

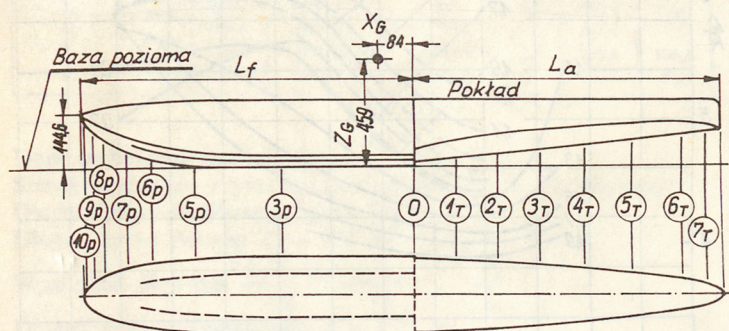
Charakterystyki pływaków wodnosamolotów (III)

W *TLiA* nr 11-12/87 i nr 1/88 [2] opublikowaliśmy charakterystyki geometryczne i hydrodynamiczne pływaka przystosowanego do wodnosamolotów dwupływakowych. Jako uzupełnienie zamieszczamy charakterystyki pływaka o bardziej złożonym profilu dna. Nieco podobny profil przekroju poprzecznego, składający się z dwóch odcinków profilu wklęsłego (po każdej stronie płaszczyzny symetrii), z ostrą krawędzią załomu między nimi, jest stosowany od lat przez firmę EDO, głównego producenta pływaków na świecie. Nie dysponujemy niestety charakterystykami hydrodynamicznymi pływaków EDO, choć ich dane geometryczne i obciążenia są dostępne [3]. Zamieszczone poniżej charakterystyki, pochodzą podobnie jak opublikowane poprzednio w *TLiA*, ze

źródeł radzieckich [1] i mają ten sam układ. Jest to kolejny model – model „11”, o tych samych wymiarach, co opublikowany już model „10”. Dlatego nie będziemy powtarzać oznaczeń i objaśnień podanych w [2]. Również obciążenie pływaka podczas prób w basenie holowniczym zmieniano w funkcji prędkości, jak dla modelu „10”, tj. wg rys. 1 (*TLiA* nr 1/1988).

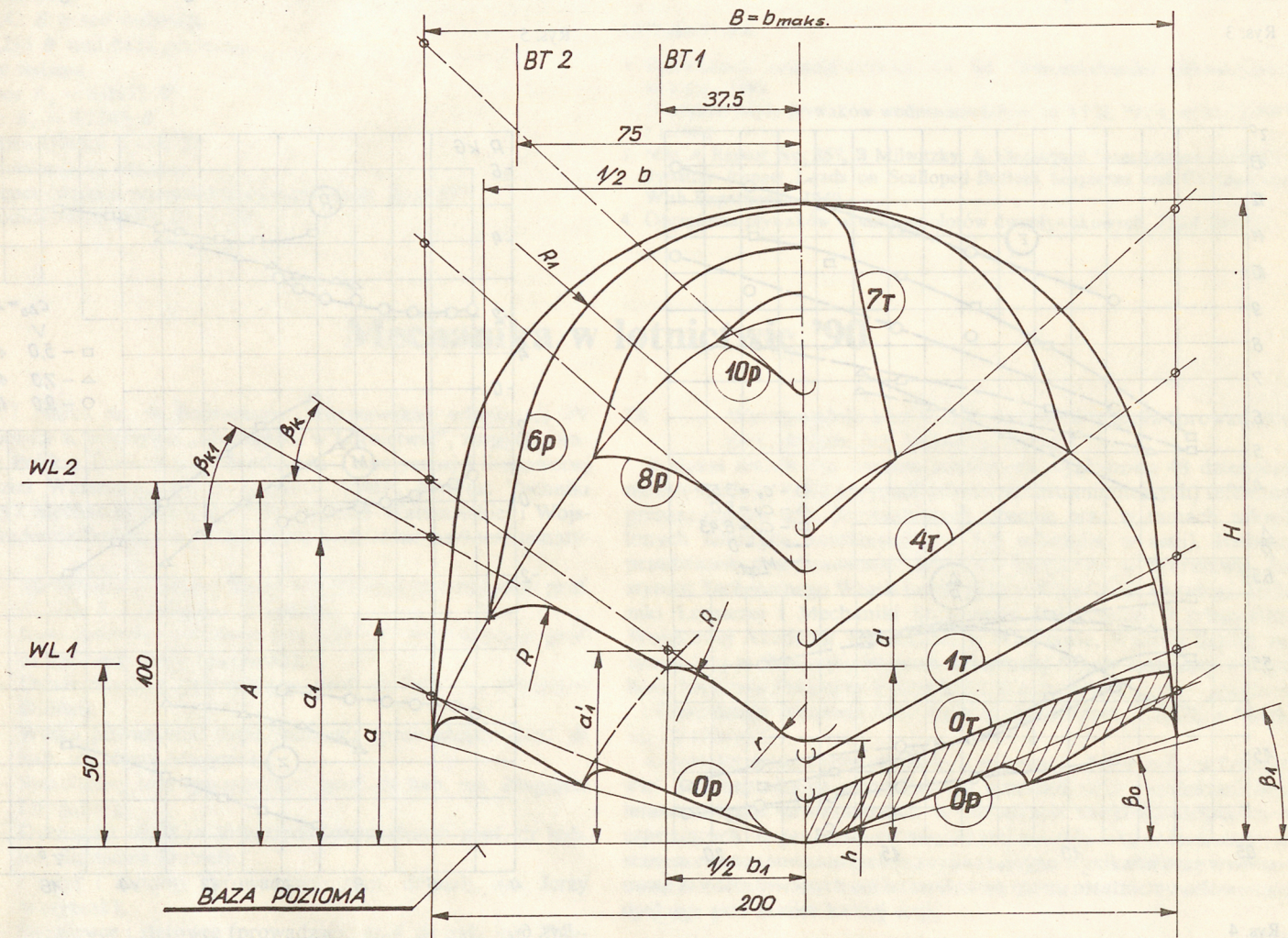
Działanie dodatkowego ostrego obła (czy, jak niektórzy mówią, redanu wzdłużnego) jest dyskusyjne, zwłaszcza w zastosowaniu nie do wodnosamolotów, lecz do łodzi ślizgowych. Niewątpliwie stwarzają większy opór hydrodynamiczny przy mniejszych prędkościach, a nawet w zakresie wejścia w ślizg („garbu” oporów). W przypadku wodnosamolotów istotną wadą jest też większy opór aerodynamiczny w locie. Istotną zaletą dodatkowego obła jest niejako przymusowe zmniejszenie zwilżanej szerokości pływaka przy ślizgu z dużą prędkością, co zmniejsza opory w końcowej fazie rozbiegu, w której nieraz występuje drugi garb oporu, przy jednocześnie zmniejszonym ciągu śmigła. Ten zakres rozbiegu wymaga oddzielnego omówienia, gdyż na ogół wypada on poza zakresem mierzonych współczynników prędkości. Istotnie zakresy są doprowadzone do $C_v = 6,4$. Dla pływaka o szerokości 0,75 m odpowiada to prędkości ruchu $V = C_v \cdot \sqrt{g \cdot b} = 17,36 \text{ m/s} \approx 62,5 \text{ km/h}$.

