

MODYFIKACJA TECHNIKI PILOTAŻU PODCZAS LĄDOWAŃ AUTOROTACYJNYCH ŚMIGŁOWCA PZL SW-4

mgr inż. pil. doświadczalny **Leszek PAWUŁA**
PZL Świdnik S.A.

Podstawowym przeznaczeniem śmigłowca PZL SW-4 jest szkolenie pilotów, na śmigłowcach jednosilnikowych lądowania autorotacyjne są jednym z podstawowych elementów tego szkolenia. Z tego też powodu producent musi dążyć do wypracowania takiej procedury lądowania autorotacyjnego, aby była ona możliwie prosta, powtarzalna i z odpowiednimi marginesami bezpieczeństwa. Podczas V Forum Wiroplątowego przedstawiono technikę lądowania autorotacyjnego wypracowaną na etapie prób certyfikacyjnych (fabrycznych). W bieżącym roku zostały przeprowadzone dodatkowe próby śmigłowca PZL SW-4, mające na celu modyfikację tej techniki. Ponad 220 lądowań autorotacyjnych („hot autorotation”) zrealizowanych przez dwóch pilotów doświadczalnych PZL Świdnik w ramach tych prób pozwoliło na wypracowanie zmodyfikowanej procedury lądowań autorotacyjnych uproszczonej w stosunku do poprzedniej i dającej większą powtarzalność trajektorii lądowania, a także większe marginesy na możliwość popełnienia błędu przez szkolonego pilota. Wyniki tych prób doprowadziły do zmiany procedury lądowania autorotacyjnego po całkowitej utracie napędu zamieszczonej w „Instrukcji Użytkowania w Locie”. Przebieg i wyniki powyższych prób są przedmiotem artykułu.

1. WSTĘP

Na etapie prób certyfikacyjnych śmigłowca PZL SW-4 udowodniono, że spełnia on wymagania dotyczące lądowania wykonywanego bez napędu, określone w przepisach JAR 27, w paragrafie 27.75. Jednym z określonych w przepisach wymagań jest, by wiropląt był w stanie wykonać lądowanie bez wymagania wyjątkowej zręczności pilotowania lub wyjątkowo korzystnych warunków.



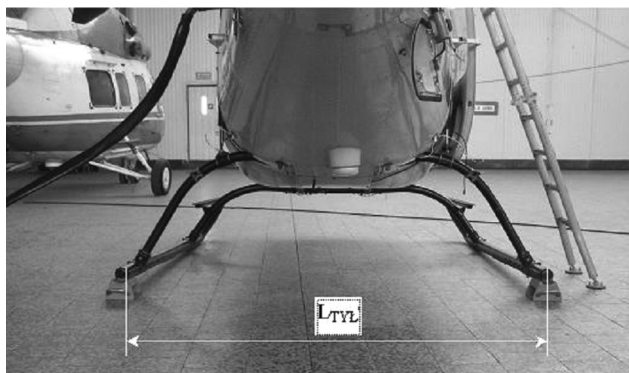
Rys. 1. Śmigłowiec SW-4

Jednak w przypadku śmigłowca, którego jednym z głównych zastosowań będzie podstawowe szkolenie pilotów, jego producent nie może się zadowolić jedynie spełnieniem wymogu przepisów. Na śmigłowcach jednosilnikowych lądowania autorotacyjne są jednym z fundamentalnych elementów tego szkolenia. Z tego też powodu producent musi dążyć do wypracowania takiej procedury lądowania autorotacyjnego, którą szkolony pilot-uczeń będzie w stanie wykonać na etapie szkolenia podstawowego. Powinna ona być możliwie prosta i powinna zapewniać odpowiednie marginesy bezpieczeństwa, ze sporą tolerancją na niedokładne utrzymywanie parametrów lotu przez początkującego pilota.

Podczas V Forum Wiroplątowego przedstawiono technikę lądowania autorotacyjnego wypracowaną na etapie prób certyfikacyjnych (fabrycznych). W roku 2005 zostały przeprowadzone dodatkowe próby śmigłowca PZL SW-4, mające na celu modyfikację tej techniki. Ponad 220 lądowań autorotacyjnych („hot autorotation”) zrealizowanych przez dwóch pilotów doświadczalnych PZL-Świdnik w ramach tych prób pozwoliło na wypracowanie zmodyfikowanej procedury lądowań autorotacyjnych, uproszczonej w stosunku do poprzedniej i dającej większą powtarzalność trajektorii lądowania, a także większe marginesy na możliwość popełnienia błędu przez szkolonego pilota. Wyniki tych prób doprowadziły do zmiany procedury lądowania autorotacyjnego po całkowitej utracie napędu zamieszczonej w „Instrukcji Użytkowania w Locie”. Przebieg i wyniki powyższych prób są przedmiotem niniejszego artykułu.

2. PRZYGOTOWANIE ŚMIGŁOWCA DO PRÓB

Przed rozpoczęciem prób zmierzono rozstaw podwozia płozowego śmigłowca, w miejscach wskazanych na rysunku 2. Wyniki pomiaru zostaną porównane z wynikami takiego samego pomiaru, jaki zostanie przeprowadzony po próbach, co pozwoli określić jakiemu odkształceniu uległo podwozie w trakcie prób.



