

BADANIA ZMIAN STANU ENERGETYCZNEGO UKŁADU ŚMIGŁOWCA W MANEWRACH PO AWARII UKŁADU NAPĘDOWEGO

mgr inż. **Jarosław STEC**
Instytut Lotnictwa

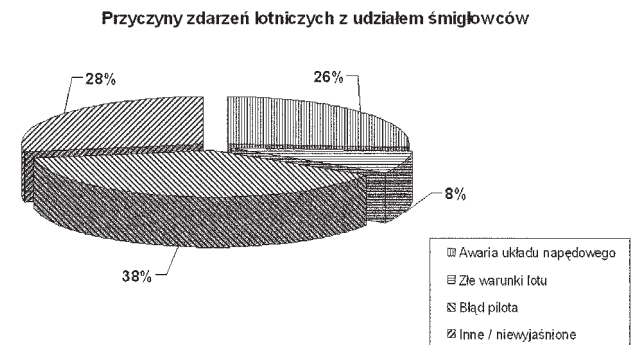
Publikacja zawiera opisy problematyki związanej z postaciami energii w układzie śmigłowca w locie po awarii układu napędowego. Przedstawiono również możliwości i sposoby wykorzystania poszczególnych postaci jak również wpływ ich wykorzystania na jakość przeprowadzenia manewrów bezpieczeństwa. Badania wykonano metodami symulacyjnymi z wykorzystaniem oprogramowania komputerowego.

1. WSTĘP

Na całym świecie można zaobserwować rosnącą liczbę latających śmigłowców. Znajdują one coraz więcej zastosowań w pracach niedostępnych dla innych maszyn. Przykładami takich zadań są m.in. prace dźwigowe, ratownicze, gaśnicze, desantowe (np. działania antyterrorystyczne w wysokich zabudowaniach), obserwacyjne (np. śmigłowce stacji telewizyjnych) itp. Cechą wspólną dużej części tych misji jest zwiększone ryzyko wypadku śmigłowca w przypadku utraty części lub całości mocy dostarczanej przez układ napędowy.

Obecnie produkowane silniki stanowiące źródło napędu zarówno śmigłowców jak i innych statków powietrznych objęte są bardzo restrykcyjnymi wymogami mającymi na celu podniesienie niezawodności pracy tego typu urządzeń. Mimo to silnik zarówno tłokowy jak i turbinowy pozostaje bardzo skomplikowaną maszyną, której awaria, jak wynika zarówno z analiz użytkowych jak i statystycznych, jest wciąż możliwa. W ramach powstawania pracy [12] stworzona została statystyka zdarzeń lotniczych z udziałem śmigłowców. Dane niezbędne do tej statystyki skompletowano na podstawie analiz 1237 raportów National Transportation Safety Board [11]. Zdarzenia te podzielono na cztery kategorie: błąd pilota, awaria układu napędowego, warunki lotu oraz inne - niewyjaśnione.

Należy zaznaczyć, że kategoria „awaria układu napędowego” nie odnosi się wyłącznie do przypadków awarii silnika lecz zawiera w sobie również takie przyczyny jak awarie przekładni głównej, przekładni pośredniczących, wałów, sprzęgieł, instalacji oraz innych zespołów, których uszkodzenie powodowało przerwanie dostarczania energii do odbiorników bądź zmuszało pilota do wyłączenia silników. Wyniki przeprowadzonej statystyki przedstawiają poniższe wykresy:

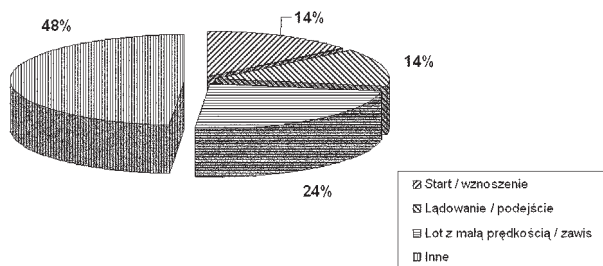


Rys. 1.1. Przyczyny zdarzeń lotniczych z udziałem śmigłowców

Jak widać na powyższym wykresie, zdarzenia lotnicze których bezpośrednią przyczyną była awaria układu napędowego stanowią 26% ogólnej liczby przypadków.

Statystyka zawiera również dane mogące sprecyzować stany lotu w których doszło do „odcicia” napędu. Wyniki przedstawiono na rysunku 1.2.

Stany lotu przy wystąpieniu awarii układu napędowego



Rys. 1.2. Stany lotu w jakich występowały awarie układu napędowego

Z powyższego wykresu wynika, że ponad połowa awarii (52%) wystąpiła w czasie lotów z małymi prędkościami (wliczając w to również starty i lądowania oraz odejścia i podejścia). Ten fakt szczególnie zasługuje na uwagę, gdyż małe prędkości postępowe lotu są charakterystyczne dla śmigłowców.

Przerwanie pracy układu napędowego, jak wiadomo, nie musi oznaczać katastrofy. Z racji swej natury, śmigłowiec w odpowiednich warunkach ma możliwość bezpiecznego lądowania bez szkód zarówno dla samej konstrukcji jak i załogi oraz pasażerów. Aby jednak takie lądowanie mogło być zrealizowane muszą zostać spełnione odpowiednie warunki. Pierwszym warunkiem jest konieczność spełnienia bilansu energetycznego układu śmigłowca. Mowa tutaj o strefach H-V czyli kombinacji wysokości i prędkości lotu dla których bezpieczny powrót na ziemię po odcięciu mocy rozporządzalnej jest niemożliwy. Najprostszym sposobem oceny tych stref jest metoda energetyczna. Opis tej metody można znaleźć w różnych pracach [9,12,5]. W najszerszym uproszczeniu, metoda ta zakłada, że powinien być spełniony bilans pomiędzy energią posiadaną przez śmigłowiec w chwili wystąpienia awarii a możliwościami jej pochłonięcia lub rozproszenia w momencie przyziemienia.

2. POSTACIE ENERGII ŚMIGŁOWCA W LOCIE I MOŻLIWOŚCI ICH WYKORZYSTANIA

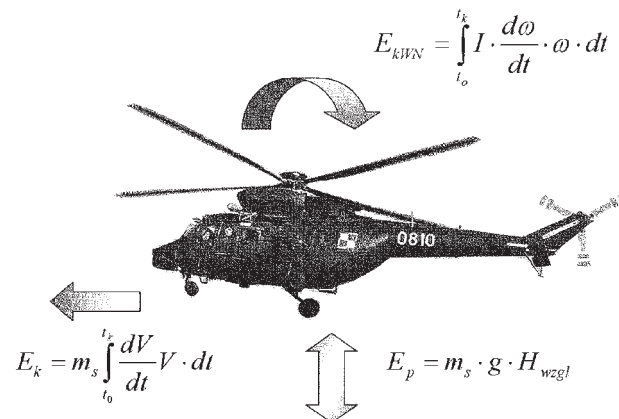
Aby lot śmigłowca był możliwy musi być spełniony warunek dostarczenia do jego układu mocy w ilości większej lub co najmniej równej mocy niezbędnej do lotu przy zadanych parametrach. W normalnych stanach użytkowania moc rozporządzalną (moc wytwarzana przez układ napędowy pomniejszona o moc konieczną do napędu urządzeń pomocniczych) dostarcza silnik bądź układ silników. Moc ta opisana jest szeregiem charakterystyk wśród których wyróżniamy, m.in.:

- charakterystykę stoiskową (m.in. do oceny granicznego tempa akceleracji i deceleracji napędu),
- charakterystykę wysokościową,
- charakterystykę prędkościową (w funkcji prędkości obrotowej wału napędowego).

Ważną charakterystyką silnika pod kątem rozważań w niniejszej publikacji jest dynamika zmian parametrów jego pracy. Określa ona czas jaki upłynie od chwili wyłączenia się silnika do chwili zaprzestania dostarczania mocy.

Po awarii napędu, gdy moc nie jest już dostarczana, do wykonania bezpiecznego manewru lądowania awaryjnego śmigłowiec musi czerpać energię, którą w tym wypadku dają alternatywne źródła. Te alternatywne źródła energii zostały przedstawione poglądowo na poniższym rysunku.

Po całkowitej awarii napędu moc rozporządzalna nie jest już dostarczana z silników. Aby wyrównać bilans energetyczny związany z potrzebą mocy niezbędnej do bezpiecznego wylądowania i aby lot śmigłowca był możliwy, śmigłowiec musi czerpać energię ze źródeł alternatywnych. Źródła te przedstawione są na poniższym rysunku:



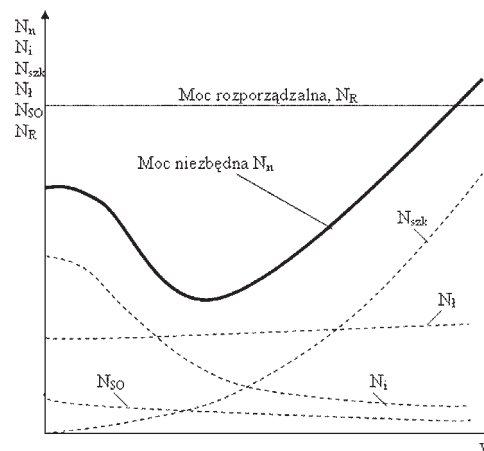
Rys. 2.1. Postacie energii śmigłowca w locie po awarii układu napędowego

Do prawidłowego sterowania energią w układzie niezbędna jest zatem znajomość pewnych parametrów związanych z w/w czynnikami:

1. Energia kinetyczna inercyjnego układu wirnika nośnego (E_{kWN}) wirnika, możliwa do wykorzystania.
2. Energia kinetyczna ruchu postępowego śmigłowca (E_k), na którą mają wpływ:
 - zakresy zmian prędkości lotu,
 - masa śmigłowca,
3. Energia potencjalna (E_p) zależna od:
 - odległości śmigłowca od powierzchni Ziemi.

