

METODY OKREŚLENIA NIEBEZPIECZNYCH STREF H-V DLA ŚMIGŁOWCA PZL SW-4

mgr inż. **Zbigniew KAZULO**
PZL Świdnik S. A.

Zgodnie z wymaganiami przepisów lotniczych (np. FAR-27), dla każdego typu certyfikowanego śmigłowca muszą być określone niebezpieczne strefy H-V, w obszarze których producent nie zapewnia bezpieczeństwa po awarii silnika. Określenie granic stref H-V wymaga od producenta śmigłowca odpowiednich prób. Szczególnie określenie górnej granicy stref H-V stanowi poważny problem ze względu na duży stopień ryzyka i możliwość uszkodzenia śmigłowca. Z tego powodu na etapie prób certyfikacyjnych (fabrycznych) śmigłowca SW-4 dla określenia górnej granicy strefy H-V użyto metody pośredniej nie wymagającej wykonywania lądowań autorotacyjnych po symulacji awarii silnika przeprowadzonej w obrębie przewidywanej granicy H-V. Jednak podczas walidacji polskiego certyfikatu śmigłowca PZL SW-4 EASA zażądała od PZL Świdnik demonstracji symulacji awarii silnika na granicach stref H-V kończącej lądowaniem autorotacyjnym. Wymusiło to na PZL Świdnik konieczność przeprowadzenia odpowiednich prób dla określenia (potwierdzenia) górnej granicy strefy H-V, których przebieg i wyniki są tematem niniejszego artykułu.

1. WSTĘP

Zgodnie z wymaganiami przepisów lotniczych (np. FAR-27 §.27.9), dla każdego typu certyfikowanego śmigłowca muszą być określone niebezpieczne strefy H-V, w obszarze których producent nie zapewnia bezpieczeństwa po awarii silnika.

Określenie granic stref H-V wymaga od producenta śmigłowca przeprowadzenia odpowiednich prób na etapie prób certyfikacyjnych. Na etapie tych prób określone są trzy następujące granice stref H-V:

- dolna granica stref H-V (dla małych prędkości łącznie z zawisem i małych wysokości lotu),
- górna granica stref H-V (dla małych prędkości łącznie z zawisem i dużych wysokości lotu),
- prawa granica stref H-V (dla dużych prędkości i małych wysokości lotu).

2. METODY OKREŚLANIA STREF H-V NA ETAPIE PRÓB CERTYFIKACYJNYCH

2.1. Dolna granica stref H-V

Dolną granicę strefy H-V określa maksymalna wysokość zawisu i lotu z małymi prędkościami, dla której możliwe jest bezpieczne lądowanie po awarii silnika. Dla określenia tych wysokości 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 $0,5$ m wg oceny pilota,
- 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 przyziemia prędkość pionowa była minimalna),
- po każdym lądowaniu kontroli podlegały wielkości przeciążenia pionowego oraz obciążeń wybranych elementów konstrukcji śmigłowca i w przypadku przekroczenia któregośkolwiek ograniczenia próba była przerywana,

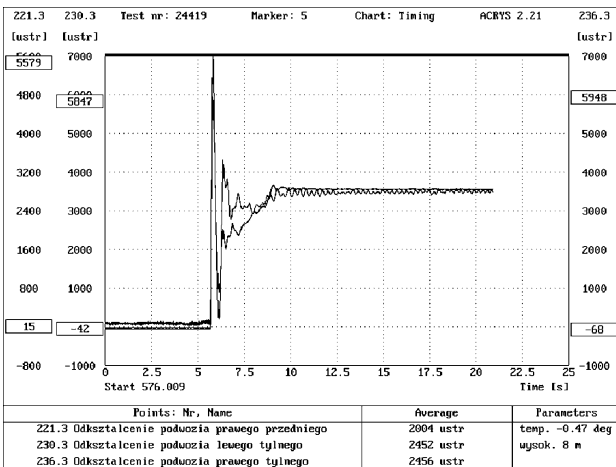
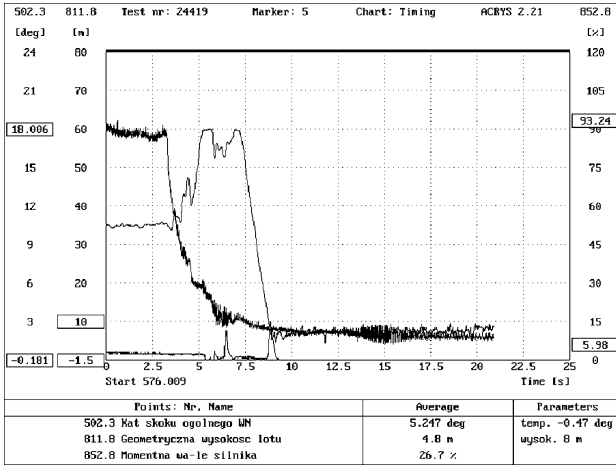
lot poziomy z małymi prędkościami

- podobnie jak dla zawisu rozpoczynając od wysokości $h = 1$ m wykonano serię wyłączeń silnika (przemieszczenie DRP w położenie „mgz”) podczas lotu poziomego z prędkością 40 km/h (wg GPS) zwiększając stopniowo wysokość co 1 m wg wskazań radiowysokościomierza,
- ingerencja pilota w sterowanie (z normalnym czasem reakcji bez opóźnienia) zmieniała się wraz ze zwiększaniem wysokości awarii (pedały – utrzymywanie stałego kierunku, drążek – utrzymywanie horyzontalnego położenia i hamowanie prędkości, dźwignia skoku ogólnego – zwiększanie w takim tempie, aby w momencie przyziemia prędkość pionowa była minimalna),
- po każdym lądowaniu kontroli podlegała wielkość przeciążenia pionowego oraz obciążeń wybranych elementów konstrukcji śmigłowca i w przypadku przekroczenia któregośkolwiek ograniczenia próba była przerywana,

- analogiczną próbę przeprowadzono w locie poziomym z prędkością 80 km/h.