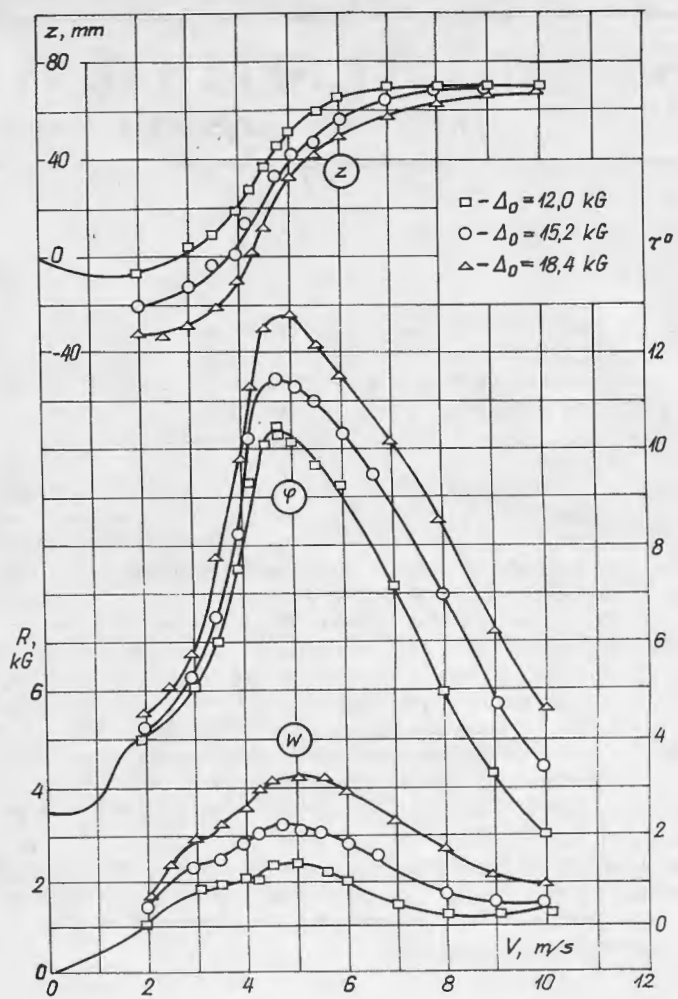
Dla samolotu o prędkości oderwania 90 km/h trzeba wykresy doprowadzić do $C_v = \text{ok. } 9,2$. Metody ekstrapolacji przedstawimy przy omawianiu sposobów przeliczania charakterystyk modelu na warunki rzeczywistego samolotu.



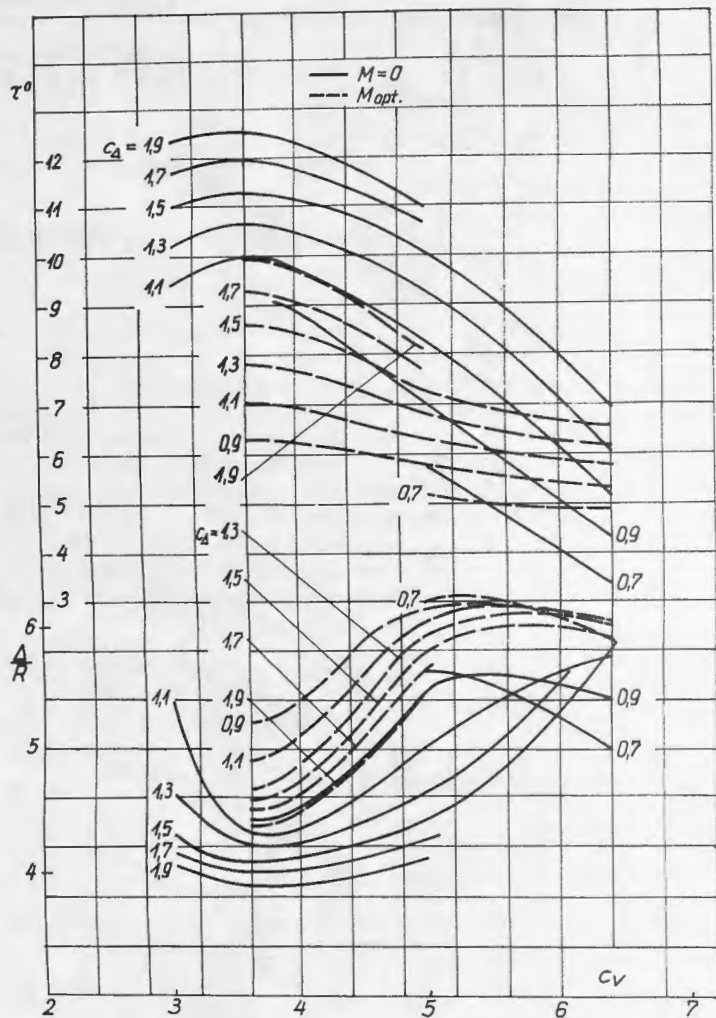
Rys. 1

Rys. 2

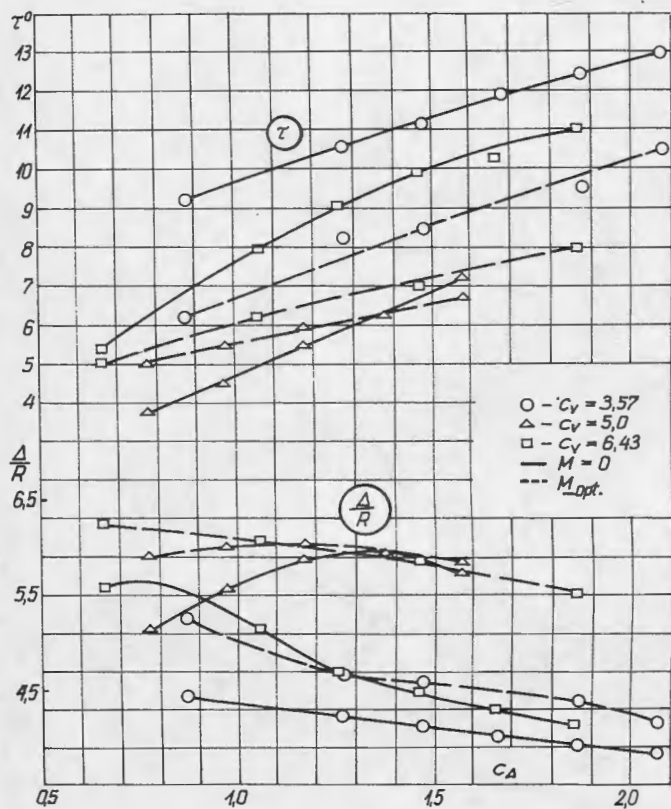




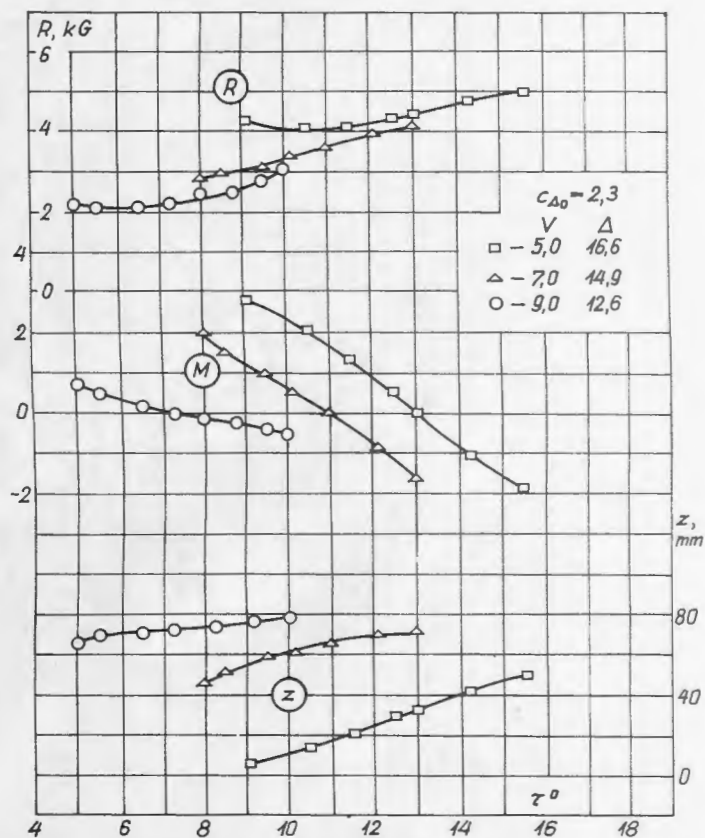
Rys. 3



Rys. 5



Rys. 4



Rys. 6

TABLICA. Współrzędne pływaka, model „11”

