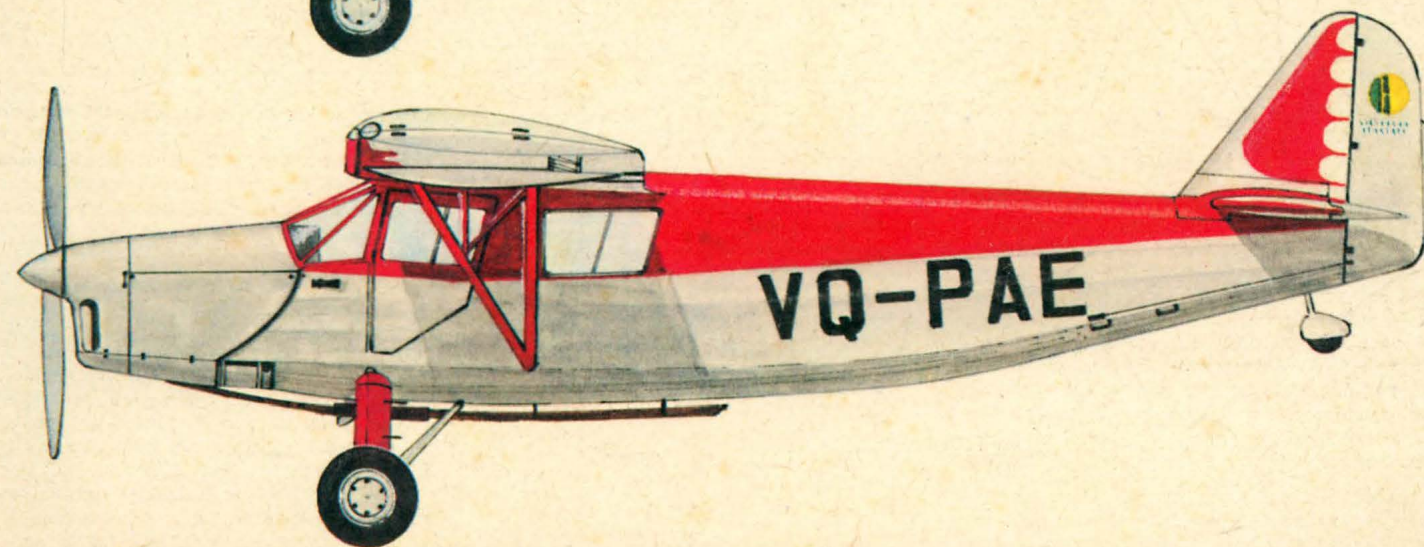
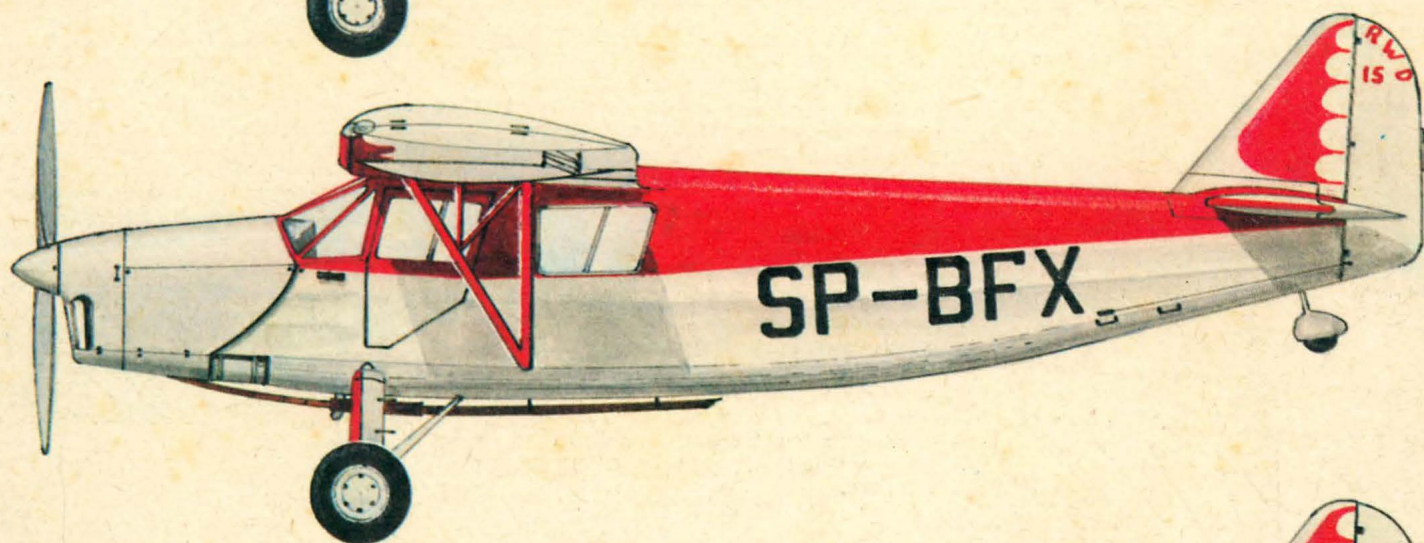
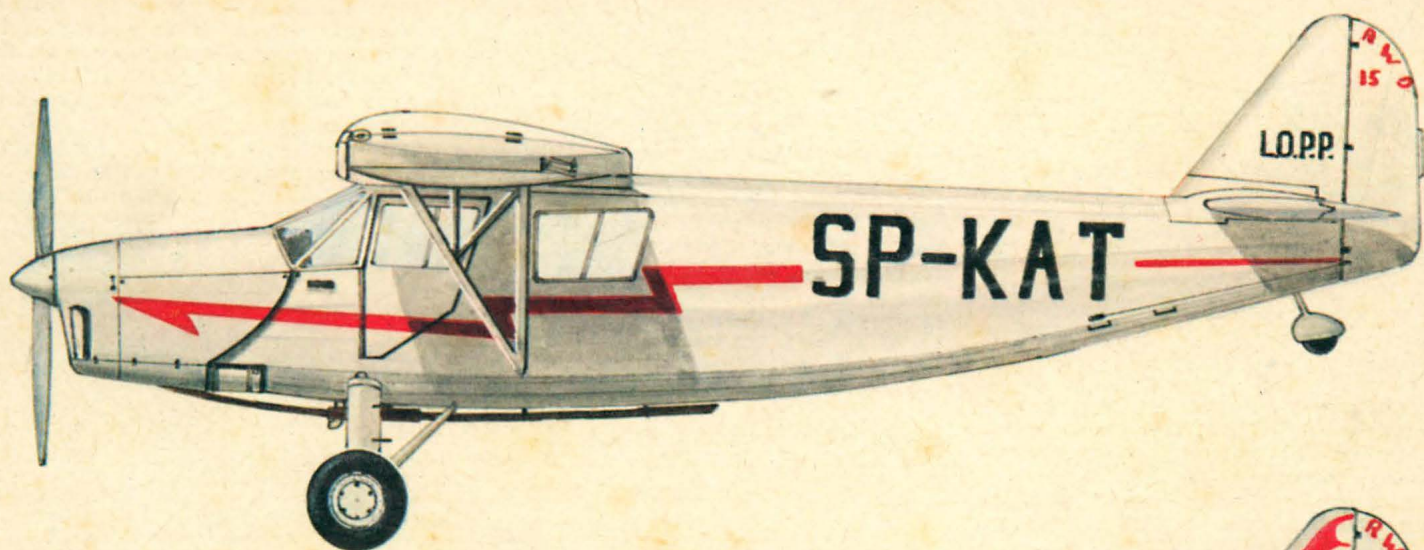


TECHNIKA

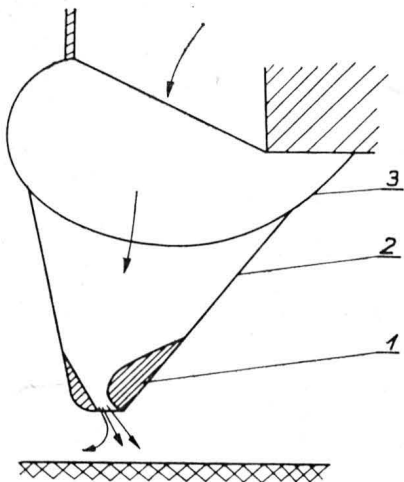
11'83

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



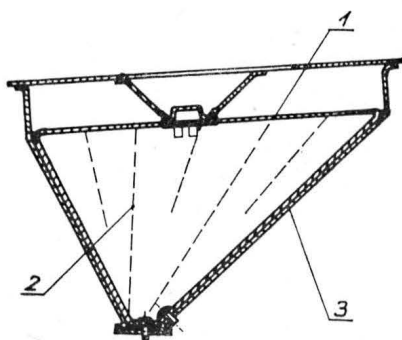
● Wyższa Szkoła Marynarki Wojennej im. Bohaterów Westerplatte w Gdyni zgłosiła do opatentowania urządzenie do wytwarzania poduszki powietrznej pod dnem poduszki poruszającego się nad powierzchnią wody (wynalazca K. Wróblewski).



Urządzenie ma segment elastyczny 2 u-mocowany do zbiornika pneumatycznego 3 oraz sztywną dyszę 1 wytwarzającą poduszkę, zamocowaną w końcu segmentu elastycznego pod kątem zawierającym się w granicach $0 \div 180^\circ$.

Skrót opisu wynalazku, chronionego jed- nym zastrzeżeniem, opublikowano w BUP nr 9/1981 r., w klasie B60V, pod nr P.223139T.

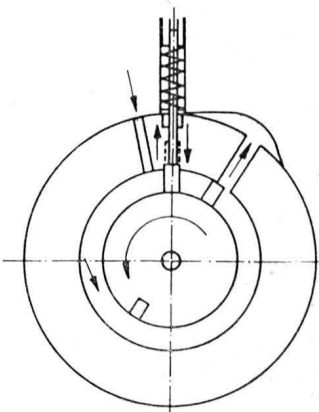
● WSK PZL-Mielec zgłosiła do opatento- wania zbiornik miękki, zwłaszcza jako po- jemnik dodatkowy paliwa rolniczych stat- ków powietrznych (wynalazcy: J. Rumsze- wicz, W. Stachowiak, A. Hubert).



Zbiornik, wkładany do wnętrza podsta- wowego zbiornika na środki chemiczne, ma płaszcz 1 i przegrody 2 przeciwfalowe z tkanin z przędzywa przesyconego lub polepszanego tworzywem grzewanym lub klejonym ze sobą oraz przynajmniej czte- ry górne węzły podwieszenia z uchami za- wieszane na uchwytych umieszczonych w zbiorniku podstawowym 3 i węzeł środko- wy zawieszania, podwieszony na cięgnach do obramowania górnego zbiornika pod- stawowego.

Skrót opisu wynalazku, chronionego dwoma zastrzeżeniami, zamieszczono w BUP nr 9/1981 r., w klasie B65D, pod nr P.225040T.

● E. Hanzel z Tarnowskich Gór zgłosił do opatentowania silnik z wirującym tło-



kiem skrzydełkowym, mogący służyć do napędu pojazdów w transporcie powietr- znym, morskim i lądowym.

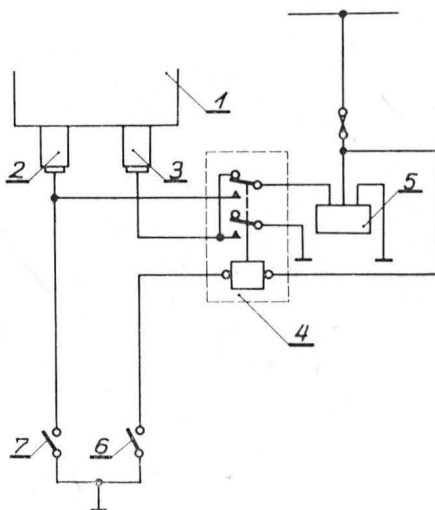
Silnik, zasilany parą, gazami sprężony- mi lub paliwem ciekłym, powstaje przez zastąpienie stałej przegrody występującej np. w hydraulicznym silniku z tłokiem wahliwym, ruchomym zaworem przepuszc- zającym tłok. Ruchem zaworu steruje mechanizm krzywkowy. W silniku tego typu może obracać się wirnik lub obudo- wa.

Skrót opisu wynalazku, chronionego jed- nym zastrzeżeniem, opublikowano w BUP nr 6/1981 r., w klasie F03B, pod nr P.217723.

● WSK PZL-Mielec zgłosiła do opatento- wania elektroniczny układ do pomiaru prędkości obrotowej tłokowego silnika lot- niczego (wynalazca M. Bednarek). Wyna- lazek rozwiązuje zagadnienie pomiaru prędkości obrotowej przez obrotomierz e- lektroniczny i kontroli pracy iskrowników tłokowego silnika lotniczego.

Układ ma przełącznik elektromagnetycz- ny 4 przełączający automatycznie obroto- mierz elektroniczny 5 na wybrany iskro- wnik 2 lub 3 silnika 1 w zależności od chwilowego położenia wyłącznika zapłonu 7 i 6 sterujących pracą przekaźnika i wy- mienionych iskrowników.

Skrót opisu wynalazku, chronionego dwoma zastrzeżeniami, zamieszczono w BUP nr 8/1981 r., w klasie G01P, pod nr P.224833T.

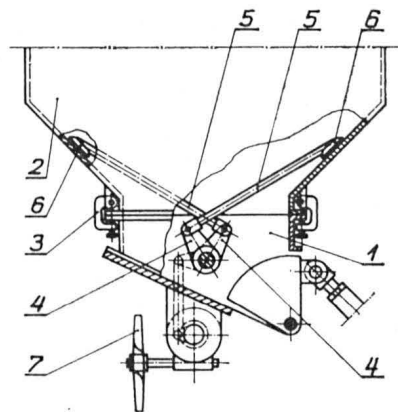


● Centrum Naukowo-Produkcyjne Samo- lotów Lekkich PZL-Warszawa zgłosiło do opatentowania dozownik środków sypkich (wynalazca A. Kossowski). Wynalazek roz- wiązuje zagadnienie zastosowania lotnicze- go urządzenia rozsiewającego, zwłaszcza do środków wilgotnych.

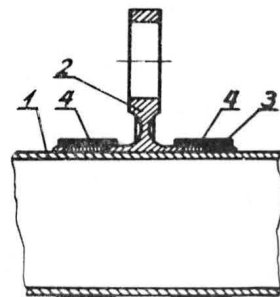
W obudowie 1 dozownika zamocowanego pod zbiornikiem 2 umieszczony jest obro- towo poziomy wał z dźwigniami 4 i z po- pychaczami 5 zakończonymi zgarniaczami 6, sięgającymi do ścian zbiornika 2. Wał po- łączony jest z silnikiem 7 za pośredni- ctwem mechanizmu zmieniającego ruch obrotowy na obrotowo-zwrotny.

Dozownik odprowadza równomiernie ze zbiornika całą zawartość środka sypkiego nawet przy wilgotności 2,3 g wody na 1 l środka sypkiego, z dużą równomiernością dozowania. Łatwo się składa i demontuje wraz z układem zgarniaczy 6 za pomocą szybkozłącznych zaczepów 3.

Skrót opisu wynalazku, chronionego jed- nym zastrzeżeniem, zamieszczono w BUP nr 8/1981 r., w klasie B65D, pod nr P.218705.



● Ośrodek Badawczo-Rozwojowy Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Swidnik zgłosił do opatentowania sposób łączenia elementów



konstrukcyjnych, zwłaszcza z konstrukcją laminatową w statkach powietrznych (wy- nalazcy: A. Pilch, S. Płowaś). Wynalazek rozwiązuje zagadnienie opracowania prostej metody łączenia części metalowych z ele- mentami z tworzyw sztucznych, o dowol- nych kształtach.

Sposób polega na tym, że wspornik 2 z półkami 3, które stanowią podstawę o obrysie zgodnym z obrysem konstrukcji 1, łączy się przez warstwę kompensacyjną, następnie na półki 3 wraz z konstrukcją 1 nawija się jednostronnie lub obustronnie pasma włókien 4 o odpowiedniej grubości i szerokości zależnie od względów wytrzy- małościowych.

Skrót opisu wynalazku, chronionego dwoma zastrzeżeniami, zamieszczono w BUP nr 8/1981 r., w klasie B64C, pod nr P.216800.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XXXVIII LISTOPAD 1983

TECHNIKA

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA

11'83

Przyszłość śmigłowców

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Historycy wojskowi twierdzą, że prawie każdy nowy środek walki najpierw służył do ataku, a następnie stał się środkiem transportu. Tak było z koniem, samochodem, pojazdem gąsienicowym, samolotem i tenże los czeka rakietę. Tymczasem śmigłowiec rozwija się w przeciwnym kierunku. Pierwsze kroki czynił jako obserwacyjno-łącznikowy i sanitarny. Następnie się wzrosła jego rola jako środka transportu wojskowego i cywilnego. Gdy średnie i duże śmigłowce transportowe ugruntowały swą pozycję, zaczęto je uzbrajać i stały się śmigłowcami transportowo-szturmowymi. W końcu powstały specjalne śmigłowce szturmowe przeznaczone do zwalczania czołgów. Obecnie zaczyna się mówić o potrzebie stworzenia śmigłowca myśliwskiego do zwalczania śmigłowców szturmowych.

Zanim zajmiemy się przyszłością śmigłowców, prześledźmy ich dotychczasową drogę rozwojową. Śmigłowiec produkowany seryjnie narodził się w 1943 r. (Sikorski R-4). Miał on napęd łokowy, konstrukcję kratownicową, wirnik drewniany i stałe podwozie. Zabierał tylko kilka osób. Dziś już tylko dwa śmigłowce produkowane seryjnie mają silniki łokowe: Robinson R-22 oraz Hughes 300, nie licząc marginesowej już produkcji śmigłowców Enstrom 28/280 i Hiller 12. Silnik łokowy stosowany jest tylko w najlżejszych i najtańszych cywilnych śmigłowcach dwumiejscowych. Wszystkie produkowane obecnie śmigłowce wojskowe oraz dyspozycyjne i transportowe cywilne napędzane są silnikami turbowalowymi.

Konstrukcja śmigłowców już od wielu lat nie jest krętowa, lecz duralowa półkorupowa. Ostatnio w konstrukcji śmigłowców stosuje się coraz więcej elementów z tytanu (najczęściej w głowicach) oraz z tworzyw sztucznych. Tak jak pierwsze, duże zmniejszenie masy własnej śmigłowca a zwiększenie jego masy użytecznej dało zastąpienie silnika łokowego turbowalowym, tak obecnie dalszy zysk na masie odbywa się dzięki stosowaniu wysokowytrzymałych tworzyw sztucznych (np. kevlaru). Łopaty drewniane dość szybko zastąpiły łopaty stalowo-drewniane. Te ustąpiły miejsca duralowemu, stalowo-duralowemu i tytanowo-duralowemu. Obecnie coraz więcej śmigłowców ma łopaty laminatowe, z wyjątkiem śmigłowców bardzo ciężkich.

W latach sześćdziesiątych złośliwi ludzie techniki głosili, że śmigłowiec jest najwymiślniejszą i najlepszą wytwornicą drgań. Lecz drgania na nowoczesnych śmigłowcach zostały bardzo ograniczone. Odegrało w tym rolę i elastyczne zawieszenie silników, i elastomerowe zawieszenie łopat, i eliminatory (tłumiki) drgań. Wyposażenie do lotów bez widzialności rozszerzyło zastosowanie śmigłowców. Zastosowanie dwóch silników zwiększyło niezawodność napędu przy równoczesnym wzroście trwałości i niezawodności wszystkich zespołów śmigłowca. Pozwoliło to na zwiększenie liczby zastosowań śmigłowca.

Współczesne śmigłowce wielozadaniowe można podzielić na dwumiejscowe lekkie, czteromiejscowe lekkie, średnie 6÷12-miejscowe, ciężkie 15-miejscowe, ciężkie 30-miejscowe i bardzo ciężkie. Śmigłowcami specjalnymi są ciężkie dźwigowe oraz szturmowe.

Śmigłowce lekkie i średnie służą do różnych zadań transportowych. O ile do 1970 r. ok. 90% śmigłowców używało lotnictwo wojskowe, to lata siedemdziesiąte przyniosły poważny wzrost zastosowania śmigłowców cywilnych (w

1970 r. — 1500 szt., w 1983 r. — 14 000 szt.). Blisko połowa śmigłowców cywilnych stosowana jest do obsługi morskich wież wiertniczych (naftowych), czyli transportu pracowników i urządzeń. Ciężkie śmigłowce używane są w niedużej liczbie do prac dźwigowych. W lotnictwie wojskowym dużą karierę zrobiły średnie i ciężkie śmigłowce transportowe. Śmigłowce średnie przejęły rolę samolotów łącznikowych, obserwacyjnych i sanitarnych. Śmigłowce najcięższe spełniają ważną rolę w transporcie ładunków o wymiarach nie pozwalających na transportowanie ich koleją i samochodem, np. dużych rakiet balistycznych.

Ostatnie dziesięciolecie przyniosło rozwój śmigłowców bojowych. Pierwsze ich pokolenie to wielozadaniowe śmigłowce średnie lub ciężkie uzbrojone w niekierowane pociski rakietowe lub w przeciwpancerne kierowane pociski rakietowe. Wprowadzenie pocisków samonaprowadzających lub kierowanych laserem zwiększyło możliwości śmigłowców do atakowania z większej odległości. Np. w br. już przeprowadzono udane próby trafienia w okręt pociskiem AS15TT wypuszczonym z odległości 10 km ze śmigłowca AS365F Dauphin 2. Śmigłowce bojowe stały się obecnie głównym środkiem niszczenia czołgów. Statystyka wykazuje, że śmigłowiec ma co najmniej 10-krotnie większe szanse zniszczenia czołgu niż czołg niszczenia śmigłowca. Natomiast prawdopodobieństwo trafienia czołgu jednym pociskiem rakietowym jest bardzo duże (rzędu 80÷90%), zaś przy użyciu dwóch pocisków istnieje pewność zniszczenia. Obecnie powstaje drugie pokolenie śmigłowców szturmowych. Są one szybsze, lepiej uzbrojone i z bogatszym wyposażeniem do wykrywania celu i naprowadzania. Zostały one opancerzone (ich najczulcze miejsca), a łopaty wirnika otrzymały konstrukcję mało wrażliwą na przestrzelenie. Dla zabezpieczenia przed pociskami rakietowymi skierowanymi się na podczerwień, dysze wylotowe silników otrzymały odpowiednie ekrany.

Dlatego dziś zasadniczym problemem jest opracowanie skutecznego systemu zwalczania śmigłowców szturmowych. Przy wzrastającej odległości, z której śmigłowce wykonują atak rakietowy skuteczność naziemnej obrony przeciwlotniczej może być niewystarczająca. Walka samolotu myśliwskiego ze śmigłowcem nie jest łatwa, gdyż śmigłowiec nie musi lecieć jak samolot po ustalonym torze, co uniemożliwia strzelanie z działek z odpowiednim wyprzedzeniem. Pozostają tylko pociski samonaprowadzające.

W tej sytuacji została wysunięta koncepcja budowy śmigłowca myśliwskiego do zwalczania śmigłowców szturmowych. Niewątpliwie tylko śmigłowiec może dorównać w zwrotności śmigłowcowi. Oczywiście przewagę będzie miał śmigłowiec zwrotniejszy, np. z wirnikiem sztywnym Bolkowa. Śmigłowiec myśliwski musi być niezbyt duży i raczej lekki oraz musi mieć większą prędkość maksymalną, aby szybko dolecieć do śmigłowców szturmowych i móc je dogonić. Współcześnie produkowane śmigłowce mają prędkość maksymalną dochodzącą do 300÷330 km/h. Najszybszy jest doświadczalny śmigłowiec amerykański Sikorski S-69 (XH-59) z wirnikiem przeciwbieżnym typu ABC. Jego prędkość przekracza 450 km/h. W budowie jest jego

cd. na s. 2



ARGENTYNA

● Wytwórnia FMA zbudowała już 90 samolotów szturmowych IA58 Pucara. Zamówione jest 108 szt.: 100 dla Argentyny, 2 prototypy i 6 dla Urugwaju. Wenezuela zamierza zamówić 24 szt. Samolotem interesuje się również Libia. (Air Int. VII/83)



BULGARIA

● Przewozy linii lotniczych Balkan wynoszą 2,5 mln pasażerów rocznie. Balkan ma 41 linii zagranicznych, a całkowita ich długość wynosi 80 000 km. (FR 6/83)



CHINY

● Chiny dostarczyły do Zimbabwe 12 samolotów J-6 (MiG-19) oraz 12 J-7 (MiG-21) i przeszkoliły personel latający i naziemny. (Air Int. VII/83)



FINLANDIA

● Wytwórnia Valmet rozpoczęła prace nad turbośmigłowym samolotem treningowym Valmet L80TP. Jest to rozwojowa odmiana samolotu L-70 Vinka (Miltrainer) z silnikiem Allison 250-B17D. Pierwszy lot prototypu spodziewany jest na początku 1985 r. (Air Int. VII/83)



FRANCJA

● 14 czerwca br. wykonał pierwszy lot pierwszy seryjny samolot treningowy Epsilon. Francuskie lotnictwo wojskowe zamówiło 30 szt., a zgłosiło zapotrzebowanie na 150. Cztery samoloty będą dostarczone w br., a 33 w 1984 r. Proponowana jest odmiana z silnikiem turbośmigłowym Allison 250C o mocy 257 kW (350 KM), m.in. dla lotnictwa brytyjskiego, które rozważa sprawę zakupu 150 samolotów tej klasy. (Av. Mag. VII/83)

● 7 lipca 1983 r. wykonał pierwszy lot aerobus A300-600 zabierający 267 pasażerów i o zasięgu 6100 km. (GIFAS 1357)

● Samolot pasażerski lokalnej komunikacji ATR42 ma mieć morską wersję obserwacyjno-ratowniczą SAR42. Analizowany jest równocześnie potencjalny rynek zbytu na odmianę 62÷72-miejscową ATR62. (Air Int. VII/83)

● Biuro konstrukcyjne CAP-Inter opracowuje dla marokańskiej wytwórni Aero Maroc Industrie samolot treningowy Gepal. Makietą samolotu z silnikiem tłokowym Lycoming 10-540 była pokazana na Salonie Paryskim'83. Aktualny projekt został zmodyfikowany. Samolot otrzymał silnik turbośmigłowy PT6A-25 o mocy 405 kW (550 KM) i nazwę Gepal IV. (Air Int. VII/83)

● W 1982 r. wytwórnia Dassault-Breguet dostarczyła 268 samolotów: 33 Mirage (III, 5 i 50), 51 Mirage F1, 34 Jaguar, 62 Alpha Jet, 15 Super Etendard, 1 Mirage 2000, 9 Falcon 10, 11 Falcon 20 i 51 Falcon 50. W tym też roku uzyskano nowe zamówienia na 175 samolotów, w tym 126 wojskowych na eksport 6 Mirage 5, 29 Mirage F1, 86 Mirage 2000 i 5 Jaguar. (AM 855)

● Produkcja jednego samolotu myśliwskiego Mirage 2000 daje zatrudnienie dla 1000 pracowników przez rok. W całkowitej wartości samolotu 24% to wyposażenie, 15% radar (razem 39%), 22,5% uzbrojenie, 15,5% silnik, a tylko 25% płatowiec. (Av. Mag. 855)

● Wytwórnia Aerospatiale zastosowała na śmigłowcach Dauphin (SA 365 N i SA 366 G) ulepszony fenestron (otunelowany wirnik ogonowy) o średnicy powiększonej z 0,9 m do 1,1 m i zmniejszonej liczbie łopatek z 13 do 11. (Air Int. VII/83)



HOLANDIA

● Wytwórnia Fokker przewiduje przedłużenie samolotu F27 Friendship w celu zwiększenia liczby pasażerów do 70. Równocześnie samolot ma mieć zmienione silniki na PW124. Wytwórnia proponuje wymianę w znajdujących się w użyciu samolotach F27 silników Dart 535 i 536 na Dart 551 w celu uzyskania 10% zmniejszenia zużycia paliwa. (Air Int. VII/83)

● Samolot Fokker F28 Fellowship ma być przedłużony, aby mógł zabierać 109 pasażerów zamiast 85. Równocześnie otrzyma silniki Tay. Wersja ta ma być gotowa w 1986 r. (Air Int. VII/83)



JUGOSŁAWIA

● Zademonstrowany w 1983 r. na Salonie Paryskim odrzutowy samolot treningowy Soko G-4 Super Galeb ma już za sobą pięć lat rozwoju. 17.6.1978 r. wykonał pierw-

szy lot pierwszy prototyp, zaś 18.12.1979 r. drugi prototyp. Pierwszy egzemplarz serii informacyjnej wykonał pierwszy lot 17.12.1980 r. Obecnie samolot znajduje się w produkcji seryjnej. (Air Int. VII/83)



KANADA

● Canadair zbudował już 80 pożarniczych latających łodzi CL-215. Rząd kanadyjski zamierza zakupić 36 CL-215 po 4 mln dol. kanad. za szt. Wytwórnia rozważa opracowanie wersji turbośmigłowej tego samolotu napędzanej silnikami PW124 po 1766 kW (2400 KM). (Air Int. VII/83)



RFN

● Wytwórnia Grob w ciągu dwóch lat wyprodukowała 160 motoszybowców Grob G-109. Obecnie do produkcji wchodzi wersja G-109B o większej mocy silnika i przekonstruowanych skrzydłach oraz powiększonych zbiornikach paliwa i zmodyfikowanej tablicy przyrządów. Wytwórnia otrzymała już zamówienia na 60 G-109B. (Av. Mag. 855)



W. BRYTANIA

● Brytyjskie lotnictwo wojskowe RAF zamówiło przeróbkę 9 samolotów pasażerskich Vickers VC10 na zbiornikowce w wersji VC-10KMK2 i KMK3. Pierwszy egzemplarz został dostarczony w lipcu 1983 r. (EAE 7/83)



ZSRR

● Syryjskie linie lotnicze zakupiły trzy samoloty pasażerskie Tu-154. (FR 6/83)

● Powstała wersja towarowa samolotu Tu-154 oznaczona Tu-154C. (FR 6/83)

● Japońska firma Asahi używa 4 śmigłowce rolnicze Ka-26 i dźwigowy Mi-8. (FR 6/83)

● Biuro konstrukcyjne Tupolewa opracowuje nowy 200-miejscowy samolot pasażerski o zasięgu 3000 km. (FR 6/83)

cd. ze s. 1

nowa odmiana XH-59B z otunelowanym pchającym śmigłem na końcu ogona. Wydaje się, że ta konstrukcja nadaje się szczególnie dobrze do rozwinięcia w śmigłowiec myśliwski. Najbliższe lata wykażą, czy koncepcja śmigłowca myśliwskiego zostanie zrealizowana i czy okaże się on skutecznym środkiem zwalczania śmigłowców bojowych. Może bowiem to zadanie również spełnić obrona przeciwlotnicza wyposażona w odpowiednio gęsto rozstawione wyrzutnie samonaprowadzających przeciwlotniczych pocisków raketowych, lecz pod warunkiem, że śmigłowce szturmowe będą działać na linii frontu a nie ileś kilometrów przed

nią. W szczególności, że proponowana jest także i taka taktyka użycia śmigłowców: za wzgórzem wznosi się na kilkaset metrów bezzałogowy mini-śmigłowiec obserwacyjny na uwięzi, który wykrywa cele i służy do naprowadzania pocisków raketowych wystrzelonych przez śmigłowce bez wzniesienia się śmigłowców ponad horyzont tworzony przez wzgórze. Wówczas zwalczanie śmigłowców nad obcym terenem będzie zbliżone do myśliwsko-szturmowego wypadu samolotów służącego do niszczenia samolotów nad terytorium nieprzyjaciela. Dlatego zarówno obecna taktyka użycia śmigłowców szturmowych, jak i przewidywana przyszła, wskazują na potrzebę budowy śmigłowca myśliwskiego do zwalczania śmigłowców.

