

ARIZONA 2010 – PRÓBY W LOCIE ŚMIGŁOWCA SW-4 W SKRAJNYCH WARUNKACH KLIMATYCZNYCH (WYSOKIE TEMPERATURY I WYSOKOGÓRSKIE ŁADOWISKA)

ZBIGNIEW KAZULO

PZL Świdnik

Streszczenie

Latem 2010 roku na terenie Arizony (USA) przeprowadzono próby śmigłowca SW-4 w celu rozszerzenia ograniczeń eksploatacyjnych w zakresie wysokich temperatur otaczającego powietrza (do $+45\div 50^{\circ}\text{C}$) oraz wysokości lądowisk (powyżej 1000 m).

Próby powyższe przeprowadzono najpierw w Lake Havasu na wysokości bliskiej poziomowi morza i przy temperaturach powietrza dochodzących do $+47^{\circ}\text{C}$. Przedmiotem prób były tutaj głównie napęd, instalacje i wyposażenie śmigłowca oraz obciążenia i drgania wybranych elementów konstrukcji. Ponadto sprawdzono procedury normalne i awaryjne po imitacji awarii silnika Instrukcji Użytkowania w Locie.

Następny etap prób przeprowadzony został na wysokogórskich lotniskach w Prescott (1540 m) i Flagstaff (2140 m), gdzie przy udziale przedstawicieli EASA ocenie podlegały procedury normalne i awaryjne po imitacji awarii silnika zamieszczone w Instrukcji Użytkowania w Locie.

Przebieg i wyniki powyższych prób są głównym tematem niniejszego referatu.

1. WSTĘP

Latem 2010 roku na terenie Arizony (USA) przeprowadzono próby śmigłowca SW-4 w celu rozszerzenia ograniczeń eksploatacyjnych w zakresie wysokich temperatur otaczającego powietrza (do $+45\div 50^{\circ}\text{C}$) oraz wysokości lądowisk (powyżej 1000 m).

Próby powyższe przeprowadzono najpierw w Lake Havasu na wysokości bliskiej poziomowi morza i przy temperaturach powietrza dochodzących do $+47^{\circ}\text{C}$. Przedmiotem prób były tutaj głównie napęd, instalacje i wyposażenie śmigłowca oraz obciążenia i drgania wybranych elementów konstrukcji. Ponadto sprawdzono procedury normalne i awaryjne po imitacji awarii silnika zamieszczone w Instrukcji Użytkowania w Locie.

Następny etap prób przeprowadzony został na wysokogórskich lotniskach w Prescott (1540 m) i Flagstaff (2140 m), gdzie przy udziale przedstawicieli EASA ocenie podlegały procedury normalne i awaryjne po imitacji awarii silnika zamieszczone w Instrukcji Użytkowania w Locie.

Niniejszy referat skupia się nad częścią prób przeprowadzonych razem z przedstawicielami EASA, a w szczególności nad procedurami normalnymi i awaryjnymi oraz weryfikacją stref H-V.

Obiektem próby był śmigłowiec PZL SW-4 nr fabryczny 60.04.01 (patrz rysunek 1).

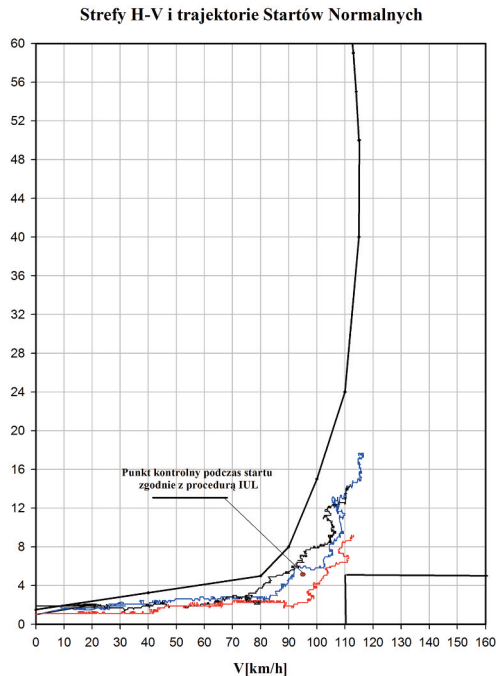


Rys. 1. Śmigłowiec SW-4 (nr fabr. 60.04.01) podczas rozruchu silnika we Flagstaff (2140 m)

Dla oceny procedur IUL dla startów i lądowań normalnych oraz sprawdzenia wykresów WAT i wykresu prędkości wznoszenia z użyciem mocy maksymalnej ciągłej zamieszczonych w IUL zrealizowano loty pomiarowe na następujących lądowiskach:

- Lake Havasu - $H_b = 250$ m, $t_H = 40 \div 45^\circ\text{C}$, $H_\rho = 4500$ ft;
- Prescott - $H_b = 1540$ m, $t_H = 20 \div 28^\circ\text{C}$, $H_\rho = 7000$ ft;
- Flagstaff - $H_b = 2140$ m, $t_H = 24 \div 28^\circ\text{C}$, $H_\rho = 9000$ ft.