Rys. 2. Miejsca kontroli rozstawu płóz podwozia (z tyłu i z przodu)

Na rysunku 3 przedstawiono sposób mocowania pałeczki z balsy na lewym stateczniku pionowym, dla kontroli minimalnej odległości, w jakiej łopaty wirnika nośnego przechodzą nad belką ogonową, podczas lądowań autorotacyjnych. Pałeczka z balsy wystaje 20 cm powyżej krawędzi statecznika. Każde wystąpienie stanu „niskiego przejścia” łopat wirnika nośnego nad belką ogonową spowoduje oczywiście złamanie pałeczki, lecz nie grozi to uszkodzeniem łopat wirnika.

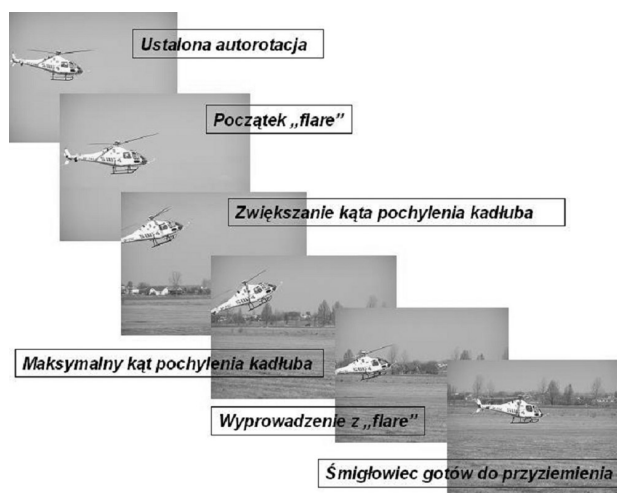


Rys. 3. Sposób mocowania pałeczki z balsy na lewym stateczniku pionowym

3. FAZY LĄDOWANIA AUTOROTACYJNEGO

Aby dokładnie zanalizować przebieg lądowania autorotacyjnego zostało ono podzielone na trzy fazy (rys. 4), z których każda jest opisywana charakterystycznymi dla niej parametrami fizycznymi. Te trzy fazy i najbardziej podstawowe parametry służące do ich opisu to:

Faza	Parametry opisujące
ustalona autorotacja	<ul style="list-style-type: none"> – prędkość obrotowa wirnika nośnego (N_R) – prędkość postępową śmigłowca (V_{IAS})
manewr hamowania prędkości – nazywany również angielskim określeniem „flare” – w manewrze tym oprócz prędkości postępowej śmigłowca zmniejszana jest również jego prędkość pionowa, a wirnik „rozkreca się” zwiększając zgromadzoną w nim energię	<ul style="list-style-type: none"> – wysokość rozpoczęcia manewru (h_b) – zmiana kąta pochylenia kadłuba ($\Delta\alpha$) – maksymalna prędkość obrotowa wirnika nośnego (N_{RMAX})
wyrównanie przed przyziemieniem i przyziemienie	<ul style="list-style-type: none"> – wysokość początku „poderwania” skoku okresowego wirnika nośnego ($h\phi$) – maksymalna wartość skoku okresowego wirnika nośnego przed przyziemieniem (ϕ_{MAX}) – kąt pochylenia kadłuba podczas przyziemienia (α) – minimalna prędkość obrotowa wirnika nośnego podczas przyziemienia (N_{RMIN}) – przeciążenie pionowe śmigłowca (n_y) – obciążenie podwozia (Q_{MAX}) – odkształcenie podwozia (L_{MAX})



Rys. 4. Fazy lądowania autorotacyjnego

4. TECHNIKA PILOTAŻU PODCZAS LĄDOWAŃ AUTOROTACYJNYCH NA ETAPIE PRÓB CERTYFIKACYJNYCH

Podczas prób certyfikacyjnych wypracowano niżej przedstawioną technikę wykonywania lądowań autorotacyjnych, która została zamieszczona w „Instrukcji Użytkownika w Locie” śmigłowca SW-4:

- ustalone opadanie autorotacyjne z prędkością $V_{IAS} = 110 \div 120$ km/h oraz z obrotami wirnika nośnego $N_R = 108\%$,
- początek manewru hamowania prędkości $h = 30 \div 25$ m ze zmianą kąta pochylenia kadłuba o $\Delta\alpha = 20^\circ$,
- początek „poderwania” dźwigni skoku ogólnego wirnika nośnego na wysokości $h = 3 \div 5$ m,
- od wysokości $h = 2 \div 3$ zmniejszanie kąta pochylenia kadłuba do wielkości minimalnej (poniżej 5°) w momencie przyziemienia.

Wykonanie lądowań powyższą techniką zademonstrowano na śmigłowcu o maksymalnej masie startowej – 1800 kg oraz z krytycznym tylnym wyważeniem podłużnym śmigłowca $x_{SM} = 500 \div 600$ mm. Przebiegi czasowe wybranych parametrów lotu oraz zbiorczą tabelę zawierającą parametry charakteryzujące technikę pilotażu podczas manewru lądowania autorotacyjnego – opracowane na podstawie danych zarejestrowanych aparaturą pomiarowo-rejestrującą podczas prób certyfikacyjnych – można znaleźć w referacie Zbigniewa Kamińskiego zamieszczonym w materiałach z V Forum Wiroplątowego.