Nr przekroju	Δl	l	1/2b	1/2b ₁	h	r	A	a	a'	R	R ₁	H	a ₁	a' ₁	WL1	WL2	BT1	BT2	Nr przekroju	
11 _p	7,8	859,3	0	—	144,5	0	—	144,5	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	11 _p
10 _p	19,2	851,5	23,2	—	123,5	2,8	221,5	138,0	—	57,0	21,4	151,4	145,2	—	—	—	—	—	—	10 _p
9 _p	31,0	832,3	41,0	—	98,8	3,7	193,1	123,8	—	51,7	38,5	157,1	136,3	—	—	—	—	122,9	—	9 _p
8 _p	63,0	801,3	55,5	—	75,0	4,9	165,2	106,2	—	43,8	51,8	162,9	124,2	—	—	30,4	—	103,2	—	8 _p
7 _p	63,0	738,3	73,8	—	45,2	7,6	126,8	81,6	—	31,2	67,1	170,2	104,7	—	8,2	—	—	73,9	—	7 _p
6 _p	108,8	675,3	85,2	36,4	26,9	10,1	101,0	63,2	48,2	22,2	76,5	173,4	85,6	52,1	38,6	—	—	48,8	68,0	6 _p
5 _p	111,8	556,5	96,0	50,8	8,0	14,2	65,3	41,7	30,0	12,6	87,3	175,2	59,6	36,0	—	—	—	27,8	45,8	5 _p
4 _p	111,9	444,7	99,5	58,2	0,8	16,8	45,0	31,8	19,8	9,0	92,3	175,2	43,9	25,9	—	—	—	16,2	29,4	4 _p
3 _p	111,8	332,8	100,0	60,0	0	17,3	41,0	27,8	15,6	7,3	94,0	175,2	41,0	24,0	—	—	—	14,2	24,2	3 _p
2 _p	111,9	221,0	100,0	60,0	0	17,3	41,0	27,8	15,6	7,3	94,0	175,2	41,0	24,0	—	—	—	14,2	24,2	2 _p
1 _p	109,1	109,1	100,0	60,0	0	17,3	41,0	27,8	15,6	7,3	94,0	175,2	41,0	24,0	—	—	—	14,2	24,2	1 _p
0 _p	0	0	100,0	60,0	0	17,3	41,0	27,8	15,6	7,3	94,0	175,2	41,0	24,0	—	—	—	14,2	24,2	0 _p
0 _T	103,4	0	98,2	—	11,5	2,2	54,0	45,6	—	167,2	94,0	175,2	53,0	—	—	—	—	—	—	0 _T
1 _T	107,7	103,4	93,8	—	21,8	2,2	79,2	70,5	—	177,2	91,2	175,2	75,0	—	—	—	—	—	—	1 _T
2 _T	111,9	211,1	87,0	—	32,2	2,2	97,0	88,1	—	184,0	86,2	175,2	89,0	—	—	—	—	—	—	2 _T
3 _T	111,8	323,0	79,2	—	43,2	2,2	114,2	99,3	—	—	77,8	175,2	99,7	—	—	—	—	—	—	3 _T
4 _T	125,9	434,8	70,6	—	54,2	2,2	128,3	106,5	—	—	67,3	175,2	106,5	—	—	—	—	—	—	4 _T
5 _T	125,9	560,7	58,0	—	66,2	2,2	145,3	112,2	—	—	51,5	175,2	112,2	—	—	—	—	—	—	5 _T
6 _T	63,0	686,6	39,6	—	78,8	2,2	164,3	112,2	—	—	28,8	175,2	112,2	—	—	—	—	—	—	6 _T
7 _T	41,1	749,6	24,0	—	84,9	2,2	173,4	106,6	—	—	13,2	175,2	106,6	—	—	—	—	—	—	7 _T
8 _T		790,7	0	—	89,0	0	—	89,0	—	—	—	175,2	89,0	—	—	—	—	—	—	8 _T

Dane techniczne modelu (model „11” wg [1])
 Szerokość modelu w płaszczyźnie redanu $B = b_{\max} = 200$ mm
 Długość części dziobowej $L_f = 4,28 B$
 Długość części rufowej $L_a = 3,97 B$
 Wydłużenie pływaka $\frac{L_f + L_a}{B} = 8,25$

Długość części cylindrycznej $L_c = 1,73 B$
 Współrzędne środka ciężkości (punktu odniesienia dla momentów przegłębiających):

$x_G = 0,42 B$ przed redanem
 $z_G = 2,295 B$ nad bazą poziomą

Wysokość redanu:
 na stępce $h_1 = 0,0575 B$
 na obłe $h'_1 = 0,1245 B$

Kąt wzniosu tylnicy $\sigma = 6^\circ 25'$

Kąty podobnienia na redanie:
 przy stępce (wznios prostokątnej części dna) $\beta_k = 23^\circ$
 przy dodatkowym obłe $\beta_{k1} = 30^\circ$

kąt wzniosu obła $\beta_1 = 17^\circ$
 kąt wzniosu obła dodatkowego $\beta_0 = 15^\circ$
 Całkowita wyporność modelu $V_0 = 28,2 \text{ dm}^3$, czyli
 $\Delta_0 = 28,2 \text{ kg}$

Trzeba zauważyć, że za kąt podobnienia zewnętrzny β , potrzebny do obliczenia obciążenia [4], należy przyjmować kąt średni, tj. kąt wzniosu obła nad stępką (tu ok. 16°)

Opracował: K. Dąbrowski

LITERATURA

1. Sprawocznik awiakonstruktora. Cz. III. Gidromechanika gidrosamolota. Moskwa, 1983
2. Charakterystyki pływaków wodnosamolotów, cz. I i II, *TLiA*, nr 11-12/1987 i 1/1988
3. NACA Report No. 867, B Milwitzky: A Theoretical Investigation of Hydrodynamic Impact Loads on Scalloped-Bottom Seaplanes and Comparisons With Experiment, 1949
4. Obciążenia pływaków wodnosamolotów dwupływakowych, *TLiA* 10/1987

Mechanika w lotnictwie '90

26 i 27 marca br. w Politechnice Warszawskiej odbyła się IV Ogólnopolska Konferencja „Mechanika w Lotnictwie”, zorganizowana przez Polskie Towarzystwo Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej — Oddział Warszawa, Sekcję Lotniczą SIMP, Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej Politechniki Warszawskiej i Wojskową Akademię Techniczną. Konferencję podzielono na 9 sesji tematycznych:

- I — Modelowanie i identyfikacja w lotnictwie (prowadzący: prof. dr hab. inż. Zbigniew Dźygadło);
- II — Modelowanie i symulacja lotu samolotu (prowadzący: prof. dr hab. inż. Jerzy Maryniak);
- III — Dynamika lotu (prowadzący: prof. dr hab. inż. Stanisław Dubiel);
- IV — Walka powietrzna, naprowadzanie (prowadzący: prof. dr hab. inż. Jerzy Maryniak);
- V — Symulatory lotu (prowadzący: prof. dr hab. inż. Zbigniew Dźygadło);
- VI — Dynamika silników lotniczych (prowadzący: prof. dr hab. inż. Stanisław Dubiel);
- VII — Flatter i shimmy (prowadzący: prof. dr hab. inż. Jerzy Maryniak);
- VIII — Śmigłowce i sterowce (prowadzący: prof. dr hab. inż. Zbigniew Dźygadło);

IX — Wytrzymałość konstrukcji, rezonans, drgania (prowadzący: prof. dr hab. inż. Stanisław Dubiel).

Podczas dwóch dni trwania konferencji wygłoszono 48 dziesięciminutowych (w kilku przypadkach dwudziestominutowych) referatów prezentujących stan prowadzonych obecnie prac w ramach określonych tematyką konferencji (po 5–6 referatów w sesji). Referaty przedstawili przedstawiciele: Instytutu Lotnictwa w Warszawie, Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych w Warszawie, Instytutu Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej Politechniki Warszawskiej, Wojskowej Akademii Technicznej w Warszawie, Wyższej Szkoły Inżynierskiej w Radomiu, Wyższej Oficerskiej Szkoły Lotniczej w Dęblinie, Instytutu Pojazdów Politechniki Warszawskiej oraz — gościnnie — Centralnego Instytutu Aero-Hydrodynamicznego (CAGI) w Moskwie (3 referaty).