2. STARTY NORMALNE



Rys. 2. Trajektorie Startów Normalnych naniesione na granice stref H-V (Lake Havasu)

3. ŁĄDOWANIA AUTOROTACYJNE

Dla oceny możliwości bezpiecznego lądowania autorotacyjnego w warunkach wysokich temperatur i wysokogórskich lądowisk wykonano serie lądowań zgodnie z procedurą zamieszczoną w IUL na dwóch lądowiskach: Lake Havasu ($H = 250$ m, $t_H = 35 \div 45^\circ\text{C}$) i Prescott ($H = 1540$ m, $t_H = 20 \div 25^\circ\text{C}$).

4. WERYFIKACJA STREF H-V ORAZ STARTY PRZERWANE

Weryfikacja niebezpiecznych stref H-V dokonano w następujących etapach prób:

Dolna granica strefy H-V dla małych prędkości

Dolną granicę strefy H-V określa maksymalna wysokość zawisu i lotu z małymi prędkościami (do ok. 115 km/h), dla której możliwe jest bezpieczne lądowanie po awarii silnika. Dla weryfikacji dolnej granicy strefy H-V zrealizowano następujące stany lotu:

zawis

- rozpoczynając od zawisu na wysokości $h = 0,5$ m wykonano serię wyłączeń silnika (przemieszczenie DRP w położenie „mgz”) zwiększając wysokość co ok. 0,5 m;
- ingerencja pilota w sterowanie (z normalnym czasem reakcji bez opóźnienia) będzie się zmieniała się wraz ze zwiększaniem wysokości awarii (pedały – utrzymywanie stałego kierunku, drążek – utrzymywanie horyzontalnego położenia, dźwignia skoku ogólnego – zwiększanie w takim tempie, aby w momencie przyziemienia prędkość pionowa była minimalna);
- po każdym lądowaniu kontroli podlegała wielkość przeciążenia pionowego i w przypadku przekroczenia ograniczenia próba była przerwana;

lot poziomy z małymi prędkościami

- podobnie jak dla zawisu wykonano serię wyłączeń silnika (przemieszczenie DRP w położenie „mgz”) podczas lotu poziomego z prędkością 20 kts (wg GPS) na $h = 2,5$ m wg wskazań radiowysokościomierza;
- ingerencja pilota w sterowanie z normalnym czasem reakcji bez opóźnienia (pedały – utrzymywanie stałego kierunku, drążek – utrzymywanie horyzontalnego położenia, dźwignia skoku ogólnego – zwiększanie w takim tempie, aby w momencie przyziemienia prędkość pionowa była minimalna);
- po każdym lądowaniu kontroli podlegała wielkość przeciążenia pionowego i w przypadku przekroczenia ograniczenia próba była przerwana;
- analogiczną próbę przeprowadzono w locie poziomym kolejno z prędkościami $V_{IAS} = 40$ i 50 kts imitując awarię odpowiednio na wysokościach $h = 4$ i 8 m;
- dodatkowo podczas prób w Prescott na życzenie EASA przeprowadzono imitację awarii silnika „z kolanka” strefy H-V, tzn. w locie poziomym przy prędkości $V_{IAS} = 65$ kts/h i we wznoszeniu przy tej samej prędkości. Podczas imitacji awarii silnika w locie poziomym wymagane było 1 sekundowe opóźnienie reakcji pilota tak jak podczas prób imitacji awarii silnika z górnej granicy strefy H-V.

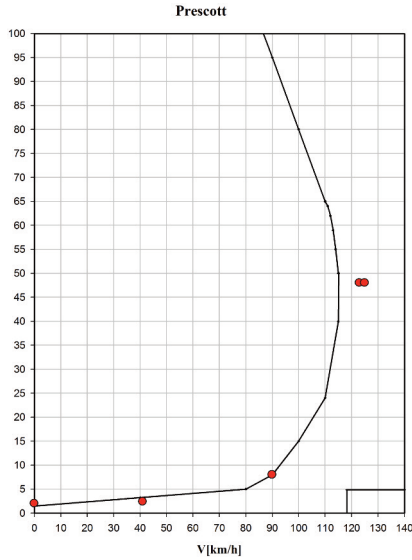
Górna granica strefy H-V dla małych prędkości

Górną granicę strefy H-V określa minimalna wysokość zawisu i lotu z małymi prędkościami (do ok. 65 kts), dla której możliwe jest bezpieczne lądowanie po awarii silnika. Dla weryfikacji tych wysokości zrealizowano następujące stany lotu:

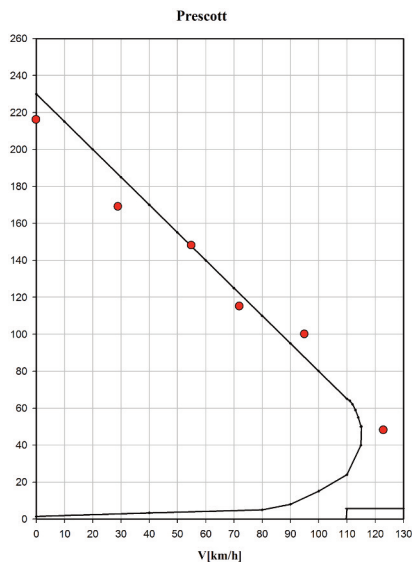
- rozpoczynając od lotu poziomego z prędkością 50 kts i wysokości nad lądowiskiem 500 ft (180 ft powyżej wysokości wynikającej z górnej granicy stref H-V z IUL – patrz rysunek 5) dokonano wyłączenia silnika (przemieszczenie DRP w położenie „mgz”), a następnie zgodnie z procedurą z IUL zrealizować lądowanie autorotacyjne;
- po bezpiecznym lądowaniu autorotacyjnych (bez nadmiernych przeciążeń pionowych) obniżano wysokość imitacji awarii silnika aż do osiągnięcia $h = 320$ ft;
- w kolejnych lotach dokonywano wyłączenia silnika (przemieszczenie DRP w położenie „mgz”) podczas lotu poziomego kolejno z prędkościami $V_{IAS} = 40, 30, 20$ kts oraz w zawisie

na wysokościach nad lądowiskiem wyższych o około 200 ft od górnej granicy stref H-V (patrz rysunek 5);

- po imitacji awarii silnika i po szybkim zmniejszeniu skoku ogólnego wirnika nośnego (początkowo bez opóźnienia, a następnie z opóźnieniem ok. 1 sekundowym) rozpędzono śmigłowiec do prędkości $V_{IAS} = 65$ kts, a następnie lądowano autorotacyjnie zgodnie z procedurą z IUL;
- po każdym bezpiecznym lądowaniu autorotacyjnym (bez nadmiernych przeciążeń pionowych) obniżano wysokość imitacji awarii silnika aż do osiągnięcia górnej granicy strefy H-V.



Rys. 3. Granice stref H-V i punkty, w których imitowano awarię silnika (Prescott)



Rys. 4. Granice stref H-V i punkty, w których imitowano awarię silnika (Prescott)

Zawis utrzymywano posługując się specjalnym wskaźnikiem zabudowanym na nosie kadłuba śmigłowca (patrz rysunek 5) oraz systemem GPS z uwzględnieniem prędkości wiatru.



Rys. 5. Specjalny wskaźnik prędkości zerowej podczas zawisu tuż przed wyłączeniem silnika na wysokości $h = 216$ m (Prescott)

5. PODSTAWOWE WNIOSKI PŁYNĄCY ZE WSZYSTKICH PRÓB PRZEPROWADZONYCH W ARIZONIE

Próby napędu i instalacji śmigłowcowych

Po wstępnych próbach silnika podjęto decyzję o powiększeniu okien chłodzących w pokrywach silnikowych ze względu na przekraczanie dopuszczalnych przez producenta temperatur korpusu.

Próby obciążeń w wybranych elementach konstrukcji śmigłowca

Ograniczono prędkości V_{NE} dla lotów w wysokich temperaturach i małych wysokościach ze względu na wzrost obciążeń łopat wirnika nośnego oraz duże prędkości opadania.

Próby osiągowość oraz weryfikacja procedur normalnych i awaryjnych

Zwiększono z 35°C do 46°C maksymalną temperaturę do startów i lądowań. Jednocześnie zmniejszono ciężar śmigłowca do startów o około 100 kg w zakresie wysokich temperatur ze względu na pulsację TOT podczas zawisu przedstartowego i następującego po nim rozpędzania.

Strefy H-V pozostały bez zmiany na skutek mniejszego ciężaru do startu w wysokich temperaturach i na wysokich lądowiskach.

Zniesiono ograniczenie wysokości 1000 m do startu i lądowania, gdyż zgodnie z wymaganiami FAR-27 pokazano procedury normalne i awaryjne na wysokości gęstościowej 7000 ft.

ZBIGNIEW KAZULO

ARIZONA 2010 – HELICOPTER SW-4 FLIGHT TESTS IN EXTREME CLIMATIC CONDITIONS (HIGH TEMPERATURE AND HIGH-ALTITUDE LANDING)

Abstract

Summer 2010 in Arizona (USA) the PZL Świdnik conducted a helicopter test SW-4 to extend the operational limitations in high ambient air temperatures (up to $45 \div 50^{\circ}\text{C}$) and a height of landing (above 1000 m).

Tests were carried out first in Lake Havasu at a height close to the sea level and air temperatures of up to 47°C . The tests subject were mainly drive, plant and helicopter equipment and loads and vibrations of selected elements of the structure. Moreover normal take-off and landings and emergency procedures after the imitation engine failure were tested.

The next stage of testing was carried out at high altitude airports in Prescott (1540 m) and Flagstaff (2140 m), where with the participation of representatives of the EASA assessment covered normal and emergency procedures after engine failure imitations included in the Flight Manual.

The course and results of these tests are the main topic of this presentation.