Wyniki powyższych prób przedstawiono w następującej postaci:

- przebiegów czasowych wybranych parametrów lotu podczas manewru lądowania (rys. 1÷4),



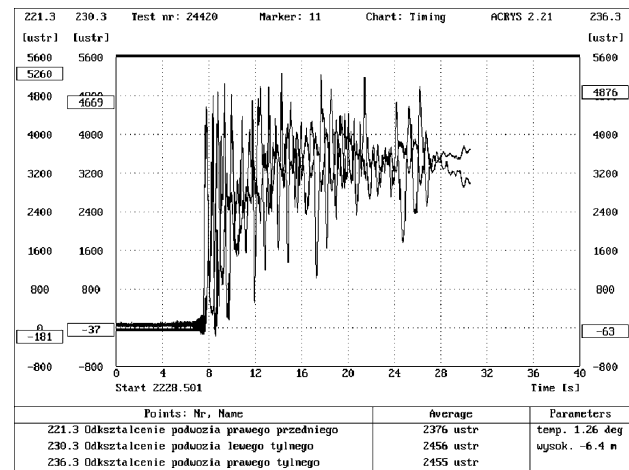
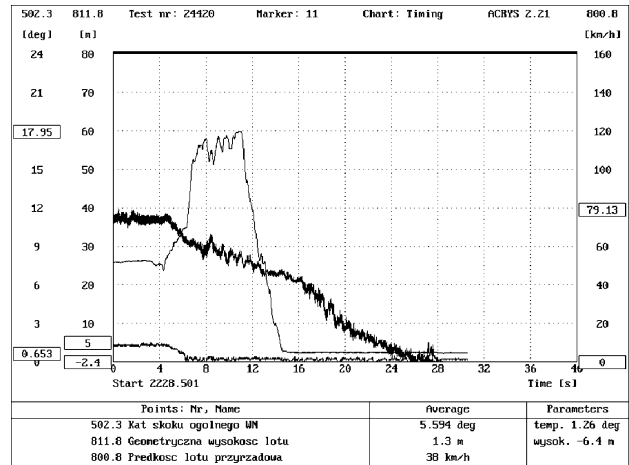
Rys. 1, 2. Przebiegi czasowe wybranych parametrów lotu podczas lądowania po imitacji awarii silnika w zawisie (DRP – w położeniu „MGZ”). ($G = 1800 \text{ kg}$, $x_{sc} = 600 \text{ mm}$)

Tab. 1.

Marker	Stan początkowy			Manewr			Przyziemienie									
	V_{IAS} [km/h]	φ_{WN} [°]	h [m]	Δt_{φ} [sek]	v_{max} [°]	φ_{max} [°]	V_{IAS} [km/h]	N_R [%]	v [°]	n_y [g]	Q_{PL} [ustr]	Q_{PP} [ustr]	Q_{TL} [ustr]	Q_{TP} [ustr]	L_L [mm]	L_P [mm]
Lot 24419, G = 1800kg, x - ST																
1	0	10,4	0,8	0,6	3,5	18,0	0	63,8	2,1	2,2	4630	4760	6200	6330	52	38
3	0	10,1	0,6	0,5	3,3	17,8	0	70,0	1,4	0,9	2860	2700	3290	3300	29	20
5*	0	10,6	1,5	0,3	4,7	18,0	0	61,6	1,0	2,0	5970	5580	5850	5950	46	41
Lot 24419, G = 1800kg, x - ST																
1	40	8,9	0,5	0,4	4,2	13,6	<40	77,5	3,9	0,8	5090	5050	4090	4130	44	27
3	40	9,1	1,7	0,4	4,2	15,3	<40	70,0	4,0	1,3	5460	5470	4420	4390	46	28
5	40	8,9	1,9	0,3	4,6	17,5	<40	69,5	4,4	1,2	5610	5620	4360	4370	45	29
7*	40	9,3	2,5	0,4	5,9	17,9	<40	66,0	5,8	1,5	4890	6490	6870	6760	59	42
9	80	7,8	2,3	0,3	7,1	14,5	64	77,0	6,7	0,8	6320	6640	4330	4300	43	35
11*	80	7,9	4,0	1,0	7,6	18,0	59	62,5	6,8	1,1	5710	5260	4670	4880	50	31
13*	80	8,3	5,5	0,3	7,7	18,1	60	58,0	9,1	2,6	4900	7860	11820	11410	128	66

* stany pomiarowe przedstawione na rys. 1÷4

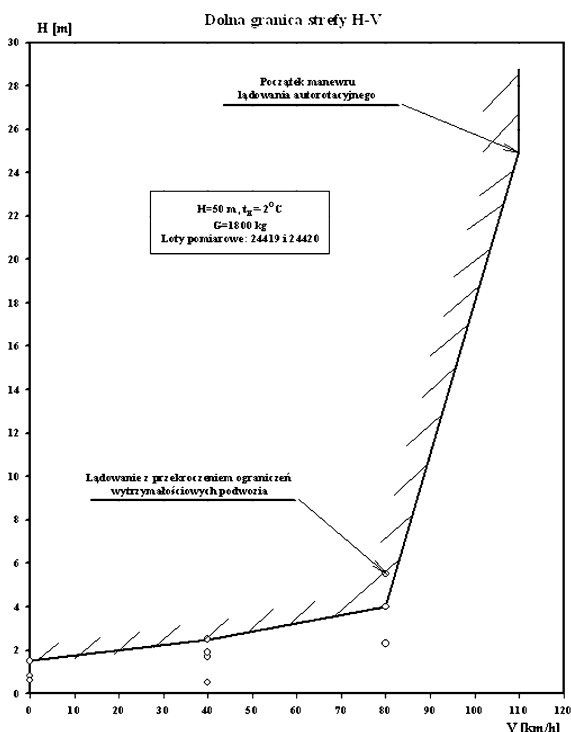
- zbiorczych tabel zawierających parametry charakteryzujące technikę pilotażu podczas manewru lądowania (tab. 1),
- proponowanej granicy niebezpiecznej strefy H-V dla zawisu i małych prędkości przy ziemi (rys. 5).



Rys. 3, 4. Przebiegi czasowe wybranych parametrów lotu podczas lądowania po imitacji awarii silnika w locie poziomym z prędkością 80 km/h (DRP – w położeniu „MGZ”, $G = 1800 \text{ kg}$, $x_{sc} = 600 \text{ mm}$)

Oznaczenia przyjęte w tabeli 1:

- Δt_{ϕ} – opóźnienie reakcji pilota w sterowanie skokiem ogólnym wirnika nośnego,
 $\Delta\phi$ – zmiana skoku ogólnego wirnika nośnego po imitacji awarii silnika,
 v_{MAX} – maksymalne pochylenie kadłuba podczas manewru hamowania,
 N_{RMIN} – minimalne prędkości obrotowe wirnika nośnego po imitacji awarii silnika,
 ϕ_{max} – maksymalna wielkość skoku ogólnego podczas „poderwanie” skoku wirnika nośnego,
 V_{IAS}, N_R, v, n_Y – prędkość, prędkość obrotowa wirnika nośnego, kąt pochylenia i przeciążenie kadłuba w momencie przyziemienia,
 Q, L – obciążenia i ugięcia amortyzatorów podwozia zarejestrowane w momencie przyziemienia.