Celem dorocznej Ogólnopolskiej Konferencji „Mechanika w Lotnictwie” jest zapoznanie wszystkich jej uczestników z kierunkami oraz tematami prac prowadzonych w ośrodkach naukowo-technicznych zajmujących się problemami związanymi z mechaniką w lotnictwie; ze stanem zaawansowania tych prac i aktualnymi wynikami oraz wymiana uwag zainteresowanych osób i środowisk (temu ostatniemu celowi służy dyskusje pod koniec każdej sesji).

P.G.

Wpływ automatyzacji na efektywność wykorzystania radarów meteorologicznych

Dr MARIAN MARCINEK

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

Szybkie rozpoznawanie pogody oraz opracowywanie wiarygodnych prognoz ma istotne znaczenie dla obsługi meteorologicznej lotnictwa. Wymaga to od służb meteorologicznych efektywnego wykorzystania środków technicznych oraz powiązania wyników uzyskiwanych z różnych źródeł informacji.

Do rozpoznawania pogody i opracowywania prognoz, oprócz tradycyjnych środków i metod, coraz częściej są wykorzystywane radiolokacyjne i satelitarne źródła informacji. Są to nowoczesne i wydajne urządzenia wymagające nowych środków i metod przetwarzania informacji.

Jednym z takich rozwiązań jest, opracowany w Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych, specjalizowany procesor meteorologiczny SPM-1 (rys. 1), który w połączeniu z minikomputerem MERA-400 tworzy zestaw przetwarzania informacji z radiolokacyjnej stacji meteorologicznej ZPI RSM (rys. 2). Zestaw ten, na podstawie danych z radaru meteorologicznego, realizuje podstawowe funkcje dotyczące automatycznego rozpoznawania zjawisk atmosferycznych, prognozowania miejsca ich położenia oraz prezentacji wyników w różnych przekrojach.

Przydatność ww. rozwiązań do obsługi meteorologicznej lotnictwa można oceniać m.in. porównując podane niżej tzw. czynniki efektywności nowych metod z dotychczasowymi sposobami opracowywania informacji z radiolokacyjnego rozpoznania pogody

- Czas uzyskiwania informacji – wpływa w istotny sposób na skuteczność obsługi meteorologicznej lotnictwa. Czas ten, licząc od rozpoczęcia obserwacji przez radar do prezentacji informacji użytkowej w postaci graficznej, wynosi:
 - przy dotychczasowym (ręcznym) sposobie pracy – ok. 35 ÷ 50 min,
 - w systemie zautomatyzowanym – ok. 10 min.

Jest to znaczne skrócenie czasu, nie mówiąc już o jakości i liczbie uzyskiwanych informacji.

- Wiarygodność rozpoznawania zjawisk atmosferycznych – wpływa na bezpieczeństwo, a niekiedy i możliwość wykonywania zadań. Jest uwarunkowana dokładnością pomiaru odbiciowości radiolokacyjnej, która charakteryzuje rodzaj i natężenie zjawisk:
 - przy ręcznym sposobie pracy występuje 14 poziomów pomiaru odbiciowości (co 5 dB w przedziale od 0 do 70 dB),
 - w systemie zautomatyzowanym – 60 poziomów (co 0,2 wartości w przedziale od -5 do +7).

- Dokładność określania położenia (lokalizacji) zjawisk atmosferycznych – może mieć wpływ na wybór trasy lotu, a nawet sposób wykonania zadania w powietrzu i jest podawana:
 - przy pracy ręcznej – na siatce współrzędnych o wymiarach kwadratów – $30 \times 30 \text{ km} = 900 \text{ km}^2$,
 - w systemie zautomatyzowanym – $10 \times 10 \text{ km} = 100 \text{ km}^2$.

Np. przy prezentacji burzy o średnicy 5 km (powierzchnia przekroju poziomego – $19,6 \text{ km}^2$) następuje pozorne zwielokrotnienie jej obrazu:

- w pierwszym przypadku – ok. 46 razy,
- w drugim przypadku – ok. 5 razy.

- Liczba i zakres informacji – wpływa w znacznym stopniu na sposób i możliwości poprawnej analizy sytuacji atmosferycznej oraz wiarygodności rozpoznawczych charakterystyk parametrów meteorologicznych. Do analizy i rozpoznawania charakterystyk meteorologicznych występuje się:
 - przy pracy ręcznej 4÷5 wartości ($\log Z$ na 2÷3 poziomach wysokości, D – odległość, β – kąt elewacji anteny) – wyniki rozpoznawania są prezentowane jako diagram zawierający poziomy i pionowy przekrój zjawisk meteorologicznych,
 - w systemie zautomatyzowanym – 11 wartości ($\log Z$ na 7 poziomach: wysokości, H_d , H_g , $\log Z_{\max}$, $H \log Z_{\max}$) – wyniki rozpoznawania mogą być prezentowane (w zależności od potrzeb) jako 9 map i przekrojów pionowych charakterystyk zjawisk atmosferycznych.

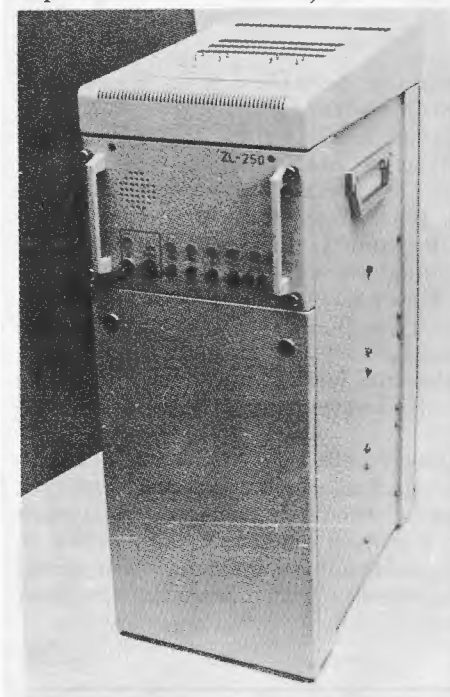
- Dostępność informacji meteorologicznej – umożliwia sprawną organizację obsługi meteorologicznej lotnictwa na różnych szczeblach dowodzenia:
 - w systemie pracy ręcznej radar jest praktycznie wykorzystywany przez lokalnych użytkowników (jednostki lotnicze),
 - w systemie zautomatyzowanym – istnieje możliwość wykorzystywania danych z punktu informacji radiolokacyjnej przez użytkowników lokalnych oraz bezpośrednio przez 3÷5 użytkowników zewnętrznych (jednostki lotnicze),
 - stwarza możliwość uogólniania informacji z radiolokacyjnego rozpoznania pogody dla obszaru kraju.

Jak z powyższego widać, automatyzacja procesu przetwarzania informacji z radarów meteorologicznych pozwala w znacznym stopniu wykorzystać ich możliwości, a to z kolei wpływa na czas i wiarygodność uzyskiwanej informacji.

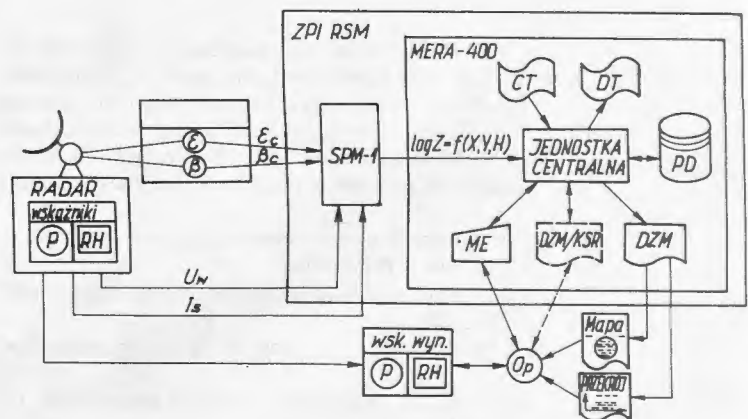
Omawiany zestaw jest obecnie wdrażany. Obsługa meteorologiczna lotnictwa wymaga ciągłego doskonalenia sprzętu i metod rozwiązywania zadań, zwłaszcza jeśli chodzi o skracanie czasu przetwarzania informacji, podnoszenie jej wiarygodności i przedstawienie jej użytkownikom. Dalszą poprawę efektywności systemu można uzyskać stosując nowy sprzęt komputerowy, bardziej optymalne metody matematycznej analizy i oceny rozpoznawanych zjawisk oraz rozszerzenie funkcji specjalizowanego procesora meteorologicznego.