5. MODYFIKACJA TECHNIKI PILOTAŻU PODCZAS LĄDOWAŃ AUTOROTACYJNYCH

Cele modyfikacji techniki lądowań autorotacyjnych, jakie sobie stawiano na tym etapie prób, to wypracowanie takiej techniki lądowania, która:

- zapewni „dowiezienie” dużego zapasu energii zgromadzonej w wirniku do wysokości 2÷3m nad ziemią,
- nie będzie wymagała bezwzględnego utrzymywania dużej prędkości obrotowej wirnika nośnego.

Cele te planowano osiągnąć poprzez:

- obniżenie wysokości rozpoczęcia manewru hamowania prędkości („flare”),
- wykonanie bardziej agresywnego „flare”, podczas którego kąt pochylenia kadłuba zwiększa się o $\Delta\alpha = 25\div 30^\circ$, co pozwoli uzyskać stosunkowo dużą wartość maksymalną N_R w tym manewrze,
- wytrenowanie początku zasterowania skokiem ogólnym na wysokości nie wyższej niż 3 m nad ziemią.

Próby zrealizowano w niżej przedstawionych etapach.

5.1. Lądowanie autorotacyjne ze zmodyfikowaną w stosunku do IUL procedurą przy pracy silnika na zakresie „praca automatyczna”

W związku z wnioskami wyciągniętymi na podstawie analizy wyników poprzedniego etapu prób (lądowania autorotacyjne zgodnie z procedurą zawartą w IUL) w kolejnych lotach postanowiono zmodyfikować technikę lądowania w następujący sposób:

- zmniejszono prędkość obrotową wirnika nośnego w ustalonym opadaniu autorotacyjnym z 108% do 105%,
- zmniejszono wysokość początku manewru hamowania prędkości („flare”) najpierw do 25 m, a następnie do 20 m, która okazała się optymalna,
- zwiększono kąt zadarcia nosa kadłuba podczas hamowania prędkości z 20° do $25\div 30^\circ$,
- obniżono wysokość poderwania skoku ogólnego wirnika nośnego z $5\div 3$ m do $3\div 2$ m.

Na tym etapie prób wykonano serię lądowań z dobiegiem jako imitację lądowań autorotacyjnych ze zmodyfikowaną techniką pilotażu według następującego profilu:

- na wysokości około 200 m nad płytą lotniska przy prędkości lotu $V_{IAS} = 110$ km/h i prędkości obrotowej wirnika nośnego $N_R = 100\%$ przechodzono przy użyciu dźwigni skoku ogólnego do ustalonego opadania autorotacyjnego, dźwignia rodzaju pracy (DRP) silnika pozostawała w położeniu „praca automatyczna”, utrzymywano prędkość obrotową wirnika nośnego $N_R = 105\%$, nie zmieniając prędkości postępowej,
- na wybranej wysokości (najpierw 25 m, a potem już tylko 20 m) rozpoczynano manewr hamowania poprzez zmianę kąta pochylenia śmigłowca o $25\div 30^\circ$ z odpowiednim tempem, aby nie przekraczać maksymalnej dopuszczalnej prędkości obrotowej wirnika nośnego $N_R = 115\%$,
- od wysokości $3\div 2$ m nad płytą lotniska rozpoczynano zmniejszanie prędkości pionowej przy użyciu dźwigni skoku ogólnego z takim tempem, aby w momencie przyziemienia osiągnąć minimalną prędkość pionowego opadania (przeciążenia) śmigłowca,

- przed przyziemieniem zmniejszono kąt zadarcia śmigłowca poniżej 5° ,
- po zatrzymaniu śmigłowca na ziemi zmniejszono skok ogólny wirnika nośnego do minimalnego.

Według powyższego profilu lotu dwóch pilotów doświadczalnych zrealizowało około 100 imitacji lądowań autorotacyjnych. Imitacje te dowiodły, że maksymalna prędkość obrotowa wirnika nośnego może być „dowożona” na wysokość poniżej 5 m.

5.2. Lądowania autorotacyjne ze zmodyfikowaną w stosunku do IUL procedurą przy pracy silnika na zakresie „mały gaz na ziemi” i po wyłączeniu silnika

Po zrealizowaniu około 100 imitacji lądowań autorotacyjnych z DRP w położeniu „praca automatyczna” ze zmodyfikowaną w stosunku do IUL techniką pilotażu i uzyskaniu pozytywnej opinii pilotów doświadczalnych podjęto decyzję o kontynuacji prób z pełniejszą imitacją lądowań autorotacyjnych, z przemieszczaniem DRP w położenie „mały gaz na ziemi” (MGZ), tzw. „hot autorotation”. Ze względu na małą prędkość obrotową turbiny napędowej i niewielką moc jaką dostarcza do układu transmisji mocy śmigłowca SW-4 jego silnik pracujący na zakresie MGZ, parametry manewru lądowania „hot autorotation” są praktycznie identyczne z parametrami manewru lądowania wykonanego z wyłączonym silnikiem. Dla potwierdzenia powyższego, na zakończenie prób każdy z pilotów wykonał jedno lądowanie z całkowitym wyłączeniem silnika, techniką wypracowaną w próbie.