Rys. 5. Proponowana dolna granica strefy H-V określona na podstawie wyników prób w locie

2.2. Górna granica stref H-V

Górną granicę strefy H-V określa minimalną wysokość zawisu i lotu z małymi prędkościami (do 110 km/h), dla której możliwe jest bezpieczne lądowanie po awarii silnika. Na etapie prób certyfikacyjnych dla określenia tych wysokości użyto ze względów bezpieczeństwa metody pośredniej i tym celu zrealizowano następujące stany lotu:

- rozpoczynając od lotu poziomego z prędkością 110 km/h na bezpiecznej wysokości nad lądowiskiem dokonywano wyłączenia silnika (przemieszczenie DRP w położenie „mgz”) i po szybkim zmniejszeniu skoku ogólnego wirnika nośnego (początkowo bez opóźnienia, a następnie z opóźnieniem około 1-sekundowym) przechodzono do ustalonego opadania autorotacyjnego,
- rozpoczynając od lotu poziomego kolejno z prędkościami 90, 70, 60 i 50 km/h na bezpiecznej wysokości nad lądowiskiem dokonywano wyłączenia silnika (przemieszczenie DRP w położenie „mgz”) i po szybkim zmniejszeniu skoku ogólnego wirnika nośnego (początkowo bez opóźnienia, a następnie z opóźnieniem około 1-sekundowym) i rozpędzaniu do prędkości 110 km/h przechodzono do ustalonego opadania autorotacyjnego.

Na podstawie wyników powyższych prób określono wysokość górnej granicy strefy H-V dla małych prędkości według następującej zależności:

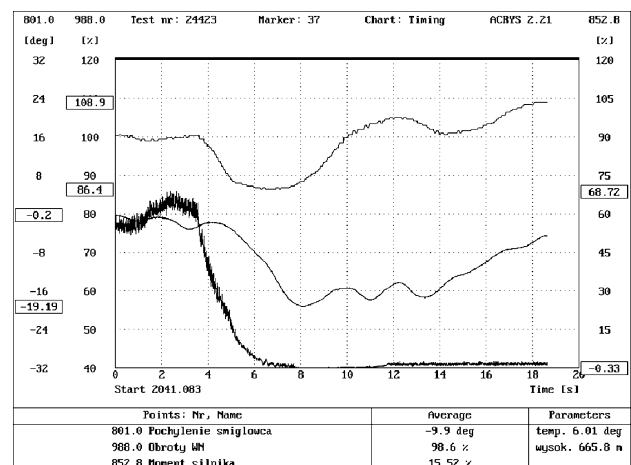
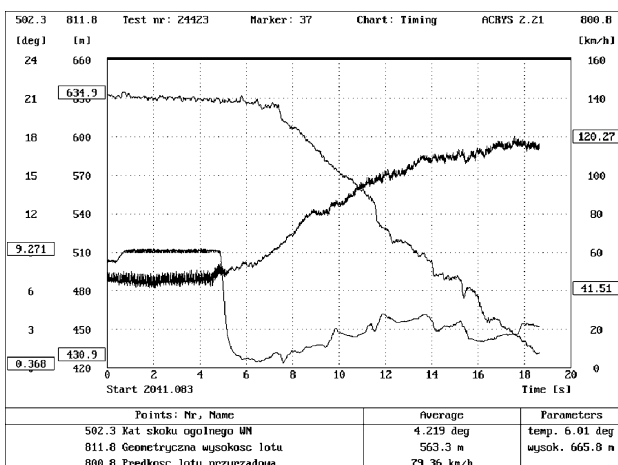
$$H_{GÓRNA} = \Delta h + h_{PML}$$

gdzie

- $H_{GÓRNA}$ – wysokość górnej granicy strefy H-V dla małych prędkości,
 Δh – strata wysokości od momentu imitacji awarii silnika do rozpędzenia śmigłowca do prędkości początku manewru hamowania podczas lądowania autorotacyjnego ($V_{PML} = 110$ km/h) i przejścia do ustalonego opadania autorotacyjnego,
 h_{PML} – wysokość początku manewru hamowania podczas lądowania autorotacyjnego ($h_{PML} = 25$ m).

Wyniki powyższych prób przedstawiono w następującej postaci:

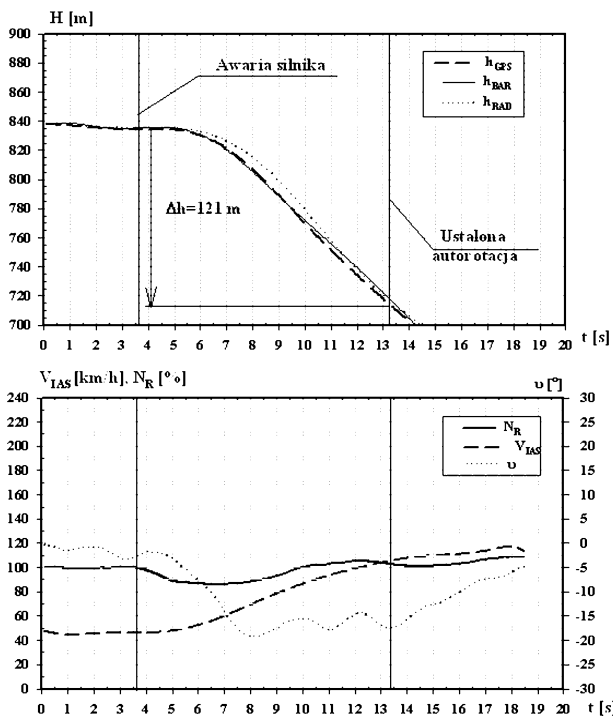
- zbiorczej tabeli zawierającej parametry charakteryzujące technikę pilotażu podczas manewru rozpędzania (tab. 2),
- przebiegów czasowych wybranych parametrów lotu podczas manewru rozpędzania (rys. 6÷9),



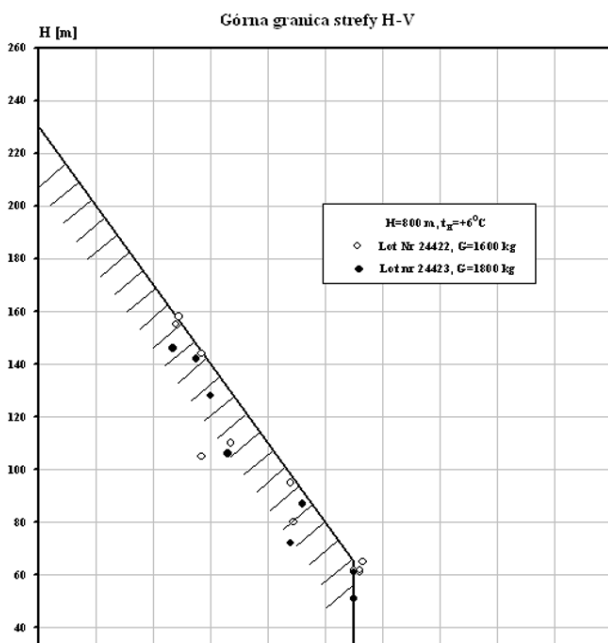
Rys. 6, 7. Przebiegi czasowe wybranych parametrów lotu podczas manewru przejścia do ustalonej autorotacji po imitacji awarii silnika w locie poziomym z prędkością $V_{IAS} = 50$ km/h (DRP – w położeniu „MGZ”, $G = 1800$ kg, $x_{sc} = 600$ mm)

- przebiegów czasowych wybranych parametrów lotu dla określenia straty wysokości podczas przejścia do ustalonej autorotacji po imitacji awarii silnika w locie poziomym (rys. 6÷9),
- proponowanej górnej granicy niebezpiecznej strefy H-V dla zawisu i małych prędkości na dużych wysokościach (rys. 10),

do ustalonej autorotacji po imitacji awarii silnika w locie poziomym z prędkością $V_{IAS} = 60 \text{ km/h}$ (DRP – w położeniu „MGZ”, $G = 1800 \text{ kg}$, $x_{sc} = 600 \text{ mm}$).