Liczba pilotów cywilnych w USA 1974 ÷ 1992 w tys. (1982 ÷ 1992 – prognoza)

STATYSTYKA LOTNICZA



Rok	Razem	Samolotowi				Śmigłowcowi	Szybowcowi	Inni	Uprawnieni do lotów bez widoczności
		szkoleni	prywatni	zarobkowi	liniowi				
1974	733,7	180,8	305,8	192,4	41,0	5,6	4,8	3,2	199,3
1975	728,2	177,0	305,9	189,3	42,6	4,9	5,3	3,1	204,0
1976	744,2	188,8	309,0	187,8	45,1	4,8	5,8	3,0	211,4
1977	783,9	203,5	327,4	188,8	50,1	4,8	6,2	3,1	226,3
1978	798,8	204,9	337,6	185,8	55,9	4,9	6,5	3,2	236,3
1979	814,7	210,2	343,3	182,1	63,7	5,2	6,8	3,4	247,1
1980	827,0	199,8	357,5	183,4	69,6	6,0	7,0	3,7	260,5
1981	764,2	179,9	328,5	168,6	70,3	6,5	7,4	3,0	252,5
1982	851,8	200,4	369,7	184,1	78,6	7,1	7,9	4,0	285,3
1983	865,3	201,1	378,2	184,0	82,1	7,5	8,3	4,1	297,5
1984	886,0	207,6	386,7	183,2	87,7	7,8	8,7	4,3	309,5
1985	909,3	217,7	395,1	182,4	92,2	8,2	9,2	4,5	321,5
1986	932,3	227,1	403,6	182,2	96,7	8,5	9,6	4,6	333,6
1987	958,7	238,5	412,1	183,3	101,2	8,8	10,0	4,8	345,6
1988	985,9	249,7	420,5	185,4	105,8	9,1	10,4	5,0	357,6
1989	1011,8	258,5	428,9	188,7	110,3	9,4	10,8	5,2	369,6
1990	1039,1	267,7	437,5	192,9	114,8	9,7	11,2	5,3	381,5
1991	1067,4	277,2	445,9	197,9	119,3	10,0	11,7	5,4	393,5
1992	1096,8	287,0	454,4	203,2	124,3	10,3	12,0	5,6	405,5

Najbardziej rozpowszechnione typy śmigłowców w użyciu w USA 1982 r.

Nazwa	Szt.
Bell 206 JetRanger	1827
Bell 47	1519
Hughes 260	768
Hiller UH-12	755
Hughes 369	666
Bell 206L LongRanger	436
Enstrom F28	349
AS350 JetStar	228
Bell 204/205	228
Robinson R22	205
Bell 212	169
Brantly B2	151
Enstrom 280	144
Sikorsky S-58	140
Hughes TH-55 (300)	127
SA355 TwinStar	122

Helicopter Annual 1983

Śmigłowce cywilne w użyciu w USA w latach 1965 ÷ 1980

Rok	Razem, szt.	Przewozy zarobkowe, szt.	Służbowe, szt.	Administracji państwowej, szt.
1965	2053	1537	401	115
1966	2318	1699	475	144
1967	2438	1764	487	187
1969	3433	2390	770	273
1971	3874	2605	802	467
1972	4185	2992	745	448
1973	4601	3295	780	526
1974	4819	3418	778	623
1975	5222	3342	1056	824
1976	6181	3702	1392	1087
1977	7160	4294	1578	1288
1978	8023	4904	1891	1228
1980	8575	5581	1635	1360

Wypadki śmigłowcowe

Rok	1978	1979	1980	1981
Godzin lotów	1 586 604	1 596 286	1 774 379	2 022 412
Liczba wypadków	159	*131	134	118
Liczba wypadków na 100 000 h	10,02	8,20	7,55	5,89
Liczba h lotów między wypadkami	9 979	12 185	13 240	19 324
Średnia trzyletnia liczba lotów między wypadkami, h	6 264	11 691	11 692	14 516

Helicopter Annual 1983

Ceny śmigłowców cywilnych w 1983 r. (w dol. USA)

Nazwa	Cena w dol.	Zbudowano do 1983 r.
AS 332C Super Puma	3 400 000	
AS 332 L Super Puma	3 650 000	80
AS 350B Ecoureuil	370 000	
AS 350D Astar	370 000	650
AS 355F TwinStar	673 000	250
SA 315B Lama	590 000	360
SA 365N Dauphin 2	1 490 000	100
Agusta A109A	1 095 000	250
Bell 206B JetRanger III	360 000	6300
Bell 206L LongRanger III	550 000	780
Bell 212 Twin	1 600 000	700
Bell 214 ST Super Transport	3 900 000	12
Bell 222B	1 595 000	80
Bell 412	1 975 000	90
Sikorsky S-58T	1 240 000	153
Enstrom F28C	124 950	222
Enstrom F28F	136 950	36
Enstrom 280C	128 950	193
Enstrom 280F	139 950	12
Hiller H1100B	330 000	250
Hiller UH-12E	145 000	> 1 000
Hughes 300C	132 000	2 750
Hughes 500E	375 000	> 1 200
MBB Bk117	1 250 000	28
MBB Bo105CB	715 000	
MBB Bo105LS (dźwigowy)	850 000	600
Robinson R22HP	68 850	330
Sikorsky S-76-II	1 675 000	181
Westland WG30	2 420 000	3

Użytkownicy i wykorzystanie śmigłowców cywilnych w USA 1981 r.

Zastosowanie	Sztuk	Wylatane h	Wylatane h rocznie przez 1 śmigłowiec
Łącznie	6 001	2 338 000	389
Prywatne	689	34 000	49
Rolnicze	808	239 000	295
Szkolne	288	69 000	239
Taksówki powietrzne	1 358	439 000	323
Dyspozycyjne	597	380 000	636
Służbowe zakładów pracy	651	258 000	396
Passażerskie	2	1 552	776
Przemysłowe	663	496 095	748
Wynajmowane	446	195 000	437
Inne	282	203 000	719

A. G

Samoloty Rutan

Mgr inż. **ANDRZEJ GLASS**

Samoloty amatorskie i ultralekkie stały się w ostatnim dziesięcioleciu najciekawszą dziedziną konstrukcji lotniczych; dziedziną, w której powstaje najwięcej nowych pomysłów, w której tworzone są rozwiązania konstrukcyjno-aerodynamiczne o pionierskim znaczeniu. Dlaczego tak się dzieje? W dziedzinie samolotów myśliwskich nie jest już potrzebny wzrost prędkości, głównym problemem jest rozwój wyposażenia. Samoloty pasażerskie też już osiągnęły zadowalający stopień doskonałości i nowe typy nie zawierają dużej liczby nowości z zakresu aerodynamiki czy konstrukcji, lecz są udoskonaleniem tego co już dokonano, przy czym przy zwiększaniu ich ekonomiczności główną rolę odgrywają ekonomiczne silniki. Samoloty szkolno-sportowe od wielu lat zmieniają się tylko już nieznacznie. Największą nowością jest tu laminat, czyli technologia przejmowana z budowy szybowców. A szybowce też są bliskie szczytu swych możliwości w wydaniu laminatowym. Natomiast w konstrukcjach amatorskich i ultralekkich (które stają się już samolotami produkowanymi seryjnie metodami przemysłowymi) jest dużo do zbadania, więc i do zrobienia. Bowiem dla każdej kategorii samolotów inna jest optymalna aerodynamika, optymalna konstrukcja, optymalna technologia i optymalny napęd. Po kilkudziesięciu latach rozwoju danej kategorii samolotów względy użytkowe, ekonomiczne i bezpieczeństwa eliminują rozwiązania mniej udane i wszyscy wzorują się na rozwiązaniach, które odnoszą największe sukcesy. I wówczas wszystkie samoloty danej kategorii stała się do siebie dość podobne.

Jest jeszcze jedna przyczyna zainteresowania się konstruktorów samolotami amatorskimi. Jest to koszt wykonania. Budowa dużego samolotu jest bardzo kosztowna. Natomiast budowa samolotu amatorskiego nie przekracza możliwości finansowych tych, których stać na dobry samochód. Jest to więc realna możliwość eksperymentowania. A ponieważ zbyt duży koszt samolotów sportowych zmusił miłośników latania do zajęcia się konstrukcjami jak najszybszymi i jak najszybszymi — przed tą dziedziną samolotów otwarły się perspektywy rozwoju. Stąd gwałtowny rozwój konstrukcji amatorskich i konstrukcji ultralekkich. Różnorodność tych konstrukcji jest wielka, a wymagania stawiane przez konstruktorów niezbyt duże. Żądają oni bowiem, aby samolot latał i nadawał się do latania przwiemnościowego. Utrudnia to eliminację konstrukcji nieekonomicznych i mniej udanych. Gdyby istniały konkursy i zawody samolotów ultralekkich i amatorskich, to szybciej zostałyby sformułowane bardziej szczegółowe wymagania i określone ich mierniki. Wówczas najlepsze konstrukcje odnosiłyby zwycięstwa w tych imprezach. Zwyczajne konstrukcje wówczas stałyby się wzorcami rozwiązań optymalnych. Jednak obecnie wszędzie urządzone są przede wszystkim loty konstrukcji amatorskich, gdzie raczej konstruktorzy prezentują swe maszyny, aby znaleźć nabywców na ich dokumentację. Przypomina to okres rozwoju samolotu z lat 1908÷1909. Należy jednak liczyć, że jak zawody lotni przyczyniły się do rozwoju lotni, tak i zawody samolotów ultralekkich i bardzo lekkich pomogą w ich rozwoju. Chyba czas na te zawody już nadszedł. Pierwsze imprezy tego rodzaju są organizowane w USA, jak np. Cafe 250 Air Race w Santa Rosa, na których ocenia się ekonomicznie zużycia paliwa.

Co jednak obecnie robią konstruktorzy amatorzy? Czynią poszukiwania i eksperymentują w dziedzinie układu samolotu (czyli aerodynamicznie) i szukają prostych rozwiązań konstrukcyjnych i technologicznych. Równocześnie narzekają na mały wybór silników tłokowych małej mocy i wciąż przerabiają silniki samochodowe na lotnicze. Największe sukcesy odnoszą te warsztaty, które z części masowo produkowanych silników samochodowych i motocyklowych montują silniki do samolotów ultralekkich i amatorskich.

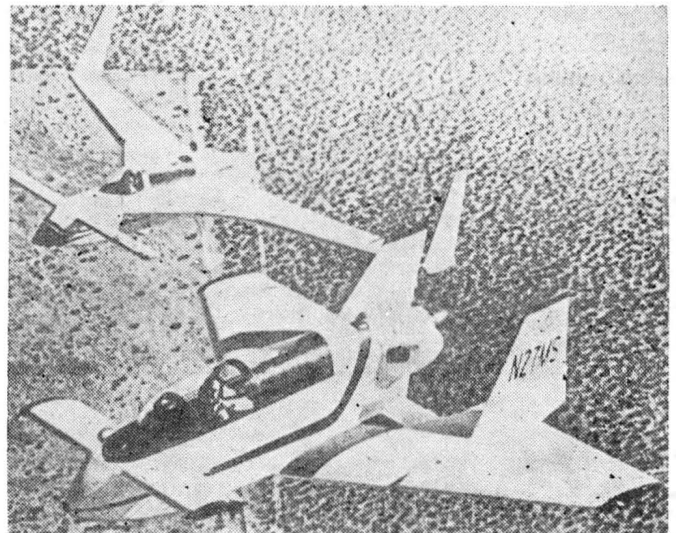
Na tle tej sytuacji i na tle innych konstruktorów samolotów amatorskich wyróżnia się amerykański konstruktor

Burt Rutan, twórca nowego kierunku konstrukcyjnego — nowoczesnych szybkich kaczek oraz tandemów. Dobre wyniki uzyskiwane przez te konstrukcje wykazały ich wysoką klasę. Dlatego warto zapoznać się z jego dorobkiem.

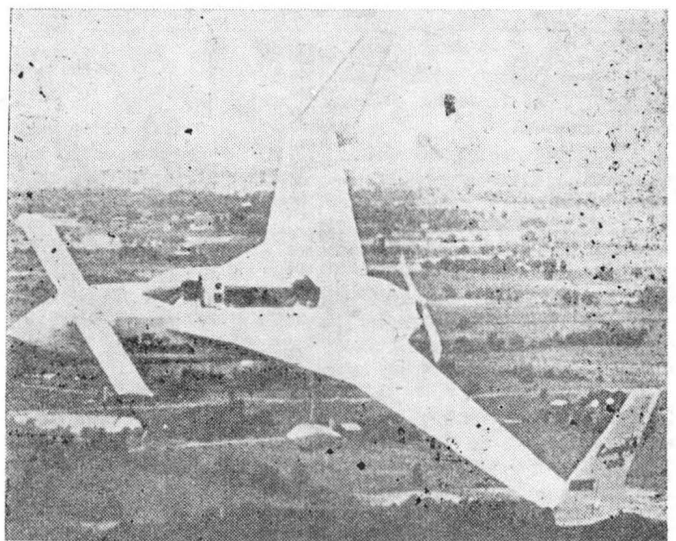
Elbert (Burt) Rutan w 1968 r. rozpoczął projektowanie kaczki VariViggen ze skrzydłami delta. Nazwa nawiązywała do szwedzkiego myśliwca Viggen. W 1969 r. Rutan założył firmę Rutan Aircraft Factory, która dopiero w 1974 r. uzyskała pomieszczenie w barakach z czasów II wojny światowej na lotnisku Mojave w Kalifornii.

RAF 27/32 VariViggen

Dwumiejscowy VariViggen otrzymał oznaczenie firmowe RAF 27 i wykonał pierwszy lot w 1972 r. Konstrukcja samolotu drewniana. Skrzydła z żebrami ze sklejki. Pokrycie skrzydeł i kadłuba stanowi Ceconite, tworzywo sztuczne o sztywności zbliżonej do laminatu szklanego. Lotki z blachy duralowej 0,4 mm wypełnione pianką. Profil płata Rutan od 7% do 9%, profil usterzenia NACA



Rys. 1. VariViggen i VariEze



Rys. 2. Long-EZ

4415 modyfikowany. Ster wysokości szczelinowy. Lotki zwane „reflexeron” są klapolotkami, tzn. służą jako lotki, lecz mogą być wychylane równocześnie obie jako klapy. Dzieje się to w sprzężeniu ze sterem wysokości za pomocą napędu elektrycznego. Wychylenie lotek i steru dobrano dla prędkości przelotowej tak, aby uzyskać największą doskonałość aerodynamiczną. Samolot ma podwozie chowane elektrycznie. Prototyp nie wchodził w korkociąg, wykonywał bieżkę bez straty wysokości już przy 148 km/h, miał promień zakrętu poniżej 61 m przy 111÷204 km/h, wznosił się z prędkością 4 m/s i lądował z całkowicie ściągniętym drążkiem z prędkością 84 km/h. Samolot wykazał dużą stateczność, dobrą sterowność, prawidłowe właściwości pilotażowe i wysokie osiągi. Napęd samolotu stanowi silnik tłokowy Lycoming 0-320-A2A 112 kW (150 KM). Do 1976 r. samolot wykonał ok. 600 h lotów. W 1977 r. został ofiarowany do zbiorów Muzeum Lotniczego EAA (Experimental Aircraft Association — Stowarzyszenia Samolotów Eksperymentalnych, a więc ściślej amatorskich, które zaliczają do klasy experimental).

Dane techniczne

Rozpiętość	5,79 m	Prędkość maks.	262 km/h
Długość	5,79 m	Wznoszenie	4 m/s
Pow. nośna	11,09 m ²	Pułap	4265 m
Masa własna	431 kg	Rozbieg	259 m
Masa całkowita	771 kg	Zasięg	743 km
		Zapasy paliwa	132 l

W 1975 r. Rutan wykonał nowe zewnętrzne części skrzydeł wykonując je z pianki uretanowej i laminatu szklanego. Otrzymały one profil Wortmann FX-60-126 i rozpiętość zwiększoną do 7,23 m, a powierzchnię do 11,61 m². Wznoszenie wzrosło do 5 m/s, a prędkość maksymalna do 254 km/h, lecz zanikła cenna właściwość niewchodzenia samolotu w korkociąg. Znany aerodynamik dr R. Whitcomb opracował do tego skrzydła „winglets”, czyli końcówki Whitcoma. VariViggen z nowym skrzydłem otrzymał oznaczenie RAF 32. Od stycznia 1972 r. sprzedano 900 kompletów dokumentacji VariViggen obu wersji, z czego ok. 300 rozpoczęło budować, a kilkanaście lata. Jeden z egzemplarzy zbudowany we Francji napędzany jest dwoma silnikami turbodrzutowymi Microturbo RTS18 po 90 daN ciągu i otrzymał nazwę Microstar.

RAF 31/33 VariEze

Pod koniec 1974 r. Rutan zaprojektował swój najsłynniejszy samolot RAF 31 VariEze. Jest on rozwinięciem koncepcji samolotu VariViggen z zastosowaniem konstrukcji laminatowej z wypełniaczem piankowym, smukłego kadłuba oraz skrzydeł o dużym wydłużeniu (9,2) z końcówkami Whitcoma, wykorzystanymi jako stery. Zastosowanie tych końcówek pozwoliło zaoszczędzić 6% paliwa, zmniejszając opór indukowany o 40%. Stery wychylane są za pomocą linek tylko na zewnątrz (do położenia neutralnego doprowadza je sprężyna). Z wychyleniami steru sprzężone są hamulce kół. Podwozie ma układ niespotykany. Koła główne są stałe, zaś koło przednie ręcznie chowane w locie oraz na ziemi dla ułatwienia wsiadania do kabiny oraz parkowania.

Prototyp, zbudowany podczas 10 weekendów, wykonał pierwszy lot 21 maja 1975 r. Napędzany był silnikiem Volkswagen 47 kW (63 KM), a jego masa własna wynosiła 181 kg. 3.8.1975 r. na prototypie został pobity dla tej klasy samolotów (o masie do 500 kg) rekord odległości 2620 km w obwodzie zamkniętym 500 km. W 1980 r. prototyp został przekazany do Muzeum EAA.

Zimą 1975/1976 r. został zbudowany drugi prototyp, powiększony i zmodyfikowany, oznaczony RAF 33, napędzany silnikiem tłokowym Continental 0-200B o mocy 76,5 kW (100 KM). W marcu 1976 r. wykonał on pierwszy lot, a w czerwcu tegoż roku zakończył próby. Do 1982 r. wykonał on 500 h lotów. W tej wersji sprzedano kilka tysięcy dokumentacji. Ok. 2000 VariEze rozpoczęli budować konstruktorzy amatorzy, zaś 400 już latało w 1982 r. Oprócz dokumentacji sprzedawany jest zestaw materiałów wraz z osłoną kabiny, laminatową osłoną silnika i laminatowymi goleniami podwozia.

Dane techniczne

Rozpiętość	6,77 m	Pow. nośna	4,98 m ²
Długość	4,32 m	Masa własna	263 kg

Masa całkowita	476 kg	Rozbieg	275 m/s
Prędk. maks.	313 km/h	Zasięg	1368 km
Prędkość min.	90 km/h	Zapasy paliwa	94 l
Wznoszenie	8 m/s		

RAF 61 Long-EZ

Powodzenie VariEze zachęciło konstruktora do dalszego ulepszenia tego samolotu. Z myślą o zwiększeniu zasięgu i wzbogaceniu wyposażenia (rozrusznik elektryczny, prądnicą) na początku 1979 r. Rutan przystąpił do projektowania powiększonej odmiany oznaczonej RAF 61 Long-EZ, gdzie słowo long wywodziło się z długiego zasięgu. Już 12.06.1979 r. prototyp wykonał pierwszy lot. Samolot otrzymał silnik Lycoming 0-235 85 kW (115 KM) i płat o zwiększonej rozpiętości i powierzchni. W wyniku prób w locie przekonstruowano płat dając mu profil Epplera i mniejszy skos. Uzyskano m.in. mniejszą prędkość lądowania niż na VariEze 15.12.1979 r. Dick Rutan ustalił na tym samolocie rekord odległości 7725 km w obwodzie zamkniętym, zaś 5.6.1981 r. rekord odległości w locie prostym 7344 km.

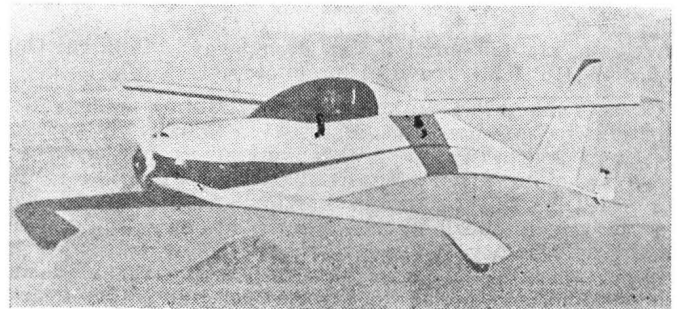
Do 1982 r. sprzedano 2000 kompletów dokumentacji, zaś 12 samolotów Long-EZ zostało zbudowanych przez konstruktorów amatorów.

Dane techniczne

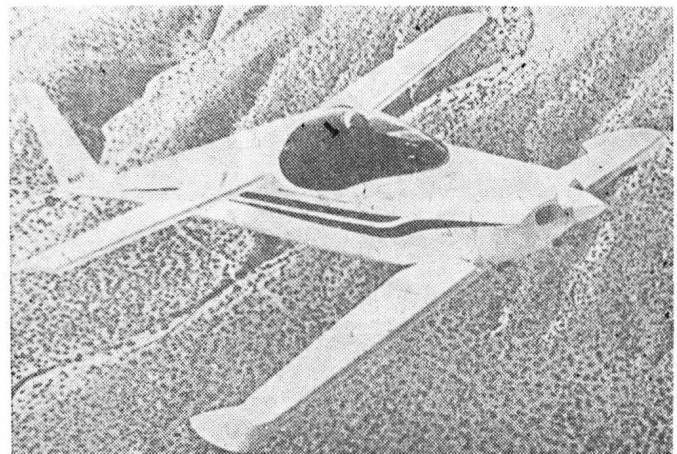
Rozpiętość	7,96 m	Prędk. maks.	295 km/h
Długość	5,12 m	Prędkość przelot.	232 km/h
Pow. nośna	7,62 m ²	Wznoszenie	6,9 m/s
Masa własna	340 kg	Pułap	6700 m
Masa całk.	600 kg	Rozbieg	207 m
		Zasięg	2300 km

RAF 40/74 Defiant

Sprzedż dokumentacji VariViggen i VariEze pozwoliła na postawienie nowych budynków dla wytwórni RAF oraz opracowanie projektów samolotów, które mają być produkowane przez wytwórnię. Pierwszym z nich jest cztero-miejscowy dwusilnikowy samolot sportowo-dyspozycyjny Defiant, stanowiący dalsze rozwinięcie VariEze. W samolocie tym zaznaczyła się tendencja konstruktora do powiększenia płata przedniego (usterzenia). Prototyp RAF 40 Defiant wykonał pierwszy lot 30.6.1978 r. Napęd samolotu



Rys. 3. Quickie



Rys. 4. Quickie Q2

stanowią dwa silniki Lycoming 0-320 po 119 kW (160 KM) — jeden ciągnący i jeden pchający. Podobieństwo samolotu do VariLze jest duże, łącznie z chowanym kołem przednim. Samolot otrzymał odpowiednie wyposażenie radionawigacyjne do lotów bez widzialności. Próby wykazały pełną sterowność przy prędkości minimalnej, brak potrzeby reakcji pilota podczas wznoszenia w razie zatrzymania się jednego silnika oraz zdolność do prawidłowego wznoszenia się samolotu po pełnym ściągnięciu dźwieszki startowej przy maksymalnej masie całkowitej. Samolot przeszedł 600 h prób w locie. Był badany w warunkach upałów pustynnych i oblodzenia, na wysokości 8535 m i w locie długotrwałym 15,5 h. Zastrzeżenie budziła wygoda wsiadania do kabiny położonej 1,27 m nad ziemią. RAF 40 był prototypem doświadczalnym, na podstawie którego ma powstać odmiana seryjna.

Dane techniczne

Rozpiętość	8,89 m	Prędkość przelot.	337 km/h
Pow. nośna	11,8 m ²	Prędkość min.	121 km/h
Masa własna	730 kg	Wznoszenie	8,1 m/s
Masa całkowita	1315 kg	Zasięg	2050 km
Prędkość maks.	344 km/h	Zapasy paliwa	340 l.

W 1982 r. Rutan przystąpił do opracowywania laminatowej wersji seryjnej tego samolotu oznaczonej RAF 74 Defiant. Ma to być samolot pięciomiejscowy napędzany dwoma silnikami Lycoming po 134 kW (180 KM). Duże drzwi do kabiny i stopnie ułatwiają wsiadanie. Samolot ma mieć prędkość przelotową maks. 354 km/h, zasięg powiększony o 115 km i zużycie paliwa 20 l/h.