Obsługa meteorologiczna lotnictwa wymaga ciągłego doskonalenia sprzętu i metod rozwiązywania zadań, zwłaszcza jeśli chodzi o skracanie czasu przetwarzania informacji, podnoszenie jej wiarygodności i przedstawienie jej użytkownikom. Dalszą poprawę efektywności systemu można uzyskać stosując nowy sprzęt komputerowy, bardziej optymalne metody matematycznej analizy i oceny rozpoznawanych zjawisk oraz rozszerzenie funkcji specjalizowanego procesora meteorologicznego.

Obsługa meteorologiczna lotnictwa wymaga ciągłego doskonalenia sprzętu i metod rozwiązywania zadań, zwłaszcza jeśli chodzi o skracanie czasu przetwarzania informacji, podnoszenie jej wiarygodności i przedstawienie jej użytkownikom. Dalszą poprawę efektywności systemu można uzyskać stosując nowy sprzęt komputerowy, bardziej optymalne metody matematycznej analizy i oceny rozpoznawanych zjawisk oraz rozszerzenie funkcji specjalizowanego procesora meteorologicznego.



Rys. 1. Specjalizowany procesor meteorologiczny (SPM-1)



Rys. 2. Zestaw przetwarzania informacji z radiolokacyjnej stacji meteorologicznej DZM/KSR występuje zamiennie z ME lub DZM

Rzeczywista długość drogi startowej

Cz. II – Wpływ warunków miejscowych

Doc. dr hab. inż. ANTONI ŚWIĄTECKI

Politechnika Warszawska

W cz. I artykułu omówiono znaczenie masy samolotu przy określaniu rzeczywistej długości drogi startowej, w cz. II zostanie omówiony wpływ warunków miejscowych na tę długość. Zgodnie z Aneksem 14 [1], przy projektowaniu rzeczywistej długości drogi startowej powinny być uwzględnione: wysokość n.p.m., temperatura, spadek podłużny drogi startowej, wilgotność i charakterystyki nawierzchni. W cz. II artykułu zostaną omówione dwa pierwsze czynniki oraz przeprowadzone porównanie wartości współczynników poprawkowych określonych w przepisach polskich z odpowiadającymi im współczynnikami określonymi przez ICAO.

Wysokość nad poziomem morza

Przy niezmienności innych czynników wymagana długość drogi startowej wzrasta wraz z wysokością lotniska n.p.m. Gdy zwiększa się wysokość n.p.m., ciśnienie i gęstość powietrza zmniejszają się, zmniejsza się więc siła nośna przy danej rzeczywistej prędkości lotu, moc i sprawność śmigła, wydłuża się natomiast czas potrzebny do osiągnięcia prędkości postępowej niezbędnej do wytworzenia żądanej siły nośnej. Dlatego długość drogi startowej wymagana do startu dla danych samolotów wydłuża się wraz ze zwiększeniem wysokości lotniska n.p.m. Podobnie przy wyżej położonych lotniskach są większe rzeczywiste prędkości lądowania, a mniejsza gęstość powietrza zmniejsza rozporządzalny opór podczas dobiegu przy lądowaniu [3].

Na krzywych lub w tablicach osiągow samolotu wymagane długości drogi startowej są podane dla różnych wysokości ciśnieniowych (pressure altitude), lecz ich linie są oznaczone jako wysokości n.p.m. Zgodnie z definicją podaną w [4] ciśnienia te (wysokości) są to ciśnienia atmosferyczne wyrażone jako wysokości n.p.m. odpowiadające ciśnieniom atmosfery wzorcowej. Wysokości te są przyjmowane za wysokości lotniska.

W polskich przepisach [2] do określania wartości współczynnika poprawkowego na ciśnienie atmosferyczne przyjęto ciśnienie atmosfery wzorcowej. Współczynnik ten był wyrażony wzorem:

$$K_p = 1 + 0,003 \Delta p \quad (1)$$

gdzie Δp różnica w mm Hg pomiędzy ciśnieniami barometrycznymi odpowiadającymi atmosferze wzorcowej na poziomie morza i na wysokości lotniska.

Współczynniki poprawkowe obliczone wg wzoru (1) dla obszarów Polski zwiększają podstawową długość drogi startowej o kilka procent. Np. dla kilku polskich miast (H – wysokość n.p.m.): $K_p = 1,019$ (Bydgoszcz – $H = 70$ m), $K_p = 1,03$ (Warszawa – $H = 110$ m), $K_p = 1,038$ (Białystok – $H = 140$ m), $K_p = 1,048$ (Zielona Góra – $H = 180$ m), $K_p = 1,056$ (Kraków – $H = 210$ m), $K_p = 1,064$ (Przemyśl – $H = 240$ m), $K_p = 1,158$ (Nowy Targ – $H = 600$ m). Współczynnik poprawkowy na ciśnienie atmosferyczne, jak i pozostałe dwa współczynniki poprawkowe na temperaturę i spadek drogi startowej zawarte w polskich przepisach mają zastosowanie, gdy jest ustalona tzw. podstawowa długość drogi startowej. Wg [2] podstawowa długość drogi startowej jest określona dla danego statku powietrznego w warunkach atmosfery wzorcowej, na poziomie morza, przy pogodzie bezwietrznej, przy zerowym spadku drogi startowej i powinna być równa lub większa od największej z czterech długości: długości normalnego startu, długości rozbiegu przy przerwaniu pracy jednego z silników po osiągnięciu prędkości decyzji, długości rozbiegu i hamowania przy przerwaniu pracy jednego z silników przed osiągnięciem prędkości decyzji, długości lądowania określonej tak jak w zaleceniach ICAO.

Definicja ta w pewnym stopniu różni się od podanej w [1] i stosowanej do określania rzeczywistej długości drogi startowej, gdy brak nomogramów lub tablic osiągow samolotu obliczeniowego, lecz są znane wymagane długości do startu i lądowania w warunkach wzorcowych, tj. takich jak w przepisach polskich. Różnica w stosunku do polskich przepisów polega na tym, że współczynniki poprawkowe są stosowane oddzielnie do tych dwóch długości, przy czym długość wymaganą do lądowania zwiększa się tylko ze względu na wysokość lotniska n.p.m. Unika się w ten sposób błędu, jaki może wyniknąć przy stosowaniu polskich przepisów, gdy największą z czterech długości jest długość wymagana do lądowania, ponieważ wg tych przepisów rzeczywista długość drogi startowej jest równa iloczynowi podstawowej długości pomnożonej przez wszystkie współczynniki poprawkowe.

Wg zalecenia ICAO [3] zwiększenie podstawowej długości drogi startowej ze względu na położenie lotniska n.p.m. wynosi 7% na każde 300 m wysokości. Zalecenie to, od wielu lat nie zmienione, można wyrazić wzorem (2):

$$K_H = 1 + \frac{0,07 H}{300} \quad (2)$$

gdzie H – wysokość lotniska n.p.m.

Współczynniki K_H są nieznacznie mniejsze od współczynników K_p , co pokazano w tabl. 1. Zwiększenie długości drogi startowej wg współczynników w przepisach polskich wynosi ok. 8% na 300 m. Należy jednak zauważyć, że w obu wzorach jest w zasadzie uwzględnione to samo ciśnienie atmosfery wzorcowej na różnych wysokościach n.p.m.