Rys. 8, 9. Określenie straty wysokości podczas przejścia do ustalonej autorotacji po imitacji awarii silnika w locie poziomym z prędkością 50 km/h (Lot 24423, marker 37)



Rys. 10. Proponowana górna granica strefy H-V określona na podstawie wyników otrzymanych podczas prób w locie

2.3. Prawa granica stref H-V

Prawą granicę strefy H-V dla dużych prędkości określa minimalna wysokość lotu, dla której po awarii silnika możliwe jest bezpieczne lądowanie.

Dla określenia tych wysokości zrealizowano następujące stany lotu:

- na bezpiecznej wysokości nad ziemią w locie poziomym kolejno z prędkościami $V_{IAS} = 110, 150, 180$ i 200 km/h i prędkością obrotową wirnika nośnego 100% dokonywano imitacji awarii silnika poprzez przemieszczenie DRP w położenie „mgz”,
- pilot po zauważeniu awarii bez opóźnienia ingerował w sterowanie (pedały – utrzymywanie stałego kierunku, dźwignia skoku ogólnego – zmniejszenie kąta skoku ogólnego wirnika nośnego dla zatrzymania spadku prędkości obrotowej wirnika nośnego),
- jednocześnie pilot rozpoczynał hamowanie do zalecanej prędkości przyziemienia 50÷60 km/h.

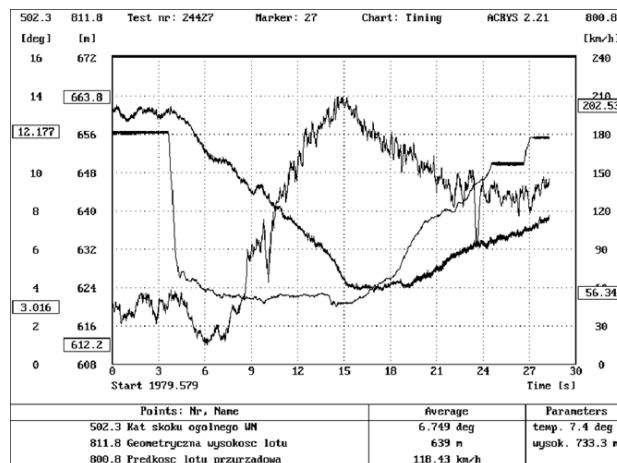
Celem próby było określenie spadku wysokości od imitacji awarii do osiągnięcia zalecanej prędkości przyziemienia 50÷60 km/h, a także określenie optymalnej techniki pilotażu (wielkość „zrzutu” skoku ogólnego wirnika nośnego i tempo hamowania).

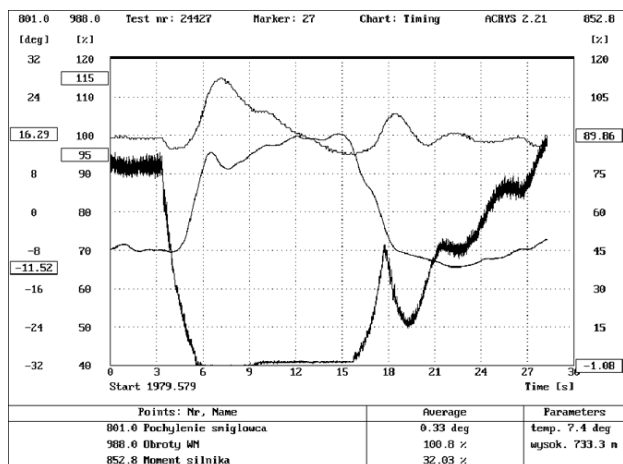
Wyniki powyższych prób przedstawiono w następującej postaci:

- przebiegów czasowych wybranych parametrów lotu podczas manewru hamowania do zalecanej prędkości przyziemienia (rys. 11÷12),
- zbiorczej tabeli zawierającej parametry charakteryzujące technikę pilotażu podczas manewru hamowania (tab. 3),
- proponowanej prawej granicy niebezpiecznej strefy H-V dla dużych prędkości na małych wysokościach (rys. 13).

Na podstawie wyników powyższych prób określono prawą granicę strefy H-V dla dużych prędkości i małych wysokości w następujący sposób:

- minimalna wysokość lotu przy ziemi z dużymi prędkościami ustalono na 5 m, gdyż po awarii silnika w locie poziomym z prędkościami $V_{IAS} = V_Y \div V_H$ (110÷200 km/h) pokazano możliwość wyhamowania do zalecanej prędkości przyziemienia (50÷60 km/h) bez straty wysokości (tab. 3 i rys. 13),
- maksymalna prędkość przyziemienia – 80 km/h (rys. 13).





Rys. 11, 12. Przebiegi czasowe wybranych parametrów lotu podczas manewru hamowania po imitacji awarii silnika w locie poziomym z prędkością $V_{IAS} = 200 \text{ km/h}$ (DRP – w położeniu „MGZ”, $G = 1800 \text{ kg}$, $x_{sc} = 600 \text{ mm}$)

Oznaczenia przyjęte w tabeli 2:

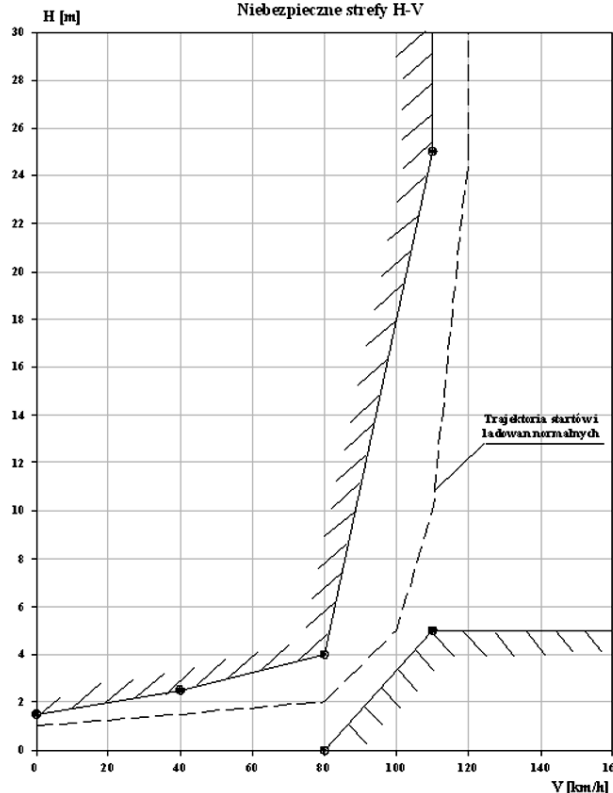
- H_{GPS} – wysokość lotu wg GPS,
- Δt_{ϕ} – opóźnienie reakcji pilota w sterowanie skokiem ogólnym wirnika nośnego,
- $\Delta \phi$ – zmiana skoku ogólnego wirnika nośnego po imitacji awarii silnika,
- v_{MAX} – maksymalne pochylenie kadłuba podczas manewru rozpędzania,
- N_{RMIN} – minimalne obroty wirnika nośnego po imitacji awarii silnika,
- Δh_{GPS} – strata wysokości od imitacji awarii silnika do osiągnięcia ustalonej autorotacji wirnika nośnego,
- H_{H-V} – wysokość górnej granicy strefy H-V.