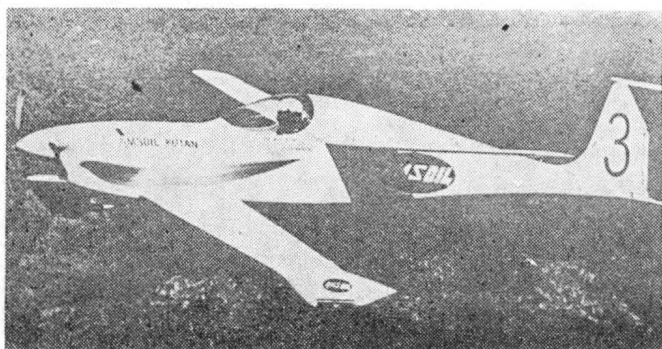
RAF 54 Quickie

W 1977 r. Rutan zaprojektował dla wytwórni samolotów lekkich, którą organizowali Tom Jewett i Gene Sheenan, jednomiejscowy samolot, do którego Sheenan zmodyfikował silnik. Projekt samolotu, wg koncepcji Rutana, powstał przy współudziale Jewetta. Samolot otrzymał nazwę Quickie, od którego wzięła też nazwę wytwórnia. Pierwszy lot prototypu Quickie odbył się 15.11.1977 r. Prototyp został zbudowany w czasie trzech miesięcy kosztem 400 h. Próby w locie zajęły 125 h. Wykazały one, m.in., że samolot nie wchodzi w korkociąg.

Quickie, który zapoczątkował samoloty Rutana w układzie tandem, stał się drugim jego dużym sukcesem. Na zlocie EAA w Oskosh w sierpniu 1978 r. Quickie otrzymał nagrodę dla „Wyróżniającej się nowej konstrukcji” i był rewelacją zlotu. Samolot ten napędzany silnikiem Onan 13,5 kW (18 KM) rozwijał prędkość 202 km/h.

Od czerwca 1978 r. w sprzedaży są zestawy Quickie wraz z silnikiem, osłonami silnika, osłoną kabiny, wszystkimi częściami spawanymi oraz obrabianymi mechanicznie. Budowa samolotu przez niedoświadczonego konstruktora zajmuje 400 h. Dla rozłożenia kosztów zestaw sprzedawany jest w trzech oddzielnych skrzynkach zawierających elementy do budowy poszczególnych zespołów (skrzydeł, kadłuba i zespołu napędowego). Do połowy 1981 r. dostarczono odbiorcom ponad 1500 zestawów samolotów Quickie i Quickie Q2. Zbudowano co najmniej kilkadziesiąt samolotów w USA i Kanadzie oraz kilkanaście w Europie. Opracowana została ulepszona odmiana silnika Onan o mocy 16,4 kW (22 KM), która jest obecnie dostarczana.

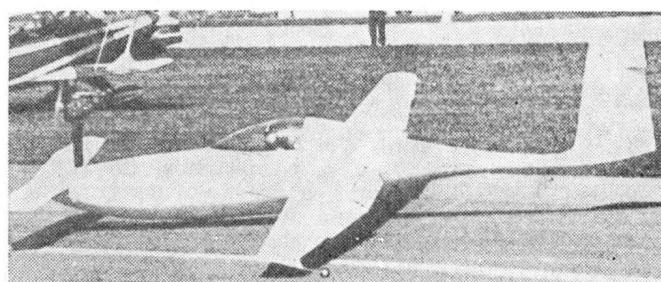
Płat dwudźwigarowy, laminatowy z lotkami. Płat przedni ze sterem wysokości służącym też jako klapy ma na



Rys. 5. Amsoll



Rys. 6. Grizzly



Rys. 7. Solitaire

końcach koła podwozia. Na końcu bananowo wygiętego kadłuba usterzenie pionowe (ze sterem kierunku) i sterowane koło ogonowe.

Dane techniczne

Rozpiętość	5,08 m	Prędkość min.	79 km/h
Długość	5,28 m	Wznoszenie	1,9 (2,5) m/s
Pow. obu płatów	5,0 m ²	Pułap	3750 m
Masa własna	109 kg	Zasięg	1320 km
Masa całkowita	218 (236) kg	Zapasy paliwa	30 l
Prędkość maks.	202 (225) km/h	Zużycie paliwa	2,31/100 km

Quickie Q2

1.7.1980 r. wykonała pierwszy lot dwumiejscowa wersja samolotu Quickie nazwana Quickie Q2. Samolot otrzymał silnik Revmaster 1200 DQ 48 kW (64 KM), poszerzony kadłub z miejscami załogi obok siebie oraz powiększoną rozpiętość płata przedniego (do 5,08 m) oraz powiększone usterzenie pionowe. Od 1981 r. dostarczane są zestawy wraz z zespołem napędowym, przyrządami pokładowymi i skorupą kadłuba (w czterech częściach). Do prób silnika Onan z turbosprężarką 22,4 kW (30 KM) wykonano prototyp Super Quickie Q2.

W 1981 r. na zawodach Cafe 250 Air Race samolot Quickie Q2 zajął pierwsze miejsce wśród 47 współzawodników, uzyskując najlepszy wskaźnik zużycia paliwa obliczany na podstawie pomiaru ilości paliwa, prędkości lotu, odległości lotu i ładunku użytecznego. Drugie miejsce zajął Quickie.

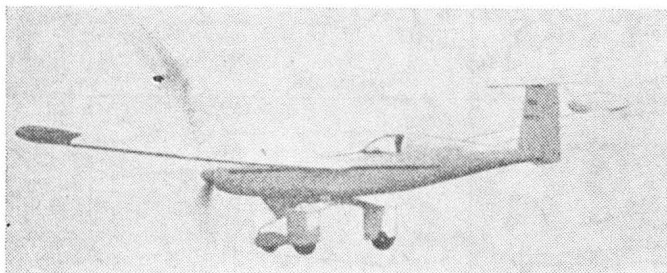
Dane techniczne

Rozpiętość	5,08 m	Prędkość maks.	290 km/h
Długość	5,97 m	Prędkość min.	103 km/h
Pow. obu płatów	6,22 m ²	Pułap	4570 m
Masa własna	215 kg	Rozbieg	241 m
Masa całkowita	454 kg	Zasięg	1820 km

Dan Mortensen zamówił u Rutana projekt samolotu wysięgowego przeznaczonego do udziału w Reno Air Races. Samolot ten początkowo oznaczono Mortensen/Rutan Racer, następnie Rutan RAF 68 Amsoil od nazwy wytwórni olejów syntetycznych Amsoil, która sfinansowała budowę i której nazwę namalowano na samolocie. Prototyp zbudował Mortensen w 1981 r. Pierwszy lot został wykonany w sierpniu 1981 r. Samolot jest rozwinięciem Quickie, lecz otrzymał silnik Lycoming IO-320 o mocy 120 kW (160 KM), śmigło z kevlaru (projektu T. Windeckera) oraz mały statecznik poziomy na szczycie usterzenia pionowego. Rozpiętość przedniego płata jest o 0,5 m mniejsza niż płata głównego. Podczas zawodów Reno Air Races 1982 Mortensen uzyskał na nim 377 km/h, ustalając dla tej kategorii samolotów rekord prędkości na trasie 3 km.

Dane techniczne

Rozpiętość	6,70 m	Masa cała.	511 kg
Długość	6,70 m	Prędk. maks.	377 km/h
Pow. obu		Współ. obc.	
płatów	7,0 m ²	dop.	±12
Masa własna	392 kg		



Rys. 8. Free Eterprise

RAF 72 Grizzly

Czteromiejscowy Grizzly o układzie pośrednim między kaczka a tandemem jest samolotem doświadczalnym, na którym mają być wypróbowane właściwości krótkiego startu takiego układu skrzydeł, a ponadto ma być wypróbowane na nim amfibijne podłozie pływakowe nie wymagające chowania kół ani posługiwania się sterem wodnym.

Grizzly wykonał pierwszy lot 22.1.1982 r. Jest on napędzany silnikiem Lycoming IO-360B 135 kW (180 KM). Konstrukcja z laminatu szklanego i węglowego. Na skrzydłach przednich i głównych kłapy Fowlera o szerokości 55% cięciwy skrzydła. Usterzenie klasyczne z płytowym sterem wysokości z kłapką wyważającą. Belki łączące skrzydła przednie z głównymi są zbiornikami paliwa. Podwozie stałe z podwójnymi kołami przeznaczone do korzystania z lotnisk trawiastych. Prędkość minimalna 65 km/h. Samolot ma być studium do budowy samolotu przeznaczonego do użytkowania w terenach pozbawionych lotnisk. Dokładniejsze dane techniczne samolotu nie zostały opublikowane.

RAF 77 Solitaire

Latem 1982 r. wykonał pierwszy lot motoszybowiec RAF 77 Solitaire o układzie kaczki. Konstrukcja jego jest laminatowa z wypełniaczem w postaci bloku pianki. Z przodu kadłuba usterzenie poziome, z tyłu kadłuba usterzenie pionowe. Skrzydła w częściach przykadłubowych (po 2,25 m) mają kąt natarcia mniejszy o 2° niż na częściach zewnętrznych. Skrzydła z lotkami i kłapkami. Silnik jednocylindrowy Cuyuna, który ze względu na łatwość pożaru ma być zastąpiony przez dwucylindrowy Normalair-Garrett, umożliwi samodzielny start. Silnik umieszczony w przodzie kadłuba, ze śmigłem na wysięgniku, napędzanym za pośrednictwem pasa, chowany w górne części kadłuba. Podwozie z dwoma kołami w układzie tandem i z podpórkami z kółkami na końcach skrzydeł umożliwia kołowanie.

Dane techniczne

Rozpiętość	12,5 m	Prędkość optym.	92 km/h
Doskonałość	31	Prędkość min.	73 km/h

RAF 59 Predator

W 1980 r. powstał projekt dużego turbośmigłowego samolotu rolniczego RAF 59 Predator napędzanego silnikiem PT6A-34 560 kW (750 KM). Układ samolotu ma być niekonwencjonalny. Skrzydła przednie ze skosem do tyłu, skrzydła tylne (usterzenie) ze skosem do przodu i końcami łącząc się ze skrzydłami przednimi. Taki układ skrzydeł nazwano rombowym. Kabina pilota w stateczniku pionowym. Zbiornik na 3000 kg środków chemicznych w środku kadłuba przed kabiną. Przewiduje się, że samolot będzie miał w porównaniu z analogicznym pod względem masy i mocy samolotem o układzie konwencjonalnym o 11% lepsze wznoszenie, o 59% większy ładunek, o 9% większą prędkość, o 10% mniejszą prędkość przeciągnięcia i o 58% szerszą smugę rozpryskiwanych środków chemicznych. Przewiduje się, iż samolotu nie będzie się dało przeciągnąć oraz, że bezpieczeństwo pilota w razie wypadku będzie bardzo duże. W 1980 r. NASA przeprowadziła badania aerodynamiczne modelu samolotu, potwierdzając obliczenia.

Dane techniczne

Rozpiętość	21,33 m	Masa całkowita	5600 kg
------------	---------	----------------	---------

W 1982 r. przedsiębiorstwo Advanced Technology Aircraft Co. wyraziło zainteresowanie samolotem i chęć sfinansowania budowy zmniejszonej odmiany Predatora o rozpiętości 17,4 m i masie całkowitej 3440 kg napędzanej silnikiem tłokowym Lycoming IO-720 298 kW (400 KM).

Quickie Free Enterprise

Tom Jewett i Burt Rutan zaprojektowali samolot, początkowo nazwany Big Bird do dokonania lotu i lądowania dookoła świata. Do budowy samolotu wykorzystano skrzydła szybowca Laister Nugget. Napęd stanowił silnik PZL F4A-235 100 kW (135 KM). W kadłubie i skrzydłach zbiorniki paliwa na 1382 l, które miały być powiększone do 2080 l. Przewidywano, że podczas lotu trwającego 90 h (na trasie 23 000 km) pilot przez 10 h będzie spał, dzięki pilotowi automatycznemu. Samolot rozbił się podczas prób 2.7.1982 r.; w wypadku zginął Tom Jewett.

Dane techniczne

Długość	7,52 m	Masa całkowita	1928 kg
Rozpiętość	15,70 m	Prędkość przelot.	300 km/h
Pow. nośna	10,1 m ²	Prędkość min.	98 km/h
Masa własna	771 kg	Zasięg	24 500 km.

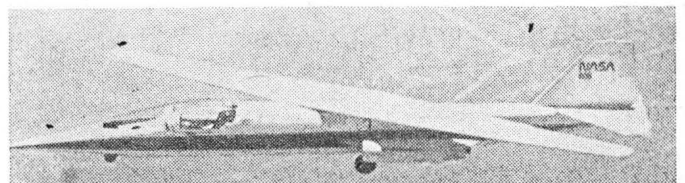
Burt Rutan opracował drugi projekt samolotu do lotu dookoła świata, nazywany początkowo Big Bird, a następnie Voyager. Układ samolotu kaczka-tandem o rozpiętości 30 m, z dwuosobową załogą, ze zbiornikami w kadłubie, skrzydłach i belkach łączących skrzydła przednie z tylnymi. Napęd mają stanowić dwa silniki, jeden z przodu, drugi z tyłu kadłuba.

RAF 78

W 1982 r. Rutan opracował projekt 22÷36-miejscowego samolotu pasażerskiego RAF 78, którego model przeszedł badania aerodynamiczne w NASA. Samolot ma układ kaczki ze skosem płata do przodu. Podwozie jednośladowe. Dwa silniki turbośmigłowe PT6A-45 po 761 kW (1070 KM) umieszczone w tandem w gondoli na usterzeniu pionowym, jeden ciągnący, jeden pchający.

Dane techniczne

Rozpiętość	21,33 m	Długość	19,81 m
Rozpiętość usterz.	10,80 m	Pow. nośna	40,5 m ²
		Masa własna	5170 kg



Rys. 9. NASA AD-1

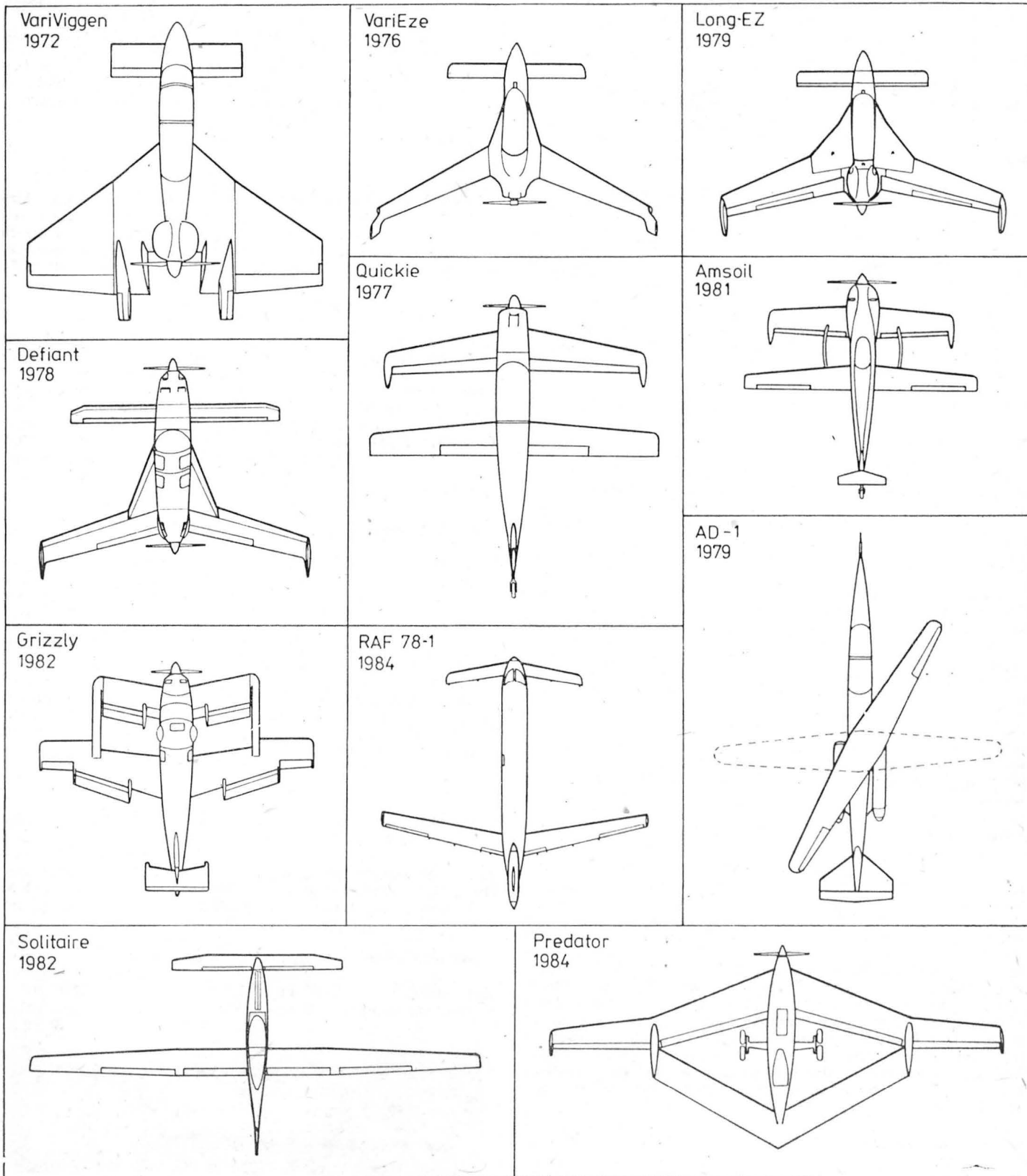
Masa całk. 9750 kg Prędkość min. 151 km/h
 Prędkość przel. 512 km/h Wznoszenie 17 m/s
 Rutan zamierza zbudować egzemplarz doświadczalny zmniejszony o połowę.

NASA AD-1

Wytwórnia Ames w 1978 r. na zlecenie NASA podjęła się zbudować jednomiejscowy samolot doświadczalny o obracającym płacie (względem osi pionowej) dla zbadania właściwości płata, którego jedno skrzydło ma skos ujemny, drugie dodatni, oraz zbadania zachowania się samolotu podczas zmiany skosu. Samolot zaprojektował Burt Rutan. Pierwszy lot AD-1 wykonał 21.12.1979 r. Podczas prób skrzydło było obracane aż do 60° skosu. Nie stwierdzono wyraźnych zmian we właściwościach i sterowności samolotu, w porównaniu z układem konwencjonalnym. Konstrukcja samolotu jest laminatowa, a napęd stanowią dwa silniki odrzutowe TRS18 po 98 daN.

Fairchild-Ames Scale NTG

Rutan dla wytwórni Ames opracował dokumentację odrzutowego samolotu treningowego Fairchild T-46A zmniejszonego do 62%. Samolot otrzymał konstrukcję laminatową. Jego napęd stanowią dwa silniki Microturbo TRS18 po 980 daN. Pierwszy lot samolotu odbył się 28.8.1981 r. Rozpiętość 6,66 m, masa własna 408 kg, masa całkowita 680 kg.



Rys. 10. Samoloty konstrukcji Rutana

Dane techniczne

Rozpiętość	9,75 m	Masa start.	907 kg
Długość	11,69 m	Prędkość maks.	322 km/h
Powierzchnia nośna	8,64 m ²	Pułap	3660 m

Samoloty wzorowane na konstrukcjach Rutana

Niemal równocześnie z Quickie Q2 wykonała pierwszy lot (16.6.1980 r.) dwumiejscowa odmiana Quickie skonstruowana w USA przez R. Waltersa, a nazwana Viking Dragonfly. Wymiary Dragonfly są nieco większe od Quickie Q2 (rozpiętość 6,71 m, pow. nośna 9 m²), a silnik ma moc 42 kW (56 KM). W ciągu 1981 r. sprzedano 485 kompletów dokumentacji. Samolot różni się od Quickie Q2 mniej wygiętym tyłem kadłuba oraz inną osłoną silnika.

W 1981 r. powstał w USA samolot OMAC-1 wzorowany na samolotach Long-EZ i Defiant, lecz ośmimiejscowy, napędzany pchającym silnikiem turbośmigłowym LTP 101

o mocy 522 kW (700 KM). Konstruktorem samolotu jest L. Henberger, współkonstruktor samolotów Learjet 23 i 24 i główny konstruktor samolotu LearStar 600, z którego rozwinął się Canadair Challenger. Prototyp OMAC-1 wykonał pierwszy lot 11.12.1981 r., lecz w sierpniu 1982 r. został uszkodzony z winy podwozia.

Niewątpliwie konstrukcje Rutana, a zwłaszcza VariEze oraz Quickie, stanowią wartościową nowość w budowie samolotów lekkich i krok naprzód w zakresie postępu technicznego w lotnictwie. W ostatnim dziesięcioleciu żaden z konstruktorów lotniczych nie może się poszczycić dorobkiem z równie dużym ładunkiem wartościowych innowacji.

LITERATURA (oraz źródła zdjęć)

1. Jane's All the World's Aircraft 1982+1983 oraz 1981+1982. London 1982 i 1981.
2. Rutan takes in new challenges. *Flight* 21.3.1982 r.
3. H. LEVY: Burt Rutan amateur et professionnel. *Aviation Magazine* 831, 1.8.1982 r.
4. Un commuter canard signé Rutan. *Aviation Magazine* 826, 15.5.1982 r.

Rozwój samolotów pionowego startu i lądowania (II)

Mgr inż. PAWEŁ BOLIŃSKI

Instytut Lotnictwa

Samoloty napędzane śmigłami i wirnikami

W początkowym okresie rozwoju techniki PSL prowadzono prace nad samolotami startującymi i lądującymi przy pionowym ustawieniu kadłuba. W tym układzie zbudowano również samoloty Convair XFY-1 i Lockheed XFV-1, które były napędzane silnikami turbinowymi YT-4DA o mocy 4780 kW z dwoma śmigłami przeciwbieżnymi o średnicy 4,88 m. Masa całkowita samolotu wynosiła 6804 kg. Firma Convair wybrała konfigurację ze skrzydłami delta, bez usterzenia poziomego, natomiast firma Lockheed użyła skrzydła trapezowego z czterema usterzeniami ustawionymi w kształcie litery X. Sterowanie w zawisie i w locie z małymi prędkościami zapewniały powierzchnie sterowe znajdujące się w strumieniu zaśmigłowym. Nie użyto żadnych dodatkowych urządzeń zwiększających skuteczność sterowania. Próby w locie obu samolotów rozpoczęto w 1954 r.

Pierwszym samolotem, który wystartował pionowo, przeszedł do lotu poziomego, a następnie wylądował pionowo był XFY-1. Odbił on ponad 400 h lotów bez wypadku. Mimo niewygodnej pozycji i słabej widoczności w zawisie piloci twierdzili, że samolot ten jest łatwiejszy w pilotażu niż śmigłowiec. Niedogodności eksploatacyjne oraz przekonanie, że przyszły myśliwiec powinien być samolotem odrzutowym spowodowało wstrzymanie tych projektów.

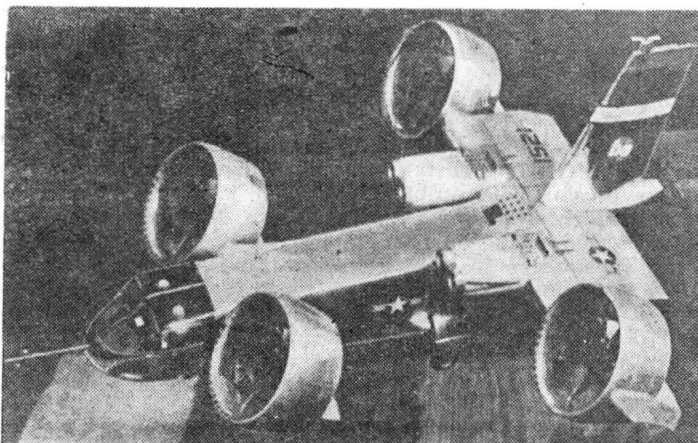
We wczesnych latach pięćdziesiątych równoległe z pracami nad samolotami PSL startującymi i lądującymi przy pionowym ustawieniu kadłuba, w ośrodku NASA im. Langleya rozpoczęto również badania nad samolotami, w których skrzydło wraz ze śmigłami może być obracane o kat 90°. Próby w locie przeprowadzono na samolocie Vertol VZ-2, który pierwszy swój lot odbył w 1957 r. Był to mały, doświadczalny samolot napędzany dwoma śmigłami i silnikiem 590 kW. Podstawowym problemem było powstawanie oderwania na skrzydle w przejściowej fazie lotu. Dopiero zamontowanie na skrzydle slotów i klap zminimalizowało to zjawisko. Konieczne było również użycie sztucznej stabilizacji, w celu wyeliminowania tendencji do „rzucania” w zawisie wynikającej z nierównomiernego charakteru rewrkulującego przepływu. W następnej generacji samolotów z pochylanym skrzydłem, takich jak Vought XC-142A i Canadair CL-84, użycie nowych technologii rozwiniętych w latach pięćdziesiątych i dlatego osiągnięte rezultaty były znacznie lepsze.

Samolot XC-142A powstał na zamówienie armii USA. Całkowita masa samolotu wynosiła ok. 17 240 kg. Cztery silniki turbinowe o mocy 2200 kW napędzały śmigła o średnicy 4,75 m oraz przez przekładnię i wał transmisyjny śmigło ogonowe umieszczone w płaszczyźnie poziomej. Za-

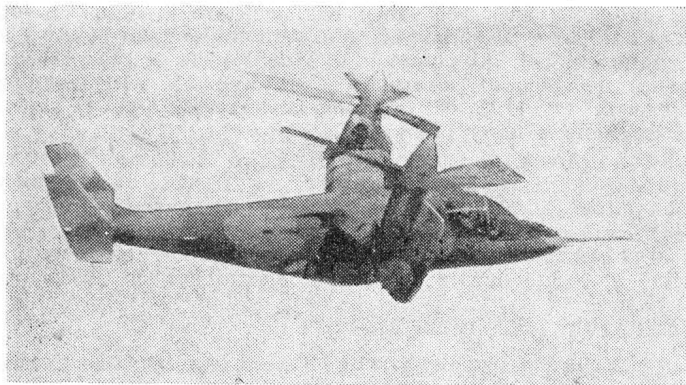
stosowano skomplikowany układ sterowania i stabilizacji. Próby w locie rozpoczęto w 1964 r. i zakończono w 1967 r. Przeprowadzono 400 h lotów, podczas których badano eksploatację samolotu z lądowisk nie przygotowanych. Cztery z pięciu zbudowanych samolotów zostały rozbite, lecz tylko jeden wypadek nastąpił wskutek użycia techniki PSL. Również i w tym przypadku występowały problemy ze sterowaniem, szczególnie w pobliżu ziemi lub podczas stromego opadania.

Canadair CL-84 był znacznie lżejszy niż XC-142A. Samolot o masie całkowitej 5720 kg napędzały dwa silniki turbinowe o mocy 1100 kW. Średnica śmigieł wynosiła 4,26 m. Prace były prowadzone w wolniejszym tempie, dzięki czemu uniknięto wielu trudności, jakie wystąpiły przy próbach XC-142A. Ponieważ nie było konieczne spełnienie ścisłych wymagań wojskowych, samolot ten mógł być zaprojektowany w sposób bardziej konserwatywny, co pozwoliło na uzyskanie mniejszego hałasu i lepszej charakterystyki w zawisie. Samolot oblatano w 1965 r. i skierowano do próbnej eksploatacji, lecz w 1967 r., w wyniku awarii silnika w przejściowej fazie lotu, został rozbity. Warto zauważyć, że poprzeczny wał łączący oba silniki umożliwił przeprowadzenie awaryjnego lądowania. Zbudowano jeszcze trzy samoloty w wersji wojskowej, do prób eksploatacyjnych, które się rozpoczęły w 1970 r. Mimo że samolot wykazywał dobre właściwości, nie wprowadzono go do eksploatacji.

Podobnym do poprzednio opisanego rozwiązaniem jest układ, w którym skrzydło jest połączone trwale z kadłu-



Rys. Bell XV-15



Rys. Bell X-22A

bem, a zmiana fazy lotu jest osiągnięta przez obrót gondoli silnikowych, śmigieł, śmigieł otunelowanych lub wirników. Eliminuje on zjawisko oderwania w fazie przejściowej lotu, lecz wadą jego jest strata ciągu z powodu opływu skrzydła przez strumień zaśmigłowy oraz mniejsza efektywność przy KSL ze względu na uzyskiwanie znacznie mniejszej siły nośnej na skrzydłach. Przykładem samolotu odrzutowego był VJ-101C omówiony poprzednio.

W końcu lat pięćdziesiątych firma Curtiss-Wright badała to rozwiązanie na samolocie X-19. Samolot ten miał być prototypem szybkiego samolotu dyspozycyjnego. Napęd stanowiły cztery śmigła o dużej cięciwie i średnicy 3,05 m umieszczone parami po dwa, na przednim i tylnym płacie. Układ czterech śmigieł zapewniał dobre sterowanie podłużne i poprzeczne, lecz powodował względnie słabe charakterystyki KSL oraz w locie poziomym. Program prób postępował wolno i ograniczył się do zawisów oraz kątów nachylenia śmigieł mniejszych od 40°. W 1965 r. samolot został rozbity w wyniku awarii przekładni i program został wstrzymany.