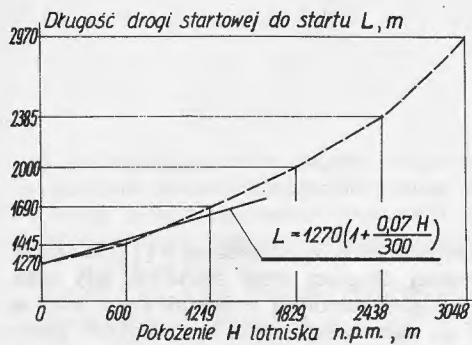
TABLICA 1. Porównanie współczynników poprawkowych wg przepisów polskich i zaleceń ICAO

Wysokość n.p.m.	Wartość $1 + 0,003 \Delta p$	Wartość $1 + \frac{0,07 H}{300}$	Wysokość n.p.m.	Wartość $1 + 0,003 \Delta p$	Wartość $1 + \frac{0,07 H}{300}$
0	1,0	1,0	360	1,096	1,084
60	1,016	1,014	420	1,111	1,098
120	1,032	1,028	480	1,127	1,112
180	1,048	1,042	540	1,142	1,126
240	1,064	1,056	600	1,158	1,140
300	1,080	1,070	660	1,173	1,154

W tabl. 1 podano wartości współczynników poprawkowych na wysokość tylko do 660 m, ponieważ najwyżej położone lotnisko (sportowe) w Polsce (Nowy Targ) znajduje się na wysokości ok. 630 m n.p.m.

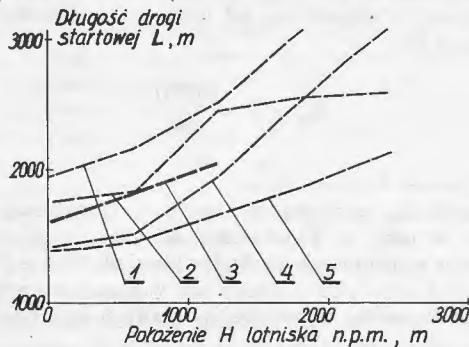
Należy jednak zwrócić uwagę, że przy wyżej położonych lotniskach może obowiązywać dodatkowe zastrzeżenie podane w [3]. Wg tego zastrzeżenia, gdy całkowita poprawka na wysokość i temperaturę jest większa niż 35%, wymagana korekta długości drogi startowej powinna być określona w odpowiednich badaniach uwzględniających osiągi samolotów i istniejące warunki lokalne. Tak więc zastrzeżenie to ogranicza zastosowanie wzoru (2), na podstawie którego otrzyma się 35% przy wysokości 1500 m. Rys. 1, opracowany na podstawie nomogramu podanego w [5], pokazuje jak zmienia się długość drogi startowej w przypadku, gdy uwzględnia się wysokość i odpowiadającą jej temperaturę atmosfery wzorcowej. Nomogram (nie zamieszczony w artykule) przedstawia wymagane do startu długości drogi startowej (samolotów B-737-200) dla dnia standardowego, tj. o temperaturze

równej atmosferze wzorcowej na danej wysokości, np. $H = 0$, $t = 15^{\circ}\text{C}$; $H = 610$ m, $t = 11,04^{\circ}\text{C}$; $H = 1219$ m, $t = 7,06^{\circ}\text{C}$ itd. Na rys. 1 pokazano także prostą odpowiadającą współczynnikowi poprawkowemu na wysokości lotniska. Można zauważyć, że do wysokości ok. 1000 m n.p.m. prosta ta prawie pokrywa się z linią wykresu.

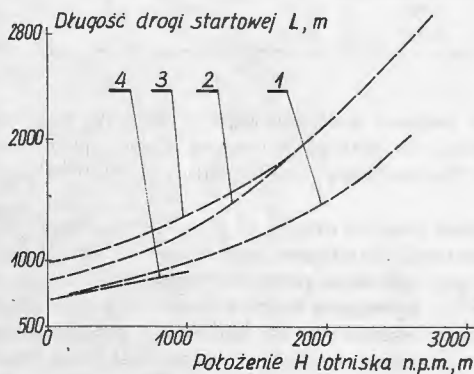


Rys. 1. Zależność długości drogi startowej od wysokości lotniska n.p.m. dla samolotu Boeing B-737-200. Masa startowa 40 820 kg. Temperatury odpowiadają temperaturze atmosfery wzorcowej na danej wysokości. Na podstawie [5]

Zgodność (do pewnej wysokości) współczynnika poprawkowego z odczytami z nomogramów widać również wyraźnie na rys. 2 i 3. Rys. 2 opracowano na podstawie nomogramów podanych w [6], z których jeden był przedstawiony w poprzednim artykule. Nomogramy odpowiadają samolotom turboodrzutowym o maks. masie startowej równej lub mniejszej od 27 200 kg. Długości drogi startowej na rys. 2 są określone dla temperatury referencyjnej 15°C .



Rys. 2. Zależność między długością drogi startowej a wysokością lotniska n.p.m. Samoloty turboodrzutowe o maks. masie startowej $\leq 27 200$ kg, $t = 15^{\circ}\text{C}$. Na podstawie [6]: 1 – 100% floty, 90% obciążenie użytkowe, 2 – 75% floty, 90% obciążenie użytkowe, 3 – prosta o równaniu $L = 1600(1 + 0,07 \frac{H}{300})$, 4 – 100% floty, 60% obciążenie użytkowe, 5 – 75% floty, 60% obciążenie użytkowe



Rys. 3. Zależność między długością drogi startowej a wysokością lotniska n.p.m. Samoloty lotnictwa ogólnego $t = 15^{\circ}\text{C}$. Na podstawie [7]: 1 – porty lotnicze podstawowej obsługi lotniczej – stadium I, 2 – porty lotnicze podstawowej obsługi lotniczej – stadium II, 3 – porty lotnicze ogólnej użyteczności publicznej, 4 – $L = 670 \cdot (1 + 0,07 \frac{H}{300})$

Rys. 3 jest opracowany na podstawie nomogramów przeznaczonych dla lotnictwa lekkiego. Nomogramy, podane w [7], umożliwiają ustalenie długości drogi startowej dla trzech stadiów rozwoju portów. Stadia te są następujące [7]:

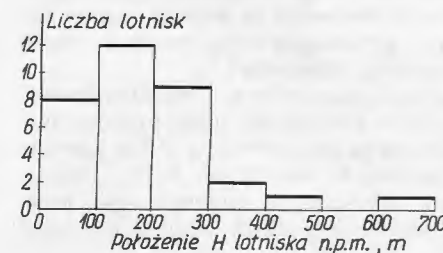
- Małe publiczne porty lotnicze stadium I (basic utility). Z portów tych może korzystać ok. 75% samolotów jednosilnikowych i małe samoloty dwusilnikowe. Samoloty te są używane do celów prywatnych i służbowych. Nie są zwykle przewidywane lądowania z precyzyjnym podejściem. Porty te są projektowane dla samolotów I grupy projektowej.

- Z małych publicznych portów lotniczych stadium II mogą korzystać wszystkie samoloty jak dla stadium I, małe samoloty dwusilnikowe służbowe i taksówki powietrzne. Porty te są także projektowane dla samolotów I grupy projektowej. Zwykle również nie są przewidywane lądowania z precyzyjnym podejściem.

- Zgodnie z podziałem przeprowadzonym w 1983 r. porty lotnicze ogólnej użyteczności publicznej (general utility) dzielą się również na dwa stadia. Porty I stadium są projektowane w zasadzie z tym samym przeznaczeniem jak porty małe, natomiast porty II stadium obsługują duże samoloty o kategorii podejścia A lub B i zwykle umożliwiają lądowania z podejściem precyzyjnym. Są projektowane dla samolotów I i II grupy projektowej. Mogą także być projektowane do obsługi dużych samolotów III grupy projektowej o kategorii podejścia A.

Im wyższe jest stadium portu lotniczego, tym większa jest długość drogi startowej. Jednak, jak można zauważyć na rys. 3 dla wysokości lotniska powyżej 1600 m n.p.m. dla obu stadiów portów użyteczności są wymagane takie same długości drogi startowej.