Energia kinetyczna ruchu postępowego śmigłowca nie jest związana wyłącznie z prędkością poziomą lotu. Zależy ona od prędkości postępowej całkowitej a więc również i od składowej pionowej.

Moc niezbędna do lotu ustalonego zmienia się wraz z prędkością lotu. Zmiany te opisuje charakterystyka mocy.



Rys. 2.2 Bilans mocy niezbędnej śmigłowca dla stałej wysokości lotu, N_n - moc niezbędna, N_i - moc indukowana, N_{szk} - moc potrzebna na pokonanie oporów aerodynamicznych kadłuba, urządzeń itp., N_i - moc potrzebna na obracanie się wirnika wokół jego osi, N_{50} - moc potrzebna do napędu śmigła ogonowego, N_R - moc rozporządzalna [7]

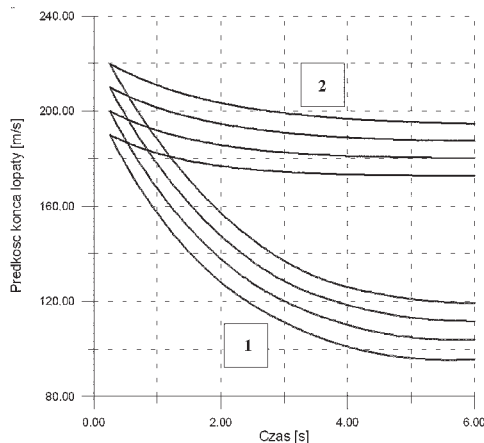
Z rysunku 2.2. wynika, że przy różnych wartościach prędkości różne składniki mocy niezbędnej są decydujące. I tak, przy prędkościach bliskich zeru, a więc przy zawisie, najbardziej dominującą wielkością jest moc indukowana. Kontrolowanie tej mocy możliwe jest poprzez zmianę skoku ogólnego. Dlatego też po awarii napędu najlepsze rezultaty w zakresie ograniczenia mocy niezbędnej przyniesie zmniejszenie wielkości skoku łopat.

W pobliżu prędkości ekonomicznej o mocy niezbędnej zaczyna w dużym stopniu decydować moc profilowa która jest funkcją sześcianną prędkości kątowej wirnika nośnego. Oznacza to, że sterowanie mocą w tym zakresie prędkości możliwe jest poprzez kontrolę prędkości obrotowej wirnika nośnego. Tak więc po awarii napędu w fazie rozpędzania śmigłowca (dla śmigłowców z silnikami turbowałowymi z turbiną swobodną w warunkach OEI) korzystnie jest utrzymywanie prędkości obrotowej na poziomie poniżej 100% prędkości nominalnej ale powyżej prędkości minimalnej.

W lotach z prędkościami bliskimi maksymalnych, decydującą rolę grają moce potrzebne na pokonanie szkodliwych oporów ruchu. Moc niezbędna jest w tej sytuacji największa. W przypadku awarii napędu w tej fazie lotu śmigłowiec posiada jednak duży nadmiar energii kinetycznej ruchu postępowego. Zmieniając kąt pochylenia śmigłowca pilot ma możliwość hamowania śmigłowca i dzięki temu odbierania energii od przepływającego przez wirnik strumienia powietrza. Wówczas śmigłowiec może uciec ze strefy energochłonnej do strefy energooszczędnej, zachowując wymagany przez wykonywany manewr bilans energetyczny, a ponadto zakumulować dodatkowo energię w obracającym się wirniku nośnym.

3. ZMIANY PRĘDKOŚCI OBROTOWEJ WIRNIKA NOŚNEGO PO AWARII UKŁADU NAPĘDOWEGO

Obracający się wirnik nośny ma priorytetowe znaczenie dla powodzenia manewru bezpieczeństwa po awarii napędu. Jest on nie tylko „akumulatorem” energii lecz zapewnia również siłę nośną oraz siły i momenty niezbędne do sterowania. Nadmierna utrata energii kinetycznej ruchu obrotowego wirnika nośnego skutkuje pozbawienie pilota możliwości sterowania (a więc i wykonania manewru). Wykonując obliczenia symulacyjne przebadane zostało tempo zmian prędkości obrotowej wirnika nośnego po awarii napędu. Wyniki symulacji przedstawia poniższy rysunek.



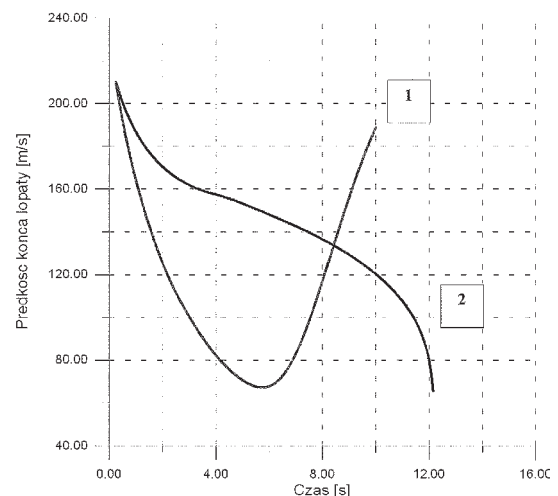
Rys. 3.1. Tempo zmian prędkości obrotowej wirnika nośnego po całkowitej (1) i częściowej (2) awarii układu napędowego

Przedstawiony na wykresach przypadek został zasymulowany przy pomocy hipotetycznej sytuacji, w której po wyłączeniu się silników/silnika pilot nie wykonuje żadnej reakcji lecz trzyma stery w pozycji wyjściowej, to jest takiej jaka była w chwili wystąpienia awarii. W przypadku tym badany śmigłowiec o masie 5200 kg znajdował się w stanie zawisu.

Przyjmuje się, że aby wykonać manewr bezpiecznego lądowania prędkość końca łopaty nie powinna spaść poniżej poziomu 160 m/s. Tak więc przy prędkości końca równej 210 m/s pilot od chwili wyłączenia się wszystkich silników ma mniej niż 1,5 sekundy na podjęcie działań. Przy niższych prędkościach końcówki łopaty jak np. 190 m/s dopuszczalny czas reakcji spada poniżej 1 sekundy.

Sytuacja jest bardziej komfortowa gdy mamy do czynienia ze stanem OEI (ang. One Engine Inoperated, jeden silnik nieczynny – wg przepisów silnik główny, najczęściej o największej mocy). Wówczas nawet przy małych prędkościach końca łopaty w chwili wystąpienia awarii straty energii są na tyle małe, że pilot ma wystarczająco dużo czasu na podjęcie działań awaryjnych o ile możemy pominąć niebezpieczeństwo związane z bliskością ziemi. Tempo zmian jest w tym przypadku znacznie mniej gwałtowne i spadek prędkości obrotowej wirnika poniżej wartości krytycznej jest łatwiejszy do opanowania.

Warto się również przyjrzeć innym sytuacjom w których może dojść do awarii napędu. Sytuacją taką może być energochłonny stan lotu tj. pionowe wznoszenie z prędkością $V_z = 9$ m/s. Przebieg zmian prędkości końca łopaty wygląda następująco.

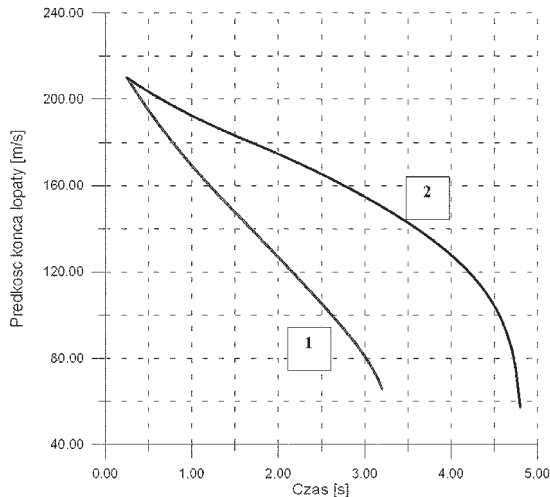


Rys. 3.2. Tempo zmian prędkości obrotowej wirnika nośnego po całkowitej (1) i częściowej (2) awarii układu napędowego podczas wznoszenia pionowego

Widać, że tempo deceleracji prędkości obrotowej wirnika nośnego jest większe niż w przypadku zawisu. Dzieje się tak dlatego, że po ustaniu mocy rozporządzalnej układ znajdujący się wciąż w stanie energochłonnym zaczyna pobierać energię z alternatywnego źródła którym jest inercyjny układ wirnika. Na wykresie widać, że po ok. 5 sekundach, przy całkowitej awarii napędu prędkość końca łopaty zaczyna rosnąć. Jest to wynik tego, że śmigłowiec ze wznoszenia pionowego przechodzi do opadania pionowego i zaczyna pobierać energię z otoczenia rozpędzając tym samym wirnik. Jest to sytuacja hipotetyczna, którą można uzyskać w zasadzie jedynie na drodze symulacji numerycznej. Na

potrzeby analiz deceleracji prędkości obrotowej wirnika pominięto reakcję pilota. W rzeczywistości spadek prędkości kątowej w takiej sytuacji uniemożliwiłby prawdopodobnie już jej odzyskanie.