Na tym etapie prób wykonano serię lądowań z dobiegiem jako imitację lądowań autorotacyjnych ze zmodyfikowaną techniką pilotażu według następującego profilu:

- na wysokości ok. 200 m nad płytą lotniska przy prędkości lotu $V_{IAS} = 110$ km/h i prędkości obrotowej wirnika nośnego $N_R = 100\%$ przechodzono przy użyciu dźwigni skoku ogólnego do ustalonego opadania autorotacyjnego, a następnie przestawiano DRP w położeniu MGZ i kontynuowano opadanie z wybraną prędkością obrotową wirnika nośnego (najpierw 105%, a potem także z 108% i 100%) nie zmieniając prędkości postępowej,
- na wysokości $h = 20$ m rozpoczynano manewr hamowania poprzez zmianę kąta pochylenia śmigłowca o $25\div 30^\circ$ z odpowiednim tempem, aby nie przekraczać maksymalnych dopuszczalnych obrotów wirnika nośnego $N_R = 115\%$,
- od wysokości $4\div 2$ m nad płytą lotniska rozpoczynano zmniejszanie prędkości pionowej przy użyciu dźwigni skoku ogólnego z takim tempem, aby w momencie przyziemienia osiągnąć minimalną prędkość pionowego opadania (przeciążenia) śmigłowca,
- przed przyziemieniem zmniejszono kąt zadarcia śmigłowca poniżej 5° ,
- po zatrzymaniu śmigłowca na ziemi zmniejszono skok ogólny wirnika nośnego do minimalnego.

Według powyższego profilu lotu dwóch pilotów doświadczalnych zrealizowało 124 imitacje lądowań autorotacyjnych. Lądowania autorotacyjne zostały zrealizowane kolejno z ciężarami startowymi śmigłowca

$G = 1550$ kg, $G = 1700$ kg i $G = 1800$ kg.

Dla sprawdzenia marginesu możliwości wykonania bezpiecznego lądowania autorotacyjnego w końcowym etapie prób w każdym locie pomiarowym realizowano lądowania z różnymi wyjściowymi prędkościami obrotowymi wirnika nośnego (najpierw 105%, a potem także 108% i 100%). Wszystkie lądowania były wykonane z odpowiednimi marginesami bezpieczeństwa, ale zalecaną prędkością obrotową wirnika nośnego będzie $N_R = 105\%$, gdyż dzięki zmodyfikowaniu techniki wykonania manewru „flare” i tak stosunkowo duża prędkość N_R „dowożona” jest blisko ziemi, zaś płynność wykonywania manewru od wysokości $h = 20$ m przy prędkości $N_R = 105\%$ jest największa.

Lądowania okazały się dużo płynniejsze, co znacznie zmniejszyło prawdopodobieństwo popełnienia przez pilota błędu w technice pilotażu, maksymalna prędkość N_R „dowożona” była do wysokości poniżej 5 m, a w związku z tym „podrywanie” skoku ogólnego wirnika nośnego tuż nad ziemią ($h = 3 \div 2$ m) okazało się bardzo skuteczne. W przypadku rzeczywistej awarii silnika i konieczności lądowania w terenie przygodnym możliwe jest bezpieczne lądowanie praktycznie bez dobiegu (dłuższe przetrzymanie drążka sterowego w tylnym położeniu podczas manewru hamowania prędkości), szczególnie przy lądowaniu z czołowym wiatrem. Może to się jednak wiązać z uszkodzeniem płozy belki ogonowej, a w gorszym razie śmigła ogonowego.

Wyniki tego etapu prób przedstawiono w postaci:

1. Zbiorczej Tabeli 1 zawierającej parametry lądowania autorotacyjnego podczas:

- ustalonej autorotacji przed lądowaniem (prędkość postępową V_{IAS} , prędkość obrotowa wirnika nośnego N_R i prędkość opadania w),
- manewru hamowania (wysokość początku manewru hamowania h_0 , zmiana pochylenia kadłuba $\Delta\alpha$, maksymalna prędkość obrotowa wirnika nośnego N_{RMAX}),
- „poderwania” skoku ogólnego wirnika nośnego (wysokość początku „poderwania” skoku h_ϕ oraz jego maksymalna wielkość ϕ_{MAX}),
- przyziemienia (minimalna prędkość obrotowa wirnika nośnego N_{RMIN} , maksymalne przeciążenie śmigłowca n_Y , maksymalne obciążenia podwozia Q_{MAX} , maksymalne ugięcie podwozia L_{MAX} , dystans od $h = 20$ m do zatrzymania L_{20} i długość dobiegu L_{dob});

w następujących przykładowych stanach pomiarowych:

- lądowania autorotacyjne (silnik na zakresie MGZ) z ciężarem śmigłowca $G = 1800$ kg i wyjściową prędkością $N_R = 105\%$ – rys. 5, Próba nr 24551, Przedział nr 45,
- lądowania autorotacyjne (silnik na zakresie MGZ) z ciężarem śmigłowca $G = 1800$ kg i wyjściową prędkością $N_R = 108\%$ – rys. 7, Próba nr 24551, Przedział nr 67,
- lądowania autorotacyjne (silnik na zakresie MGZ) z ciężarem śmigłowca $G = 1800$ kg i wyjściową prędkością $N_R = 100\%$ – rys. 9, Próba nr 24551, Przedział nr 61,
- lądowania autorotacyjne (silnik wyłączony) z ciężarem śmigłowca $G = 1600$ kg i wyjściową prędkością $N_R = 105\%$ – rys. 11, Próba nr 24552, Przedział nr 71.