Środkiem do uzyskania bardziej zwartej konfiguracji samolotu, polepszenia właściwości w zawisie, zmniejszenia tendencji do oderwania w przejściowej fazie lotu miało być otunelowanie śmigieł. Rozwiązanie takie zapewniało ponadto wzrost bezpieczeństwa oraz zmniejszenie hałasu. Pierwszym samolotem tego typu był Doak VZ-4 o masie 1450 kg, napędzany silnikiem 618 kW i czterema otunelowanymi śmigłami o średnicy 1,22 m. Próby rozpoczęto w 1958 r. Potwierdziły one zalety rozwiązania, ale i wykazały także wady jak większy opór w locie poziomym czy słabsze właściwości KSL.

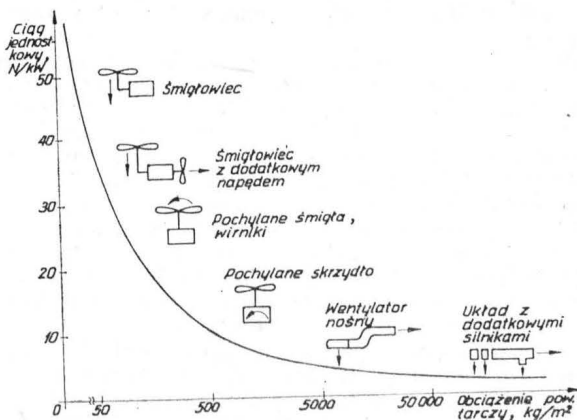
Pod wrażeniem potencjalnych korzyści użycia tego rodzaju koncepcji, w 1962 r. rozpoczęto prace nad samolotem Bell X-22A. Samolot ten miał cztery otunelowane śmigła w układzie tandem, o średnicy 2,13 m, napędzane czterema silnikami turbinowymi o mocy 920 kW. Masa całkowita wynosiła 6800 kg. Samolot ten był intensywnie badany w latach 1966-1971. Dzięki zainstalowaniu na samolocie rozbudowanego systemu sterowania połączonego z bardzo dokładnym pomiarem prędkości, samolot mógł osiągać bardzo strome opadanie z małą prędkością przy pełnej sterowności. X-22 nie został jednak wprowadzony do produkcji z powodu braku zainteresowania odbiorców (marynarki wojennej USA).

Naibardziej obiecująca koncepcją zbadaną do tej pory jest układ z pochylanym wirnikiem. W 1955 r. firma Bell zbudowała samolot XV-3 o masie 2270 kg, napędzany silnikiem o mocy 331 kW i dwoma wirnikami o średnicy 7 m, umieszczonymi na końcach skrzydeł. XV-3 wykonał 250 lotów i 110 pełnych przejść, jednak w trakcie prób pojawiło się wiele problemów takich jak: znaczne różnice mocy niezbędnej podczas przejścia z lotu poziomego do zawisu, tendencja do „pochylania na nos” w fazie przejścia, niestateczność poprzeczna w zawisie, mała skuteczność sterowania, mały zapas stateczności dynamicznej i niezadowolające skoordynowanie różnych elementów sterowania. Pierwsze trzy wynikały z interferencji między wirnikiem a usterzeniem, a następne trzy to problemy typowe dla konfiguracji wirników umieszczonych obok siebie. Ponadto występowały znaczne drgania układu — wirnik, pylon, skrzydło, które jak pokazały badania, mogą być wyeliminowane przez odpowiedni rozkład mas i sztywności wirnika oraz skrzydła.

Rezultatem 25-letnich doświadczeń firmy Bell z techniką PSL jest samolot XV-15, zbudowany również w układzie pochylanych wirników. Samolot o masie startowej PSL 5900 kg jest napędzany dwoma silnikami turbinowymi o mocy 846 kW każdy, umieszczonymi w obracanych gondolach na końcach skrzydeł. Silniki są połączone wspólnym wałem, który normalnie jest nie obciążony, a ma zapewnić symetrię napędu w przypadku awarii jednego silnika. Wirnik trójłopatowy o średnicy 7,62 m ma piastę tytanową zamocowaną przegubowo na wale za pomocą łożysk elastomerowych. Łopaty są zamocowane bezprzegubowo. Zmiana kąta natarcia łopat (skok ogólny) następuje przez łożysko umieszczony wewnątrz wału, natomiast tarcza sterująca zapewnia sterowanie cykliczne przez dwa niezależne popychacze. Gondole są obracane za pomocą wciągnika śrubowego napędzanego silnikiem hydraulicznym. Wałek przeprowadzony przed przednim dźwigniem skrzydła synchronizuje te dwa serwomechanizmy i pozwala na napędzanie jednego przez drugi w przypadku awarii. Pochylenie gondoli jest sterowane przyciskiem na dźwigni skoku ogólnego, który to przycisk jest jedynym dodatkowym elementem sterowania w kabynie pilotów, przypominającym zresztą typowe rozwiązania śmigłowcowe. Skrzydło ma profil laminarny i ujemny skos, w celu zapewnienia położenia siły nośnej w pobliżu środka ciężkości. Pokrycia są przekładkowe. Na skrzydłach znajdują się kłapy i lotki. Głównym celem otwarcia kłap w zawisie jest „zmniejszenie” powierzchni skrzydła, co daje oszczędność 6% ciągu. Stery aerodynamiczne działają przy wszystkich kątach pochylecia wirnika. Niezwykle ważnym zagadnieniem jest zmiana sterowania z typowego dla wirników w zawisie na sterowanie aerodynamiczne w locie poziomym, kiedy to wirniki pracują jak śmigła. XV-15 ma dwie „skrzynki” sumujące (sa one tajemnicą firmy), które sprzegają wszystkie sygnały sterowania i w których są zaprogramowane kolejne fazy sterowania podczas przejścia. Pochylenie i odchylenie w zawisie sterowane jest tarczą sterującą, natomiast przechylenie osiąga się przez zmianę skoku ogólnego śmigieł. Różnicowa zmiana skoku ogólnego wspomaga również zakręt wykonywany lotkami. Moc silnika jest sterowana przede wszystkim dźwignią skoku i mocy. Steruje ona skokiem i mocą w różnych sprorociach w zależności od kąta pochylecia gondoli. W zawisie dźwignia ta steruje przede wszystkim skokiem wirnika nośnego, co „skrzynka” sumująca zmienia stopniowo na sterowanie mocą w locie poziomym.

W kwietniu 1979 r. przeprowadzono z XV-15 próbę pełnego przejścia z zawisu do lotu poziomego oraz pełną autorotacją z włączanymi silnikami. W locie poziomym; osiągnięto prędkość maks. 561 km/h. Firma Bell traktuje ten układ jako następny krok w rozwoju techniki śmigłowcowej twierdząc, że nie jest on trudniejszy w produkcji od śmigłowców. Duża liczba ewentualnych zastosowań może zalecować do wprowadzenia go do masowego użytkowania. Tak jak samolot o sterowanym wektorze ciągu okazał się jedynym praktycznym rozwiązaniem dla samolotu odrzutowego, tak układ z pochylanym wirnikiem może być jedynym praktycznym rozwiązaniem dla nieodrzutowego samolotu PSL.

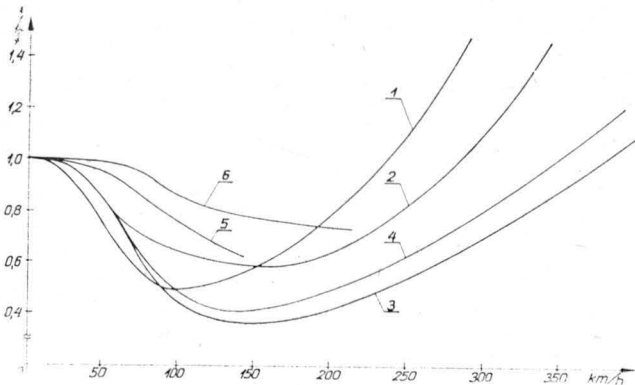
Warto również wspomnieć o rozwiązaniach, które wywodzą się bezpośrednio z techniki śmigłowcowej, lecz prowadzą do wyeliminowania takiej wady śmigłowca jak stosunkowo mała prędkość maksymalna. Firma Sikorsky pracuje nad śmigłowcem XH-59A ABC (Advancing Blade Concept) z dwoma współosiowymi, przeciwbieżnymi wirnikami i dwoma dodatkowymi silnikami odrzutowymi J-60



Rys. 10. Ciąg jednostkowy dla różnych układów samolotów PSL

o ciągu 14,7 kN. W tej koncepcji zjawisko oderwania na łopatach poruszających się w kierunku przeciwnym do kierunku lotu zostało wyeliminowane przez zsynchronizowanie ruchu łopat tak, że łopaty poruszające się w kierunku lotu znajdują się równocześnie po obu stronach kadłuba i wytwarzają większą część siły nośnej. Podczas prób XH-59 osiągał prędkość maks. 600 km/h.

Ambitniejszym rozwiązaniem jest koncepcja skrzydła X, która zakłada użycie czterołopatowego wirnika nośnego do startu i lądowania oraz wykorzystanie go jako skrzydła w locie poziomym po zatrzymaniu w konfiguracji litery X. Prace badawcze nad całością zagadnień związanych z tym programem prowadzone są obecnie w USA. Szczególnie istotne są badania wirników ze sterowaną cyrkulacją, gdyż tego rodzaju napęd ma być zastosowany w tym rozwiązaniu. Łopaty wirnika mają profil eliptyczny ze szczeliną na krawędzi spływu, przez którą wydmuchiwane jest sprężone powietrze doprowadzane do łopaty. Siła nośna jest



Rys. 11. Moc niezbędna odniesiona do mocy w zawisie dla różnych układów samolotów PSL: 1 — śmigłowiec, 2 — śmigłowiec z napędem, 3 — obracane skrzydło, 4 — pochylany wirnik, 5 — pochylane śmigło, 6 — wentylator nośny, 7 — sterowanie wektorem ciągu, 8 — układ z silnikami nośnymi

więc proporcjonalna do przepływu powietrza wydmuchiwane przez szczelinę, a sterowanie ogólne i cykliczne jest osiągane przez zmianę wielkości przepływu. Dla sterowania w locie poziomym oraz podczas zatrzymywania i rozpędzania wirnika, w skrzydle X zastosowano szczelinę zarówno na krawędzi spływu, jak i natarcia łopaty.

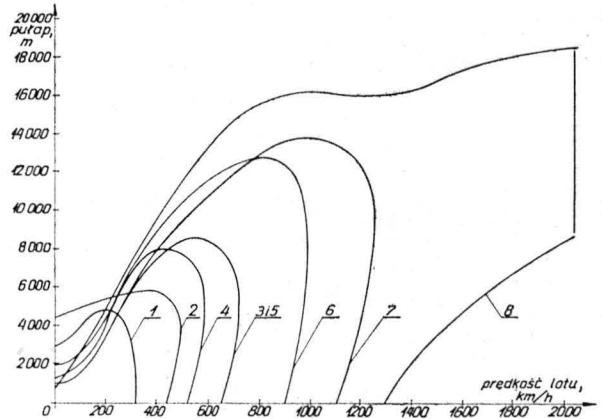
* * *

Duża różnorodność układów konstrukcyjnych samolotów PSL w znacznym stopniu utrudnia ich wzajemne porównanie. Potrzebny jest więc wspólny parametr dla różnych rodzajów napędów. Takim parametrem może być obciążenie powierzchni tarczy, które definiuje się jako stosunek maksymalnego ciągu do odpowiedniej powierzchni urządzenia wytwarzającego ten ciąg. Dla śmigłowca będzie to powierzchnia wirnika, dla samolotów napędzanych śmigłami — suma powierzchni śmigieł, dla samolotów odrzutowych — suma przekrojów dysz wylotowych. Rys. 10 pokazuje zależność ciągu jednostkowego od obciążenia tarczy. Widać wyraźny spadek ciągu jednostkowego ze wzrostem obciążenia tarczy, co ma oczywiście wpływ na osiągi —

przede wszystkim w zawisie. Na osiągi w zawisie wpływa również zjawisko bliskości ziemi. Najogólniej mówiąc jest on ujemny dla samolotów odrzutowych przede wszystkim ze względu na opływ samolotu strumieniem indukowanym przez gazy wylotowe z silnika oraz z powodu zasysania gorącego powietrza przez silniki. Straty ciągu mogą sięgać 10%.

Samoloty napędzane śmigłami bądź wirnikami doznają dodatniego wpływu ziemi, choć opływ kadłuba strumieniem zaśmigłowym powoduje dodatkowe dociążenie kadłuba. W stanach przejściowych lotu głównym problemem jest zapewnienie dostatecznego nadmiaru mocy. Rys. 11 pokazuje moc niezbędną odniesioną do mocy w zawisie dla różnych rozwiązań samolotów PSL. Jeżeli w zawisie i dla małych prędkości większość korzyści wydaje się wynikać z małego obciążenia tarczy, to z rys. 12 wynika, że konstrukcje o małym obciążeniu tarczy osiągają małe prędkości maksymalne. Należy dodać, że krzywe te nie są definitywnie ograniczone, lecz ich zakres może być rozszerzany.

Nie można jednak zapominać, że lotnictwo to nie tylko technika. Do chwili obecnej rozwój konstrukcji samolotów PSL dokonywał się głównie dzięki zamówieniom wojskowym. Ciągłe jednak trwają dyskusje nad koncepcjami taktycznymi dla tego rodzaju lotnictwa. Nawet Harrier mógłby podzielić los tylu innych samolotów PSL, których rozwój był przerywany ze względów pozatechnicznych, gdyby nie dopasowanie tego samolotu do pewnych specyficznych założeń taktycznych. Poważną część zamówień na samoloty PSL stanowią zamówienia od marynarki wojennej. Wiąże się to z koncepcją zastąpienia dużych lotniskowców przez większą liczbę mniejszych jednostek. Dlatego też większość prac rozwojowych jest prowadzona z myślą o potrzebach lotnictwa morskiego. Duży koszt oraz droga eksploatacja hamują rozwój zastosowań cywilnych techniki PSL. Największe szanse na wprowadzenie do seryjnej produkcji ma



Rys. 12. Osiągi różnych układów samolotów PSL (oznaczenia jak na rys. 11)

Bell XV-15. Firma Bell utrzymuje, że koszt pasażerokilometra dla maszyn tego typu przy obsłudze platform wiertniczych byłby niższy niż dla obecnie używanych śmigłowców.

Uwaga: Literaturę zamieściliśmy w I cz. artykule — TLIA nr 10/83

NOWOŚCI TECHNICZNE

Stoisko badawcze przekładni śmigłowcowych

Firma Froude Engineering (Wlk. Brytania), która jest członkiem Redman Heenan International przekazała na przełomie roku 1982 i 1983 firmie Westland Helicopters Ltd. nowe stoisko badawcze przekładni śmigłowcowych. Prace nad nim trwały ponad dwa lata. Głównym przeznaczeniem tego stoiska będą badania transmisji nowych generacji śmigłowców. Ma ono być bardzo elastyczne. Założono możliwość badania przekładni śmigłowców dużych (łączna moc silników napędzających stoisko 6620 kW — 9000 KM) oraz najmniejszych. Założono również możliwość badania zarówno całych transmisji śmigłowców, jak i ich poszczególnych elementów.

Po kilku miesiącach studiów firma Froude Engineering zaproponowała wariant stoiska, w którym badane przekładnie są napędzane dużymi silnikami elektrycznymi i obciążane hamulcami hydraulicznymi. W układzie przewidziano sprzęgła indukcyjne do korekcji prędkości wałów i momentów obrotowych.

W czasie prac nad stoiskiem obie firmy (Froude i Westland) ściśle ze sobą współpracowały. W rezultacie powstało stoisko, którego schemat przedstawiono na rysunku. Może ono symulować napęd przekładni głównej śmigłowca jednym, dwoma lub trzema silnikami. W tym celu wypo-

cd. na s. 33

Analityczna metoda wyznaczania długości układu dolotowego silników tłokowych

Mgr inż. MAREK ORKISZ
Mgr inż. RYSZARD PROCIAK
Prof. dr hab. inż. STEFAN SZCZECIŃSKI

Projektując silnik tłokowy, konstruktor staje przed problemem doboru układu dolotowego pod względem jego kształtu, średnicy, długości itp. Dobór ten powinien być na tyle trafny, aby wykorzystane były efekty wszystkich zjawisk powstających w układzie w czasie napełniania cylindrów, takich chociażby jak występowanie zjawisk falowych. Nie ulega wątpliwości, że dopiero badania prototypowe mogą rozstrzygnąć o tym, jaki ostatecznie ma być układ. Autorzy pokusili się o wyprowadzenie zależności umożliwiającej wyznaczenie długości układu dolotowego w oparciu o stosunkowo prosty model i przy przyjęciu założeń upraszczających. Jako podstawowe założenie w projektowaniu układu dolotowego przyjmuje się zwykle możliwość korzystny wpływ na moc rozwijaną przez silnik. Jest to bezpośrednio związane z napełnieniem cylindrów silnika świeżym ładunkiem przy ustalonej uprzednio prędkości obrotowej. Układ dolotowy wpływa więc na przebieg krzywej momentu obrotowego w zależności od prędkości obrotowej. Rozwiązanie konstrukcyjne układu dolotowego może też decydować o poprawności reagowania silnika na nagłe otwarcie przepustnicy gaźnika, a także o poprawności i równomierności pracy silnika na biegu jałowym [1].

Brak jest jednoznacznych wymagań odnośnie do układów dolotowych. Przykładowo firma Chrysler do obliczenia długości układu zaleca stosowanie następującej zależności [2]:

$$l = \frac{6a\tau}{ni} \pm 0,075 \text{ m} \quad (1)$$

gdzie:

- a — prędkość dźwięku w układzie dolotowym,
- n — prędkość obrotowa silnika,
- i — liczba cylindrów przypadająca na jeden przewód dolotowy,
- τ — liczba suwów obiegu silnika.

Nie jest to jedyna zależność, jaką można spotkać w literaturze. Przykładowo w [1]

$$l = 7,5 \frac{a \cdot \tau^i}{n \cdot i}, \text{ m} \quad (1a)$$

a w [2]

$$l = L_s \frac{30a\tau}{2ni}, \text{ m} \quad (1b)$$

gdzie: L_s — współczynnik długości układu dolotowego (autorzy proponują: $L_s = 0,1$). Natomiast w innych pracach można spotkać wzory przekształcone po podstawieniu prędkości dźwięku $a = 340 \text{ m/s}$. Jednak żadna z prezentowanych zależności nie określa wpływu średnicy układu dolotowego, jak i pojemności skokowej silnika na długość układu.

Dodatkowym założeniem, przy którym wyprowadzone zostały powyższe zależności jest założenie, że w układzie dolotowym występują jedynie efekty związane ze zjawiskami falowymi. Jednak zgodnie z [8] i [11] proponowane jest rozdzielenie zjawisk falowych i bezwładnościowych. Szczególnie w [11] w wyniku badań numerycznych procesy napełniania cylindra zaproponowano rozdzielenie wpływu fal ciśnienia i wpływu bezwładności słupa płynącego gazu. Autorzy nie znaleźli do tej pory w literaturze teoretycznego uwzględnienia wpływu bezwładności strumienia gazu na długość układu dolotowego. Można ją wyznaczyć po kilku przekształceniach z równania uzyskanego w pracy [3]:

$$l = \frac{30a\tau}{2ni} \sqrt{\frac{V_k}{V_c}} \quad (1c)$$

oznaczenia w tekście i na rys. 1.

Równanie to nie uwzględnia jednak zmiany energii mieszanki w cylindrze i jej wpływu na długość rezonansową układu.

Autorzy proponują wzór, który może dopomóc we wstępnym oszacowaniu długości układu dolotowego, pozwalającej na wykorzystanie w procesie napełniania nie tylko zjawiska falowego, ale i bezwładnościowego.

Problem napełnienia cylindrów silnika tłokowego, a w tym i przepływ przez układ dolotowy, jest bardzo złożony, czyniąc jednak pewne założenia upraszczające, można w sposób zadowalający opisać równaniami zachodzące zjawiska. W tym celu przyjmuje się, że czynnik jest jednofazowy, nielepki, nieściśliwy i podlega w przybliżeniu prawu Hooke'a, gęstość czynnika w kanale i cylindrze jest jednakowa, a przepływ jest adiabatyczny.

Do przeprowadzenia analizy problemu przyjęto model jak na rys. 1. Zakładając, że czynnik znajdujący się w kanale tworzy umowny „pręt”, a masa znajdującego się w cylindrze czynnika jest „masą zawieszoną” na końcu tego „pręta” oraz pomijając występujące straty energii (tzn. całkowita ilość energii w układzie zachowuje wartość stałą, zmieniając jedynie postać), wyprowadzić można równanie ruchu [6].

Całkowita energia stanowi sumę:

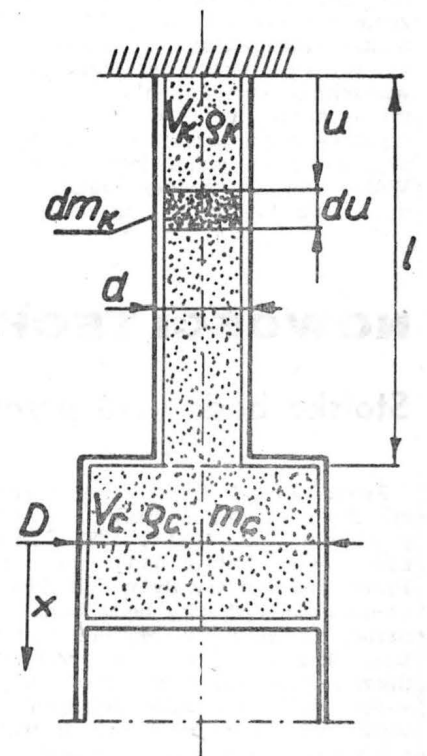
- energii kinetycznej „zawieszonych masy” drgającej,
- energii kinetycznej „pręta”,
- energii potencjalnej odkształconego „pręta”,
- energii potencjalnej „zawieszonych masy”.

Dodatkowym założeniem jest to, że przemieszczanie poszczególnych elementów „pręta” jest proporcjonalne do odległości od przekroju zamocowania. Czyli dla elementu dm_k odległego o u (rys. 1) od przekroju wlotowego, jego przemieszczenie zgodnie z założeniem jest równe

$$x_m = x \frac{u}{l} \quad (2)$$

a prędkość przemieszczającego się elementu o masie dm_k

$$v_m = \frac{dx_m}{dt} = \frac{u}{l} \frac{dx}{dt} \quad (3)$$



Rys. 1. Model obliczeniowy układu dolotowego

Masa tego elementu wyrażona jest zależnością

$$dm_k = V_k \rho \frac{du}{l}$$

zatem energia kinetyczna drgającego odcinka „pręta” wyniesie:

$$dE_k = \frac{dm_k v_m^2}{2} = \frac{1}{2} V_k \rho \frac{u^2}{l^2} du \left(\frac{dx}{dt} \right)^2$$

Całkując otrzymuje się całkowitą energię słupa gazu:

$$E_k = \int_{u=0}^{u=l} \frac{1}{2} V_k \rho \frac{u^2}{l^2} du \left(\frac{dx}{dt} \right)^2 \quad (4)$$

Energia kinetyczna „podwieszonyj masy” poruszającej się z prędkością $v = \frac{dx}{dt}$ wynosi:

$$E_{kc} = \frac{m_c v^2}{2} = \frac{1}{2} V_c \rho \left(\frac{dx}{dt} \right)^2 \quad (5)$$

Poruszająca się masa traci część swojej energii potencjalnej

$$E_p = -V_c \rho g x \quad (6)$$

Istnieje jeszcze w „pręcie” energia sprężysta, jaką ma w danej chwili „pręt” wydłużony o x . Zgodnie z [6] jest:

$$E_s = \frac{1}{2} \frac{E V_k x^2}{l^2} \quad (7)$$

gdzie: E — współczynnik ściśliwości (odpowiednik modułu Younga). Z bilansu energetycznego wynika, że:

$$E_k + E_{kc} + E_s + E_p = \text{const}$$

Podstawiając wzory (4), (5), (6), (7) do ostatniego wyrażenia, a następnie różniczkując względem czasu i porządkując, otrzymuje się

$$\frac{d^2 x}{dt^2} + \frac{3 E V_k}{\rho l^2 (V_k + 3 V_c)} x - \frac{3 V_c \rho g}{\rho (V_k + 3 V_c)} = 0 \quad (8)$$

Aby uprościć zapis, należy podstawić [10] pamiętając przy tym, że $a^2 = \frac{E}{\rho}$

gdzie: a — prędkość dźwięku, wówczas otrzymamy:

$$\omega_0^2 = \frac{3 V_k a^2}{l^2 (V_k + 3 V_c)} \quad (9)$$

oraz

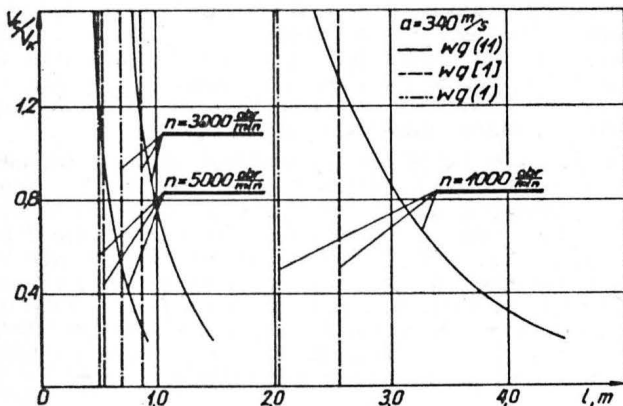
$$A = \frac{3 V_c g}{V_k + 3 V_c}$$

Ostatecznie wzór (8) przyjmuje postać

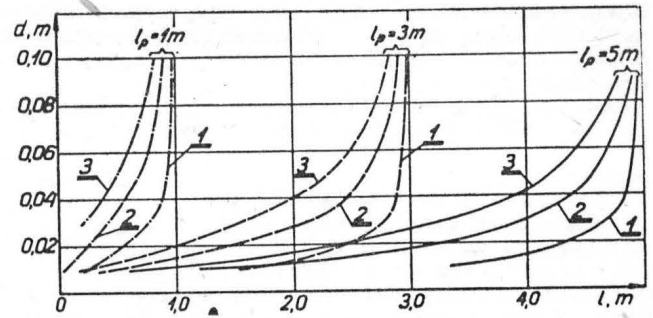
$$\frac{d^2 x}{dt^2} + \omega_0^2 x - A = 0$$

Wyrażenie (9) pozwala na wyznaczenie częstości drgań własnych ω_0 , skąd można wyznaczyć okres wahań [6]

$$T = \frac{2\pi}{\omega_0} = 2\pi \frac{l}{a} \sqrt{\frac{1}{3} + \frac{V_c}{V_k}} \quad (10)$$



Rys. 2. Zależność długości układu dolotowego od stosunku objętości skokowej silnika do objętości układu dolotowego dla różnych prędkości obrotowych silnika w porównaniu z wynikami otrzymanymi ze wzoru (1) i (1a)



Rys. 3. Zależność długości układu dolotowego od jego średnicy, dla różnych długości nieskorygowanych i różnych objętości skokowych silnika: 1 — $V_c = 0,1 \cdot 10^{-3} \text{ m}^3$, 2 — $V_c = 0,5 \cdot 10^{-3} \text{ m}^3$, 3 — $V_c = 1,0 \cdot 10^{-3} \text{ m}^3$

Celowo pominięto tutaj siłę wymuszającą, aby zająć się tylko częstością drgań własnych. Wiadomo jednak, że najkorzystniejszy wpływ układu dolotowego jest wtedy, gdy częstość drgań własnych równa się częstości drgań wymuszonych (zjawisko rezonansu) [10].

Częstość drgań wymuszonych jest proporcjonalna do prędkości obrotowej silnika, tak więc [9]

$$\nu = \frac{\pi n i}{30 \tau / 2}$$

a warunek rezonansu to

$$\omega_0 = \nu$$

Podstawiając znane wielkości na ω_0 (9) i ν otrzymuje się

$$l = \frac{30 \tau / 2 a}{\pi n i} \sqrt{\frac{3}{1 + 3 \frac{V_c}{V_k}}} \quad (11)$$

Po podstawieniu za:

$$V_k = \frac{\pi d^3}{4} l$$

i przekształceniu, równanie (11) przyjmuje postać równania kwadratowego, którego pierwiastek dodatni wyraża wzór (12)

$$l = -6 V_c \frac{1}{\pi d^3} + \sqrt{36 V_c^2 \frac{1}{\pi^2 d^6} + l_p^2} \quad (12)$$

gdzie:

$$l_p = \frac{30 \tau / 2}{\pi n i} \sqrt{3} \quad (13)$$

i stanowi długość nieskorygowaną układu dolotowego.