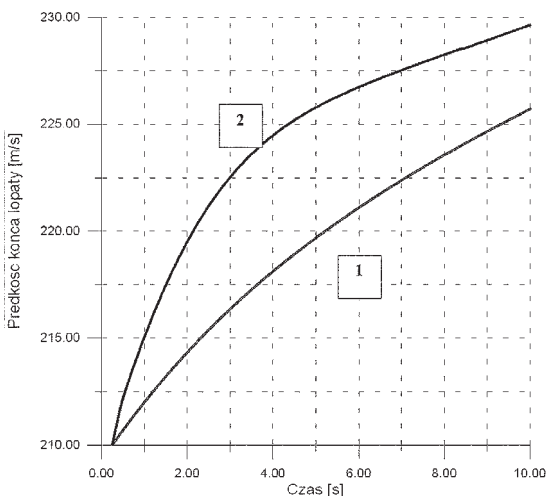
Jeszcze bardziej energochłonnym stanem lotu może okazać się wznoszenie skośne. Zasympulowany lot odbywał się z prędkością poziomą 100 km/h i pionowym wznoszeniem 10 m/s. Wykres zmian prędkości końca łopaty pokazano poniżej.



Rys. 3.3. Tempo zmian prędkości obrotowej wirnika nośnego po całkowitej (1) i częściowej (2) awarii układu napędowego podczas wznoszenia skośnego

Spadek prędkości obrotowej wirnika nośnego jest w tej sytuacji jeszcze większy. Można założyć, że prędkość końca łopaty nie powinna spaść poniżej 160 m/s. Oznacza to, że dopuszczalny czas reakcji pilota w tym i w poprzednim wypadku to około 1 sekundy.

Kolejnym przeanalizowanym przypadkiem jest stan odpowiadający niskiej wartości mocy niezbędnej. Stanem tym jest skośne opadanie. Podobnie jak w poprzednim wypadku śmigłowiec porusza się z prędkością poziomą 100 km/h natomiast prędkość pionowa (opadania) wynosi 10 m/s (poniżej granicy biegunowej lotu autorotacyjnego w warunkach AEI). Wówczas wykres wygląda następująco.



Rys. 3.4. Tempo zmian prędkości obrotowej wirnika nośnego po całkowitej (1) i częściowej (2) awarii układu napędowego podczas opadania skośnego

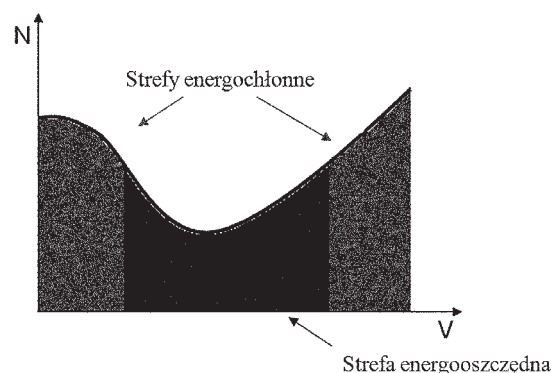
Sytuacja diametralnie się odwróciła. Zasympulowany powyżej stan charakteryzuje się tym, że moc niezbędna jest ujemna a więc układ pobiera energię z otoczenia. Moc rozporządzalna jest w tej sytuacji wykorzystywana nie do napędu wirnika nośnego lecz do jego wyhamowywania. Po ustaniu moc z silników energia przepływającej przez wirnik strugi powietrza przenosi się na łopaty wirnika powodując jego rozkręcanie. W takim stanie występuje też zagrożenie związane z brakiem reakcji pilota. Nadmierne rozkręcenie wirnika spowodować może przekroczenie granicznie dopuszczalnych obciążeń wirnika w wyniku wzrostu sił odśrodkowych.

4. REAKCJE PILOTA PO AWARII UKŁADU NAPĘDOWEGO

Po awarii napędu, pierwszym objawem deficytu mocy jest, przedstawiony w poprzednim punkcie, spadek prędkości obrotowej wirnika nośnego. Zakres tych zmian jest ograniczony obustronnie. Maksymalny spadek prędkości ogranicza zjawisko oderwania opływu na łopatach. Minimalny spadek natomiast ograniczony jest czasem reakcji pilota. Czas ten zależy od wielu czynników. Przede wszystkim zależy on od psychologicznych uwarunkowań pilota. Nie bez znaczenia jest też stan lotu w którym doszło do awarii. Najdłuższy czas reakcji zakłada się wówczas, gdy śmigłowiec leci na większych wysokościach. Przyjmuje się, że czas ten wynosi 1-2 sekundy. Znacznie krótszy czas występuje, gdy śmigłowiec leci blisko ziemi. Wtedy pilot jest bardziej skoncentrowany na precyzyjnym pilotażu i bardzo szybko wychwytuje różne nieprawidłowości w jego stanie lotu. Czas reakcji w takich przypadkach można przyjąć nawet poniżej 0.5 sekundy.

Pilot ma do dyspozycji cztery kanały sterowania przy czym żaden z nich nie jest bezpośrednio odpowiedzialny za sterowanie energią. Oznacza to, że kontrolowanie przepływu energii możliwe jest na drodze pośredniej poprzez wykorzystanie dostępnych kanałów w odpowiedniej proporcji i tempie.

W wybraniu odpowiedniej taktyki przeprowadzenia manewru bezpieczeństwa niezwykle ważna jest znajomość rozkładu mocy w funkcji prędkości lotu.



Rys. 4.1. Przykładowy rozkład stref energochłonnych i energooszczędnych

Na rysunku 4.1 zewnętrzne zakresy krzywej mocy oznaczają strefy energochłonne. W strefach tych (tj. w lotach przy bardzo małych lub dużych prędkościach postępowych) pobór mocy jest najwyższy. Jeżeli w czasie awarii parametry lotu śmigłowca znajdują się w zakresie tych stref oraz na lub

powyżej krzywej UHV, pierwszą reakcją pilota powinna „ucieczka” w strefę energooszczędną tak aby możliwie najwolniej wykorzystywać energie pochodzące ze źródeł alternatywnych. Przykładowo, jeżeli awaria układu napędowego nastąpiłaby w zawisie na wysokości 500 m nad powierzchnią Ziemi, działanie pilota powinno polegać na zmniejszeniu skoku ogólnego (spadek mocy indukowanej) oraz na pochyleniu tarczy sterującej do przodu co pozwoli na rozpędzenie śmigłowca i przejście do obszarów o mniejszym poborze mocy. W miarę zbliżania się do powierzchni pilot powinien zadrzeć nieco nos śmigłowca, poderwać, wyrównać i przyziemić. W przypadku awarii w locie odbywającym się w pobliżu dolnej granicy strefy H-V, reakcja powinna polegać na zwiększeniu skoku ogólnego w celu rozpoczęcia hamowania i niewielkie zadarcie śmigłowca. Natomiast w pobliżu prędkościowej granicy strefy niebezpiecznej kolejne fazy obejmują zadarcie śmigłowca i utrzymywanie lotu z niewielkim opadaniem, aż do wyhamowania do prędkości umożliwiającej po wyrównaniu i poderwaniu, przyziemienie.

Zbliżone reakcje wstępują w przypadku awarii jednego silnika. Gdy zostaje podjęta decyzja o kontynuacji lotu należy zbliżyć prędkość postępową do prędkości optymalnego wznoszenia w warunkach OEI. Uzyskuje się to zarówno poprzez rozpędzanie jak i hamowanie w zależności od wielkości prędkości początkowej.

Oczywiście przytoczone sposoby reagowania w sytuacjach awaryjnych dotyczą jedynie sytuacji gdy śmigłowiec znajduje się poza granicami stref H-V. Wewnątrz tych stref, po awarii zespołu napędowego występuje deficyt bilansu mocy i żadna reakcja pilota nie będzie skuteczna. Zadaniem pilota może być w tym momencie dążenie do możliwie maksymalnego zredukowania prędkości opadania i przeprowadzenia kontrolowanego rozbiegania.