2. Przebiegów czasowych wybranych parametrów lotu zarejestrowanych w powyższych stanach pomiarowych (rys. 5÷11).
3. Trajektorii lotu śmigłowca zarejestrowanych w powyższych stanach pomiarowych przy użyciu systemu GPS, z zaznaczeniem przebytego dystansu od wysokości początku manewru lądowania $h = 20$ m L_{20} oraz długości dobiegu L_{dob} do całkowitego zatrzymania śmigłowca (rys. 6÷12).

Po zrealizowaniu niniejszych prób (226 lądowań autorotacyjnych) dokonano pomiaru rozstawu płóz podwozia (po ustawieniu śmigłowca na podnośnikach), a wyniki pomiaru porównano z analogicznym pomiarem przeprowadzonym przed próbami. Rozstaw płóz podwozia w części przedniej i tylnej (rys. 2) zwiększył się nieznacznie (o 1 mm w przedniej części i o 3 mm w tylnej).

Podczas wszystkich zrealizowanych lądowań autorotacyjnych ze zmodyfikowaną techniką pilotażu odległość łopat wirnika nośnego od belki ogonowej była większa niż 200 mm (pałeczka balsowa zabudowana na lewym stateczniku pionowym nie została uszkodzona – rys. 3).

Obciążenia podwozia w żadnym ze zrealizowanych lądowań autorotacyjnych nie przekroczyły 60% obciążeń dopuszczalnych, a w większości lądowań były poniżej 50% (tab. 1).

Przeciążenia pionowe mierzone na podłodze kabiny śmigłowca w żadnym ze zrealizowanych lądowań autorotacyjnych nie przekroczyły 1,8 g, a w większości lądowań były poniżej 1,6 g (tab. 1).

Dystans potrzebny do wykonania lądowania autorotacyjnego mierzony od wysokości $h = 20$ m (początek manewru hamowania prędkości) wyniósł dla stanów pomiarowych zamieszczonych w niniejszym opracowaniu $L_{20} = 135 \div 173$ m, a dobiegi $L_{dob} = 35 \div 47$ m (tab. 1).

Przy zmienionej technice pilotażu wpływ ciężaru śmigłowca na możliwość wykonania bezpiecznego lądowania jest nieznaczny.

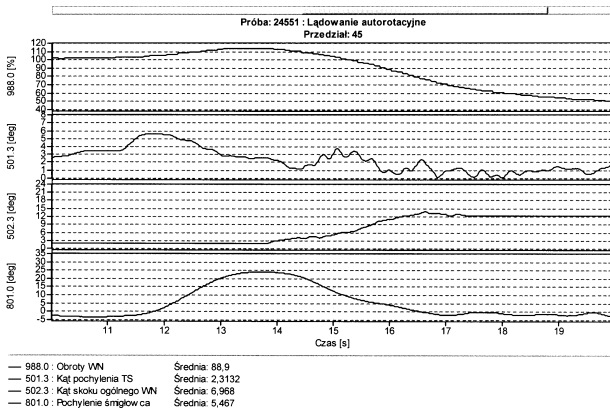
Tab. 1.

Lp.	Przedział Nr rys.	Silnik	Ustalona autorotacja			Manewr hamowania „flare”			„Poderwanie” skoku		Przyziemienie					
			V_{IAS}	N_R	w	h_0	$\Delta\alpha$	N_{RMAX}	h_ϕ	ϕ_{MAX}	N_{RMIN}	n_Y	Q_{MAX}	L_{MAX}	L_{20} L_{dob}	
–	–	–	km/h	%	m/sek	m	°	%	m	°	%	g	ustr	mm	m	
Lot Nr 24551, ciężar startowy – $G = 1800$ kg, wyważenie podłużne – $x_{sc} = 750$ mm																
4.	$\frac{45}{5.2.1}$	MGZ	106	105	-10	20	27	114	2,4	13,9	76	1,52	0	5700	21	$\frac{135}{42}$
6.	$\frac{67}{5.2.2}$	MGZ	110	108	-10,5	22	30	115	2,1	10,1	87	1,42	4	550	33	$\frac{140}{47}$
8.	$\frac{61}{5.2.3}$	MGZ	110	100	-9,5	19	28	110	1,0	16,9	72	1,50	0	6200	33	$\frac{162}{35}$
Lot Nr 24552, ciężar startowy – $G = 1600$ kg, wyważenie podłużne – $x_{sc} = 750$ mm																
10.	$\frac{71}{5.2.4}$	WYL	110	105	-10	19	29	111	2,0	14,0	76	1,30	1	6500	29	$\frac{173}{42}$