Tab. 2.

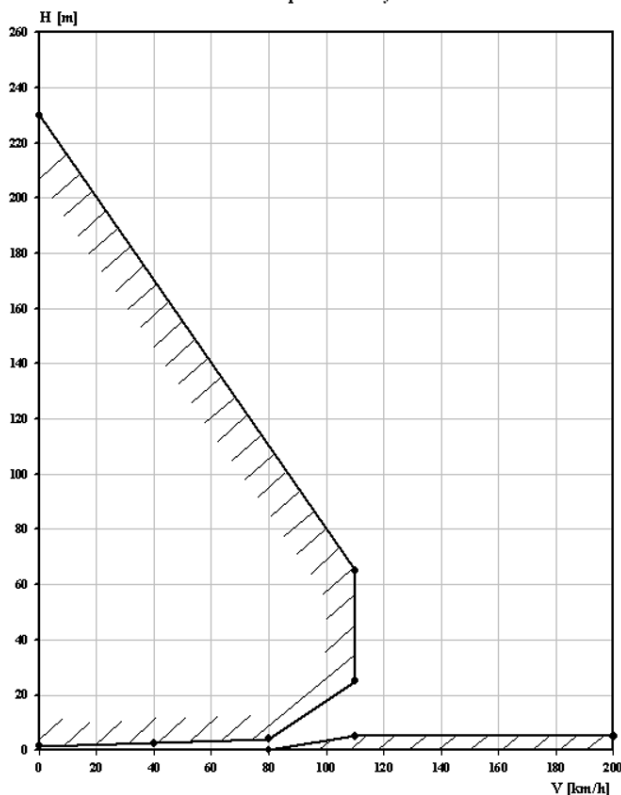
Marker	Stan początkowy			Manewr					Stan końcowy				Δh_{GPS} [m]	H_{H-V} [m]
	V_{IAS} [km/h]	ϕ_{WN} [°]	v [°]	H_{GPS} [m]	Δt_{ϕ} [sek]	$\Delta \phi$ [°]	v_{MAX} [°]	N_{Rmin} [%]	V_{IAS} [km/h]	N_R [%]	H_{GPS} [m]	ϕ_{WN} [°]		
Lot Nr 24422, $G = 1600 \text{ kg}$, $x_{sc} = 0,600 \text{ m}$, $H = 50 \text{ m}$, $t_H = +6^{\circ}\text{C}$														
1	110	8,1	-3,8	842	0,4	7,5	-6,3	93,3	110	103,0	805	1,4	37	62
5	112	8,1	-4,0	866	1,5	7,8	-6,1	86,8	110	103,0	825	1,4	36	61
9	113	7,5	-5,6	842	1,4	6,8	-7,0	88,5	110	103,0	802	3,2	40	65
13	89	7,4	-3,0	805	0,2	7,4	-9,0	97,2	110	103,0	746	2,3	59	80
17	88	7,5	-4,0	787	1,1	7,4	-12,0	90,7	110	110,7	717	2,2	70	95
37	67	8,4	1,6	799	1,2	8,4	-16,0	86,4	110	111,2	710	3,7	85	110
41	57	8,4	-1,7	816	0,5	8,4	-13,7	92,0	110	101,6	697	1,9	119	144
45	57	8,3	0,5	813	1,1	8,3	-17,0	86,4	110	106,5	707	3,2	80	105
49	49	9,1	-1,8	820	0,5	9,1	-16,7	92,9	110	100,7	687	1,1	133	158
53	48	8,5	-1,4	805	1,7	8,5	-20,0	84,2	110	103,3	675	0,5	130	155
57	112	7,6	-4,6	831	1,6	7,5	-6,0	85,9	110	100,0	794	1,8	37	62
61	92	7,8	-1,9	822	1,6	7,8	-8,0	85,5	110	105,5	760	3,0	62	87
Lot Nr 24423, $G = 1800 \text{ kg}$, $x_{sc} = 0,600 \text{ m}$, $H = 50 \text{ m}$, $t_H = +6^{\circ}\text{C}$														
1	110	9,7	-4,5	870	0,5	9,3	-6,4	92,0	110	100,0	844	1,7	26	51
5*	110	8,9	-5,9	854	1,4	7,5	-8,0	85,5	110	100,0	815	2,6	36	61
9	92	8,5	-4,1	851	0,5	8,2	-11,2	94,2	110	104,2	789	2,9	62	87
13*	88	8,3	-2,5	840	1,3	8,1	-10,0	86,8	110	105,0	793	2,9	47	72
21*	66	9,4	-1,4	836	1,3	8,8	-18,0	85,9	110	104,0	755	3,8	81	106
25	60	9,6	-1,6	847	0,4	9,6	-13,0	94,6	110	104,0	744	4,2	103	128
29*	55	9,1	-0,5	835	1,0	9,0	-13,0	89,4	110	100,0	718	3,3	117	142
33	47	10,7	-2,7	832	0,3	9,6	-19,2	93,7	110	101,8	709	4,4	121	146
37*	47	9,3	-2,7	835	1,3	9,0	-19,0	86,4	110	102,4	714	4,1	121	146

* stany pomiarowe przedstawione na rys. 6+9

SW-4
Niebezpieczne strefy H-V



Rys. 13. Proponowana dolna i prawa granica strefy H-V określona na podstawie wyników otrzymanych podczas prób w locie oraz trajektoria normalnych startów i lądowań



Rys. 14. Proponowane granice stref H-V określona na podstawie wyników otrzymanych podczas prób w locie

Tab. 3.