Interpretację graficzną zależności (11) i (12) przedstawiono na rys. 2 i 3.

Zmiana długości układu dolotowego w wyniku wzrostu stosunku objętości skokowej cylindra do objętości układu dolotowego dla małych prędkości obrotowych jest dość znaczna. Wiadomo jednak, że dla silników wolnoobrotowych, w celu efektywniejszego doładowania dynamicznego dobiera się długie przewody dolotowe, dlatego też z krzywej dla $n = 1000$ obr/min wynika, że stosunek objętości powinien się zawierać w granicach 0,4...0,8. Tak długie przewody dolotowe (3,1...3,8 m) byłyby kłopotliwe do wykonania i montażu oraz powinny by mieć możliwość podgrzania ładunku, gdyż w czasie przepływu paliwo może osiadać na ściankach kanału. Przy większych prędkościach obrotowych stosunek ten powinien się zawierać w granicach 0,9...1,4 a nawet i 1,6. Dalsze zwiększanie $\frac{V_c}{V_k}$ nie powoduje wyraźnego skrócenia układu dolotowego.

W literaturze [1] twierdzi się, że przedstawiony tam wzór pozwala na wstępną ocenę długości układu dolotowego z dokładnością do 5%, tak więc w konfrontacji z przedstawioną przez autorów zależnością wynika, że stosunek objętości powinien zawierać się w granicach 0,8...1,2 (mniejsze wartości dla mniejszych prędkości obrotowych).

Na rys. 3 przedstawiono związek długości układu dolotowego i jego średnicy. Widać, że dla małych objętości skokowych długość przewodu dolotowego szybko zbliża się do długości nieskorygowanej. Dla tych silników doładowa-

nie dynamiczne miałyby największy wpływ przy długich przewodach o dużej objętości. Wstępnie średnicę przewodu dolotowego można określić z zależności podanej przez I. M. Lenina:

$$d^2 = \frac{4}{\pi} (2,4 \dots 2,8) 10^{-2} V_{ss} n, \text{ cm}^2$$

gdzie:

V_{ss} — pojemność skokowa silnika, dm^3 ,
 n — prędkość kątowna silnika, rad/s .

Dalej mając już wartości d , V_{ss} , n , a — można wyznaczyć długość takiego przewodu z zależności (12).

Wyprowadzone zależności pozwalają na określenie niezbędnych parametrów układu dolotowego (l , d) w procesie jego projektowania. Otrzymane wyniki podlegają jednak weryfikacji po przeprowadzeniu niezbędnych badań prototypowych.

* * *

Z przeprowadzonych rozważań wynikają następujące wnioski:

● Otrzymane zależności wykazują znaczną zgodność z dotychczas stosowanymi wzorami (1), (1a), (1b). Ujmując one ponadto wpływ pojemności skokowej silnika, średniej średnicy układu dolotowego i jego pojemności.

● Zalecanym stosunkiem objętości skokowej silnika do objętości układu dolotowego jest przedział 0,8...1,4.

● Otrzymane wyniki mogą stanowić obszar, w którym należy dokonać poszukiwań optymalnego wariantu, nie mogą one stanowić jednak wprost jednoznacznej odpowiedzi.

Problemy prób statycznych samolotów

ANNA KAPUSTA
 ANDRZEJ KOWALSKI
 MARIAN WÓJTOWICZ
 OBR SK PZL-Mielec

Podstawowym kryterium, które musi spełniać każde urządzenie, jest bezpieczeństwo jego użytkowania. W lotnictwie wymagania w tym względzie muszą być wyjątkowo ostre, gdyż za każdym, pozornie nawet blahym, defektem mogą się kryć sytuacje katastrofalne dla załogi, ewentualnych pasażerów oraz kosztownego sprzętu. W związku z tym zarówno płatowiec, jak i silnik oraz poszczególne agregaty i instalacje podlegają różnorodnym próbom i badaniom, których dopiero pozytywny wynik stanowi podstawę dopuszczenia samolotu do lotu, a następnie do eksploatacji.

Dla struktury nośnej samolotu takimi koronnymi badaniami — przynajmniej w świetle wymagań przepisów oraz organów nadzoru cywilnego i wojskowego — są próby statyczne. Trzeba tutaj od razu zaznaczyć, że temat ten nie był poruszany od lat w literaturze krajowej, mogłoby się więc wydawać, że wszystko jest w nim jasne i oczywiste, a zrealizowane próby dają w wyniku pełne i jednoznaczne odpowiedzi.

Ponieważ — zdaniem autorów — właśnie tak nie jest i prowadzone próby statyczne nie budzą zaufania, więc postanowiliśmy przedstawić pewne propozycje, głównie dotyczące wymagań formułowanych w programach prób.

Genezy potrzeb prób statycznych

Podstawą prowadzenia prób statycznych powinny być doraźne i perspektywiczne potrzeby konstruktorów sprzętu, którzy w dążeniu do optymalizacji struktury — masowej, sztywnościowej, poprawianej ze względu na przewidywane ułatwienia obsługi i warunków eksploatacji oraz bieżących zabezpieczeń antykorozyjnych i remontów — chcą znać statyczne skutki przewidywanych, wariantowych, posunięć konstrukcyjnych. Należy również nadmienić, że precyzyjnie opracowana próba statyczna może ujawnić wiele miejsc, w których można oczekiwać kłopotów zmęczenia.

Próby statyczne są również istotnym narzędziem przy weryfikacji modeli obliczeniowych. Pewną miarą są po-

● Dobór długości układu dolotowego przy uwzględnieniu zalecanego stosunku objętości pozwoli na wykorzystanie zjawiska falowego oraz bezwładnościowego jako czynników wpływających na napełnianie silnika.

LITERATURA

1. M. BERNHARDT i in.: Silniki samochodowe. WKiŁ, Warszawa 1978 r.
2. K. CUPIAŁ: Doładowanie bezsprężarkowe silników spalinowych. Zeszyty Naukowe Politechniki Częstochowskiej nr 13. Praca nauki.
3. L. KOŁODZIEJCZYK: Próba obliczeniowej oceny kanału dolotowego i krzywki sterującej zaworem wlotowym silnika tłokowego. *Silniki Spalinowe* nr 2/73.
4. Cz. KORDZIŃSKI: Układy dolotowe silników spalinowych. WNT, Warszawa, 1968 r.
5. Cz. KORDZIŃSKI, T. ŚRODULSKI: Silniki spalinowe z turbo- doładaniem. WNT, Warszawa, 1970 r.
6. R. KUROWSKI, M. E. NIEZGODZIŃSKI: Wytrzymałość materiałów. PWN, Warszawa, 1966 r.
7. M. ORKISZ, R. PROCIĄK, S. SZCZECIŃSKI: Próba oceny procesu napełniania lotniczego silnika tłokowego PZL Franklin. *TłA* nr 10/80 r.
8. M. ORKISZ, R. PROCIĄK, S. SZCZECIŃSKI: Czynniki dynamiczne w procesie napełniania cylindrów silnika tłokowego. *TłA* nr 1/1982 r.
9. B. SENDYKA: Wykorzystanie zjawiska eekcji do doładowania silników spalinowych oraz konstrukcji układów wlotowych. Zeszyty Naukowe Politechniki Krakowskiej nr 7/1973 r.
10. I. SZMELTER: Metody komputerowe w mechanic. PWN, Warszawa 1980 r.
11. C. F. TAYLOR, J. C. LIVENGOT, D. H. TSAI: Dynamics in the inlet system of a four — stroke single — cylinder engine. *Transaction of the ASME*, Oct. 1955 r.

równania odkształceń giętych i skrętnych, ale najpewniejszy obraz otrzymuje się przy użyciu tensometrów oporowych. Jest to zabieg i kosztowny i kłopotliwy, ale mając wykazaną dużą zbieżność wyników — obliczeniowych i z prób — można później tylko analitycznie wyznaczać dostateczną wytrzymałość struktur, dla wielu przypadków obciążen lub wprowadzonych zmian konstrukcyjnych, bez uciekania się do dodatkowych prób statycznych.

Kolejnym — i najczęściej jedynym — wykorzystywanym powodem zamówień na realizację prób statycznych jest konieczność wykazania dostatecznej wytrzymałości, wynikająca z przepisów budowy samolotów dla określonego organu nadzoru. Jest oczywiście, że dla konstruktora, który dysponuje możliwie pełną informacją o strukturze, zrealizowanie ww. potrzeb jest, praktycznie rzecz biorąc, czystą formalnością i przy prawidłowej organizacji prac nie nastęrcza większych trudności, co nie pociąga za sobą pewnych dodatkowych kosztów.

Niewielkim źródłem zapotrzebowań na próby statyczne są badania elementów usterkowych. Zdarzają się rzadko, ale przy seryjnej produkcji i uruchamianiu elementów na całą partię bywa, że dana poważna usterka powtarza się na kilku lub kilkunastu sztukach. Wówczas jeden z usterkowych elementów przeznaczają się na próby.

Przy ustalonej i wieloletniej produkcji danego samolotu, w strukturę wprowadza się drobne zmiany, których źródłem są najczęściej uwagi z eksploatacji, poprawa technologii produkcji lub choćby wnioski racjonalizatorskie. Każda z tych zmian oddzielnie nie budzi większych zastrzeżeń, ale złożenie ich razem — po pewnym czasie może spowodować zachwianie ufności w sprawność statyczną sprzętu i wówczas przeprowadza się ponownie próby. Bywa również, że przy produkcji dla masowego odbiorcy takie wymaganie jest zastrzeżone w kontraktach.

Jest na ogół przyjęte, że przy zmianie producenta samolotu lub nawet tylko któregoś z ważnych zespołów wymaga się powtórzenia prób statycznych. Dotyczy to zwłaszcza nowych samolotów budowanych wg dokumentacji licencyjnej, gdzie dodatkowo może dochodzić niebagatelny problem

zmiany materiałów i półfabrykatów podstawowej struktury nośnej.

Przy budowie samolotu zgodnie z koncepcją „fail-safe” — po przyłożeniu do sprzętu określonej liczby cykli lub bloków obciążeń oraz po uzyskaniu określonej długości pęknięć zmęczeniowych — prowadzi się próbę statyczną, w celu wykazania dostatecznej, resztkowej wytrzymałości statycznej tak uszkodzonego elementu.

Przypadki do prób i etapy prób

Jest sprawą oczywistą, że nie ma możliwości zrealizowania w próbach statycznych wszystkich przypadków obciążeń przewidywanych przepisami. Jeżeli się uwzględni cały obszar ciężarów i ruchu środków ciężkości wynikający z możliwych sposobów załadowania samolotu i związanych z tym zapasów paliwa, wszystkie prędkości, obwiednie przeciążeń zarówno od podmuchów jak i manewrowych oraz inne zmienne parametry to, formalnie biorąc, liczba przypadków sięga kilkuset lub więcej. Po wykonaniu obwiedni różnego rodzaju obciążeń: momentów gnących, sił poprzecznych, momentów skręcających, działających na dany fragment struktury, można eliminować poważną ich część już na wstępnym etapie analiz. Pozostaje ich jednak zbyt liczna grupa, aby można było wszystkie zrealizować w próbach statycznych. Dodatkowo należy zaznaczyć, że najczęściej modelowy rozdział obciążeń jest uzależniony od rodzaju struktury nośnej oraz rozkładów jej sztywności i nie da się go zrealizować dostatecznie jednoznacznie na etapie obliczeń obciążeń zewnętrznych. Z powyższego wynika, że względnie racjonalnego wyboru przypadków do prób statycznych danego fragmentu struktury można dokonać nie wcześniej niż po przeprowadzeniu wnikliwych projektowych obliczeń wytrzymałościowych. Obliczenia takie są jednym z podstawowych materiałów źródłowych przy dyskusowaniu przez konstruktora prowadzącego „Wykaz przypadków do prób statycznych” z organem nadzoru, przed przystąpieniem do realizacji prób dowodowych.

Taki wykaz jest z reguły rozbitý na trzy etapy:

- próby przed oblotem,
- próby dla zdjęcia ograniczeń,
- próby dla określenia rzeczywistej wytrzymałości.

Bywa również, że jeśli drugi etap zawiera stosunkowo dużo czasochłonnych prób, rozбивa się go na podetapy, aby umożliwić prowadzenie prób w locie z częściowym zdej-mowaniem ograniczeń.

Programy prób ramowe i szczegółowe

W zakładach ze specjalistycznym rozbićciem pracy na poszczególne komórki organizacyjne powstają dwa dokumenty programowe:

- pierwszy, odpowiadający w głównej mierze na pytanie „co?” opracowywany przez komórkę tworzącą program próby, nazywany Ramowym Programem Prób (RPP),
- drugi, odpowiadający przede wszystkim na pytanie „jak?” i opracowywany przez komórkę realizującą próby, nazywany Szczegółowym Programem Prób.

RPP opracowuje się wg potrzeb zlecającego próbę, czyli konstruktora prowadzącego dany samolot. Zlecenie powinno jednoznacznie określać m.in.: obiekt prób — z podaną kompletacją badanego zespołu, cel prób, kolejność realizacji RPP, źródłową dokumentację obciążeń. Mówiąc o wymaganii podania kompletacji zespołu badanego, mamy na uwadze wyszczególnienie elementów składowych — części zespołu konstrukcyjnego — podlegających próbom. Należy podać również i te elementy, które były wykonane przez innych producentów.

RPP powinien określać: obiekt prób, cel prób, sposób mocowania obiektu, badane przypadki obciążeń, rodzaj i miejsce pomiarów — jeżeli prowadzenie pomiarów jest wymagane, kryteria oceny wyników prób, pomagania odnośnie do przebiegu prób oraz prowadzenia badań dodatkowych — jeśli taka konieczność występuje.

Specjalnym zagadnieniem jest sprecyzowanie wymagań dotyczących zawartości protokołów z prób. Protokół z próby powinien zawierać:

- szczegółowe i jednoznaczne określenie wszystkich parametrów próby — dokładne określenie sposobu realizowania każdej próby,
- jasne i jednoznaczne przedstawienie sposobu wprowadzania sił, momentów, bloków, podparć itp.,
- wykresy zrealizowanych w próbie obciążeń — sił i momentów zredukowanych do określonej linii,
- analizę błędów zrealizowanych obciążeń,

— wyniki mierzonych parametrów w trakcie próby wraz z analizą błędów pomiarów,

— opis zachowania się konstrukcji w trakcie obciążania z załączonymi fotografiami rejestrującymi wystąpienie pofalowań (widocznych odkształceń) konstrukcji, przy obciążeniach dopuszczalnych i niszczących, oraz po ich zdjęciu, jak również po zniszczeniu konstrukcji,

— ocenę prawidłowości przeprowadzenia próby i ocenę wyników badań laboratoryjnych,

— orzeczenia z laboratoryjnych badań elementów struktury nośnej badanego obiektu próby oraz ew. innych elementów zniszczonych,

— wyniki wymaganych badań dodatkowych,

— integralną częścią protokołów z prób powinna być aktualna kompletacją obiektu próby, ze szczególnym uwzględnieniem wszelkich odstępstw od pierwotnej dokumentacji konstrukcyjnej zarówno elementów składowych, jak i całości zespołu — kart zmian konstrukcyjnych, protokołów uzgodnień, kart usterek, notatek służbowych, usterek wynikłych w transporcie oraz w montażu próby i in. Ww. kompletacją powinna być uzgodniona z konstrukto-rem prowadzącym przed rozpoczęciem próby.

Jak wyżej wspomniano, protokoły z prób powinny zawierać „orzeczenia z laboratoryjnych badań elementów struktury...”. Konieczność przeprowadzania takich badań poddyktowana została głównie występowaniem dużych rozrzutów we właściwościach wytrzymałościowych półfabrykatów stosowanych w budowie samolotów.

Realizowanie obciążeń obliczeniowych, dopuszczalnych i niszczących, na obiektach prób bez uwzględnienia wpływu rozrzutu właściwości wytrzymałościowych i geometrycznych nie daje jednoznacznej odpowiedzi co do uzyskania wymaganego współczynnika bezpieczeństwa. Orzeczenia z badań laboratoryjnych umożliwiają ustalenie wymaganych obciążeń dopuszczalnych próby i odpowiednio — niszczących próby, jak również pozwalają na właściwą weryfikację wyników prób (tj. sprowadzenie ich do minimum właściwości dopuszczanych dokumentacją konstrukcyjną).

Optymalnym rozwiązaniem byłoby, aby wyniki tych badań znane były przed realizowaniem prób statycznych. Jednakże w praktyce napotyka się na duże trudności z przeprowadzeniem wszystkich wymaganych badań przed próbami statycznymi, stąd zdecydowano się na ich podział na dwa etapy i tak: w etapie I wykonuje się wstępne badania laboratoryjne, które powinny być zrealizowane przed przystąpieniem do prób statycznych (celem tych badań jest uzyskanie danych określających z pewnym przybliżeniem wymagane obciążenia próby), w etapie II natomiast ujęto te badania, które będą realizowane po próbach statycznych. Celem ich jest uzyskanie takich informacji, które pozwolą na prawidłową korektę wyników prób oraz określenie rzeczywistego współczynnika bezpieczeństwa.

Badania etapu I powinny obejmować:

— szczegółowe pomiary geometryczne (elementów będących obiektami prób) — zakres pomiarów ustala zlecający próbe, tj. konstruktor prowadzący dany samolot;

— laboratoryjne badania „próbek świadków” — pod tym określeniem rozumie się próbki do badań wytrzymałości na rozciąganie, wykonane z tego samego półfabrykatu co element przeznaczony na próby, poddane tej samej obróbce cieplnej, chemicznej itp. jednocześnie z elementem podlegającym próbom statycznym. Objętość materiału niezbędna do analiz chemicznych oraz wymiary próbek do badań wytrzymałościowych elementów — wg wymagań Laboratorium Metaloznawczego.

Próbki stanowią załącznik do elementu podlegającego próbom. Wykaz elementów, które muszą mieć załączone próbki, wymiary próbek i miejsce ich usytuowania na półfabrykacie określa zlecający próbe.

Badania próbek świadków powinny obejmować: określenie R_m i R_e , określenie składu chemicznego i sprawdzenia jego zgodności z normą, sprawdzenie mikrostruktury (dla sprawdzenia obróbki cieplnej), inne badania wg wymagań zlecającego próbe;

— pomiar twardości elementów podlegających próbom. Wykaz elementów podlegających pomiarom twardości i miejsca wykonania pomiaru określa zlecający próbe. W uzasadnionych przypadkach pomiar twardości może stanowić podstawę dla przybliżonego określenia wartości R_m elementu.

Zlecający badania etapu I powinien podać wszystkie dane identyfikujące badany obiekt. (Sprawa kompletacji dokumentacji z prób jest niezwykle istotna dla jednoznacznego przypisania wyników z badań do badanego obiektu próby, oraz wyeliminowania możliwości pomyłek np. w przypadku kilku wersji badanego obiektu).

Badania etapu II — badania materiałowe elementów po próbach należy przeprowadzić po próbie niszczącej obiekt próby.

Celem badań jest:

— sprawdzenie zgodności badanych elementów z dokumentacją,

— uzyskanie danych do korekty wyników z prób (korektę wyników przeprowadzamy dopiero po określeniu m.in. R_m rzecz. elementów obiektu próby),

— określenie przyczyn zniszczeń elementów w badanym obiekcie próby.

Badania laboratoryjne etapu II powinny obejmować wszystkie elementy nosne zespołu — będącego obiektem próby — zniszczone jak i nie zniszczone w próbie. Badania wszystkich elementów struktury są konieczne ze względu na ww. korektę wyników próby, która powinna być przeprowadzona w odniesieniu do każdego z elementów obiektu próby.

W etapie II wykonuje się:

— określenie wytrzymałości na rozciąganie R_m ,

— określenie granicy plastyczności R_e lub $R_{0,2}$ — wielkości wykorzystywane m.in. przy przeprowadzeniu niezbędnych analiz wytrzymałościowych w zakresie obciążeń dopuszczalnych,

— określenie modułu Younga E lub modułu sprężystości postaciowej G tylko na wyraźne żądanie zleceniodawcy,

— określenie składu chemicznego materiału i sprawdzenie jego zgodności z normą,

— określenie struktury i rodzaju obróbki cieplnej i cieplno-chemicznej oraz grubości warstwy pokryciowej (w celu porównania z dokumentacją konstrukcyjną),

— określenie rodzaju półfabrykatu użytego do produkcji elementu (niejednokrotnie dokumentacja konstrukcyjna dopuszcza możliwość stosowania zamienników półfabrykatów, np. odkuwka względnie pełny materiał, co nie jest bez znaczenia w przypadku przeprowadzania koniecznych analiz wytrzymałościowych),

— określenie kierunku włókien, w celu sprawdzenia na zgodność z dokumentacją konstrukcyjną,

— określenie przyczyn zniszczenia elementów w próbie, w celu odzwierciedlenia charakteru pracy badanego obiektu oraz dokonania ewentualnych zmian konstrukcyjnych badanego obiektu próby,

— badania dodatkowe wg żądań zleceniodawcy (np. pomiar mikrotwardości).

Badania materiałowe II etapu, powinny być przeprowadzone na próbkach wyciętych z obiektu próby w pobliżu miejsca zniszczenia oraz na próbkach wyciętych w miejscach określonych przez zlecającego próbę (zarówno dla elementów zniszczonych, jak i nie zniszczonych).

Z przeprowadzonych badań materiałowych powinno być sporządzone orzeczenie, które oprócz wyników z badań powinno zawierać: komplet zdjęć fotograficznych obejmujących widok ogólny i widoki szczegółowe części z pokazaniem pęknięć i ich strefy (celem dokonania zdjęć fotograficznych jest potrzeba zachowania dowodu identyfikującego obiekt prób, a pokazanie pęknięcia i jego strefy — jako pomocy dla konstruktora przy wprowadzaniu zmian konstrukcyjnych badanego obiektu), numer rysunku części i nazwę części, numer fabryczny części, datę produkcji części, wyszczególnienie wszystkich odstępstw od pierwotnej dokumentacji konstrukcyjnej obiektu próby, nazwę i numer dokumentu uruchamiającego element do prób. Informacje powyższe dostarcza komórce wykonującej orzeczenia wykonawca prób statycznych.

Orzeczenia z badań etapów I i II powinny stanowić integralną część protokołów z prób.

Szczegółowy program prób jest w gruncie rzeczy technologią realizacji próby określonej w RPP, zawierającą obliczenia i dokumentację układów obciążających, dokumentację stoiska i aparatury pomiarowej. Znajdują się w nim również wymagania dotyczące przebiegu próby,

a wynikające z określonych przepisów, wg których budowany jest samolot oraz wielkości korekcyjne obciążeń — dla obciążeń próby — a wynikające z badań fizycznych i geometrycznych elementów struktury nosnej egzemplarza będącego obiektem próby.

Uwagi końcowe

W oparciu m.in. o statyczne próby dowodowe dopuszcza się do eksploatacji od kilkudziesięciu do kilkuset samolotów, należy więc mieć co najmniej dostateczną wiedzę o rzeczywistym minimalnym zapasie bezpieczeństwa produkowanego sprzętu.

Tolerancja produkcyjna blach duralowych jest duża — dla blach bardzo cienkich: 0,3–0,5 mm wynosi $T = -30\%$ grubości nominalnej, dla blach grubszych: 0,6–2 mm wynosi $T = -20\%$.

Łączna grubość obu warstw plateru $\delta_p \geq 10\%$ grubości nominalnej.

Dla stali typu 30HGSA tolerancja R_m wynosi ok. 20%, dla R_e podaje się tylko dolną granicę. Durałe typu PA7 mają też podawaną tylko dolną granicę R_m i R_e . Szczególnie w grubych płytach i prętach, z których zarówno dla prototypów, jak i pierwszych serii wykonuje się okucia, węzły, dzwignie sterowania i wiele innych ważnych elementów — mają podane $R_{m\ min}$ — 345 MPa. W rzeczywistości bywały przypadki, że R_m wynosiła 640 MPa.

W trakcie realizacji prób statycznych, w znakomitej większości przypadków — oprócz obciążeń awaryjnych — należy wykazać spełnienie określonych wymagań zarówno przy obciążeniach dopuszczalnych, jak i niszczących.

Dla prawidłowej oceny wyników próby statycznej niezbędna jest pełna informacja o wymiarach i stanie fizycznym elementów wchodzących w strukturę nosną badanego zespołu — odpowiadającą pracy w danym przypadku obciążenia.

Brak powtarzalności zarówno parametrów geometrycznych, jak i fizycznych oraz chemicznych półfabrykatów dostarczanych nawet z tej samej huty — z dostatecznie ciasnym rozrzutem — uniemożliwia ekstrapolację wprost wyników badania statycznego danego elementu, będącego właśnie obiektem próby, na inne, które będą lub były produkowane wg tej samej nominalnie dokumentacji.

Stwierdzenie faktu, że dany egzemplarz, będący obiektem próby, przeniósł określone obciążenie, bez skorygowania jego rzeczywistych parametrów zarówno geometrycznych, jak i fizycznych, w stosunku do minimalnych właściwości dopuszczalnych dokumentacją konstrukcyjną — nie jest żadną oceną stanu bezpieczeństwa.

Po zniszczeniu danego fragmentu konstrukcji jest niewystarczające przeprowadzenie badań laboratoryjnych tylko elementów uszkodzonych, gdyż te, które nie uległy uszkodzeniu w danej próbie mogą się zniszczyć znacznie wcześniej w eksploatacji, jeżeli wykona się je w dolnych granicach właściwości dopuszczalnych dokumentacją konstrukcyjną.

Odkładanie badań laboratoryjnych — geometrycznych, fizycznych i chemicznych — na okres dopiero po przeprowadzeniu prób niszczących, uniemożliwia prawidłową ocenę wielkości obciążeń próby — dopuszczalnych i niszczących — czyli uniemożliwia m.in. wykazanie spełnienia określonych wymagań zawartych w przepisach, a dotyczących dwu pierwszych etapów badań dowodowych.

LITERATURA

1. Federal Aviation Regulations.
2. British Civil Airworthiness Requirements, Section D.
3. Normy Lotnoj Godnosti.
4. Zasady opracowywania ramowych programów prób wytrzymałościowych i sztywnościowych samolotów. Opracowanie wewnętrzne OBR SK PZL-Mielec, Mielec 1981 r.
5. Zasady przeprowadzania badań laboratoryjnych elementów przeznaczonych na próby wytrzymałościowe statyczne i zmęczeniowe. Opracowanie wewnętrzne OBR SK PZL-Mielec, Mielec 1981 r.

PRENUMERATA ROCZNA
NAJPEWNIĘSZĄ FORMĄ NABYCIA
NASZEGO CZASOPISMA

Samolot myśliwsko-szturmowy pokładowy pionowego startu, jednomiejscowy

KONSTRUKCJA: duralowa półskorupowa — wolno-nośny średniopłat z chowanym podwoziem.

Plat: trapezowy o skosie krawędzi natarcia 45° i ujemnym wzniosie. Profil o grubości ok. 6%. Konstrukcja półskorupowa, duralowa. Części zewnętrzne skrzydeł składowane pionowo w górę do hangarowania pod pokładem okrętu. Części wewnętrzne skrzydeł z jednoszczelinowymi klapkami Fowlera. Na częściach zewnętrznych lotki z klapkami wyważającymi. Skrzydła nie mają slotów ani klap przednich. Z wierzchu i od spodu końców skrzydeł szczeliny wylotowe odrzutowych dysz sterujących.

Kadłub: konstrukcja duralowa półskorupowa. Kabina jednomiejscowa z fotelem wyrzeliwanym na wysokości 0 m. Wiatrochron stały. Osłona kabiny otwierana na prawo. Po bokach kabiny wloty powietrza do silnika głównego z oddzielaczami warstwy przysiennej. Niedaleko za krawędzią natarcia wlotów szereg małych otworów wlotowych zamykanych klapkami (początkowo samoloty nie miały tych otworów). Za osłoną kabiny otwierane drzwi wlotu powietrza do silników nośnych. W tych drzwiach 16 otworów ze sprężynowymi klapkami zamykającymi. Po bokach drzwi dwie płetwy kadłubowe (początkowo samoloty ich nie miały). Pod kadłubem drzwi wylotu spalin z silników nośnych, a za nimi dwie płetwy. Po obu stronach zakończenia tyłu kadłuba małe dysze sterowania kierunkowego. Z przodu kadłuba nie ma dyszy pionowej sterującej.