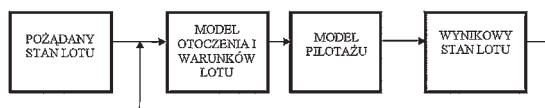
5. ZAŁOŻENIA MODELU SYMULACYJNEGO LOTU ŚMIGŁOWCA PO AWARII NAPĘDU

Podstawą do wykonania analizy symulacyjnej jest odpowiedni model obliczeniowy śmigłowca. Przyjęto następujące założenia. Zastosowano podział układu na trzy części:

- nieodkształcalny kadłub który obciążony jest siłami masowymi, aerodynamicznymi oraz oddziaływaniami od wirnika nośnego i śmigła ogonowego,
- obracający się wirnik nośny i ogonowy odwzorowany jako dysk aktywny.

5.1. Zamknięty układ rozwiązania modelu obliczeniowego

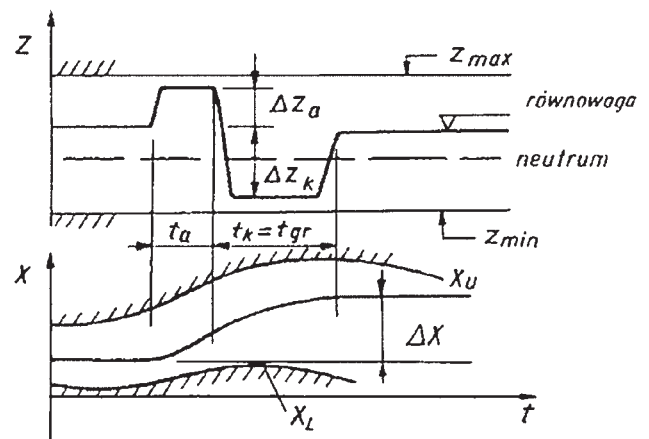
Istnieje wiele sposobów rozwiązania równań ruchu śmigłowca. W pracy zastosowano dwa z nich. Pierwszy sposób polega na tym, że do modelu obliczeniowego dodany został model pilotażu który realizuje z góry ustalone funkcje sterowania w taki sposób, aby stan lotu zbliżył się możliwie dokładnie do stanu pożądanego. Schematycznie rozwiązanie to może być przedstawione w następujący sposób:



Rys. 5.1. Sposób rozwiązania ruchu śmigłowca w układzie zamkniętym

Taki sposób rozwiązania jest układem zamkniętym. W modelu przeprowadzane są obliczenia kolejnych wartości parametrów stanu lotu w oparciu o założone kroki czasowe. Uwzględnione muszą być tutaj ograniczenia zarówno modelu sterowania jak i modelu lotu śmigłowca. Sam model obliczeniowy ma za zadanie utrzymywać wektor stanu wewnątrz przyjętych granic. Układ taki pozwala sprawdzić, jakie wielkości funkcji sterowania należy przyjąć, aby uzyskać zakładany wynik rozwiązania równań ruchu.

W modelu pilotażu występuje pewien charakterystyczny sposób sterowania. Sposób ten opisany jest tzw. impulsem akcyjnym. Impuls ten powoduje zmianę wektora stanu w pożądanym kierunku. Uzyskanieżądanego przyrostu wektora stanu wymaga zastosowania impulsu kontrującego. Schemat typowego działania pilota w celu zmiany wektora stanu lotu został przedstawiony na rysunku 5.2.

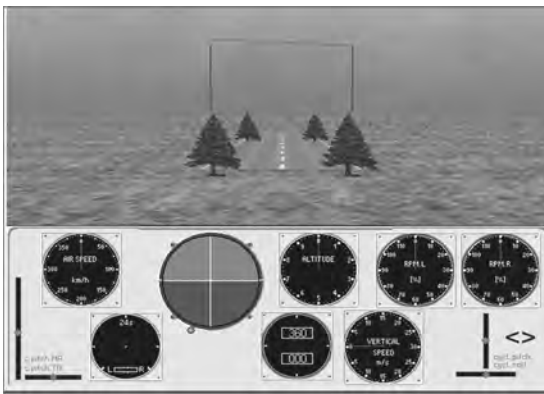


Rys. 5.2. Schemat typowego działania pilota w celu zmiany poziomu wektora stanu na żądaną wielkość [8]

5.2. Otwarty układ rozwiązania modelu obliczeniowego

Drugim z wykorzystywanych układów jest układ z wykorzystaniem symulatora lotu. Jest to otwarty sposób rozwiązywania równań a ciąg obliczeniowy zamyka operator (pilot) który w oparciu o obserwację otoczenia oraz wskazania przyrządów samodzielnie dobiera funkcje sterowania tak, aby uzyskać pożądaną stan lotu.

Symulator pozwala na kontrolowanie parametrów lotu w czasie rzeczywistym przy wykorzystaniu elementów sterowania zbliżonych do rzeczywistych. Podstawową trudnością przy wykorzystaniu tego typu symulatorów jest konieczność opanowania symulatora lub, mówiąc inaczej, nauczenie się latania modelem cyfrowym śmigłowca. Oczywiście lot symulatorem jest inny niż pilotowanie rzeczywistego śmigłowca. Podstawową różnicą (z punktu widzenia pilota/operatora) jest fakt, że użytkownik symulatora (zastosowanego do przeprowadzenia badań) nie jest w stanie odczuwać zmian przyspieszeń jakie działających na układ. Uproszczony jest też sam model lotu który umożliwia odwzorowywanie reakcji śmigłowca na położenie układów sterowania ale z drugiej strony (po odpowiednim wprowadzeniu danych) zwalnia pilota od ciągłego „stabilizowania” lotu. Istnieje również możliwość ustawienia lotu tylko w płaszczyźnie symetrii śmigłowca co w dużym stopniu ułatwia badanie profilu lotu nie zaburzonego ewentualnymi odchyłkami od zamierzonego kierunku lotu.



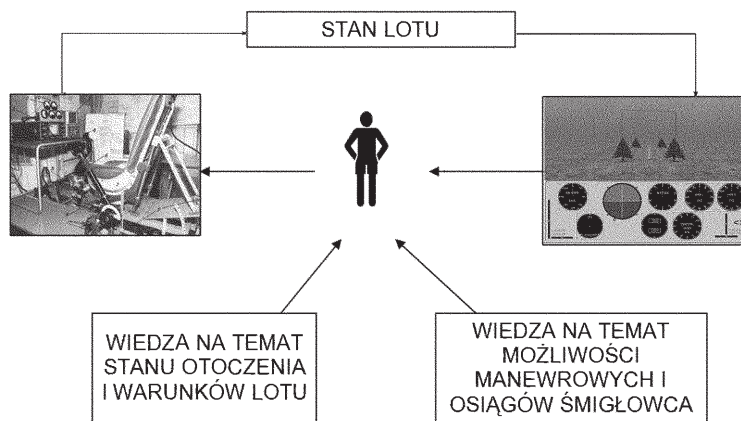
Rys. 5.3. Stanowiska laboratoryjne czasu rzeczywistego (symulator badawczy): a) z analogowym zobrazowaniem ruchu IFR; b) z komputerowym odwzorowaniem tablicy przyrządów i widoku pozakabinowego, c) w układzie sterowanym z joystickiem

Widok takiego symulatora przedstawiono na rysunku 5.3. Na rysunku 5.3a, pokazano pierwotną wersję symulatora (IFR), gdzie informacje o stanie lotu przekazywane były ze wskaźników analogowych (imitatory przyrządów napędzane elektrycznie). Na rysunku 5.3b, zaprezentowano symulator badawczy nowszego typu, z komputerowo generowanym obrazem widoku pozakabinowego i tablicy przyrządów z systemem imitatora diagnostyki pokładowej i osłoną pilota w celu odizolowania otoczenia z pola widzenia pilota. Na rysunku 5.3c – pokazano ekran symulatora sterowany joystickiem możliwy do zainstalowania na PC.

Opis elementów symulatorów: przyrządy do lotu IFR 1 – prędkościomierz, wariometr, obrotomierz itp., 2 – wskaźnik zintegrowany IFR/VFR. 3 – ekran zobrazowania widoku pozakabinowego do lotów VFR. Układy sterowania kon-

wencjonalnego: 4 – drążek, 5 – pedały, 6 – dźwignia skoku ogólnego. Elementy stanowiska do badań ergonomicznych: 7 – regulacja foteli, 8 – imitatory sił sterowania, 9 – dźwignie regulacji geometrii stanowiska. Elementy systemów diagnostycznych: 10 – w kabine pilota, 11 – układu naziemnego. Stanowisko badań nowych układów sterowania 12 – np. sterownik burtowy zintegrowany ($\vartheta_x, \vartheta_y, \vartheta_o, \vartheta_{ot}$ – skok cykliczny przechylenia i pochylenia, skok ogólny i skok śmigła ogonowego), 13 – osłona operatora. Układ taki może służyć, poza standardowym wyznaczaniem wektora stanu z zależności od regulowanego na bieżąco wektora sterowania, do sprawdzania możliwości (ograniczeń) pilota w kwestii tempa sterowania czy czasu reakcji na zmiany w parametrach lotu.