Marker	Stan początkowy				Manewr				Stan końcowy				Δh_{GPS} [m]
	V_{IAS}	ϕ_{WN}	ν	H_{GPS}	Δt_{ϕ}	$\Delta \phi$	v_{MAX}	N_{Rmin}	V_{IAS}	N_R	H_{GPS}	ϕ_{WN}	
	[km/h]	[°]	[°]	[m]	[sek]	[°]	[°]	[%]	[km/h]	[%]	[m]	[°]	
Lot Nr 24422, G = 1600 kg, $x_{sc} = 0,600$ m, H = 50 m, $t_H = +9^{\circ}C$													
1	110	10,0	-3,8	854	0,3	7,1	17,6	87,7	60	89,2	852	4,4	-2
3	110	9,0	-5,4	881	0,3	7,0	16,3	95,9	60	106,3	865	3,0	-16
5	110	9,1	-6,9	853	0,3	6,6	14,0	92,9	60	97,7	848	2,8	-5
7	110	7,8	-4,8	837	0,3	5,5	17,0	96,8	60	104,7	818	2,4	-19
9	110	8,8	-4,0	832	0,4	5,1	21,2	90,7	60	100,5	824	4,1	-8
11	110	10,5	-3,8	837	0,2	7,4	21,0	83,3	60	101,6	831	3,4	-6
13	110	8,2	-6,6	816	0,3	6,2	22,5	96,4	60	108,5	800	2,2	-16
15	110	8,6	-6,5	806	0,3	6,4	22,0	96,8	60	108,1	790	3,0	-16
17*	150	9,6	-4,5	838	0,2	7,2	17,7	96,4	60	100,7	839	2,9	+1
19	150	9,9	-6,5	845	0,2	7,8	16,5	96,4	60	98,1	818	2,5	-27
21*	180	11,3	-5,3	840	0,2	8,3	17,5	92,4	60	94,0	845	3,8	+5
23*	180	11,9	-6,1	820	0,3	9,2	21,4	94,2	60	97,7	828	3,4	+8
25	200	12,2	-7,3	818	0,2	9,6	16,4	96,4	60	98,1	804	3,3	-14
27*	200	12,1	-8,0	822	0,2	9,1	16,3	95,0	60	95,0	852	3,2	+30

* stany pomiarowe przedstawione na rys. 11+12

Oznaczenia przyjęte w tabeli 3:

H_{GPS} – wysokość lotu wg GPS,

Δt_{ϕ} – opóźnienie reakcji pilota w sterowanie skokiem ogólnym wirnika nośnego,

$\Delta \phi$ – zmiana skoku ogólnego wirnika nośnego po imitacji awarii silnika,

v_{MAX} – maksymalne zadarcie kadłuba podczas manewru hamowania,

N_{RMIN} – minimalne obroty wirnika nośnego po imitacji awarii silnika,

Δh_{GPS} – strata wysokości od imitacji awarii silnika do osiągnięcia po hamowaniu prędkości 60km/h (znak „-” oznacza stratę wysokości, a „+” – przyrost).

3. METODY OKREŚLANIA GÓRNEJ STREFY H-V NA ETAPIE PRÓB WALIDACYJNYCH

Podczas walidacji polskiego certyfikatu śmigłowca PZL SW-4 EASA zażądała od PZL Świdnik demonstracji symulacji awarii silnika na granicach stref H-V kończącej lądowaniem autorotacyjnym. Wymusiło to na PZL Świdnik konieczność przeprowadzenia odpowiednich prób dla określenia (potwierdzenia) górnej granicy strefy H-V, których przebieg i wyniki są tematem tego punktu.

Górną granicę strefy H-V określa maksymalna wysokość zawisu i lotu z małymi prędkościami (do 110 km/h), dla której możliwe jest bezpieczne lądowanie po awarii silnika.

Dla określenia tych wysokości zrealizowano następujące stany lotu:

- rozpoczynając od lotu poziomego z prędkością 110 km/h i wysokości nad lądowiskiem 100 m dokonano imitacji awarii silnika (przemieszczenie DRP w położenie „mgz”), a następnie (początkowo bez zwłoki, a następnie z 1-sekundową zwłoką ingerencji pilota w sterowanie) dokonywano „rzutu” dźwigni skoku ogólnego dla utrzymania obrotów wirnika nośnego powyżej $N_{RMIN} = 85\%$ i wykonywano lądowanie autorotacyjne zgodnie z procedurą z IUL,
- w kolejnych lotach na tej samej prędkości zmniejszając stopniowo wysokość imitacji awarii realizowano procedurę lądowania autorotacyjnego j.w.,

- w następnych etapach kolejno przy prędkościach 90, 70, 50, 30 i 0 km/h imitowano awarię silnika (przemieszczenie DRP w położenie „mgz”) rozpoczynając od wysokości większej o około 50 m od wysokości podanej dla danej prędkości w IUL,
- po imitacji awarii silnika (początkowo bez zwłoki, a następnie z 1-sekundową zwłoką ingerencji pilota w sterowanie) dokonywano „zrzutu” dźwigni skoku ogólnego dla utrzymania prędkości obrotowej wirnika nośnego powyżej $N_{RMIN} = 85\%$ i rozpędzono śmigłowiec do prędkości początku manewru hamowania przed lądowaniem autorotacyjnym $V_{IAS} = 110$ km/h,
- wykonywano lądowanie autorotacyjne zgodnie z aktualną procedurą z IUL,
- w kolejnych lotach na tej samej prędkości zmniejszano stopniowo wysokość imitacji awarii realizowano procedurę lądowania autorotacyjnego j.w.,
- próbę dla każdej wysokości kończono na wysokości awarii podanej dla danej prędkości na wykresie H-V w IUL.

Dla utrzymywania zerowej prędkości względem otaczającego powietrza zabudowano przed przednią szybą śmigłowca specjalne rusztowanie z wiszącymi nitkami, których zachowanie (wcześniej sprawdzone podczas zawisu przy ziemi) świadczyło o osiągnięciu zawisu (rys. 17).

Ponadto posługiwano się GPS-em jako metodą dodatkową dla utrzymywania zawisu i jako wskaźnik podstawowy dla utrzymywania prędkości $V = 30$ km/h. Przy użyciu GPS-a określano kierunek i prędkość wiatru, a następnie przemieszczano się względem ziemi przy pomocy GPS-a z uwzględnieniem prędkości wiatr (podczas próby na wysokości imitacji awarii silnika prędkość wiatru wynosiła około 10 km/h).