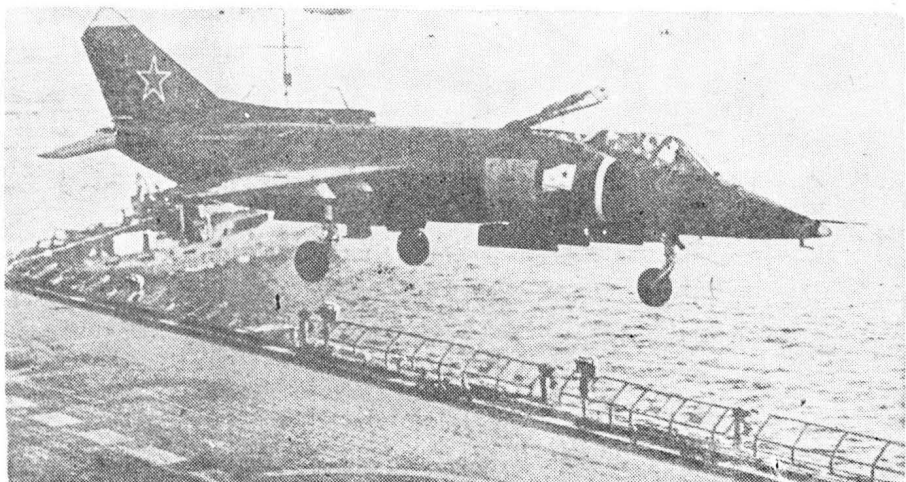
Usterzenie: konstrukcja duralowa półskorupowa. Usterzenia ze skosem, usterzenie poziome z ujemnym wzniosłem. Usterzenie ze statecznikami i sterami. Na sterach klapki wyważające.

Podwozie: trójzespolowe z kołem przednim chowanym do tyłu. Podwozie główne z prawie pionowymi amortyzatorami olejowo-powietrznymi, chowane w kadłub. Pod tyłem kadłuba zderzak.

Zespół napędowy: silnik główny nośno-napędowy turbodrzutowy Lulka AL-21 o ciągu ok. 8000 daN z dwoma dyszami wylotowymi przekręcanymi od poziomu do pionu. Za kabiną dwa silniki nośne turbodrzutowe Kolesowa o ciągu po ok. 3500 daN ustawione pionowo jeden za drugim. Zbiorniki paliwa w kadłubie przed i za silnikiem głównym.

Wyposażenie: awioniczne w tyle kadłuba. Nad tyłem kadłuba chwyt powietrza do chłodzenia wyposażenia, przechodzący w płetwę przed statecznikiem pionowym. Wyposażenie radiolokacyjne w przodzie kadłuba pod osłoną z tworzyw sztucznych. Samolot wyposażony w automatyczny system startu i lądowania.

Uzbrojenie: samolot nie ma uzbrojenia wbudowanego na stałe. Pod skrzydłami cztery wysięgniki na uzbrojenie podwieszane o masie 2600+3600 kg; zasobniki z działkiem 23 mm GSz-23, wyrzutnie niekierowanych pocisków rakietowych, bom-



by, lotnicze pociski rakietowe, przeciwpancerne (przeciw okrętom) kierowane pociski rakietowe i zbiorniki podwieszane.

System sterowania oraz startu i lądowania: zastosowanie długiego silnika nośno-napędowego z przekręcanymi dyszami wylotowymi w tylnej części kadłuba spowodowało zastosowanie w przedniej części kadłuba, za kabiną, pionowych silników nośnych. Taki układ nie wymaga pionowych dysz sterowych na przednim i tylnym końcu kadłuba. Do sterowania poprzecznego służą dysze na końcach skrzydeł, a do kierunkowego — na końcu tyłu kadłuba. Dysze te otrzymują sprężone powietrze ze sprężarki silnika głównego. Zmiana kąta natarcia, czyli położenia kadłuba, sterowana jest silnikami nośnymi. Taki układ sterowania wymaga automatycznej synchronizacji pracy wszystkich silników i sprzężenia ich z układem sterowania. Drzwi wlotowe nad silnikami nośnymi są otwarte (uchylone) podczas pracy silników nośnych. Dwupołówkowe drzwi przy dyszach wylotowych silników nośnych spełniają rolę sterów dla strumienia gazów, dlatego ich położenie jest zmieniane automatycznie podczas poszczególnych faz startu i lądowania. Samolot startuje pionowo, wykazując dużą stateczność. Po osiągnięciu wysokości 5÷6 m pochyla przed kadłuba o 5° w dół względem horyzontu i płynnie przechodzi do lotu poziomego rozpędzając się do ok. 65 km/h. Po osiągnięciu tej prędkości samolot podnosi przed i do poziomu i rozpędza się do normalnej prędkości lotu stonniowo przekraczając dysze tylne oraz zamykając drzwi wlotowe i wylotowe silników nośnych. Przy lądowaniu samolot po otwarciu drzwi wlotu do silników nośnych ostatnie 400 m leci na wysokości 30 m nad wodą. Skraj pokładu okrętu samolot przekracza z prędkością 10 km/h na wysokości 10÷14 m nad pokładem, następnie przechodzi do zawisu i pionowo ląduje. Precyzja lądowania wykazuje, iż odbywa się ono automatycznie i we współpracy z laserowymi urządzeniami naprowadzającymi na pokładzie okrętu.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI: prototyp samolotu doświadczalnego pionowego startu konstrukcji A. S. Jakowlewa powstał w połowie lat sześćdziesiątych i był po raz pierwszy zademonstrowany na pokazach lotniczych w Moskwie w 1967 r. Zebrane doświadczenia pozwoliły na zaprojektowanie bojowego samolotu pionowego startu Jak-36 MP (morskiej palubnyj). Prototyp samolotu powstał w 1971 r., do produkcji wszedł w 1975 r. Podobnie jak i w innych krajach, pionowzlot ten znalazł główne zastosowanie jako samolot pokładowy marynarki wojennej. Wszedł on do użytku w 1976 r. i w tym samym roku został zademonstrowany na Morzu Śródziemnym na pokładzie lotniskowca-krajoznika (do zwalczania okrętów podwodnych) klasy 40 tys. ton Kijew, następnie na podobnych okrętach Minsk i Noworosyjsk. Okrety te zabierają po 12 samolotów Jak-36 MP. Służą one jako rozpoznawcze, myśliwskie i szturmowe. Oprócz wersji bojowej istnieje dwumiejscowa wersja treningowa samolotu Jak-36. Dodatkowa kabina została umieszczona w wydłużonym i opuszczonym przodzie kadłuba. Otrzymała ona fotel wyrzeliwany i została przykryta wspólną osłoną z drugą kabiną. Osłona ta jest dwuczęściowa, oprócz wiatrochronu. Wydłużenie przodu kadłuba pociągnęło za sobą konieczność wydłużenia tyłu kadłuba dla równowagi. Uzyskano to przez dodanie za skrzydłami segmentu kadłuba o stałym przekroju. Część stożkowa z usterzeniem została odsunięta o ten odcinek do tyłu. W wyniku tego samolot stał się o blisko 2,5 m dłuższy. Wersja treningowa nie ma wysięgników na uzbrojenie podwieszane ani wyposażenia radiolokacyjnego. Samoloty tej wersji po jednym egzemplarzu znajdują się na wyżej wymienionych okrętach. Samolot Jak-36 MP jest odpowiednikiem brytyjskiego samolotu Sea Harrier. Są to jedyne dwa typy samolotów tej klasy na świecie. Sukcesy Harrierów w wojnie falklandzkiej potwierdziły wartość pionowzlotów jako pokładowych samolotów bojowych.

DANE TECHNICZNE (przybliżone)

Rozpiętość	7,3 m
Rozpiętość w stanie złożonym	4,9 m
Długość	15,5 m
Długość wersji treningowej	17,7 m
Wysokość	4,3 m
Powierzchnia nośna	18,5 m ²
Masa startowa maks.	11 700 kg
Masa uzbrojenia podwieszanego maks.	3600 kg
Prędkość maks. na h = 0 m	1110 km/h
Prędkość maks. na większych wysokościach	(1170 km/h)
M = 1,05	
Wznoszenie	75 m/s
Pułap	12 000 m

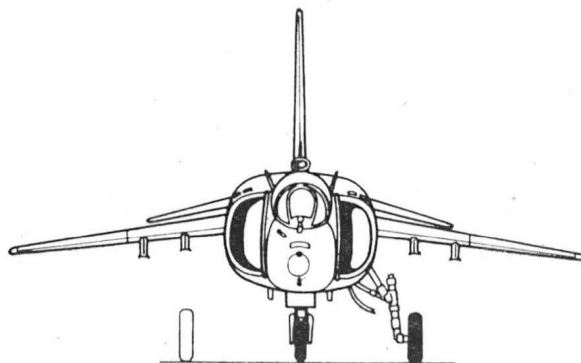
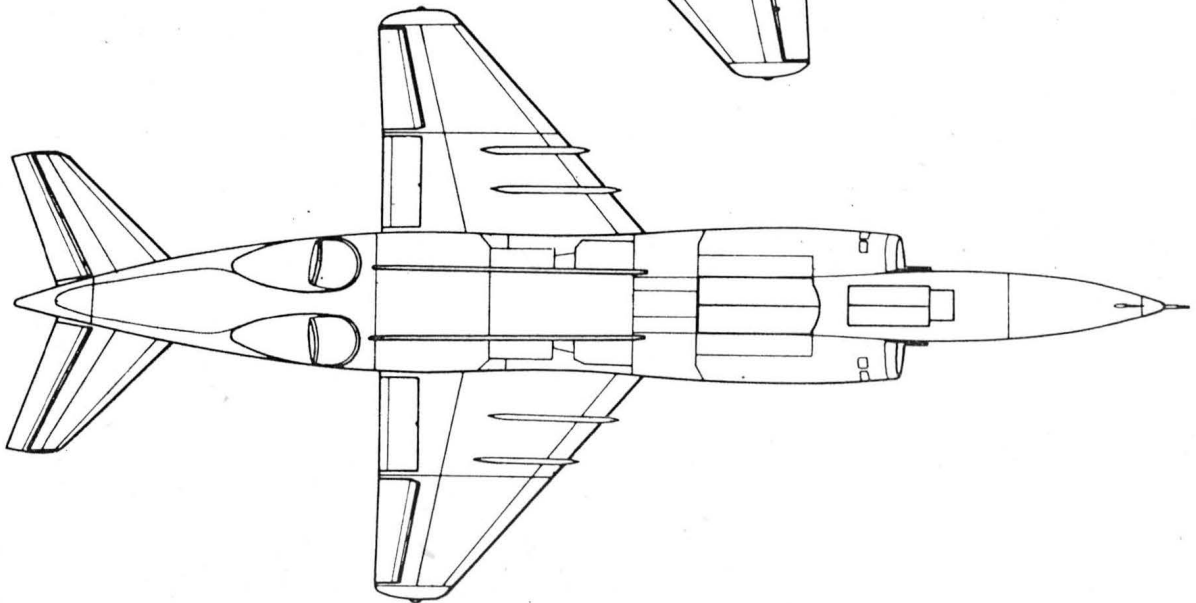
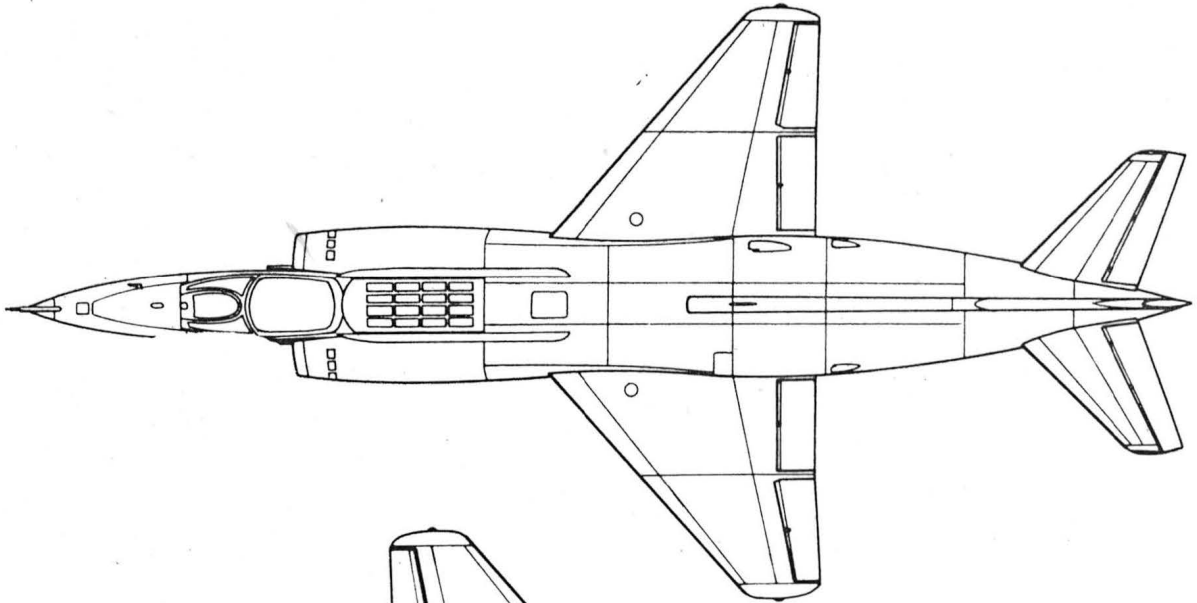
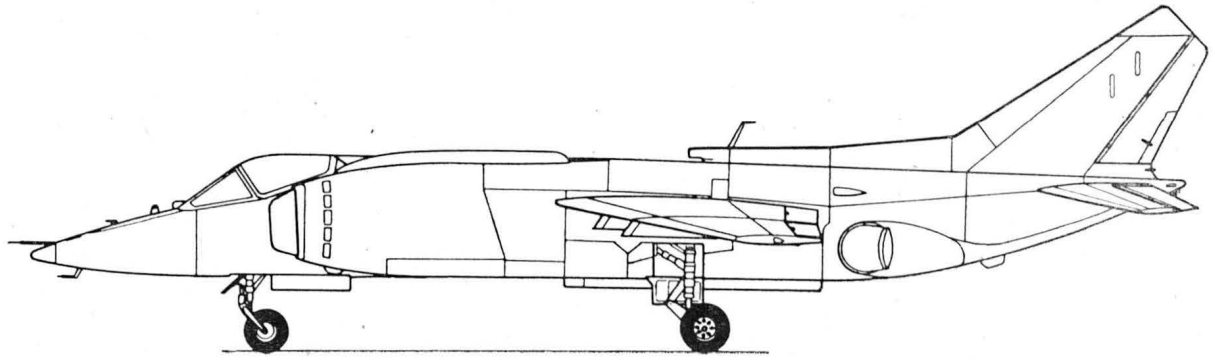
Zasięg z uzbrojeniem

Czas lotu patrolowego z dwoma zbiornikami podwieszanymi i dwoma pociskami rakietowymi

480 km
1 h 20 min
A.G.

Źródła:

1. Jak-36. *Wojskowy Przegląd Techniczny*, 1983, nr 5÷6, s. 191÷192.
2. P. Butowski: Współczesne samoloty bojowe ZSRR. *Przegląd Wojsk Lotniczych i Wojsk OPK*, 1982, nr 2, s. 45÷54.
3. Pionowzlot pokładowy Jak-36 MP. *Skrzydłata Polska*, 1981, nr 25.
4. Rozwój awiacyjnej nauki i techniki w SSSR. Moskwa, 1980 r.



Ciężki wielozadaniowy pokładowy śmigłowiec transportowy

KONSTRUKCJA: metalowa półskorupowa z chowanym podwoziem.

Wirnik nośny: siedmiopłatowy. Łopaty o stałej cięciwie i zwężonych końcach. Konstrukcja łopat: dźwigary z tytanu, część spływowa z laminatu szklanego. Wirnik wyposażony w sterowany mechanizm składania łopat wzdłuż kadłuba. Głowica z tytanu i stali. Przekładnia główna pozwala na przenoszenie 9800 kW (13 140 KM) przez 10 min oraz 8630 kW (11 570 KM) przez 30 min.

Wirnik ogonowy: czteropłatowy umieszczony na stateczniku pionowym odchylonym o 20° w lewo, w wyniku czego ciąg wirnika skierowany jest nieco w dół. Łopaty wirnika prostokątne.

Kadłub: konstrukcja półskorupowa z elementami nośnymi ze stali, tytanu oraz stopów lekkich i z pokryciem duralowym. Kabina załogi trzymiejscowa. Ładownia mieści 55 spadochroniarzy na składanych płóciennych siedzeniach umieszczonych wzdłuż ścian i po środku ładowni. Ładownia mieści 7 palet o wym. 102 × 122 cm. Pod kadłubem hak na ładunek podwieszany o masie do 14 515 kg. Po bokach kadłuba gondole mieszczące zbiorniki paliwa i podwozie. Na zewnątrz gondoli wysięgniki na zbiorniki podwieszane. Tył belki ogonowej wraz ze statecznikiem i wirnikiem ogonowym składany w prawo dla zmniejszenia wymiarów śmigłowca do hangarowania pod pokładem okrętu.

Usterzenie: statecznik pionowy odchylony o 20° w lewo. Statecznik poziomy tylko z prawej strony statecznika pionowego, podparty zastrzałem.

Podwozie: trójzespolowe, chowane z podwójnymi kołami. Podwozie główne chowane w tylnej części gondoli znajdujących się po bokach kadłuba.

Zespół napędowy: 3 silniki turbowalowe General Electric T64-GE416 po 3266 kW (4380 KM) mocy maksymalnej 10-minutowej, 3091 kW (4145 KM) mocy 30-minutowej i 2756 kW (3996 KM) mocy trwałej. Przed silnikami filtry powietrza. Dwa silniki po bokach kadłuba, trzeci na grzbiecie kadłuba, z wlotem i dyszą wylotową z lewej strony. Zbiorniki paliwa o pojemności 3890 l w gondolach po bokach kadłuba, a na wysięgnikach dwa zbiorniki podwieszane o łącznej pojemności 4920 l. W wersji MH-53E w powiększonych gondolach zbiorniki o pojemności 7675 l. Istnieje możliwość zainstalowania w kadłubie 7 zbiorników po 1136 l, czyli o łącznej pojemności 7952 l. Maksymalna ilość paliwa zabieranego przez CH-53E wynosi 16 762 l.

Wyposażenie: system automatycznego sterowania Hamilton Standard z dwoma komputerami cyfrowymi umożliwiającymi loty bez widoczności. Przewidziane zastosowanie wyposażenia noktowizyjnego.



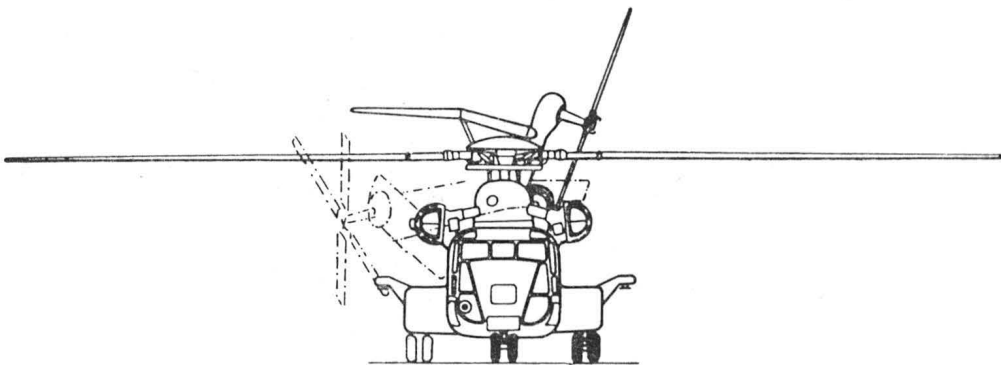
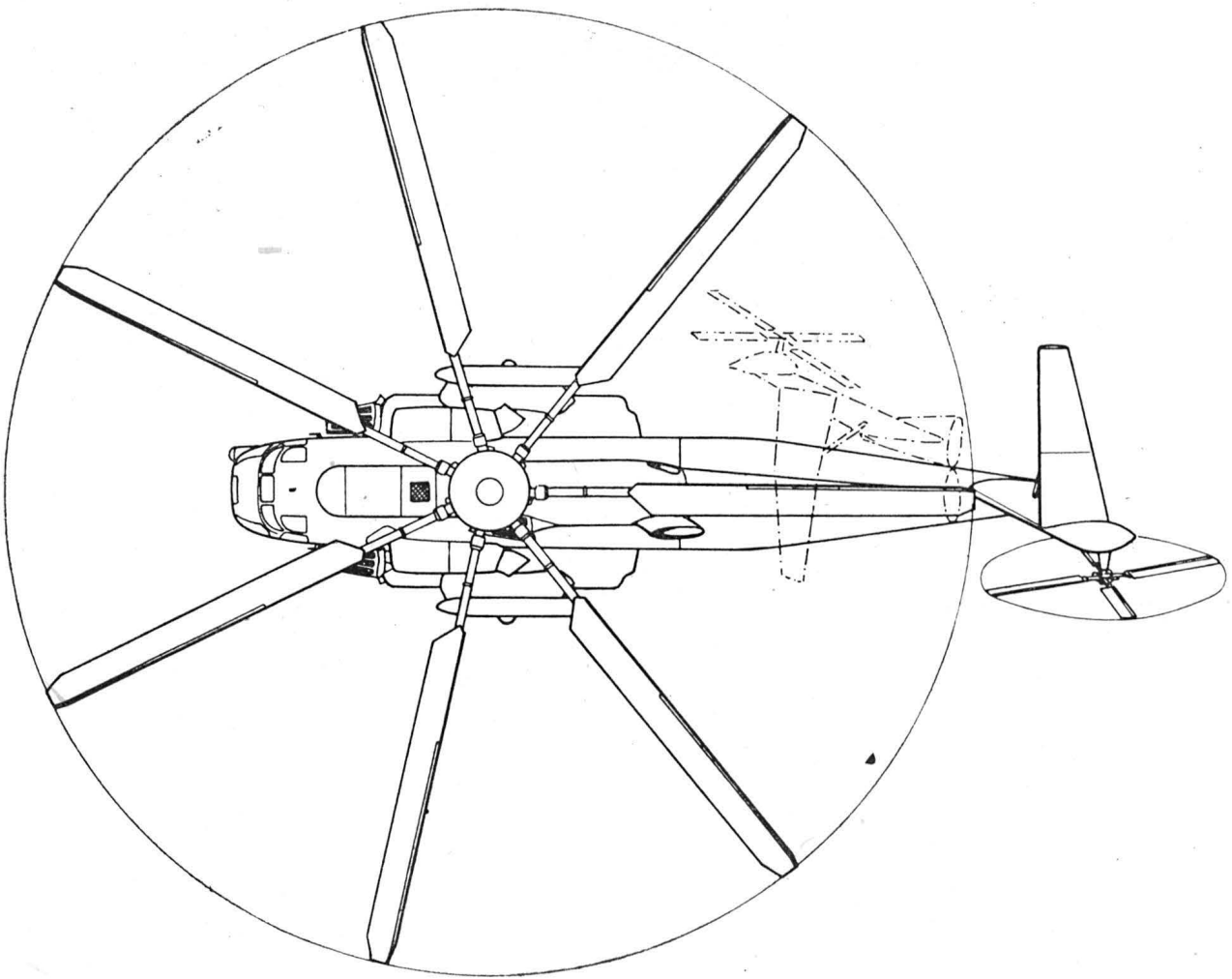
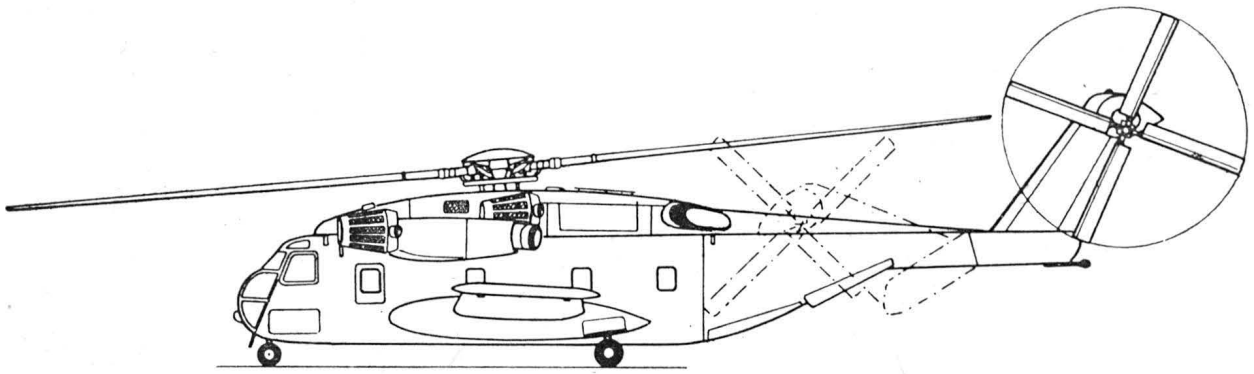
ROZWÓJ KONSTRUKCJI: prototyp śmigłowca S-65 z dwoma silnikami T64 po 2124 kW wykonał pierwszy lot 14.10.1964 r. Śmigłowiec pod oznaczeniem wojskowym CH-53 wszedł do produkcji w 1966 r. Budowano go w wersjach: transportowej CH-53A Sea Stallion, ratowniczej dźwigowej HH-53B (pierwszy lot 15.3.1967 r., 8 szt.) i HH-53C (1968 r., 64 szt.), transportowej CH-53D (1969 r.), transportowej budowlanej z licencji w RFN CH-53G (1969 r., 113 szt.) oraz do wyszukiwania min RH-53D (1973 r.). Łącznie zbudowano 350 sztuk dwusilnikowych S-65 wszystkich wersji. W 1973 r. marynarka wojenna USA zamówiła rozwinięcie dwusilnikowego CH-53 w trójsilnikowy o udźwigu 14,5 t. W tym celu oprócz zmiany napędu konieczne było wykonanie nowej przekładni głównej, nowej głowicy i nowego wirnika o zwiększonej średnicy i zmienionej konstrukcji łopat. Pierwszy prototyp YHC-53E wykonał pierwszy lot 1.03.1974 r. Wkrótce został on poważnie uszkodzony na ziemi. 24.01.1975 r. wzniósł się w powietrze drugi prototyp, co umożliwiło kontynuowanie prób. Pierwszy egzemplarz serii informacyjnej CH-53E wykonał pierwszy lot 8.12.1975 r. Dopiero w 1978 r. wytwórnia otrzymała zamówienie na serię CH-53E. W 1978 r. zamówiono 6 szt., w 1979 r. — 14 szt., w 1980 r. — 15, w 1981 r. — 14, w 1982 r. — 12 i w 1983 r. — 11. Łącznie 72 szt. Pierwszy seryjny CH-53E był dostarczony 13.12.1980 r., zaś do połowy 1983 r. zbudowano 53 szt. W 1981 r. marynarka wojenna USA zamówiła budowę prototypu wersji MH-53E do wyszukiwania i zwalczania min morskich. Powstał on z przeróbki CH-53E i wykonał pierwszy lot 23.12.1981 r. Trzydziesty piąty seryjny Super Stallion został wykonany jako prototyp wersji seryjnej MH-53E i rozpoczął próby w locie w 1983 r. Śmigłowiec MH-53E ma powiększone gondole przykadłubowe w celu zwiększenia pojemności

paliwa, aby przedłużyć czas lotów patrolowych. Ładownia MH-53E mieści wyposażenie do wykrywania min oraz jego obsługę. Śmigłowiec dostosowany jest do ciągnięcia na linie sieci do wyławiania min oraz przeszedł próby holowania łodzi na linie długości 26 m. Została sprawdzona możliwość załadunku śmigłowca w stanie złożonym do samolotu transportowego C-5A Galaxy. Umożliwia to szybki transport śmigłowców do dowolnej części świata, gdzie mają być użyte do wyławiania min. Dzięki tankowaniu w locie śmigłowiec na mniejsze odległości może być przetransportowany lotem. Śmigłowiec CH-53E służy przede wszystkim do transportu piechoty morskiej ze statków na ląd lub z powrotem oraz transportu batalionów saperkich. Ponadto ma być wykorzystywany do zabierania z pokładu lotników samolotów uszkodzonych w walce. W porównaniu z dwusilnikowym CH-53 trójilnikowy CH-53E ma średnicę wirnika większą tylko o 10%, czyli zabiera na pokładzie niewiele więcej miejsca, zaś jego udźwig jest dwukrotnie większy przy 1,5-krotnym wzroście mocy. Dla ulepszenia zdolności działania w nocy śmigłowiec ma być wyposażony w aparaturę FLIR, a załoga w okulary noktowizyjne. Badana jest możliwość sprężonego użycia śmigłowców CH-53E, co było wypróbowane w 1970 r. za pomocą dwóch śmigłowców Skycrane. Było to pionierskie osiągnięcie wytwórni Sikorsky. Obecnie proponuje się, aby w takim zespole tylko jeden CH-53E miał pilota, zaś drugi pilotowany automatycznie, był kierowany zdalnie przez sprzężenie z układem sterowania pierwszego. CH-53E jest najcięższym śmigłowcem amerykańskim. Większy ładunek zabiera dziecięci śmigłowiec MI-26, gdyż normalnie 20 t, zaś w locie rekordowym uniósł 25 t. Wytwórnia przewiduje zbudowanie do 1990 r. 300 sztuk CH-53E i jego wersji.