Schematycznie proces ten wygląda następująco:



Rys. 5.4. Sposób rozwiązania ruchu śmigłowca w układzie otwartym

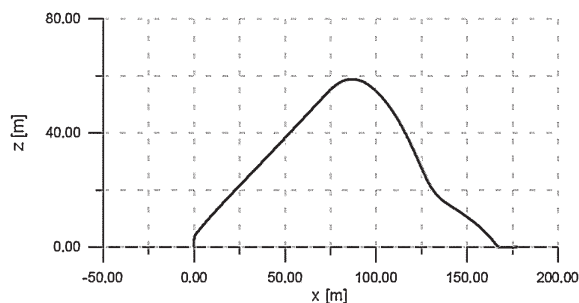
6. AWARIE NAPĘDU W WYBRANYCH STANACH LOTU

Awaryjne napędy są sytuacjami w których najlepiej widać zmiany w układzie energetycznym śmigłowca. Przebadano trzy podstawowe stany w cyklu lotu śmigłowca:

- start z rozpędzaniem,
- lot na stałej wysokości,
- zniżanie.

Jako, że zawis jest szczególnym stanem lotu charakterystycznym dla śmigłowców przebadany zostanie on w następnym podrozdziale. Każdy z przypadków zostanie zanalizowany zarówno w warunkach AEI jak i OEI. Metoda analizy polegała na użyciu symulatora lotu wykonanego na podstawie modelu opisanego w poprzednim punkcie. Przeprowadzenie manewrów odbywało się w oparciu o powszechnie znane zasady reagowania w sytuacjach awaryjnych.

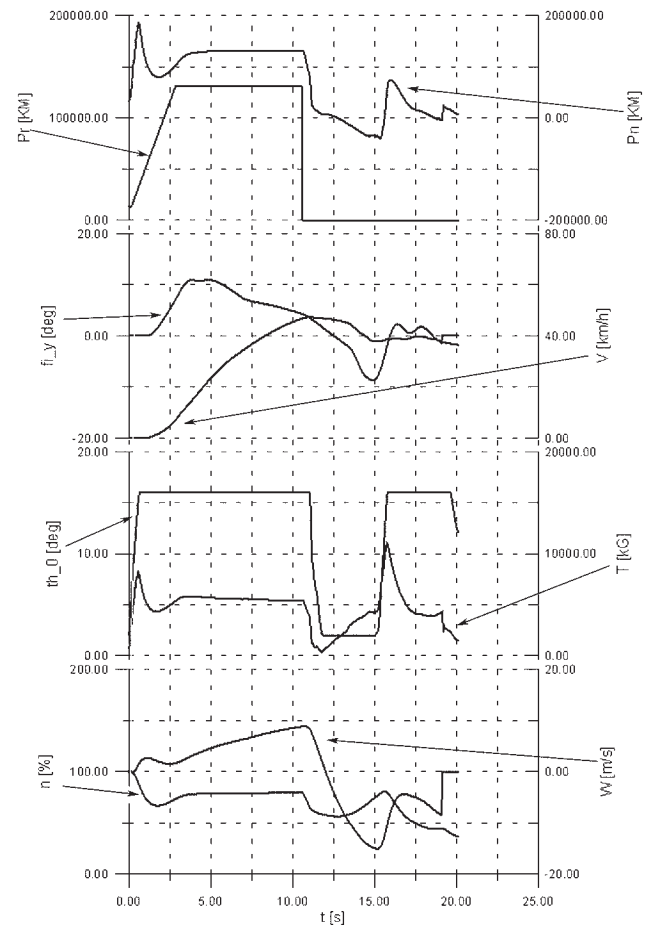
Pierwszym przebadanym stanem lotu był start. Zmiany parametrów zarejestrowane przy pomocy symulatora przedstawiono na rysunku 6.1 i 6.2. W symulatorze użyto modelu odzwierciedlającego śmigłowca W-3 o masie całkowitej 5000 kg. Lot rejestrowany był od momentu postoju na Ziemi aż do chwili zakończenia manewru lądowania autorotacyjnego. Poniższy rysunek przedstawia tor lotu przerwany awarią dwóch silników. Widać wyraźnie moment wyłączenia się silników co naturalnie skutkuje gwałtownym przerwaniem wznoszenia i przejście do opadania.



Rys. 6.1. Tor lotu po całkowitej awarii napędu w trakcie startu skośnego

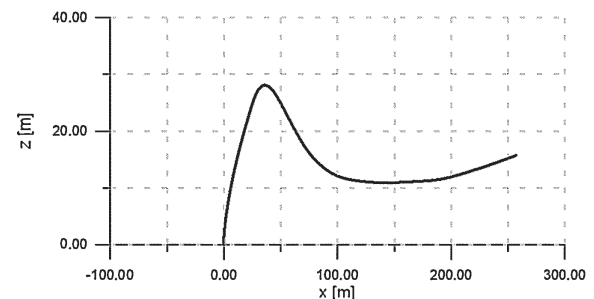
Zmiany parametrów lotu pokazano na rysunku 6.2. Na wykresie mocy rozporządzałnej można zauważyć, że utrata jej nastąpiła po 10 sekundzie startu. Należy zwrócić uwagę, że stan lotu w którym nastąpiła awaria był stanem bardzo energochłonnym co widać chociażby po wykresie mocy niezbędnej. Zasadniczą reakcją w tym momencie było zmniejszenie skoku ogólnego w celu zahamowania spadku prędkości obrotowej wirnika. Prędkość ta spadła do 65% (co jest już niebezpiecznym zakresem) ale zaraz po powstrzymaniu dalszego zwalniania wirnik zaczął się rozkręcać pobierając energię od otoczenia. Potwierdza to fakt, że moc niezbędna w tym zakresie czasu przyjmuje wartości ujemne. Częściowo odzyskana energia kinetyczna inercyjnego układu wirnika nośnego została następnie zużyta na wykonanie manewru przyziemienia. Należy zaznaczyć, że prawidłowe „wycucie” wysokości w symulatorze stwarza pewne problemy stąd warunki w jakich odbywało się samo lądowanie nie zawsze może zagwarantować w rzeczywistości bezpieczne lądowanie. Mimo to przedmiotem badań jest zbadanie gospodarki energetycznej bezpośrednio po awarii i ewentualnie w pierwszych chwilach manewru bezpieczeństwa bądź odlotu śmigłowca. Ważne jest aby uzyskać wymagane

parametry lotu niezbędne do wykonania przyziemienia. W tej sytuacji udało się uzyskać prędkość obrotową wirnika na poziomie 90%. Ponadto w chwili (przedwczesnego) rozpoczęcia wykonywania przyziemienia śmigłowca posiadał jeszcze zapas zarówno energii potencjalnej jak i kinetycznej ruchu postępowego.



Rys. 6.2. Zmiany parametrów lotu po całkowitej awarii napędu w trakcie startu skośnego

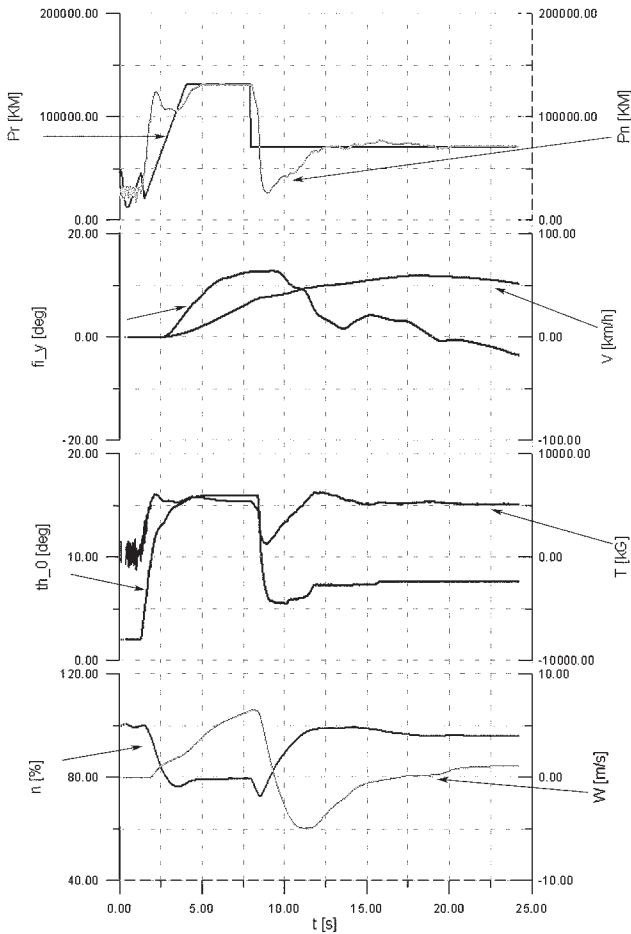
Przeanalizowano również podobny przypadek z tą różnicą, że awarii ulega tylko jeden silnik zachowując połowę mocy rozporządzałnej. Różnicę widać już po profilu lotu śmigłowca. W tej sytuacji po spadku mocy także śmigłowca zaczął tracić wysokość lecz w chwili po tym udało się przejść do lotu na niewielkim wznoszeniu co pozwoliło na odlot.