Wyniki prób przedstawiono w następującej postaci:

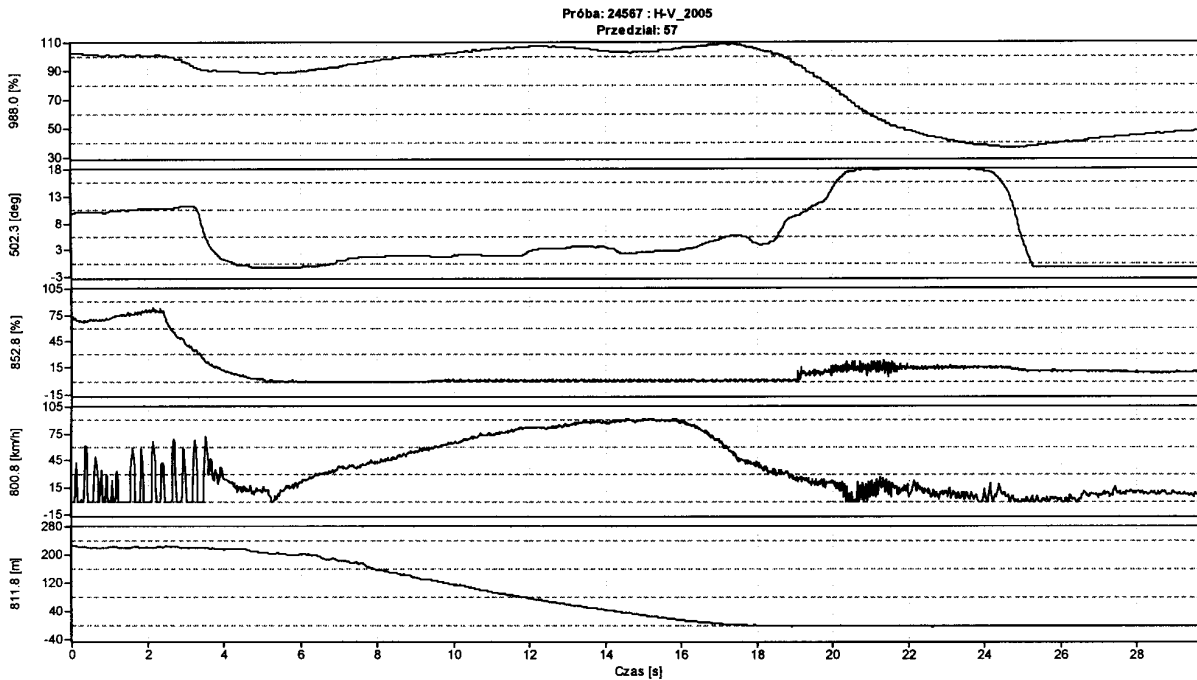
- zbiorczej tabeli, zawierającej wybrane parametry podczas wszystkich etapów lotu po imitacji awarii silnika na górnej granicy strefy H-V z 1-sekundowym opóźnieniem reakcji pilota (tab. 4),
- przebiegów czasowych wybranych parametrów lotu podczas symulacji awarii silnika (DRP w położenie „mgz”) na górnej granicy strefy H-V (rys. 15÷16),
- niebezpiecznych stref H-V dla śmigłowca PZL SW-4 zamieszczone w IUL z naniesionymi punktami, w których przeprowadzono imitację awarii silnika na górnej granicy strefy H-V (rys. 19),
- zdjęć fotograficznych wykonanych z kabiny badanego śmigłowca tuż przed symulacją awarii silnika w zawisie na wysokości $h = 222$ m (rys. 17÷19).

Tab. 4. Parametry lotu podczas prób mających na celu określania górnej granicy strefy H-V

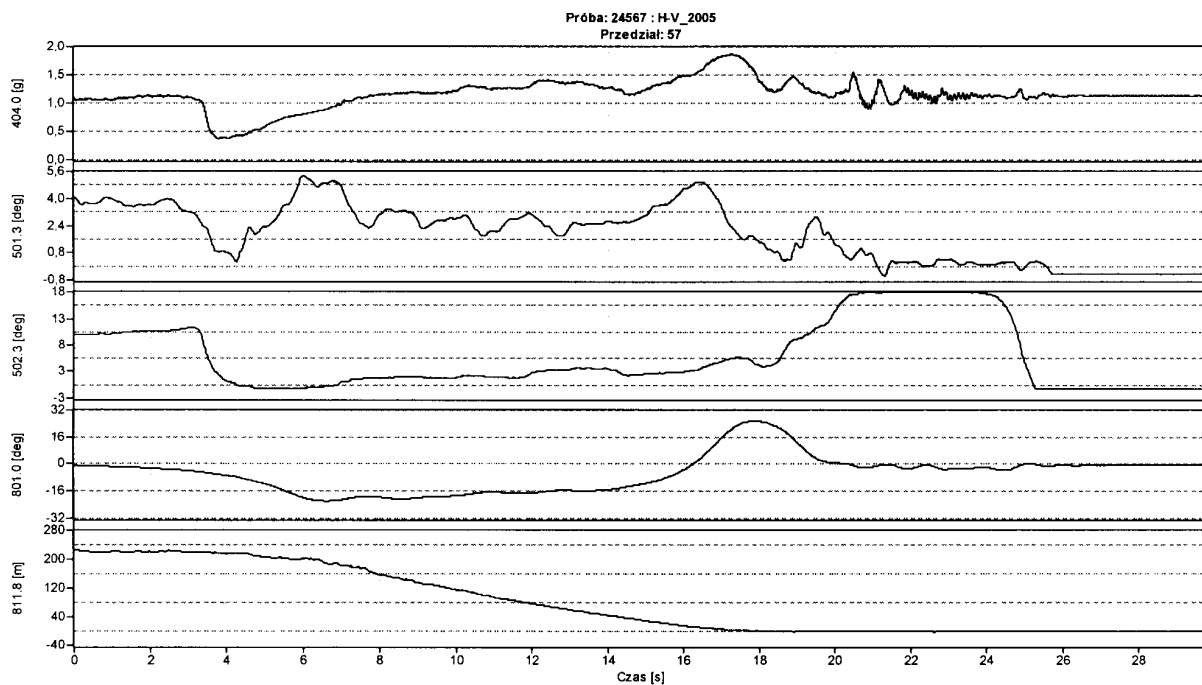
Nr lotu	Marker	Wyłączenie silnika			Rozpędzanie			Lądowanie				Przyziemienie		
		h [m]	V [km/h]	$\tau_{opóz}$ [sek]	N_{RMIN1} [%]	ϑ_{MIN} [deg]	V_{MAX} [km/h]	h_{ϕ} [m]	ϑ_{MAX} [deg]	N_{RMAX} [%]	h_{ϕ} [m]	φ_{MAX} [deg]	N_{RMIN2} [%]	n_Y [g]
24562	37	59	104	1,30	87,7	-4	108	15	20	105,9	2,1	15,8	69,0	2,0
	47	85	93	1,00	88,1	-13	107	20	24	104,6	1,1	14,9	72,5	1,6
24564	11	128	70	1,05	87,7	-10	93	22	23	112,4	2,4	17,3	66,0	1,35
	21	152	48	1,05	88,1	-13	100	24	28	112,4	1,0	17,3	64,7	1,30
24567	49	180	~30	0,95	90,3	-26	106	18	26	110,7	1,7	12,4	80,7	1,49
	57	222	~0	0,90	88,5	-22	92	18	26	108,9	1,0	17,0	69,0	2,0

Oznaczenia przyjęte w powyższej tabeli:

- H – wysokość imitacji awarii silnika,
- V – prędkość imitacji awarii silnika,
- $\tau_{opóz}$ – opóźnienie reakcji pilota w sterowanie skokiem ogólnym wirnika nośnego,
- N_{RMIN1} – minimalne prędkości obrotowe wirnika nośnego po imitacji awarii silnika,
- ϑ_{MIN} – pochylenie kadłuba podczas manewru rozpędzania,
- V_{MAX} – maksymalna prędkość po rozpędzaniu,
- h_{ϕ} – wysokość początku manewru hamowania („flare”),
- ϑ_{MAX} – maksymalny kąt zadarcia kadłuba podczas hamowania,
- N_{RMAX} – maksymalne prędkości obrotowe wirnika nośnego podczas hamowania,
- h_{ϕ} – wysokość „poderwania” skoku ogólnego wirnika nośnego,
- φ_{MAX} – maksymalny skok ogólny wirnika nośnego podczas „poderwania”,
- N_{RMIN2} – minimalne prędkości obrotowe wirnika nośnego podczas przyziemienia,
- n_Y – przeciążenie podczas przyziemienia.