DANE TECHNICZNE

Średnica wirnika głównego	24,08 m
Średnica wirnika ogonowego	6,10 m
Długość z wirnikami	30,19 m
Długość ze złożonym wirnikiem i ogonem	18,44 m
Długość kadłuba	22,35 m
Szerokość kadłuba	2,69 m
Szerokość po złożeniu wirnika i ogona	8,66 m
Wysokość z obracającym się wirnikiem	8,66 m
Wysokość ze złożonym wirnikiem i ogonem	5,66 m
Rozstaw podwozia (goleni)	3,96 m
Rozstęp kół przednich i tylnych	8,31 m
Długość ładowni	9,14 m
Szerokość maks. ładowni	2,29 m
Wysokość maks. ładowni	1,98 m
Pojemność ładowni	42 m ³
Masa własna	15 071 kg
Masa własna MH-53E	16 482 kg
	13 607 kg

Masa ładunku zabieranego w kadłubie przy zasięgu 200 km	14 515 kg
Masa ładunku podwieszanego przy zasięgu 50 km	16 567 kg
Masa użyteczna	31 638 kg
Masa całkowita maks. przy ładunku w kadłubie	33 339 kg
Masa całkowita maks. przy ładunku podwieszonym	315 km/h
Osiągi (przy masie 25 400 kg)	278 km/h
Prędkość maks. na h = 0 m	12,7 m/s
Prędkość przelotowa na h = 0 m	5640 m
Wznoszenie	3520 m
Pułap przy mocy trwałej	2895 m
Pułap zawisu z wpływem ziemi przy mocy maks.	340 km
Pułap zawisu bez wpływu ziemi przy mocy maks.	2075 km
Zasięg z pełnym ładunkiem	
Zasięg z maks. paliwem (bez ładunku)	A.G.



TERMINY LOTNICZE
POLSKIE (II)

CZESKIE

SERBOCHORWACKIE

BUŁGARSKIE

- 1 — płatowiec
- 2 — struktura (podstawowa) płatowca
- 3 — konstrukcja metalowa
- 4 — część, element
- 5 — jednopłat
- 6 — j. wolnonośny
- 7 — górny płat
- 8 — dolny płat
- 9 — dwupłat
- 10 — skrzydło
- 11 — s. prostokątne
- 12 — s. trapezowe
- 13 — s. skośne
- 14 — s. wolnonośne
- 15 — s. zastrzałowe
- 16 — zastrzał
- 17 — środkowa część skrzydła, centropłat
- 18 — dźwigar (skrzydła)
- 19 — żebro (s.)
- 20 — keson (s.)
- 21 — podłużnica, podłużniczka
- 22 — pokrycie
- 23 — lotka
- 24 — kłapa
- 25 — k. wysuwana, k. Fowlera
- 26 — slot, skrzele
- 27 — hamulec aerodynamiczny
- 28 — przerywacz, spoiler, spojler
- 29 — kadłub
- 30 — belka ogonowa
- 31 — kratownica (spawana)
- 32 — rura
- 33 — konstrukcja skorupowa, skorupa
- 34 — wregi (kadłuba)
- 35 — kabina
- 36 — k. załogi, k. pilota
- 37 — k. ciśnieniowa
- 38 — wiatrochron, szyba przednia, s. czółowa
- 39 — osłona kabiny, kopułka k.
- 40 — fotel pilota
- 41 — pas (bezpieczeństwa) pilota
- 42 — drzwi (boczne)
- 43 — okno
- 44 — szyba
- 45 — pokrywa
- 46 — usterzenia
- 47 — usterzenie poziome
- 48 — u. pionowe
- 49 — ster
- 50 — s. wysokości
- 51 — s. kierunku
- 52 — statecznik
- 53 — s. poziomy
- 54 — s. pionowy
- 55 — kłapka wyważająca
- 56 — podwozie
- 57 — p. trójkątowe, p. z kołem przednim
- 58 — p. główne
- 59 — p. stałe
- 60 — p. chowane
- 61 — amortyzator (podwozia)
- 62 — a. olejowo-powietrzny
- 63 — koło
- 64 — k. przednie
- 65 — k. tylne, k. ogonowe
- 66 — opona
- 67 — detka
- 68 — hamulec
- 69 — h. tarczowy
- 70 — pływak (wodnosamolotu)

- 1 — drak (letounu)
- 2 — (primární) struktura letounu
- 3 — kovová konstrukce
- 4 — část, díl, součást
- 5 — jednoplošník
- 6 — samonosný j.
- 7 — hornokřídly j.
- 8 — dolnokřídly j.
- 9 — dvouplošník
- 10 — křídlo
- 11 — obdélníkové k.
- 12 — lichoběžníkové k.
- 13 — šipové k.
- 14 — samonosné k.
- 15 — vzpěrové k.
- 16 — vzpěra
- 17 — střední část křídla
- 18 — nosník (k.)
- 19 — žebro (k.)
- 20 — keson (k.)
- 21 — podélník
- 22 — kryt, potah
- 23 — křídélko
- 24 — klapka
- 25 — Fowlerova k.
- 26 — šterbina
- 27 — aerodynamická brzda, brzdící klapka
- 28 — interceptor
- 29 — trup (letounu)
- 30 — nosník ocasních ploch
- 31 — (svařovaná) příhradovina
- 32 — trubka
- 33 — skořepinová konstrukce
- 34 — přepážka
- 35 — kabina
- 36 — pilotní k.
- 37 — přetlaková k.
- 38 — čelní průhledný kryt (kabiny pilota)
- 39 — kryt kabiny
- 40 — sedadlo pilota
- 41 — pilotní bezpečnostní pás
- 42 — (boční) dveře
- 43 — okno
- 44 — sklo, skleněná tabule
- 45 — poklop, víko, víčko
- 46 — ocasní plochy
- 47 — vodorovné ocasní plochy
- 48 — svislé o. p.
- 49 — kormidlo
- 50 — výškové k., výškovka
- 51 — směrové k., směrovka
- 52 — stabilizační plocha, stabilizátor
- 53 — vodorovný stabilizátor
- 54 — svislý s. kýlová plocha
- 55 — vyvažovací klapka
- 56 — podvozek
- 57 — tříkolový p.
- 58 — hlavní p.
- 59 — pevný p.
- 60 — zatahovací p.
- 61 — tlumič
- 62 — olejový vzduchový t.
- 63 — kolo
- 64 — přední k.
- 65 — ostruhové k.
- 66 — plášť pneumatiky
- 67 — duše (pneumatiky)
- 68 — brzda
- 69 — kotoučová b.
- 70 — plovák (hydroplána)

- 1 — bezmotorni avion
- 2 — struktura aviona
- 3 — (potpuno) metalna konstrukcija
- 4 — deo
- 5 — jednokrila
- 6 — slobodno neseći j.
- 7 — j. sa visoko postavljenum krilom
- 8 — j. sa nisko p. k.
- 9 — (dvokrila)
- 10 — krilo
- 11 — k. pravougaono
- 12 — k. trapeznoг oblika
- 13 — strelasto k.
- 14 — slobodno noseće k.
- 15 — poduprto k.
- 16 — upornica
- 17 — centropilanski deo krila, centralno krilo, centropilan
- 18 — razmenjača (krila)
- 19 — rebro (k.)
- 20 — keson (k.)
- 21 — uzdužnik
- 22 — pologa, pokrov, pokriće, pokrivač
- 23 — krilce, poprečna krma
- 24 — zakrilce
- 25 — (podkrilce)
- 26 — (predkrilce)
- 27 — aerodinamična kočnica
- 28 — interceptor
- 29 — trup
- 30 — (repna greda)
- 31 — (varena) rešetka
- 32 — cev
- 33 — ljukasta konstrukcija, kora
- 34 — okvir
- 35 — kabina
- 36 — k. pilota
- 37 — hermetična k.
- 38 — vetrobran, vetrobransko staklo
- 39 — (kupola)
- 40 — sedište pilota
- 41 — pilotske veze
- 42 — (bočna) vrata
- 43 — prozor
- 44 — okno
- 45 — poklopac
- 46 — repne površine
- 47 — (horizontalna repna površina)
- 48 — (vertikalna r. p.)
- 49 — krma, krmilo, kormilo
- 50 — visinsko krmilo
- 51 — k. pravca
- 52 — stabilizator
- 53 — horizontalan s.
- 54 — vertikalnan s.
- 55 — trimmer
- 56 — stajni organi. s. trap
- 57 — s. o. tipa tricikl
- 58 — (glavni s. t.)
- 59 — nepokretni s. t.
- 60 — pokretni s. t.
- 61 — amortizer
- 62 — ulino-pneumatski a.
- 63 — točak
- 64 — prednji t.
- 65 — rejni t.
- 66 — guma
- 67 — unutrašnja g.
- 68 — kočnica
- 69 — kočnica k., disk k.
- 70 — čamac

- 1 — планер, безмоторник
- 2 — структура на планера, носеща конструкция на п.
- 3 — (изцяло) метална конструкция
- 4 — част, детайл, елемент
- 5 — едноплосщник, моноплан
- 6 — свободноносещ е.
- 7 — високоплосщник
- 8 — нископлосщник, едноплосщник с долно крило
- 9 — двуплосщник, биплан
- 10 — крило
- 11 — правоъгълно к.
- 12 — събиращо се к., стесняващо се к.
- 13 — стреловидно к.
- 14 — свободноносещо к.
- 15 — (подкосно к.)
- 16 — подкос
- 17 — полукрило
- 18 — надлъжник на крилото
- 19 — ребро (на к.)
- 20 — кесон (на к.)
- 21 — стрингер
- 22 — обшивка
- 23 — елерон, кормило за наклон
- 24 — задкрилка
- 25 — подкрилка
- 26 — предкрилка
- 27 — аеродинамична спиратка
- 28 — интерцептор
- 29 — тяло на самолета, т. на самолет
- 30 — опашна гредка
- 31 — (заварявана) ферма
- 32 — търба
- 33 — монококова конструкция, черупка
- 34 — напречно ребро
- 35 — кабина
- 36 — к. на екипажа, пилотска к.
- 37 — херметична к.
- 38 — ветрозащитно стъкло, козирка на кабина
- 39 — стъклен капак на кабината на летата
- 40 — кресло на пилота
- 41 — предпазен пояс
- 42 — (странична) врата
- 43 — прозорец
- 44 — прозрачно стъкло
- 45 — капак (на люк), похлупак
- 46 — опашни плоскости
- 47 — (хоризонтална опашна плоскост)
- 48 — (вертикална о.п.)
- 49 — кормило
- 50 — к. за височина
- 51 — к. за посока
- 52 — стабилизатор
- 53 — хоризонтален с.
- 54 — вертикален с.
- 55 — тример, уравновесятел
- 56 — колесник
- 57 — триколесно шаси
- 58 — (главнe ш.)
- 59 — неприбиращ се колесник
- 60 — прибиращ се к.
- 61 — амортизатор, амортисьор
- 62 — хидравличен а.
- 63 — колело
- 64 — (носово колело)
- 65 — (опашно к.)
- 66 — външна гума
- 67 — вътрешна г.
- 68 — спиратка
- 69 — дискова с.
- 70 — плавник, плувец на хидросамолет

K.D.

Tunelowe badania modeli śmigłowców (II)

Mgr inż. JAN KOŹNIEWSKI

Instytut Lotnictwa

W cz. I artykułu opisano urządzenia pomiarowe zastosowane do badań modeli śmigłowców w tunelu aerodynamicznym w Instytucie Lotnictwa. Ogólny widok stoiska badawczego ustawionego w przestrzeni pomiarowej pięciometrowego tunelu pokazano na rys. 8. W cz. II artykułu omówione zostaną zasady modelowania wirników nośnych oraz przedstawione wybrane wyniki pomiarów i ich porównanie z obliczeniami, jak też z wynikami badań w locie.

Kryteria podobieństwa w modelowaniu wirników

Aby uzyskać miarodajne wyniki badań dokonywanych na modelach, konieczne jest spełnienie właściwych zasad modelowania i uwzględnienie kryteriów podobieństwa. W praktyce nauk empirycznych i technicznych, obraz fizyczny zjawiska jest bardzo skomplikowany, a często nawet jest tylko częściowo znany. Dlatego interesujące nas zjawisko nie ma zazwyczaj pełnego, łatwego do stosowania i w całym zakresie prawdziwego matematycznego modelu. W rezultacie pozostają badania modelowe.

Mimo braku pełnego matematycznego opisu zjawiska wiemy jednak, jakie wielkości fizyczne odgrywają znaczącą rolę i są z tym zjawiskiem związane nie znanymi zależnościami funkcjonalnymi. Można wówczas w praktyce, np. konstruowania, stosować uproszczone wzory zawierające empirycznie wyznaczone bezwymiarowe współczynniki. Eksperymenty mające na celu wyznaczenie wielkości tych współczynników są realizowane przeważnie na modelach i w warunkach, które pod względem wielkości znacznie nieraz odbiegają od rzeczywistych warunków modelowanego zjawiska.

Teoria Buckingham'a i analiza wymiarowa dostarczają możliwości zdefiniowania niezbędnych bezwymiarowych zależności między wielkościami fizycznymi istotnymi dla zjawiska. Te bezwymiarowe wyrażenia nazywamy kryteriami podobieństwa. Zachowanie równości tych wyrażeń przy badaniach modelowych i w warunkach rzeczywistych jest warunkiem stosowania współczynników uzyskanych empirycznie (np. w aerodynamice doświadczalnej współczynników sił C_i , współczynników momentów C_{mi}).

W technice badań aerodynamicznych „sztywnych” modeli płatowców stosowane są najczęściej dwa kryteria podobieństwa — liczba Reynoldsa oraz liczba Macha.

W pomiarach dokonywanych na tak skomplikowanych obiektach jak np. modele wirników, kryterium jest więcej. Wynika to z:

— ruchu obrotowego wirnika oraz ruchu łopaty względem przegubów głowicy, co zmusza do uwzględnienia masy łopaty i przyspieszenia ziemskiego,

— znacznych odkształceń giętnych i skrętnych łopat wirnika w trakcie wykonywania ich ruchu obrotowego; powoduje to konieczność uwzględnienia rozkładu sztywności łopat oraz rozkładu ich masy.

Uwzględniając geometrię łopaty i głowicy, lepkość i ściśliwość powietrza, rozkład sztywności i masy łopaty, przyspieszenie ziemskie — zgodnie z teorią podobieństwa, należy przy badaniach wirników zachować następujące kryteria podobieństwa:

— podobieństwo geometryczne $K_g = \frac{\text{wymiary liniowe}}{\text{promień wirnika}} = \frac{l_i}{R}$,

— liczba Macha $M_a = \left[\frac{\text{siły bezwładności powietrza}}{\text{siły ściśliwości powietrza}} \right]^2 = \frac{\Omega \cdot R}{C}$,

— liczba Reynoldsa $Re = \frac{\text{siły bezwładności powietrza}}{\text{siły lepkości powietrza}} = \frac{\Omega \cdot R \cdot b}{\nu}$,

— liczba Froude'a $Fr = \frac{\text{siły bezwładności łopat}}{\text{siły ciężkości łopat}} = \frac{\Omega^2 \cdot R}{g}$,

— podobieństwo rozkładu masy łopaty

$$K_m = \frac{\text{gęstość konstrukcji łopat}}{\text{gęstość powietrza}} = \frac{m(x)}{\rho \cdot R^3}$$

— podobieństwo rozkładu sztywności łopaty*

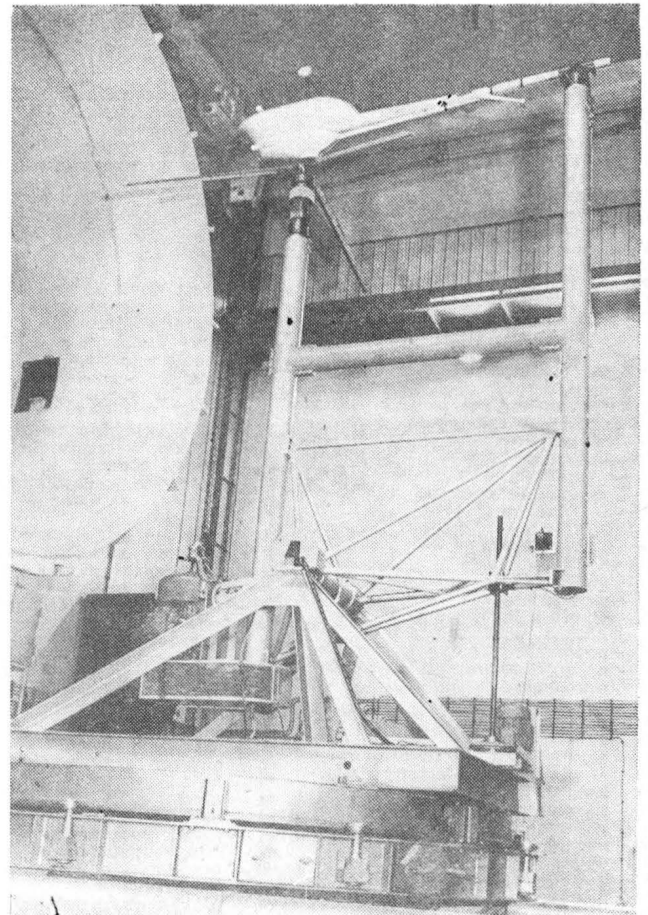
$$K_s = \frac{\text{siły sprężystości konstrukcji}}{\text{siły aerodynamiczne}} = \frac{(EI)_{(x)}}{\rho \cdot V_t^2 \cdot R^4}, \text{ dla zginania;}$$

$$\frac{(GI_o)_{(x)}}{\rho \cdot V_t^2 \cdot R^4}, \text{ dla skręcania}$$

gdzie:

- l_i — wymiar liniowy,
- b — szerokość łopaty,
- R — promień wirnika,
- Ω — prędkość kątowa wirnika,
- V_t — prędkość obwodowa wirnika,
- $m_{(x)}$ — bieżąca masa łopaty w przekroju (x) ,
- $(EI)_{(x)}$ — sztywność giętą łopaty w przekroju (x) ,
- $(GI_o)_{(x)}$ — sztywność skrętną łopaty w przekroju (x) ,
- ρ — gęstość powietrza,
- ν — kinematyczny współczynnik lepkości powietrza,
- C — prędkość dźwięku w powietrzu,
- g — przyspieszenie ziemskie.

Zachowanie ww. warunków podobieństwa wystarcza do symulacji zjawisk występujących podczas pracy wirnika. Niestety niektóre z kryteriów podobieństwa nie są w ogóle



Rys. 8. Stoisko do badań modeli śmigłowców w tunelu aerodynamicznym o średnicy 5 m

możliwe do jednoczesnego spełnienia podczas badań zmniejszonych modeli wirników i przy normalnych warunkach atmosferycznych. Również trudności konstrukcyjne i technologiczne modeli wirników wzrastają wraz z konsekwentnym stosowaniem zasad i kryteriów modelowania.

Podobieństwo geometryczne idealne polega na zmniejszeniu wirnika z zachowaniem jednolitej skali zarówno dla rozwiązań zewnętrznych, jak też dla rozwiązań wewnętrznej konstrukcji, co można nazwać pełną miniaturyzacją. Dotychczas tylko w Stanach Zjednoczonych wykonano takie modele wirników. Najczęściej podobieństwo geometryczne ogranicza się do zewnętrznych kształtów łopaty, podczas gdy strukturę wewnętrzną podporządkowuje się istniejącym technologiczno-materiałowym możliwościom uzyskania podobieństwa rozkładu masy i sztywności modelu łopaty. Jest oczywiste, że im mniejszy model wirnika, tym większe są względne błędy geometrii.

Liczba Macha jest jednym z dwóch kryteriów podobieństwa przepływu wokół profili łopaty. Od liczby Macha zależy m.in. istotna dla mechaniki ruchu łopaty pochodna dC_z/da profilu. Łopata nacierająca wirnika śmigłowca porusza się z tak dużymi prędkościami, że ściśliwość powietrza odgrywa istotną rolę w aerodynamice wirnika nośnego.

W celu zapewnienia właściwej liczby Macha należy w modelu uzyskać taką samą prędkość obwodową, jaką ma wirnik śmigłowca. Wymagane do tego obroty modelu wynoszą:

$$n_m = n_s \frac{1}{\lambda}$$

gdzie:

- n_m — prędkość obrotowa modelu wirnika,
- n_s — prędkość obrotowa wirnika śmigłowca,
- λ — skala liniowa modelu.

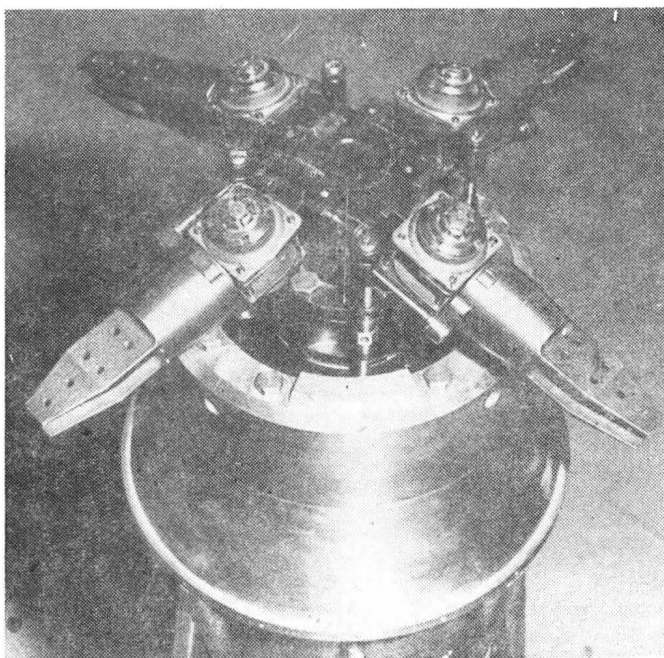
Liczba Reynoldsa jest drugim ważnym kryterium podobieństwa przepływu wokół profili łopaty. Jednak utrzymanie zgodności liczby Macha i jednocześnie liczby Reynoldsa jest niemożliwe, bowiem wymagana prędkość modelu wirnika w tym przypadku wynosi:

$$n_m = n_s \frac{1}{\lambda^2},$$

jest ona zatem $1/\lambda$ -krotnie większa.

Charakterystyki dwuwymiarowego opływu profilu wskazują na zjawisko obniżenia $C_{z\max}$ i zmianę w przebiegu C_m , wraz ze zmniejszeniem liczby Re . Wskazywałoby to na możliwość wzrostu strefy oderwania na modelu wirnika w porównaniu z oryginałem. Wiele jednak prac wskazuje, że wpływ braku zachowania liczby Reynoldsa przy badaniu wirników jest mniejszy niż przy aerodynamicznych badaniach płatowców.

Przy znacznych współczynnikach prędkości $u > 0.5$ zagadnienie wielkości strefy oderwania na powracającej łopacie staje się istotnym problemem i kryterium Reynoldsa



Rys. 9. Głowica modelu czterołopatowego przegubowego wirnika nośnego. Fot. W. Garbarczyk

nabiera znaczenia. Jedyną drogą do zmniejszenia konfliktu między spełnieniem obu kryteriów jest prowadzenie badań modeli wykonanych w skali liniowej bardziej zbliżonej do jedności, czyli, ogólnie biorąc, badania wirników o większej średnicy. Przykładem takich prac są badania prowadzone w USA przez firmę Boeing-Vertol na modelu o średnicy 4,27 m, jak również w RFN w DFVLR, gdzie średnica modelu wirnika wynosi 4 m.

Liczba Froude'a uwzględnia wpływ masy łopaty wirnika. Przy modelowaniu opartym na zasadzie zgodności liczby Froude'a wymagana prędkość obrotowa modelu jest:

$$n_m = n_s \frac{1}{\sqrt{\lambda}}$$

Jak widać i teraz jednoczesne spełnienie kryteriów Macha, Reynoldsa i Froude'a jest niemożliwe. Wirnik oparty na modelowaniu Froude'a jest $1/\sqrt{\lambda}$ -krotnie wolniejszy niż wirnik spełniający kryterium Macha.

Dla wirników z wałem pionowym siły aerodynamiczne, odśrodkowe i siły bezwładności działające w płaszczyźnie wahań łopaty są duże w porównaniu ze stałą masą łopaty. Dlatego wpływ liczby Froude'a, zwłaszcza przy wysokich obrotach, jest mały. Liczba Fr nabiera znaczenia przy wirnikach z wałem poziomym, gdy masa łopaty stanowi zmienną składową siły działającej na łopaty w płaszczyźnie ich obrotu i wpływa na ruch względem przegubu „pionowego”.

Liczba Froude'a jest również ważnym kryterium podobieństwa dla modelowych badań stateczności wiroplątów, jak również dla swobodnie latających modeli śmigłowców. W obu tych przypadkach musi być zachowany właściwy stosunek między ciążeniem wirnika i masami modelu kadłuba. Należy pamiętać, że przy modelowaniu opartym na kryterium Froude'a wirnik nośny musi pracować, wytwarzać ciąg skierowany do góry. W przeciwnym przypadku wystąpi znaczna różnica kata stożka za wszystkich warunków stąd konsekwencjami na charakterystyki aerodynamiczne wirnika oraz na stateczność ruchu łopaty.

Podobieństwo rozkładu masy łopaty jest warunkiem zależnym jedynie od skali liniowej modelu. Ten sam rozkład jest właściwy dla wirników modelowanych w oparciu o kryteria Macha, Reynoldsa i Froude'a.

W uproszczonym modelu zjawiska gdy przyjąć, że łopata wirnika nośnego jest nieodkształcalna i w czasie obrotu wykonuje jedynie wahań wokół przegubów jako bryła sztywna, to warunek podobieństwa rozkładu masy można zastąpić wyrażeniem:

$$\frac{m_{(x)}}{\rho \cdot R^2} \rightarrow \frac{I}{\rho \cdot R^5}$$

gdzie I jest momentem bezwładności względem przegubu poziomego.

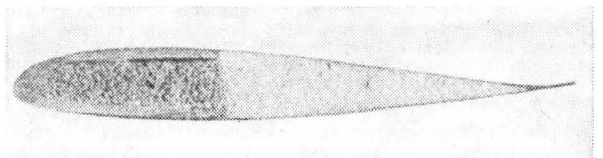
Jeżeli jednocześnie wartość dC_z/da profili i gęstość powietrza nie ulega zmianie, to spełnienie powyższego warunku dla nieodkształcalnej łopaty jest równoważne spełnieniu warunku równości stałej Locka:

$$\gamma = \frac{dC_z}{da} \cdot \frac{\rho \cdot b \cdot R^4}{2I}$$

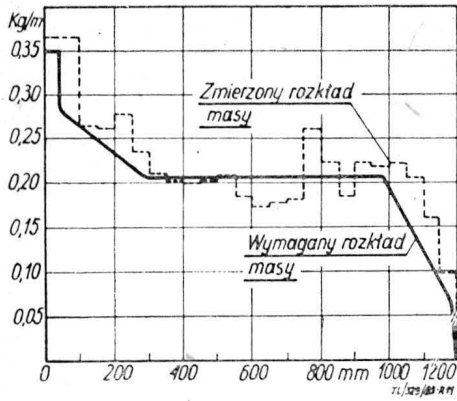
Dla łopaty odkształcalnej, gdy poszczególne jej odcinki wykonują dodatkowe ruchy (oprócz wahań całej łopaty), istotny jest rozkład masy łopaty wzdłuż jej promienia. Warunek podobieństwa rozkładu masy wzdłuż cięciwy ogranicza się zazwyczaj do zachowania właściwego położenia środka masy poszczególnych przekrojów łopaty.

Podobieństwo rozkładu sztywności łopaty zarówno giętej, jak również skrętej jest istotnym warunkiem zapewnienia podobieństwa dynamicznego. Sztywności te muszą być odwzorowaniem sztywności łopat śmigłowca, a ich wielkość jest zależna od prędkości obrotowej modelu. Wynika stąd, że wirniki modelowane w oparciu o różne kryteria (Macha, Reynoldsa, Froude'a) będą różne pod względem sztywności.