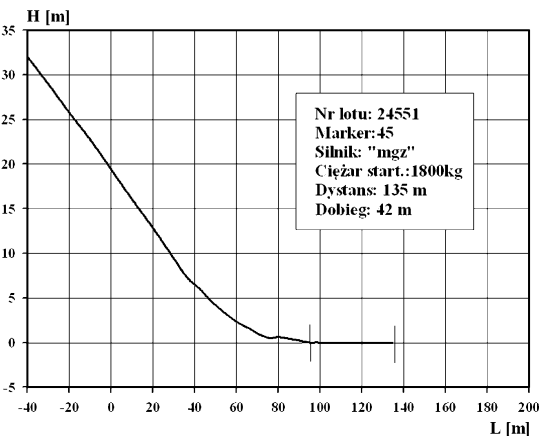
Oznaczenia przyjęte w powyższej tabeli:

- V_{IAS} , w i N_R – prędkość lotu i opadania oraz prędkość obrotowa wirnika nośnego podczas ustalonego opadania autorotacyjnego,
- h_0 – wysokość rozpoczęcia manewru hamowania,
- $\Delta\alpha$ – zmiana kąta pochylenia kadłuba podczas manewru hamowania,
- N_{RMAX} – maksymalna prędkość obrotowa wirnika nośnego podczas manewru hamowania,

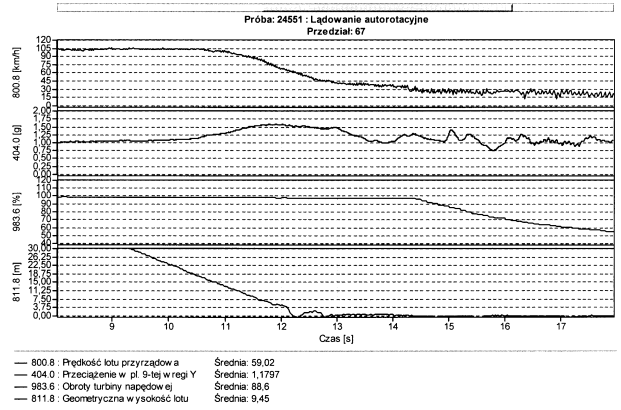
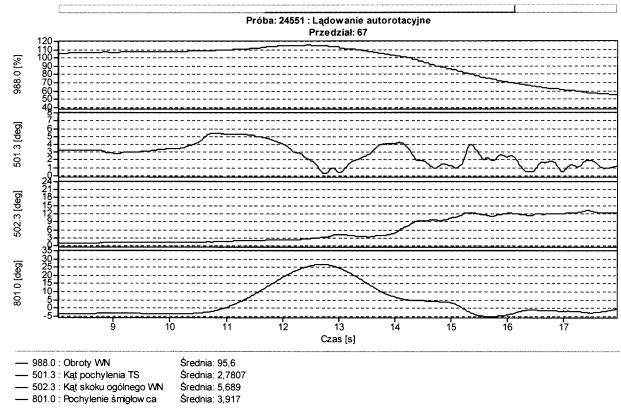
- H_{ϕ} – wysokość początku „poderwania” skoku wirnika nośnego przed przyziemieniem,
- Φ_{MAX} – maksymalna wartość skoku okresowego wirnika nośnego przed przyziemieniem;
- N_{RMIN} – minimalna prędkość obrotowa wirnika nośnego podczas przyziemienia,
- n_y – maksymalne przeciążenie pionowe podczas przyziemienia,
- ν – kąt pochylenia kadłuba podczas przyziemienia,
- Q_{MAX} – maksymalne obciążenia podwozia podczas przyziemienia,
- L_{MAX} – maksymalne ugięcie podwozia,
- L_{20} – długość lądowania mierzony od $h = 20m$ do zatrzymania śmigłowca,
- L_{dob} – długość dobiegu.



Rys. 5. Lądowanie autorotacyjne ze zmodyfikowaną techniką pilotażu ($G = 1800kg$, wyjściowe $N_R = 105\%$, silnik na zakresie MGZ)