— 988.0 : Obroty WN	Średnia: 82.3
— 502.3 : Kąt skoku ogólnego WN	Średnia: 5.241
— 852.8 : Moment silnika	Średnia: 13.21
— 800.8 : Prędkość lotu przyrządów a	Średnia: 35.07
— 811.8 : Geometryczna w wysokości lotu	Średnia: 78.55



— 404.0 : Przeciążenie w pł. 9-tej w regi Y	Średnia: 1,1556
— 501.3 : Kąt pochylenia TS	Średnia: 1,9353
— 502.3 : Kąt skoku ogólnego WN	Średnia: 5,241
— 801.0 : Pochylenie śmigłowca	Średnia: -5,414
— 811.8 : Geometryczna w wysokości lotu	Średnia: 78,55

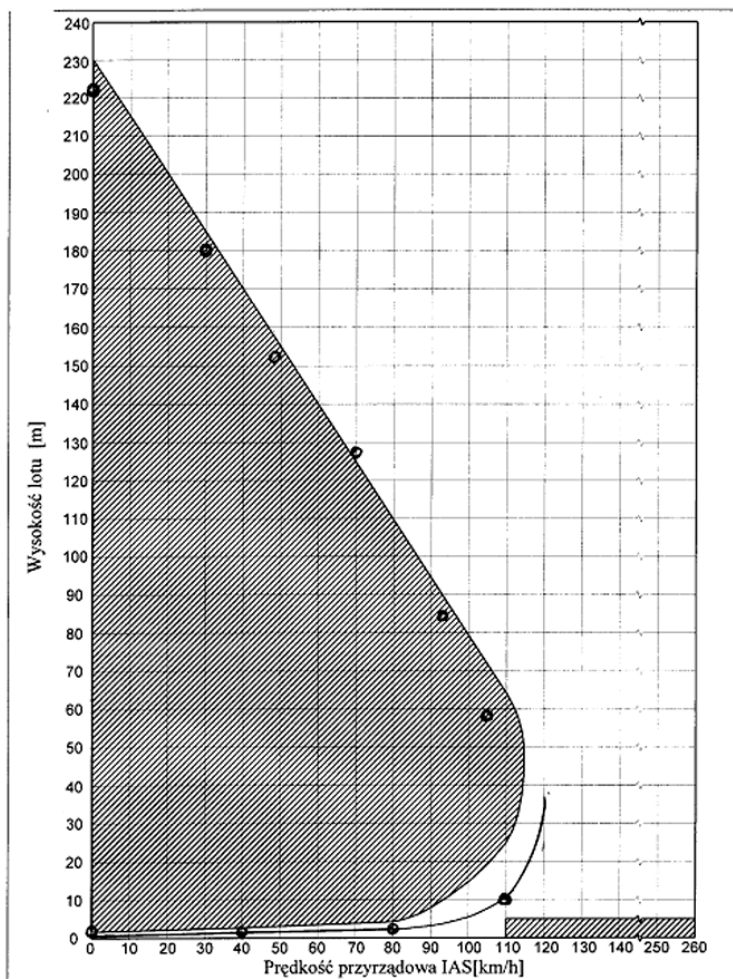
Rys. 15, 16. Symulacja awarii silnika na wysokości $h = 222$ m i prędkości $VIAS \sim 0$ km/h



Rys. 17. Specjalny wskaźnik prędkości zerowej śmigłowca względem otaczającego powietrza tuż przed imitacją awarii silnika w zawisie na wysokości $h = 222\text{ m}$



Rys. 18. Wskazania przyrządów pokładowych tuż przed imitacją awarii silnika w zawisie na wysokości $h = 222\text{ m}$



Rys. 19. Niebezpieczne strefy H-V dla śmigłowca PZL SW-4 zamieszczone w IUL z naniesionymi punktami, w których przeprowadzono imitację awarii silnika na górnej granicy strefy H-V oraz na trajektorii startu normalnego

Z. Kazulo

THE METHODS OF DEFINING DANGEROUS H-V ZONES FOR THE PZL SW-4 HELICOPTER

Summary

In line with requirements set in aircraft regulations (for example FAR-27), for every type of certified helicopter the dangerous H-V zones, in which the manufacturer cannot guarantee safety after an engine failure, must be set out. The definition of the borders of the H-V zones requires corresponding tests to be carried out by the helicopter manufacturer. In particular, the evaluation of the upper border of the H-V zones poses a serious problem due to the high risk involved and the possibility of damage to the helicopter. For this reason, at the certification factory tests stage of the SW-4 helicopter, a simplified method, which did not require autorotation landings to take place after an engine failure simulation carried out within the predicted H-V zone, was carried out to define the upper border of the H-V zone. During the validation of the Polish certificate for the PZL SW-4 however, a demonstration of an engine failure on the borders of the H-V zone followed by an autorotation landing was demanded by EASA. This forced on PZL Swidnik the urgency of carrying out corresponding tests to confirm the upper border of the H-V zone, whose process and results are the subject of the article.

З. Казуло

МЕТОДЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОПАСНЫХ ЗОН В-С ДЛЯ ВЕРТОЛЕТА ПЗЛ СВ-4

Резюме

Согласно требованиям авиационных правил (ФАР-27) для сертификации вертолёта любого типа должны быть определены опасные зоны В-С для которых производитель вертолёта не гарантирует безопасность в случае аварии двигателя. Определение границ зон В-С требует от производителя вертолёта проведения соответствующих испытаний. Определение верхней границы зон В-С это особенно трудная задача из за большой степени риска и возможности повредить вертолёт. По этой причине на этапе сертификационных (заводских) испытаний вертолёта СВ-4 для определения верхней границы зоны В-С принято посредственный метод который не нуждается в проведении авторотационных приземлений после симулированной аварии двигателя в близости ожидаемой границы В-С. Однако во время валидации польского сертификата вертолёта СВ-4, EASA потребовала от ПЗЛ Свидник демонстрации аварии двигателя на границы зон В-С с последующим авторотационным приземлением. Это заставило ПЗЛ Свидник провести соответствующие испытания для определения (подтверждения) верхней границы зоны В-С, ход которых и результаты стали темой этой статьи.