Wykresy przedstawione na rys. 1, 2 i 3 uzasadniają celowość stosowania na obszarze Polski wartości współczynnika poprawkowego na wysokość lotniska n.p.m. zalecaną przez ICAO. Lotniska krajowe nie są położone na dużych wysokościach n.p.m., co ilustruje rys. 4, na którym pokazano rozkład w siedmiu przedziałach wysokości 33 polskich lotnisk sportowych¹⁾.



Rys. 4. Rozkład 33 polskich lotnisk sportowych w 7 przedziałach wysokości n.p.m.

Większość lotnisk komunikacyjnych na świecie nie jest również usytuowana na dużej wysokości. Wg badań ICAO [8] 80% międzynarodowych lotnisk znajduje się na wysokości nie większej niż 300 m, a 88,2% na wysokości nie większej niż 600 m. Tylko 5,3% znajduje się na wysokości powyżej 1200 m, a 2,7% – 1500 m.

Temperatura

Wg [3] temperatura jest jednym z najważniejszych czynników, od których zależą osiągi samolotu. Przy danym ciśnieniu wyższa temperatura daje niższą gęstość powietrza, co ma wyraźny wpływ na samoloty tłokowe i odrzutowe. Wpływ ten jest zwykle większy przy starcie (zwłaszcza dla samolotów turboodrzutowych) niż przy lądowaniu. Sprawność samolotów turboodrzutowych częściowo zależy od różnicy pomiędzy zewnętrzną temperaturą powietrza a maksymalną temperaturą w komorze spalania. Gdy temperatura zewnętrzna wzrasta powyżej pewnej wartości (zależnej od wysokości n.p.m.), obniża się sprawność silnika i przez to zmniejszają się osiągi samolotu. Do projektu drogi startowej powinna być wykorzystana temperatura powietrza nie niższa od tzw. temperatury referencyjnej. Temperaturę referencyjną uwzględnia się przy określaniu długości startu i długości rozbiegu. Przy określaniu długości lądowania bierze się pod uwagę tylko wpływ

¹⁾ Dane z pracy „Ustalenie zasad określania długości pasów startowych dla samolotów jednosilnikowych eksploatowanych w Polsce” wykonanej w 1978 r. przez autora wraz z zespołem na zlecenie ówczesnego Centralnego Zarządu Lotnictwa Cywilnego.

ciśnienia otaczającego powietrza, tj. wysokość lotniska n.p.m. (z temperaturą odpowiadającą atmosferze wzorcowej na tej wysokości).

Zgodnie z [3], poprawioną na wysokość lotniska n.p.m. podstawową długość drogi startowej wymaganą do startu zwiększa się następnie o 1% na każdy 1°C różnicy pomiędzy temperaturą referencyjną lotniska a temperaturą atmosfery wzorcowej odpowiadającą wysokości lotniska n.p.m. Temperatura referencyjna lotniska powinna być (wg [1]) średnią ze średnich miesięcznych maksymalnych temperatur dziennych najbardziej upalnego miesiąca roku, tzn. z najbardziej upalnego miesiąca roku oblicza się średnią z maksymalnych temperatur dziennych i średnie te (z tego samego miesiąca), zsumowane z wielu lat obserwacji i podzielone przez liczbę tych lat, są temperaturami referencyjnymi. Za najbardziej upalny miesiąc uważa się miesiąc o najwyższej średniej miesięcznej temperaturze. Średnia miesięczna temperatura powietrza jest średnią ze średnich temperatur dobowych. Średnie temperatury dobowe (Dies) oblicza się uwzględniając dwukrotną temperaturę z trzeciego okresu obserwacji, wg wzoru:

$$\text{Dies} = 1,4(I + II + III + III) \quad (3)$$

gdzie: I, II, III – temperatury z danego okresu (godziny) obserwacji. Obserwacje są wykonywane: I – o godz. 7.00, II – o godz. 13.00, III – o godz. 21.00.

Obecną definicję temperatury referencyjnej podano dopiero w 1976 r. (VII wyd. Aneksu 14). Poprzednio zalecano ustalanie temperatury referencyjnej jako średniej z temperatur średnich dobowych (24 h, tj. Dies) najbardziej upalnego miesiąca (oznaczając tę średnią T_1) zwiększonej o jedną trzecią różnicy pomiędzy średnią ze średnich miesięcznych maksymalnych temperatur dziennych T_2 a średnią T_1 zgodnie ze wzorem:

$$T_{\text{ref}} = \frac{T_2 - T_1}{3} + T_1 \quad (4)$$

Oczywiście T_1 i T_2 odpowiadały temu samemu miesiącowi. Definicja najbardziej upalnego miesiąca była identyczna z obecną (miesiąc o najwyższej średniej T_1).

Najwyższa średnia temperatura miesięczna T_1 w Polsce występuje w lipcu. Jest ona równa ok. 18°C z odchyleniem ok. $\pm 5\%$ w zależności od miejscowości (bez obszarów górskich). Np. wg wykazu obejmującego średnie z lat 1931 ÷ 1960 r. dla 19 stacji meteorologicznych [9] najniższa wartość wynosiła 17,1°C (Koszalin), a najwyższa 19,3°C (Kraków Balice).

Wartości obecnie zalecanej temperatury referencyjnej (rys. 5) są równe T_2 . Wartości T_2 są zawsze większe od T_1 (w Polsce o kilka °C). Wynika stąd, że od 1976 r. ICAO zaleca większą wartość temperatury referencyjnej niż w latach poprzednich. W konsekwencji zaleca również stosowanie większej wartości współczynnika poprawkowego na temperaturę, gdyż sposób obliczania tego współczynnika nie zmienił się.

Wg przepisów polskich [2] współczynnik poprawkowy na temperaturę oblicza się wg wzoru:

$$K_t = 1 + 0,01 \Delta t \quad (5)$$

gdzie: Δt – różnica pomiędzy średnią ze średnich miesięcznych temperatur dziennych mierzonych na lotnisku o godz. 13.00 (w II terminie obserwacji) w ciągu najbardziej upalnego miesiąca powiększona o 6°C a temperaturą atmosfery wzorcowej na poziomie lotniska n.p.m. Przepisy wymagają, aby użyte temperatury były wartościami średnimi z możliwie długiego okresu, nie krótszego niż 5 lat, nie podają jednak definicji najbardziej upalnego miesiąca.

Przyjmując, że za najbardziej upalny miesiąc przyjmuje się ten, który ma najwyższą średnią temperaturę o godzinie 13.00, autor obliczył średnie dla czerwca, lipca i sierpnia w latach 1954 ÷ 1963. Najwyższe średnie temp. były w lipcu, przy czym wartości z pięcioleci różniły się nieznacznie. Wyniki obliczeń przedstawia rys. 6.

Można zauważyć, że w Δt ze wzoru jest zawarta temperatura odpowiadająca w przybliżeniu temperaturze referencyjnej, równa średniej miesięcznej temperaturze o godz. 13.00 powiększonej o 6°C. Średnie miesięczne temperatury lipca o godz. 13.00 (rys. 6) są stosunkowo nieznacznie niższe od średnich miesięcznych maksymalnych temperatur dziennych (rys. 5), przy czym różnica wynosi ok. 2°C. Wobec tego przy przyjętym zwiększeniu maksymalnych miesięcznych średnich temperatur o 6°C wartości współczynników wg przepisów polskich będą

większe niż współczynników zaleconych przez ICAO. Ilustruje to tabl. 2.