Rys. 6.3. Tor lotu po częściowej awarii napędu w trakcie startu skośnego

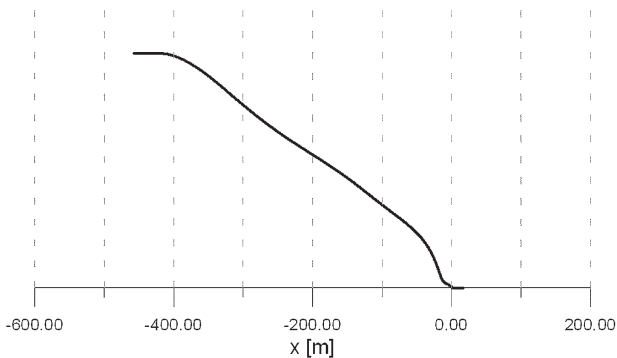
Analizując zmiany parametrów można stwierdzić, że reakcje w sterowaniu były w tym przypadku analogiczne do sytuacji omówionej poprzednio. Po zrzućeniu skoku ogólnego widać wyraźny spadek mocy niezbędnej poniżej wartości zerowej co świadczy o gwałtownej zmianie części

energii potencjalnej i kinetycznej na energię ruchu obrotowego wirnika. Intensywność tego zjawiska i końcowa prędkość obrotowa na poziomie 100% świadczy o tym, że manewr ten można byłoby zmodyfikować aby odlot przeprowadzić przy mniejszej prędkości obrotowej.



Rys. 6.4. Zmiany parametrów lotu po częściowej awarii napędu w trakcie startu skośnego

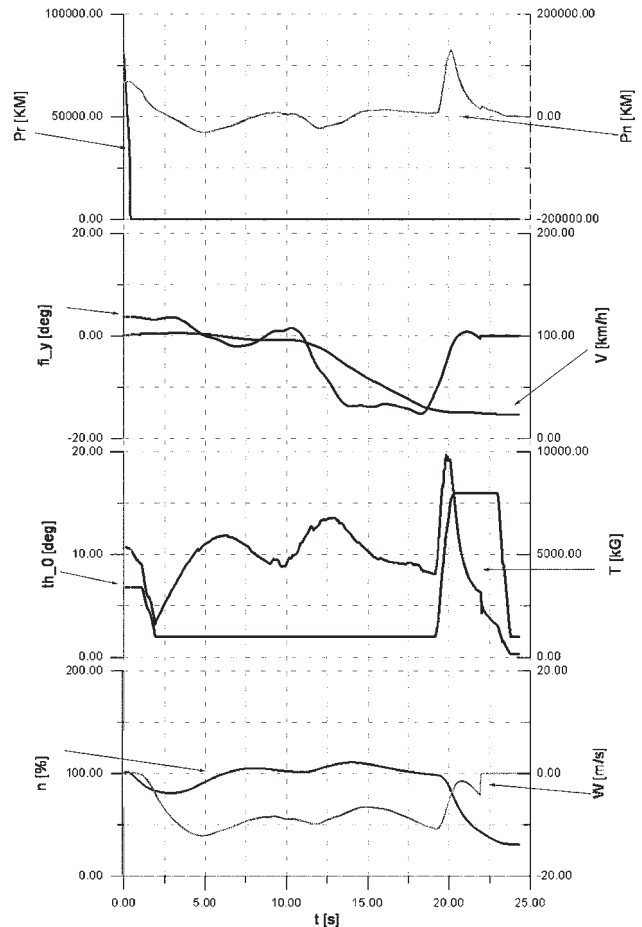
Jako kolejny przypadek zostanie omówiona awaria obydwu silników w locie poziomym z prędkością 100 km/h. Poniższy rysunek przedstawia tor lotu jaki został zarejestrowany przez symulator. Rejestrator został włączony na około 1 sekundę przed awarią co widać na wykresie jako fragment linii prostej.



Rys. 6.5. Tor lotu po całkowitej awarii napędu w trakcie lotu poziomego

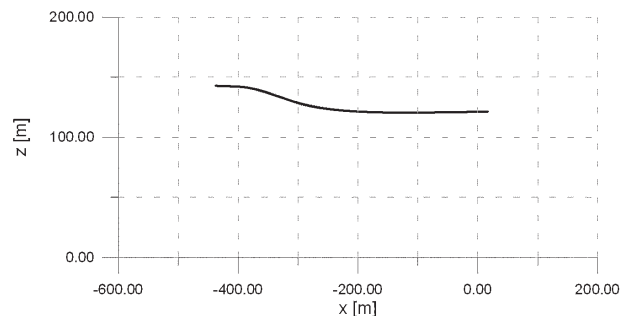
Na rysunku 6.6 przedstawiono zmiany parametrów lotu w trakcie tej sytuacji. Moment awarii pokazuje całkowity spadek mocy rozporządzalnej. Wykresy poniższe pokazują

wyraźnie proces sterowania energią. Zmniejszenie skoku ogólnego powstrzymuje zwalnianie wirnika nośnego i śmigłowiec przechodzi w stan autorotacji. O tym, że spełniony jest bilans energetyczny świadczy fakt, że krzywa mocy niezbędnej oscyluje wokół wartości zerowej. Oznacza to, iż energia sekundowa pobierana z alternatywnych źródeł jest w całości przekształcana na moc niezbędną do utrzymywania lotu autorotacyjnego. Gwałtowny skok tej mocy pod koniec wykonywania manewru bezpieczeństwa jest spowodowany zwiększonym skokiem ogólnym w celu wyhamowania prędkości opadania. Prędkość postępową jest sukcesywnie wytracana w czasie całego manewru a tracona przy tym energia kinetyczna kumulowana jest (z pewnymi stratami) w obracającym się wirniku.



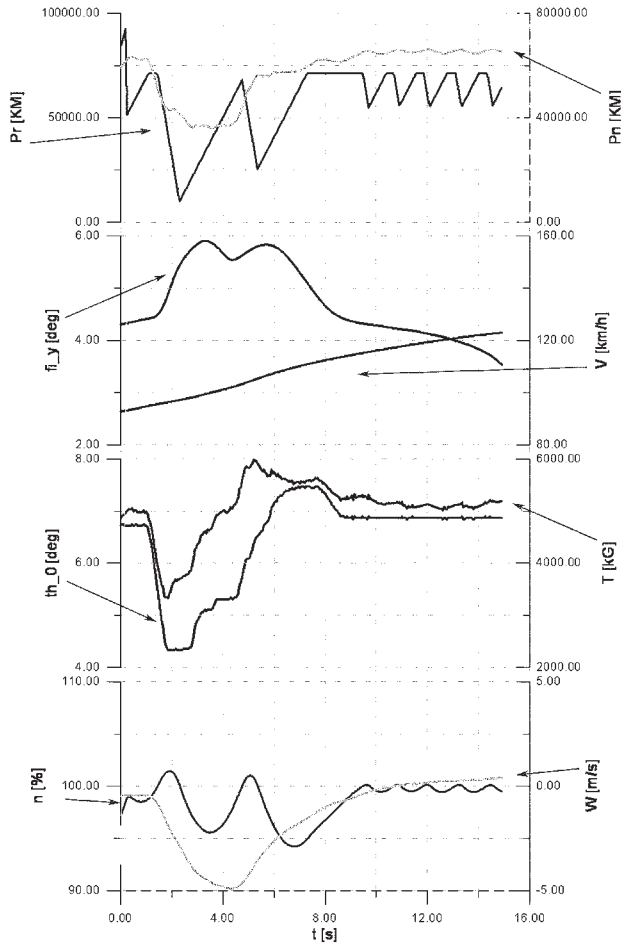
Rys. 6.6. Zmiany parametrów po awarii napędu w trakcie lotu poziomego

Podobnie jak w przypadku startu tak i tu zanalizowana zostanie również sytuacja, w której wyłączeniu ulega jeden silnik.



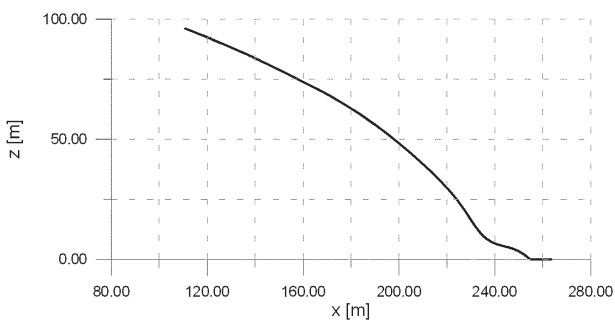
Rys. 6.7. Tor lotu po częściowej awarii napędu w trakcie lotu poziomego

Widać tu, że wyłączenie silnika w locie poziomym z prędkością 100 km/h powoduje jedynie lekkie (około 15 metrowe) przniżenie. Porównując rysunek 6.8 z parametrami pokazanymi na rysunku 6.6 należy w pierwszej kolejności zwrócić uwagę na fakt, iż zmiany pewnych wielkości mają nieco inny rząd wielkości co na automatycznie wykonanym wykresie spowodowało przeskalowanie osi. Widać, że mimo dużego ugięcia linii obrazującej prędkość obrotową wirnika nośnego wielkość ta spada jedynie o 6% co jest zmianą stosunkowo niewielką i łatwą do odbudowania. Prawdopodobnie, kosztem utraty większej wysokości spadek obrotów wirnika można by w praktyce zredukować do 3÷4%. Po ustabilizowaniu się parametrów lotu możliwe było kontynuowanie lotu przy warunkach początkowych.



