paliwa podawanego do komór spalania. Niestety, w następnej sekundzie lotu pilot zmniejszył kąt nastawienia łopat, odciążył wirnik nośny i spowodował, że spadło „zapotrzebowanie” wirnika nośnego na moc dostarczaną przez zespół napędowy – pokazuje to przesunięcie charakterystyki wzdłuż linii 2-3 (punkt 3 świadomie został wysunięty poza obszar wykresu, aby uzmysłowić efekt takiego ustawienia organów sterowania).

Mamy nadzieję, że przybliżyliśmy czytelnikom zagadnienia związane z zasadami sterowania śmigłowcem oraz że udzieliliśmy wyczerpującej odpowiedzi na postawione na wstępie pytania. Życzylibyśmy sobie, aby wszystkie te informacje i przemyślenia przełożyły się wprost na bezpieczeństwo lotów.

The authors discuss the crash of W-3 Sokół helicopter on December 15, 2004 in Iraq Republic. The helicopter belonged to the Independent Air-attack Group which was a part of the Multi-National Force (MNF) on peace operation in Iraq. The authors analyse the doubts on technical reasons for the crash included in two questions: whether the pilot's mistake could cause shut down of both engines? Is it proper to implement engine automatic shut down systems?

Sprostowanie

W artykule pt. *Psychologiczne mechanizmy uwagi w zakresie percepcji wzrokowej i ich wpływ na efektywność wykonywania zadań lotniczych* zamieszczonym w „Przeglądzie WLOP” 2002, nr 2, s. 43 - 50 zawarłem 16 zdań (s. 43) analogicznych do zdań z artykułu autorstwa Adama Tarnowskiego i Jana Terelaka pt. *Okoruchowy mechanizm uwagi w sytuacji decyzyjnej* opublikowanego w „Czasopiśmie Psychologicznym” 1996, t. 2, nr 3, s. 190. Za naruszenie praw autorskich obu Panów przepraszam. Honorarium za artykuł przekazałem na cele charytatywne.

Tadeusz Jasiński