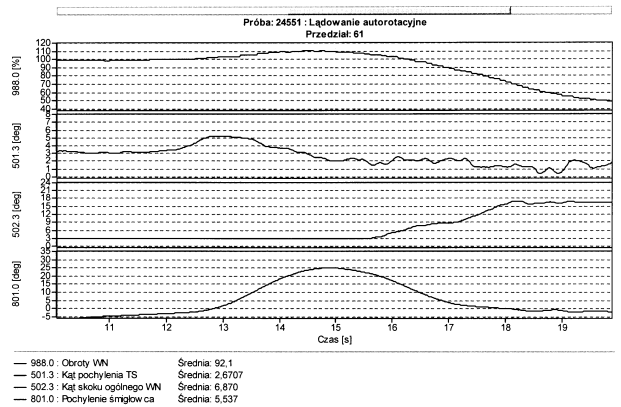


Rys. 6. Trajektoria lądowania autorotacyjnego

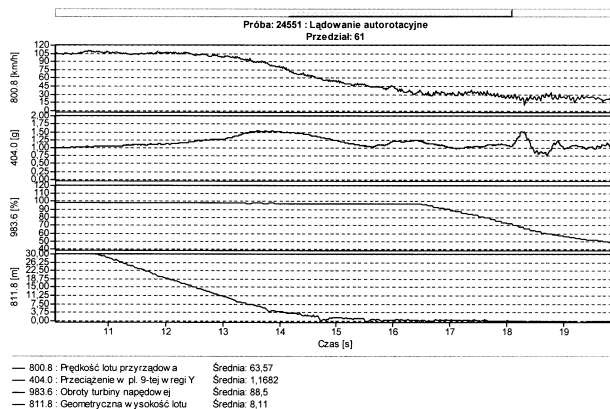


Rys. 7. Lądowanie autorotacyjne ze zmodyfikowaną techniką pilotażu ($G = 1800kg$, wyjściowe $N_R = 108\%$, silnik na zakresie MGZ)

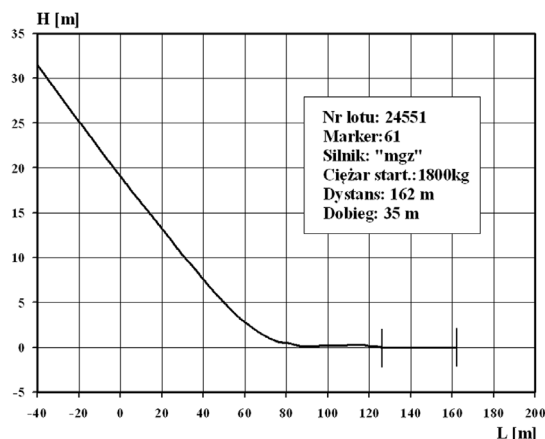
Rys. 8. Trajektoria lądowania autorotacyjnego



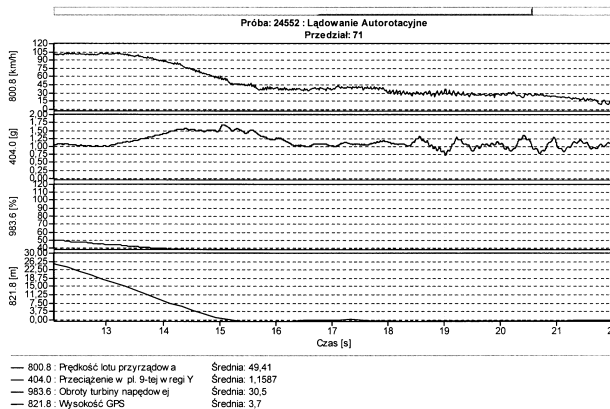
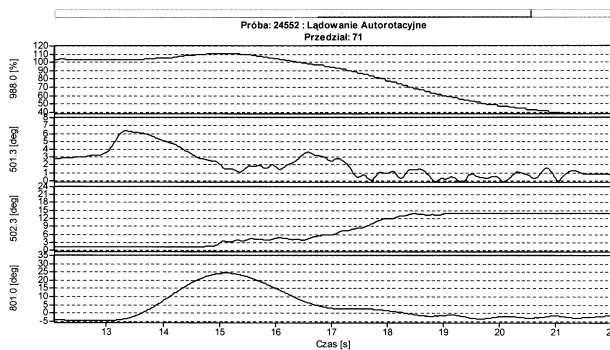
Rys. 9.



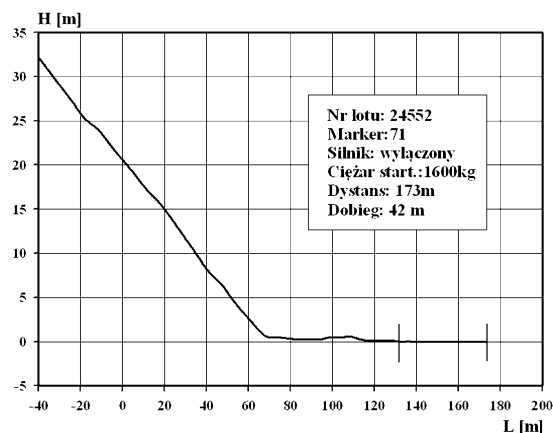
Rys. 9. Lądowanie autorotacyjne ze zmodyfikowaną techniką pilotażu ($G = 1800\text{kg}$, wyjściowe $N_R = 100\%$, silnik na zakresie MGZ)



Rys. 10. Trajektoria lądowania autorotacyjnego



Rys. 11. Lądowanie autorotacyjne ze zmodyfikowaną techniką pilotażu ($G = 1600\text{kg}$, wyjściowe $N_R = 105\%$, silnik wyłączony)



Rys. 12. Trajektoria lądowania autorotacyjnego

6. WNIOSKI

Przedstawione powyżej wyniki prób były podstawą do sformułowania następujących wniosków końcowych:

- Technika pilotażu podczas lądowań autorotacyjnych po awarii silnika podczas przelotu powinna być następująca:
 - zmniejszyć skok ogólny wirnika nośnego w celu utrzymania prędkości obrotowej wirnika nośnego w dopuszczalnym zakresie $N_R = 90\div 108\%$,
 - ustabilizować opadanie autorotacyjne z prędkością $V_{IAS} = 110\div 120\text{ km/h}$ i z prędkością obrotową wirnika nośnego $N_R = 100\div 108\%$ (zalecane $N_R = 105\%$). O ile to możliwe zmienić kierunek lotu tak, aby manewr lądowania wykonać pod wiatr,
 - na wysokości $h = 25\div 20\text{ m}$ (zalecana wysokość $h = 20\text{ m}$) rozpocząć hamowanie prędkości zwiększając kąt zadarcia kadłuba o $\Delta\alpha = 25\div 30^\circ$ przez ściągnięcie na siebie drążka sterowego,
 - na wysokości $h = 4\div 2\text{ m}$ rozpocząć energiczne zwiększanie skoku ogólnego wirnika nośnego z takim tempem, aby w momencie przyziemiańcia przeciążenie śmigłowca było minimalne,
 - przed przyziemiańciem zmniejszać kąta zadarcia kadłuba do wielkości $\alpha = 0\div 5^\circ$,
 - po zatrzymaniu śmigłowca na ziemi zmniejszyć skok ogólny wirnika nośnego do minimum.
- W przypadku rzeczywistej awarii silnika i konieczności lądowania w terenie przygodnym ograniczonym przeszkodami możliwe jest bezpieczne lądowanie praktycznie bez dobiegu, poprzez dłuższe utrzymanie maksymalnego kąta pochylenia kadłuba w manewrze hamowania prędkości. Może to się jednak wiązać z uszkodzeniem płoży belki ogonowej, a w gorszym razie – śmigła ogonowego.
- Powyższa technika pilotażu może być opanowana przez pilota o przeciętnych kwalifikacjach i nie wymaga nadzwyczajnych umiejętności, wymaga natomiast poprawnego szkolenia, dla wytrenowania prawidłowej dynamiki manewru „flare”, a także prawidłowej wysokości rozpoczęcia tego manewru oraz wysokości „poderwania” skoku ogólnego wirnika nośnego przed przyziemiańciem śmigłowca.
- Zmieniona technika pilotażu umożliwia bezpieczne lądowanie autorotacyjne z dowolnej wyjściowej prędkości obrotowej wirnika nośnego, z zakresu $100\div 108\%$, a co za tym idzie zapewnia zwiększoną tolerancję na niedokładne utrzymywanie parametrów lotu przez szkolonego pilota.

THE MODIFICATION OF THE PILOTAGE
TECHNIQUE DURING AUTOROTATION LANDINGS
OF THE PZL SW-4 HELICOPTER

Summary

The basic intent of the PZL SW-4 is for pilot training, and on single-engine helicopters autorotation landings are one of the basic elements of this training. For this reason the manufacturer must work towards creating a procedure for autorotation landings that is as simple and repeatable as possible and that contains relevant safety margins. During the V Rotorcraft Forum the technique of autorotation landings was presented at the certification tests (industrial) stage. During the present year, additional tests of the PZL SW-4 helicopter took place, whose aim is the modification of this technique. Over 200 „hot” autorotation landings, carried out by 2 test pilots at PZL Swidnik enabled the creation of a modified procedure of autorotation landings simplified with respect to the preceding one and providing for a larger repeatability of the landing trajectory, as well as larger margins of errors committed by a trained pilot. The results of these tests led to a change in the procedure for an autorotation landing after the complete loss of thrust, contained in the in-flight operation manual. The process and results of the tests described above are the subject of this article.

МОДИФИКАЦИЯ ТЕХНИКИ ПИЛОТАЖА
ВО ВРЕМЯ АВТОРОТАЦИОННЫХ
ПРИЗЕМЛЕНИЙ ВЕРТОЛЁТА ПЗЛ СВ-4

Резюме

Основное предназначение вертолёт ПЗЛ СВ-4 это обучение пилотов. Для вертолётов с одним двигателем авторотационные посадки являются одним из основных элементов этого обучения. По этой причине производитель вертолёт должен стремиться чтобы разработать такую процедуру авторотационного приземления чтобы была она возможно проста повторяема и обладала соответствующим запасом безопасности. На V Форуме по Винтокрылым Аппаратам была представлена техника авторотационной посадки разработанная на этапе сертификационных (заводских) испытаний. В этом году были проведены добавочные испытания вертолёт ПЗЛ СВ-4 с целью модифицировать эту технику. Свыше 220 авторотационных посадок („hot autorotation”) которые были реализованы двумя лётчиками испытателями ПЗЛ Свидник в рамках этих испытаний позволили разработать модификацию процедуры авторотационного приземления которая по сравнению с предыдущей проще, даёт большую повторяемость траектории приземления а также больше запаса на возможность совершения ошибки обучаемым пилотом. Результаты испытаний привели к изменению процедуры авторотационного приземления после отказа двигателя, которая помещается в „Инструкции по Эксплуатации в Полёте”. Ход и результаты испытаний являются темой этой статьи.