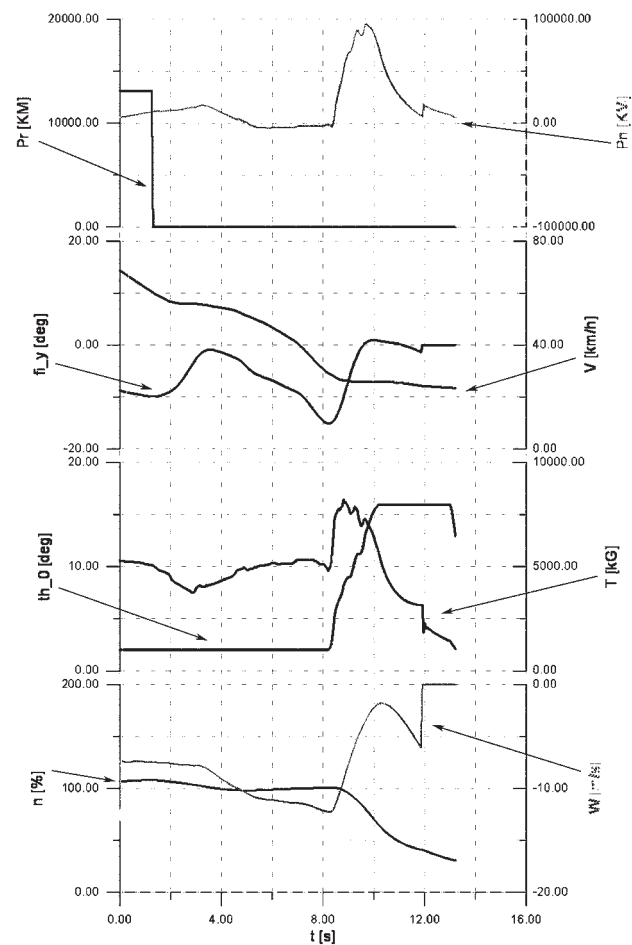
Rys. 6.8. Zmiany parametrów po częściowej awarii napędu w trakcie lotu poziomego

Jako kolejny przypadek przeanalizowano sytuację awarii napędu w chwili zniżania skośnego.



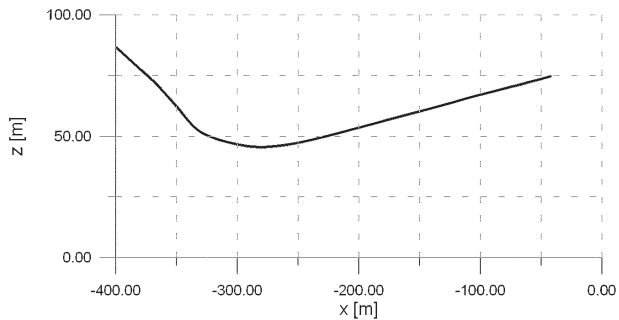
Rys. 6.9. Tor lotu po całkowitej awarii napędu w trakcie zniżania skośnego

Bazując na poprzednich analizach, przebieg toru lotu ma przewidywalny kształt. Bardziej interesujące pod kątem badań jest prześledzenie zmian rejestrowanych parametrów lotu pokazanych na rysunku 6.10. Awaria napędu nastąpiła w chwili wyhamowywania a więc już w tej chwili śmigłowiec pobierał energię od otoczenia. Jak widać z wykresu, fakt całkowitego spadku mocy nie wpłynął nawet na prędkość obrotową wirnika nośnego. Reakcją pilota w tej sytuacji było obniżenie nosa śmigłowca w celu zmniejszenia wartości opóźnienia z jakim się on poruszał. Ważne było aby prędkość postępową nie spadła do zbyt niskiej wartości co w konsekwencji spowodowałoby przejście do stref energochłonnych opisanych w poprzednich punktach. Manewr ten pozwolił na sukcesywne wykorzystywanie energii kinetycznej na poczet mocy niezbędnej. Dzięki temu zgromadzona w dostatecznej ilości energia inercyjnego układu wirnika umożliwiła wykonanie manewry przyziemienia.



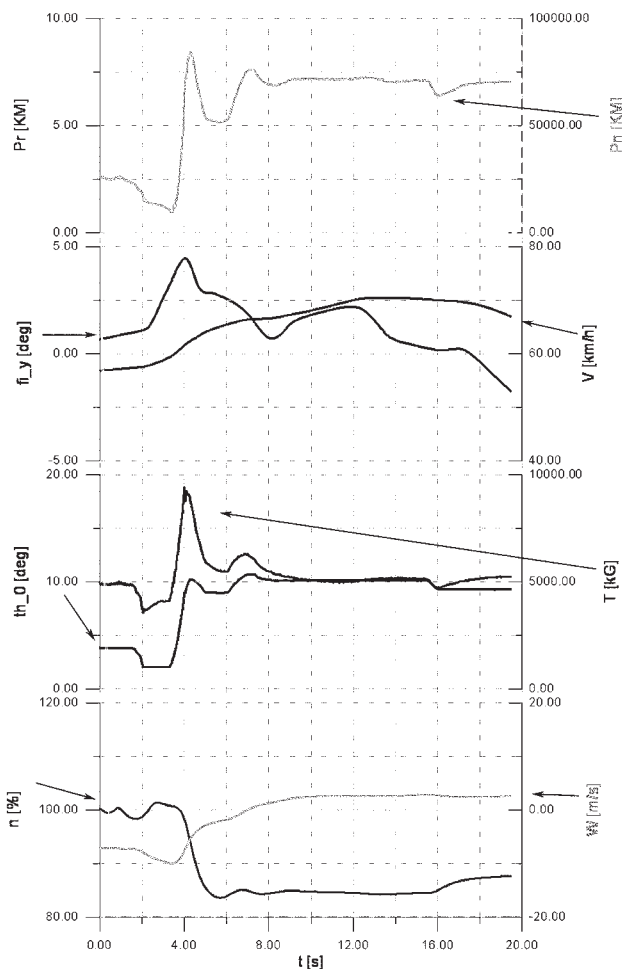
Rys. 6.10. Zmiany parametrów po całkowitej awarii napędu w trakcie zniżania skośnego

Trzymając się przyjętego schematu analizie poddano taki sam przypadek z tą różnicą, że moc rozporządzalna z silników spadła do połowy swojej wartości początkowej.



Rys. 6.11. Tor lotu po częściowej awarii napędu w trakcie zniżania skośnego

Jak widać, po wystąpieniu awarii pilot zdecydował się przerwać manewr zniżania i wykonać odlot na jednym silniku. W zarejestrowanych parametrach (rys. 6.12) widać, że tak jak przy całkowitej awarii napędu prędkość obrotowa wirnika praktycznie nie uległa zmianie. Reakcją w tym przypadku było zwiększenie skoku ogólnego i pochylenie śmigłowca co w konsekwencji umożliwiło bezpieczny odlot.



Rys. 6.12. Zmiany parametrów po częściowej awarii napędu w trakcie zniżania skośnego

7. WNIOSKI

W wyniku doświadczeń z eksploatacji, awarii układów napędowych nie da się uniknąć. Wprawdzie prace prowadzone przez inżynierów dążą do tego, aby awaryjność podzespołów i zespołów statków powietrznych była zerowa, to jednak przy takim stopniu skomplikowania konstrukcji

pewien współczynnik niezawodności jest niunikniony. Ma na to wpływ nie tylko sama konstrukcja ale i sposób jej użytkowania nie zawsze zależny od producenta sprzętu a tym samym i od konstruktora.

Zatem aby podnieść bezpieczeństwo użytkowania statków powietrznych rozwinięcie adekwatnych procedur awaryjnych jest niezbędne.

Śmigłowiec jest złożonym układem pod kątem opisu energetycznego a jego sterowanie polega na stałym utrzymywaniu bilansu mocy na odpowiednim poziomie. Sterowanie energią może odbywać się w sposób gwałtowny poprzez zmianę wektora ciągu lub w sposób mniej dynamiczny kontrolując prędkość postępową układu. Wybór danego sposobu sterowania zależy od stanu lotu śmigłowca. Po całkowitej awarii napędu w zawisie rozpędzenie śmigłowca do osiągnięcia stanu energooszczędnego trwałoby zbyt długo. Tak więc w tej sytuacji zmniejszenie mocy niezbędnej odbywać powinno się jedynie na drodze odciążenia układu siłą ciągu poprzez zmniejszenie skoku ogólnego. Dopiero w dalszej chwili pochylając tarczę sterującą można rozpędzać śmigłowiec. Inaczej sytuacja wygląda na przykład w drugiej strefie energochłonnej tj. tej przy wysokich prędkościach lotu. Tu powrót do strefy energooszczędnej odbywać się powinien na drodze natychmiastowego rozpoczęcia zmniejszenia prędkości lotu. Tu wspomniano także o ograniczeniach czasowych, którymi obłożony jest moment podjęcia i zrealizowania decyzji o ewentualnym przebiegu manewru bezpieczeństwa. Minimalny czas ten uwarunkowany jest zdolnościami psychologicznymi pilota i związanych z nimi refleksami i umiejętności rozpoznawania sytuacji. Maksymalne ograniczenie stanowi wirnik nośny który po odjęciu mocy rozporządzalnej zaczyna (w większości sytuacji) tracić swoją energię.