Współczynniki poprawkowe podane przykładowo w tabl. 2 stosuje się wówczas, gdy nie ma nomogramów i tablic osiągow. Na nomo-



Rys. 5. Średnie ze średnich miesięcznych dziennych maksymalnych temperatur lipca (temperatury referencyjne) w latach 1954 ÷ 1963. H_m – położenie stacji meteorologicznej n.p.m. Na podstawie [10]: + średnia z 9 lat, - średnia z 8 lat



Rys. 6. Średnie miesięczne temperatury lipca w drugim terminie obserwacji (godz. 13.00), średnie z lat 1954 ÷ 1963

TABLICA 2. Porównanie współczynników poprawkowych na temperaturę

Miasto	Współczynniki poprawkowe	
	wg ICAO	wg przepisów polskich $K_t - 1$
Warszawa	0,090	0,135
Bydgoszcz	0,089	0,128
Białystok	0,094	0,138
Zielona Góra	0,089	0,130
Kraków	0,103	0,146
Nowy Targ	0,107	0,148

gramach są przeważnie podane długości drogi startowej dla danej wysokości lotniska n.p.m. przy różnych temperaturach referencyjnych. Wzrost długości drogi startowej na 1° różnicy pomiędzy temperaturą referencyjną a temperaturą atmosfery wzorcowej nie jest jednak prostoliniowy. Przyrost długości przy wyższych temperaturach jest większy niż przy niższych.

Należy jeszcze wspomnieć, że na 60% badanych przez ICAO 607 międzynarodowych lotnisk [8] temperatura referencyjna nie była wyższa niż 30°, a na 91% – 32°C. Temperatury te były jednak liczone wg starej definicji, tj. wg wzoru (4).

LITERATURA

1. Aerodromes. Annex 14 to the Convention on International Civil Aviation. International Standards and Recommended Practices. Eighth Edition, March 1983. ICAO

2. Zarządzenie Ministra Komunikacji w sprawie warunków technicznych dla lotnisk i lądowisk cywilnych. *Dziennik Budownictwa* nr 5 z 1966 r.
3. Aerodrome Design Manual. Part 1. Runways. Second Edition, 1984, ICAO
4. ICAO Lexicon. Volume II – Definitions. Fifth Edition. 1985. ICAO
5. 737 Airplane Characteristics. Airport Planning. Boeing Commercial Airplane Company. D6-58325. March 1985
6. Airport Design Standards – Transport Airports. Advisory Circular No. 150/5300-12. US Department of Transportation, Federal Aviation Administration. Date 2/28/83
7. Utility Airports – Air Access to National Transportation. Advisory Circular No 150/5300-4B. Department of Transportation Federal Aviation Administration. Date: June 24, 1975
8. The Effect of Variable Runway Slopes on Take-off Runway Lengths for Transport Aeroplanes. Circular 91-AN/75. ICAO
9. Rocznik Statystyczny z 1973 r. Główny Urząd Statystyczny
10. Roczniki Meteorologiczne. Państwowy Instytut Meteorologii i Gospodarki Wodnej

Pomyłki pilotów zmuszają linie lotnicze USA do podjęcia badań nad „czynnikiem ludzkim”

W 1987/1988 r. miały miejsce trzy fatalne w skutkach katastrofy samolotów należących do dużych linii; wydarzyły się one przy starcie i każdej z nich towarzyszyła nieuwaga pilota przed ruszeniem do startu: — w Detroit (08.1987) — dwaj piloci z Northwest Airlines zapomnieli wysunąć kłapy podskrzydłowe. Samolot rozbił się na przedłużeniu drogi startowej,

— w Denver, dwa miesiące później — dwaj piloci z Continental Airlines oczekując na start w czasie burzy śnieżnej gawędzili ze stewardesą zamiast obserwować skrzydła samolotu i oznaki ich oblodzenia. Samolot rozbił się blisko końca pasa startowego,

— w Dallas (31.08.1988) — trzej piloci z Delta Airlines prowadzili konwersację z dwiema stewardesami. Samolot spadł na ziemię wkrótce po oderwaniu się od ziemi.

Podobieństwa tych wypadków spowodowały zainteresowanie stanem dyscypliny pilotów i ich wykształcenia, umiejętnością skutecznego nadzoru agencji rządowych oraz kompetencją linii lotniczych w rozwiązywaniu problemów związanych z pomyłkami pilotów. W lotnictwie ok. 2/3 wypadków jest spowodowanych błędem pilotów. Jednakże studia nad działaniem człowieka są ciągle niedostateczne w porównaniu z postępem technologii. Miliony dolarów wydano na doskonalenie samolotów ignorując zupełnie „czynniki ludzkiego umysłu”. Po 30 latach rozwoju odrzutowców samolot może sam startować, latać i lądować bez udziału człowieka, zaś lotnictwo ma tak wiele kłopotów z ludzkimi słabościami. Członek kierownictwa Texas Air Co., właściciel Continental i Eastern Airlines sformułował to w ten sposób: „prawie w każdej fazie rozwoju lotnictwa rozszerzaliśmy granice ludzkiej wiedzy, ale nie ludzkiego zachowania. Federal Aviation Administration zna od ponad dekady metody przeszkalanania pilotów do działania zespołowego i zapobiegania błędom ze strony poszczególnych jednostek, ale niestety linie lotnicze do tej pory nie korzystają z tych metod”.

Już w 1983 r. po serii wypadków w końcu lat siedemdziesiątych spowodowanych pośpiechem pilotów, administracja lotnicza opracowała plan szkolenia załóg, który nazwano „planem rozwoju”, ale projekt ten nigdy nie został zrealizowany. Badania zostały zawieszane aż do wypadku w Detroit, w którym zginęło 156 osób. W ostatnim okresie

FAA konsultowała projekt z liniami lotniczymi, aby zweryfikować go, ale upłynie co najmniej następny rok zanim program nabierze ostatecznego kształtu. Uczni pracujący dla rządowych agencji lotniczych poświęcili 5 lat (na początku bieżącej dekady) usiłując wynaleźć ognioodporne paliwo, aby uchronić pasażerów od śmierci w pożarze powstałym w wyniku katastrofy. FAA, zatrudniająca 49 tys. osób, nie ma ani jednego pracownika z akademickim wykształceniem, specjalisty do spraw ludzkich.

Psycholog Joseph Tymczyszyn, który prowadził badania nad „czynnikiem ludzkim” przy projektowaniu przez Boeinga kabiny załogi oświadczył, że bardzo niewielu ludzi jest przygotowanych do zajmowania się „czynnikiem ludzkim”. Większość uczestników zebrania poświęconych tej tematyce nie ma żadnego psychologicznego wykształcenia. Gdyby na zebraniu poświęconym problemom inżynierskim zabrał głos człowiek bez wykształcenia aerodynamicznego, byłby wyśmiany. Każdy uważa się za eksperta problemów ludzkich w myśl zasady: „jestem istotą ludzką i znam się na tych sprawach”. Dan Beaudette, zastępca szefa FAA ds. norm dotyczących lotów przyznaje, że FAA niezbyt interesuje się tym problemem. Sądzi jednak, że stosunek tej agencji do „czynnika ludzkiego” jest odbiciem ogólnej inercji w tej dziedzinie, cechującej całe lotnictwo.

W ostatnich 5 latach proces przyjmowania i szkolenia nowych załóg uległ w większych liniach przyspieszeniu. Łącznie linie lotnicze USA przyjmują do pracy średnio 10 000 pilotów w ciągu roku, tj. 10 razy więcej niż w poprzednich dwóch dekadach. Po raz pierwszy poziom nowo przyjmowanych obniżył się. Dążenie do zmniejszenia ludzkich omyłek spowodowało zastosowanie automatyzacji kabiny załogi. Pilot jest obecnie kierownikiem-managerem, obserwującym ekrany pokładowych komputerów i innych wskaźników, przełączników itp. Nie jest kapitanem swego statku, został kierowcą autobusu powietrznego. Jednakże, zdaniem specjalistów, automatyzacja kabiny pilotów zmniejszyła jedne problemy ludzkiego zachowania, lecz jednocześnie spowodowała inne — nowe.

Wg *International Herald Tribune* 29 November 1989
opracował mgr inż. J. Zwierzyński

SPIS TREŚCI

	Str.
Charakterystyki pływaków wodnosamolotów (III)	I
Mechanika w lotnictwie '90	III
M. Marcinek: Wpływ automatyzacji na efektywność wykorzystania radarów meteorologicznych	IV
A. Świątecki: Rzeczywista długość drogi startowej. Cz. II — Wpływ warunków miejscowych	V
Pomyłki pilotów zmuszają linie lotnicze USA do podjęcia badań nad „czynnikiem ludzkim”	VIII