Energia kinetyczna inercyjnego układu wirnika ma swoje granice i dobrze, by w chwili wystąpienia awarii energia ta była na możliwe maksymalnym poziomie. Jednak rozpędzanie wirnika w manewrze bezpieczeństwa OEI do górnych granic nie zawsze jest celowe. Bardziej „opłacalne” jest utrzymywanie prędkości katowej wirnika jedynie w bezpiecznym marginesie od granicy dolnej. Pozwala to na obniżenie mocy niezbędnej do lotu. W przypadku awarii całego napędu powinno się odzyskiwać prędkości obrotowe ze względu na potrzebę zakumulowania energii wirnika przed fazą poderwania.

Do analiz symulacyjnych użyto dwóch różnych sposobów rozwiązywania równań ruchu. Wykorzystano analizy w układzie otwartym i zamkniętym. Każdy z tych sposobów posiadał swoje zalety i wady. Zaletą układu zamkniętego było to, że model był prowadzony dokładnie tak, jak założony schemat sterowania. Cechą pozytywną tej metody jest również fakt, że obliczenia odbywają się w przyspieszonej skali czasu. Rodzi to jednak pewną wadę polegającą na tym, że operator nie ma możliwości wprowadzania ewentualnych korekt w czasie procesu rozwiązywania kolejnych kroków czasowych. Negatywnymi aspektami w tym procesie jest również to, że model sterowania zaprogramowany jest w oparciu o jednoznacznie przyjęte sposoby i tempa sterowania jak i czas reakcji.

Otwarty proces sterowania jest zamykany przez operatora-pilota, który ma wpływ na proces sterowania w czasie rzeczywistym. Wówczas sposoby prowadzenia śmigłowca są na bieżąco modyfikowane i dostosowywane do aktualnego

stanu lotu. Również czas reakcji po awarii układu napędowego nie jest tu wielkością stałą a zależną od osoby przeprowadzającej analizę. Wadą tego sposobu rozwiązywania modelu obliczeniowego jest mała powtarzalność wyników symulacji, która w dużej mierze zależy od zdolności i stopnia wytrenowania pilota.

Wprawdzie obie metody opierają się na ściśle określonych i potwierdzonych zjawiskach fizycznych to jednak wyniki są jedynie danymi wyjściowymi z analiz numerycznych i ich wartości mogą mieć mniejsze lub większe odstępstwa od rzeczywistości. Do wyników należy zatem podchodzić z pewną dozą krytyki. Mimo wszystko, wyniki obliczeń odwzorowują stan rzeczywisty z wystarczającą dokładnością do oceny zachowania się śmigłowca w locie.

Analizując wyniki symulacji wybranych przypadków widać, jak bardzo na przebieg manewru bezpieczeństwa wpływają początkowe warunki energetyczne zależne od stanu lotu. Najbardziej gwałtowne zmiany w bilansie mocy zachodzą gdy bezpośrednio przed awarią śmigłowiec znajdował się w energochłonnym stanie lotu. W przypadku startu skośnego, spadek prędkości obrotowej wirnika nośnego był bardzo gwałtowny i pozostawiał niewiele czasu na reakcje pilota. Inaczej sytuacja wyglądała w opadaniu skośnym. Tu odpowiedź układu była odwrotna z tego powodu, że przed wyłączeniem się silników lot odbywał się przy relatywnie znikomym zapotrzebowaniu na moc niezbędną. Oznacza to, że w chwili wystąpienia awarii zmiana prędkości obrotowej wirnika nośnego była w zasadzie niezauważalna.

Dzięki analizom pokazano również odmiennosc między sytuacjami AEI oraz OEI. W przypadku częściowej awarii silników we wszystkich badanych sytuacjach śmigłowiec znajdował się powyżej krytycznego punktu decyzji (CDP – ang. Critical Decision Point). Warunki początkowe były ustawione w ten sposób, aby pokazać możliwość kontynuowania lotu na jednym silniku. W przypadku awarii poniżej CDP dalsza część lotu odbywałaby się podobnie jak w warunkach AEI.

W dalszej części przedstawiono zmiany wydatku energetycznego śmigłowca po awarii napędu przy zmieniających się, wybranych parametrach lotu. Jak napisano wcześniej, lot bezsilnikowy jest możliwy w określonych granicach prędkości kątowej wirnika nośnego. Brak rozpędzania wirnika do granic maksymalnych pozwala na bardziej optymalne wykorzystanie potencjału energetycznego śmigłowca. Manewr taki modyfikuje kształt toru lotu zwiększając tym samym margines bezpieczeństwa minięcia potencjalnych przeszkód.

Awaria w trakcie wznoszenia skośnego okazała się bardzo niebezpieczna z uwagi na to, że w pierwszej sekundzie po wyłączeniu się silników spadek prędkości kątowej wirnika był bardzo duży. Aby zapobiec przekroczeniu krytycznych parametrów reakcja pilota musiał być niemalże natychmiastowa.

Podsumowując można powiedzieć, że analizy bilansów energetycznych śmigłowców mają duże znaczenie w analizie lotu śmigłowców i odpowiednie ich wykorzystanie może przyczynić się do wzrostu bezpieczeństwa użytkownika tych maszyn. Po awarii napędu pilot jest ostatnim ogniwem, które może decydować o tym czy lot zakończy się szczęśliwie czy też statystyki zdarzeń lotniczych powiększą się o kolejny wypadek. Właściwa wiedza pilota i poziom wykształcenia mają istotny wpływ na bezpieczeństwo lotów.

Znajomość zagadnień związanych z wydatkiem energetycznym śmigłowca może znajdować odbicie nie tylko w sytuacjach, gdy układ napędowy zostanie wyłączony. Prawidłowe zgranie bilansu energetycznego może pozwolić pilotowi na obranie odpowiedniej dla niego taktyki wykonania lotu również w innych zadaniach, odmiennych od analizowanego manewru bezpieczeństwa po awarii napędu. Może też stanowić zadanie i wyzwanie dla pokładowego komputerowego systemu zarządzania lotem.

BIBLIOGRAFIA

- [1] **Federal Aviation Administration:** *Rotorcraft Flying Handbook*.
- [2] **Golon G.:** *Analiza możliwości zmniejszenia hałasu śmigłowca na przykładzie PZL W-3 Sokół*. Praca dyplomowa. Politechnika Lubelska, Lublin 2007,
- [3] **Manerowski J., Sibilski K.:** *Uproszczony model dynamiki zespołu napędowego śmigłowca*. Prace Instytutu Lotnictwa 2001, nr 165-166.
- [4] **Padfield Gareth D.:** *Dynamika lotu śmigłowców*. WKiŁ, Warszawa 1998.
- [5] **Prouty Raymond W.:** *Helicopter Performance, Stability and Control*. PWS Engineering, Boston 2001.
- [6] **Stec J.:** *Wyznaczenie stref H-V śmigłowca PZL SW-4 i porównanie z wynikami prób w locie*. Politechnika Lubelska, Lublin 2007.
- [7] **Szabelski K.:** *Wstęp do konstrukcji śmigłowców*. WKiŁ, Warszawa 2002.
- [8] **Szumański K.:** *Teoria i badania śmigłowców w ujęciu symulacyjnym*. Wydawnictwo Naukowe Instytutu Lotnictwa. Warszawa 1997.
- [9] **Witkowski R.:** *Budowa i pilotaż śmigłowców*. WKiŁ, Warszawa 1986.
- [10] **WSK PZL Świdnik:** *Zbiór protokołów z badań w locie*.
- [11] **Government U.S.:** *National Transportation Safety Board – raporty komisji badań wypadków lotniczych*.
- [12] **Stec J.:** *Badanie zmian stanu energetycznego układu śmigłowca w manewrach po awarii napędu*. Praca dyplomowa, Politechnika Lubelska, Lublin 2008.

J. Stec

INVESTIGATIONS OF THE HELICOPTER SYSTEM
ENERGY STATE CHANGES IN THE MANEUVERS
AFTER PROPULSION SYSTEM FAILURE

Summary

Publication contains descriptions of the problems related with the energy shapes in the helicopter in flight system after the damage of propulsion system. It also presents the possibilities and the ways to use each form as well as their impact on the quality of the use of safety maneuvers. Investigations were carried out by simulation methods with utilisation of the computer software.

Я. Стец

ИССЛЕДОВАНИЯ ИЗМЕНЕНИЙ
ЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ
ВЕРТОЛЁТА В МАНЁВРАХ ПОСЛЕ АВАРИИ
СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

Резюме

Публикация содержит описание проблематики связанной с видами энергии в системе вертолёт в полёте после аварии силовой установки. Представлены также возможности и способы использования определенных видов энергии и влияние их использования на качество выполнения манёвров безопасности. Исследования проводились методом симуляции с использованием компьютерной программы.