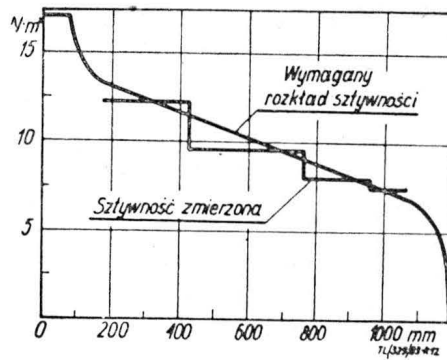
Przy skali liniowej $\lambda = 1/6$ łopaty wirnika spełniającego warunek Froude'a są sześciokrotnie mniej sztywne od łopat spełniających warunek zachowania liczby Macha. Spełnie-



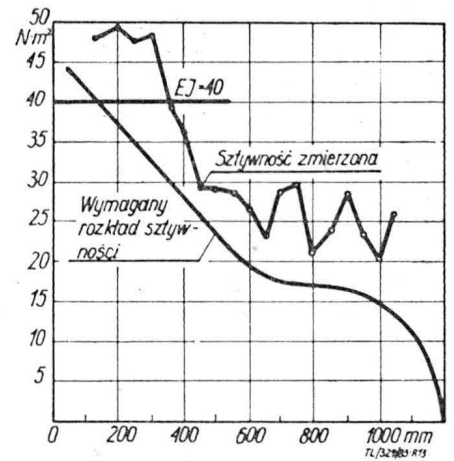
Rys. 10. Przekrój łopaty modelu wirnika nośnego



Rys. 11. Porównanie uzyskanego rozkładu masy modelu łopaty z rozkładem wymagającym z podobieństwa dynamicznego



Rys. 12. Porównanie uzyskanego rozkładu sztywności skrętnej modelu łopaty z rozkładem wymagającym z podobieństwa dynamicznego



Rys. 13. Porównanie uzyskanego rozkładu sztywności giętej modelu łopaty z rozkładem wymagającym z podobieństwa dynamicznego

nie podobieństwa liczby Reynoldsa wymaga łopat 36 razy sztywniejszych. Wyjaśnia to, dlaczego różne koncepcje badań modelowych wymagają całkowicie różnych rozwiązań konstrukcji łopat.

Wybór kryteriów podobieństwa modelu wirnika

W badaniach modelowych wirników nośnych w tunelu aerodynamicznym o średnicy 5 m z otwartą przestrzenią pomiarową, przyjęto wielkość średnicy modelu wirnika wynoszącą ok. 2,6 m oraz skalę liniową $\lambda = 1:6$.

TABLICA

	Wirnik śmigłowca	Rodzaj modelu wirnika		
		modelowanie (Re)	modelowanie (Ma)	modelowanie (Fr)
Re	$44,56 \cdot 10^5$	$44,56 \cdot 10^5$	$7,43 \cdot 10^5$	$2,92 \cdot 10^5$
Ma	0,617	3,700	0,617	0,252
Fr	573	123 768	3 438	573
n, min^{-1}	255	9 200	1 530	625
$V_t, \text{m/s}$	210	1 260	210	86
$V_{t \text{ max}}, \text{km/h}$	300	30	182	445

W tabl. zestawiono podstawowe parametry wirnika modelowanego oraz jego modeli w oparciu o różne kryteria podobieństwa. Z powyższego widać, iż model typu Re wymaga bardzo wysokich obrotów, a liczba Macha, wynosząca 3,7, wyklucza uzyskanie właściwych zjawisk na końcu łopaty. Ponadto zostanie silnie zmieniona wartość dC_z/da profili. Należy również zwrócić uwagę, że ten typ modelu, badany przy prędkości strumienia w tunelu 50 m/s, pozwala na symulowanie lotu z prędkościami zaledwie 30 km/h. Dlatego w praktyce nie konstruuje się model wirników spełniających warunek podobieństwa liczby Reynoldsa. W wyniku wstępnych badań stwierdzono, że powyżej $n = 1000$ obr/min model wirnika nie wykazuje wpływu liczby Reynoldsa.

Model wirnika typu Fr wymaga pracy wirnika z ciągiem skierowanym ku górze, podczas gdy stoisko Instytutu Lotnictwa przystosowane jest do badań modeli w położeniu odwróconym. Łopaty takiego modelu wirnika muszą być bardzo mało sztywne, co powoduje pewne trudności technologiczne.

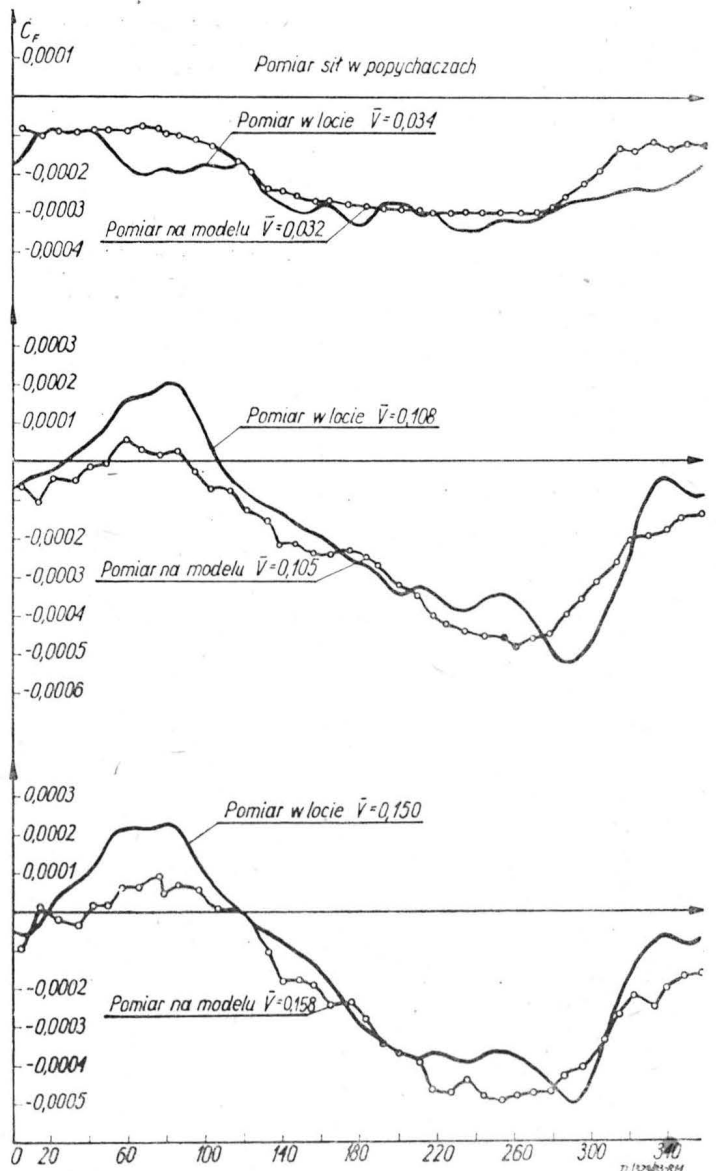
W prowadzonych w Instytucie Lotnictwa badaniach — z powodu poziomej w zasadzie tarczy wirnika, wysokiej siły odśrodkowej oraz małej masy łopat — zaakceptowano brak spełnienia kryterium liczby Froude'a i przyjęto zasadę zachowania zgodności liczby Macha. Przy obrotach $n = 1530 \text{ min}^{-1}$ prędkość obwodowa końców łopat modelu $V_t = 210 \text{ m/s}$ jest taka sama jak w wirniku rzeczywistym.

Konstrukcja modeli wirników nośnych

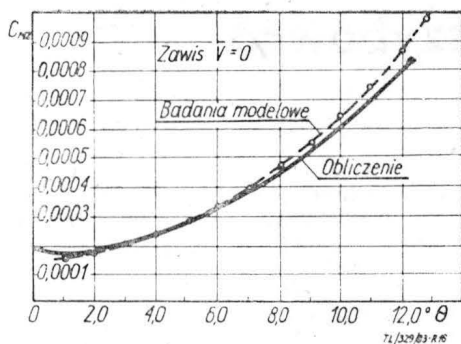
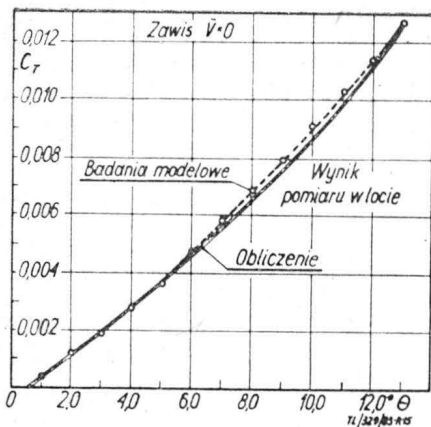
Zachowuje ona podobieństwo geometryczne zewnętrznych kształtów łopat. Głowice modeli wirników oraz łączące je z łopatom okucia (rys. 9) pod względem rozwiązań konstrukcyjnych nie są podobne do oryginalnej głowicy wirnika nośnego. Trudność zbudowania podobnego rozwiązania łożyskowania przegubów oraz potrzeba rozwiązań

umożliwiających umieszczenie na głowicy czujników pomiarowych powoduje, że podobieństwo modelu głowicy jest tylko częściowe, tzn. dotyczy ono kinematyki układu przegubów. Również zastosowane w rzeczywistym wirniku olejowe tłumiki wahań łopat w płaszczyźnie obrotu zostały w jego modelu zastąpione tłumikami ciernymi (rys. 9).

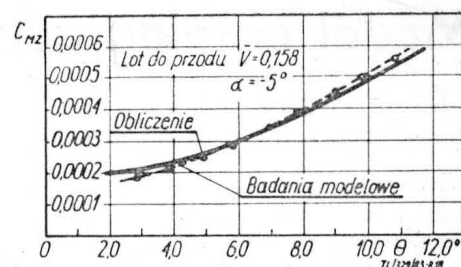
Specjalnie trudne do spełnienia są wymagania stawiane przez warunki rozkładu sztywności i masy łopat. Uzyskane przez Instytut Lotnictwa doświadczenie wskazuje, że sto-



Rys. 14. Porównanie wyników pomiarów sił w popychaczach uzyskanych z badań modelowych oraz z badań śmigłowca w locie



Rys. 15. Porównanie wyników pomiarów współczynnika ciągu wirnika w zawisie uzyskanych z badań modelowych z pomiarem w locie oraz z obliczeniem



Rys. 16. Porównanie wyników pomiarów momentu obrotowego wirnika w zawisie uzyskanych z badań modelowych z obliczeniem

sowanie kompozytów do konstrukcji modeli łopat umożliwiła spełnienie tych wymagań. Modele stosowane w Instytucie Lotnictwa są wykonywane z kompozytów laminatowych. Do konstrukcji zastosowano żywicę epoksydową zbrojoną tkaniną oraz włóknem szklanym. Na wypełnienie części spływowej łopat użyto pianki polistyrenowej. Część noskową modelu łopaty, ukształtowaną jako zamknięty keson, wypełniono pianką typu CONTICELL. Istotne dla wrażliwości na flatter, właściwe położenie środków masy poszczególnych przekrojów łopaty, wymagało rozmieszczenia ołowiu w krawędzi natarcia. Przekrój modelu łopaty pokazano na rys. 10.

Opisane wyżej modele łopat zostały wykonane przez Laboratorium Doświadczalne KOMPOL Instytutu Inżynierii Materiałowej Politechniki Warszawskiej.

Wykonanie łopat było zadaniem bardzo trudnym. Podobieństwo dynamiczne wymagało uzyskania założonych rozkładów masy łopat i sztywności wzdłuż ich promienia. Niestety zadanie to nie zostało całkowicie osiągnięte. Stopień realizacji założonego rozkładu masy pokazano na rys. 11. Można uznać, że jest on w pełni zadowalający. Również rozkład sztywności skrętnej (rys. 12) udało się dobrze odwzorować. Natomiast sztywność giętą modelu łopat (rys. 13) jest zbyt wysoka.

Wyniki pomiarów

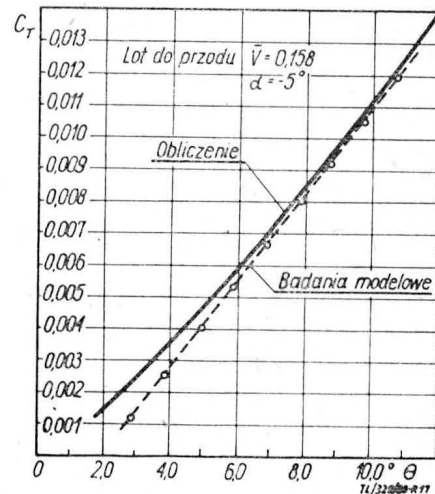
W artykule nie jest celowe omawianie wyników badań modelowych z punktu widzenia wniosków, jakie z nich wypływają dla konstruktorów śmigłowca. Interesujące jest natomiast przedstawienie wybranych wyników badań modelowych i ich porównanie z wynikami pomiarów dokonanych na rzeczywistym śmigłowcu w locie, jak również z obliczeniami. Porównania takie dostarczają materiału do oceny modelowania i możliwości prowadzenia badań modelowych. Najbardziej miarodajne jest porównanie wyników badań modelowych ze zjawiskami przebiegającymi w pełnej skali, a więc z wynikami badań w locie.

Przykładem są wykresy sił w popychaczach sterowania wirnika w funkcji azymutu położenia łopaty (rys. 14). Na trzech wykresach odpowiadających prędkościom lotu (25 km/h; 80 km/h; 115 km/h) przedstawiono zestawienie krzywych zmienności współczynnika siły w popychaczach w czasie jednego obrotu łopaty. Porównanie przebiegu tych krzywych wskazuje na znaczne podobieństwo przebiegu zjawisk dynamicznych w modelu oraz w rzeczywistym wirniku śmigłowca. Można wyciągnąć stąd wniosek, iż wyniki badań przeprowadzonych na modelu mogą być źródłem informacji istotnych dla konstruktora w czasie konstruowania i doskonalenia śmigłowca.

Uzyskanie z badań w locie wyodrębnionych aerodynamicznych charakterystyk wirnika w odniesieniu do wszystkich sześciu składowych jego obciążenia jest trudne do osiągnięcia. W tym celu odpowiedniejsze są badania tunelowe śmigłowca i wirnika w jego naturalnej wielkości. W tym jednak przypadku ograniczono się do sprowadzenia jednego punktu, a mianowicie do współczynnika ciągu wirnika w zawisie (rys. 15). Punkt uzyskany z pomiarów w locie jest bliski krzywej z pomiarów modelowych.

Cały jednak przebieg zmienności współczynników można na razie porównywać jedynie z obliczeniami. Dla ilustracji użyto wykresów zmienności współczynników ciągu wirnika C_T oraz współczynnika momentu wirnika na wale C_{Mz} w funkcji kąta skoku ogólnego θ . Należy zwrócić uwagę, że obliczenia zostały przeprowadzone przy założeniu, że łopaty wirnika są nieskończenie sztywne. W rzeczywistości natomiast ulegają one znacznym odkształceniom giętym

Rys. 18. Porównanie wyników pomiarów momentu obrotowego wirnika w locie z prędkością 120 km/h uzyskanych z badań modelowych z obliczeniami



i skrętnym. Mimo jednak takich uproszczeń, stopień zgodności obliczeń z wynikami badań modelowych wirnika w tunelu aerodynamicznym jest znaczny zarówno w przypadku zawisu (rys. 15 i 16), jak również w przypadku lotu z prędkością 120 km/h (rys. 17 i 18).

Wydaje się, że zbudowane w Instytucie Lotnictwa stoisko do badania modeli śmigłowców w tunelu aerodynamicznym, jak również opanowane dotychczas metody badań i pomiarów mogą dostarczyć istotnych informacji dotyczących aerodynamiki kadłubów oraz wirników nośnych wiroplątów.

LITERATURA

1. Wind-Tunnel Tests on a 10-foot Diameter Gyroplane Rotor. NACA-Report No. 536, 1935 r.
2. Full-Scale Investigation of the Aerodynamic Characteristics of a Typical Single-Rotor Helicopter in Forward Flight. NACA-Report No. 905, 1948 r.
3. Wind-Tunnel Tests on a 12-ft. Diameter Helicopter Rotor. A.R.C. Technical Report R & M No. 2695, 1953 r.
4. Wind-Tunnel Tests on a 6-ft. Diameter Helicopter Rotor. A.R.C. Technical Report C.P. No. 216, 1955 r.
5. M. S. HOOPER: On the Wind-Tunnel Testing of Helicopter Models. *Journal of the Helicopter Association of Great Britain*, vol. 12, No. 3, June 1958 r.
6. E. A. FRADENBURGH, E. F. EIDY: Development of Dynamic Model Rotor Blades for High Speed Helicopter Research. *J. Amer. Helicopter Soc.* 1964, No. 1, p. 3-20 (Ekspress-Informacja nr 30).
7. J. L. McCLOUD III, J. C. BIGGERS: Full-Scale Wind-Tunnel Tests of Nonarticulated Helicopter Rotor. NASA D-2392, July 1964 r.
8. J. L. McCLOUD III, J. C. BIGGERS: An Investigation of Full-Scale Helicopter Rotors at High Advance Ratios and Advancing Tip Mach Numbers. NASA D-4632, July 1968 r.
9. R. A. ORMISTON: Helicopter Modelling. *Aeronautical Journal*, November 1973 r.
10. R. CONSDALE: An Aeroelastic Model Helicopter Rotor. A.R.C. Technical Report C.P. No. 1288, 1974 r.
11. Wind-Tunnel Investigation of Helicopter Wake Effects on Three Helicopter Fuselage Models. NASA TM X-3185, March 1975 r.
12. B. GMELIN: Model for Wind-Tunnel Rotorcraft Research — Model Design and Test Objectives. Second European Rotorcraft and Powered Lift Aircraft Forum, September 1976 r.
13. R. A. ORMISTON: Helicopter Modelling. *Aeronautical Journal*, November 1973 r.
14. J. J. PHILIPPE, C. ARMAND: Recherches de l'ONERA sur l'aérodynamique des hélicoptères. *La Recherche Aérospatiale* No. 6, 1976 r.
15. A. K. MARTYNOW: Eksperymentalnyje issledowanija po aerodinamike wiertoleta. Moskwa, 1980 r.

Model eksploatacji szybowca

Dr inż. WIESŁAW STAFIEJ

PZL-Bielsko

Jednym z istotnych czynników wpływających na konkurencyjność sprzętu szybowcowego jest resurs całkowity, gwarantowany przez wytwórcę, określony liczbą godzin lotu od pierwszego startu do kasacji. Resurs ten ustalany jest bądź w oparciu o wyniki eksploatacji innych podobnych typów szybowców, użytkowanych w podobnych warunkach i mających podobne cechy konstrukcyjne, bądź na podstawie naziemnych prób zmęczenia, odtwarzających w sposób przyspieszony zespół obciążeń, na jakie narażony będzie szybowiec w trakcie swego „życia”. Okres ten, wyrażony liczbą godzin lotu, nazwano dalej żywotnością szybowca.

Naziemna próba zmęczenia (eksploatacyjna)*) zwana tak potocznie, chociaż nie ustala granicy zmęczenia struktury, a jedynie pozwala stwierdzić, iż postulowana żywotność nie prowadzi do objawów zmęczenia materiału) wymaga zaprogramowania przez wyznaczenie widma obciążeń, czyli związku między wielkością współczynnika obciążenia a liczbą jego przekroczeń w trakcie eksploatacji w okresie żywotności szybowca.

Opracowujący widmo obciążeń musi dysponować trzema grupami danych:

- wielkością obciążeń pojawiających się w eksploatacji i zróżnicowaniem ich poziomu,
- częstością występowania tych obciążeń w odniesieniu do poszczególnych poziomów,
- modelem eksploatacji szybowca warunkującym zarówno wielkość, jak i częstość występowania obciążeń.

Informacje nt. wielkości występujących w pierwszej i drugiej grupie mogą być uzyskane z dokumentacji technicznej szybowca lub z pomiarów wykonywanych w trakcie użytkowania w zakresie wielkości i częstości obciążeń.

Informacje dotyczące modelu eksploatacji, oprócz wspomnianych dwóch źródeł, wymagają analiz indywidualnych dokumentów użytkownika różnych egzemplarzy danego typu szybowca, rejestracji wypowiedzi i sprawozdań z lotów zawodników (w odniesieniu do sprzętu wysokowycynowego — zawodniczego) oraz instruktorów i pilotów (w odniesieniu do szybowców szkolno-treningowych). Informację uzupełniającą stanowią wyniki prób fabrycznych i państwowych.

Resurs można także określić na podstawie wieloletniego doświadczenia zdobytego podczas użytkowania szybowców o podobnych cechach konstrukcyjnych. Jak długo w szybownictwie dominowało drewno, tworzywo podatne na działanie wpływów atmosferycznych, bakterii i grzybów, natomiast odporne na zmęczenie, o resursie decydował głównie wiek płatowca, a zagadnienie trwałości zmęczenia elementów metalowych rozwiązywano przez ich wymianę podczas napraw głównych.

Zagadnienie ustalania rezerwu nabrało innego znaczenia w momencie, gdy bazą materiałową szybownictwa stały się kompozyty, głównie szklano-epoksydowe. Zdecydowanie wyższa odporność i trwałość tworzywa sztucznego niż drewna wskazują na konieczność podwyższenia rezerwu w porównaniu z szybowcami drewnianymi, jednakże względna młodość tworzywa, a tym samym brak dogłębnego rozeznania jego cech eksploatacyjnych, nie pozwala na zebranie dostatecznego materiału statystycznego. W tej sytuacji jedyną efektywną możliwością stwierdzenia dostatecznej odporności struktury w postulowanym rezerwie jest wykonanie naziemnej próby zmęczenia.

Spośród wspomnianych wyżej trzech grup danych, służących do opracowania widma obciążeń, każda stanowi odrębny i złożony problem techniczny. W artykule podjęto próbę scharakteryzowania grupy trzeciej, dotyczącej eksploatacji szybowca.

Pojęcie „model eksploatacji”

Pod pojęciem „model eksploatacji” rozumie się sposób, w jaki dany typ szybowca będzie eksploatowany. Inny zakres użytkowania będzie charakteryzował szybowiec szkol-

*) Próba eksploatacyjną na ogół nazywa się próbne użytkowanie rzeczywistego statku powietrznego, a nie odtwarzanie obciążeń za pomocą aparatury do badań zmęczenia. Jesteśmy za utrzymaniem określenia potoczne. (red.)

ny, inny treningowy, a jeszcze inny wysokowycynowy szybowiec zawodniczy lub akrobacyjny.

Poza wpływem cech konstrukcyjnych, sposób eksploatacji uzależniony jest także od obszaru geograficznego stwarzającego zróżnicowane warunki meteorologiczne, od metodyki szkolenia i treningu, od poziomu personelu latającego w danym kraju, od kultury technicznej obsługi naziemnej itp.

Szybownictwo operuje w określonym układzie ekologicznym, charakterystycznym dla tej gałęzi sportu lotniczego. Tereny korzystne dla szybownictwa na ogół nie odpowiadają wymaganiom lotnictwa silnikowego. Dlatego też doświadczenia samolotowe w zasadzie nie mogą być przenieszone na grunt szybowcowy.

Istotny wpływ na charakterystykę modelu eksploatacji wywiera sposób szkolenia i awansu sportowego pilotów, różny w różnych krajach, zależnie od potrzeb lokalnych. Szybowce z wytwórni trafiają do różnych użytkowników, a zatem poddane są różnym sposobom ich wykorzystywania.

Biorąc pod uwagę powyższe względy, w celu ustalenia widma obciążeń konieczne staje się przyjęcie uśrednionego modelu reprezentatywnego, symulującego przeciętne warunki eksploatacji.

Autor widma obciążeń będzie w sposób oczywisty obarczony tendencją do zawyżania ostrości warunków użytkowania, wychodząc z założenia, iż poprawność interpretacji naziemnej próby eksploatacyjnej powinna stawać strukturę szybowca po stronie bezpiecznej. Z drugiej jednak strony zawyżone wymagania prowadzą do wzrostu obciążeń, a te mogą być przyczyną zanizania rezerwu i tym samym obniżenia wartości rynkowej sprzętu. Brak danych statystycznych, zebranych dla różnych stylów użytkowania, we wszystkich rejonach aktywności szybowcowej i w ilości umożliwiającej obróbkę statystyczną wyników, znacznie utrudnia zadanie ustalenia przeciętnego reprezentatywnego modelu eksploatacji szybowca.

Elementy charakterystyki modelu eksploatacji

Charakterystyka modelu eksploatacji zawiera czynniki niezależne od obszaru, w którym szybowiec jest użytkowany (zespół cech konstrukcyjnych) i zależne (zespół warunków ekologicznych i sposób użytkowania). Każdy zespół tych cech wymaga oddzielnego rozpatrywania.

Charakterystyka techniczna szybowca

Charakterystyka techniczna określa aerodynamiczne, geometryczne i masowe cechy szybowca. Jest ona względnie łatwa do ustalenia obliczeniowo, a następnie weryfikowana praktycznie podczas prób w locie.

Charakterystyka techniczna szybowca SZD-52 Jantar 15:

Maks. masa w locie:			
z balastem wodnym			495 kg
bez balastu			375 kg
Masa struktury skrzydła			120 kg
Masa balastu wodnego			120 kg
Współczynniki aerodynamiczne			
skrzydła dla kłapy wychylonej o kąt	+8°	0°	-8°
C_z max	1,41	1,25	1,004
C_z min	-0,707	-0,8	-0,996
$dC_z/d\alpha$	5,079	5,443	5,626 1/rad
Dane geometryczne skrzydła:			
powierzchnia nośna			10,66 m ²
średnia cięciwa odniesienia			0,715 m
Dane usterzenia wysokości:			
powierzchnia			1,352 m ²
pochylenie charakterystyki $dC_{zH}/d\alpha_H$			3,6 1/rad
ramię siły na usterzeniu względem środka ciężkości:			
przedniego			3,912 m
tylnego			3,900 m
Dopuszczalny współczynnik obciążeń sterowanych			+5,3/-2,65

Dopuszczalne prędkości lotu

dla klapy wychylonej o kąt: przecignięcia:	+8°	0°	-8°
z balastem wodnym	84,1	89,3	99,6 km/h
bez balastu	73,2	77,7	87,6 km/h
lotu nurkowego	230	250	250 km/h
lotu w burzliwej atmosferze	180	180	180 km/h
brutalnego sterowania	180	180	180 km/h
lotu holowanego za samolotem	140	140	140 km/h
wzlotu za wyciągarką:			
z balastem wodnym	120	120	— km/h
bez balastu	115	115	— km/h

Ograniczenia:

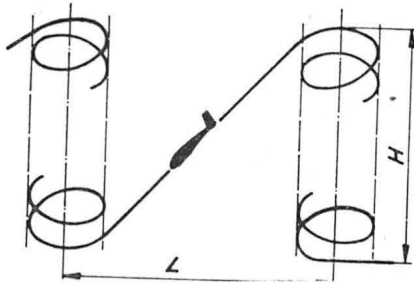
loty nocne wzbronione
figury akrobacji podstawowej tylko w locie bez balastu wodnego.

Parametry te wymagają uzupełnienia w postaci wykresów: biegunowej Lilienthala szybowca, biegunowej prędkości, biegunowej krążenia, wykresów charakterystyki przelotowej. Uzupełniające źródło informacji stanowią: instrukcja obsługi w locie oraz instrukcja obsługi technicznej.

Warunki ekologiczne

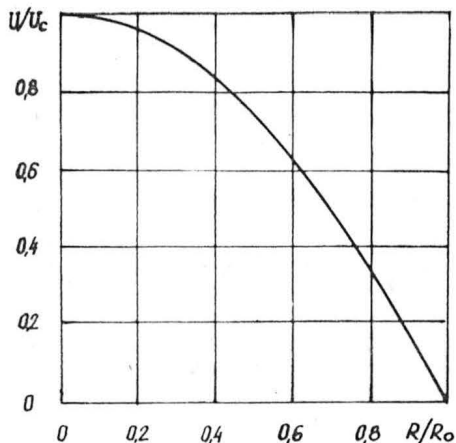
Srodowisko eksploatacyjne szybowca tworzą:
— powietrze w odniesieniu do stanów obciążeń w locie,
— podłoże w odniesieniu do obciążeń na ziemi (rozbieg, dobieg, kołowanie i transport drogowy).

Najistotniejszą, z punktu widzenia obciążeń, cechą atmosfery jest jej burzliwość, przejawiająca się występowaniem podmuchów pionowych i poziomych o zróżnicowanej intensywności. Szybowiec w trakcie lotu jest narażony na działanie podmuchów podczas holowania za samolotem, wzlotu za wyciągarką oraz w locie swobodnym, w którym występują dwa charakterystyczne stany: krążenie w kominie termicznym i przelot obszarów międzykominowych. Obydwa te stany tworzą charakterystyczny profil lotu szybowca (rys. 1), powtarzanie którego pozwala na pokonywanie trasy przelotu.



Rys. 1

Komin termiczny jest walcowym (w przybliżeniu) obszarem wznoszącego się powietrza, w którym intensywność (prędkość) prądów powietrznych zmienia się wraz z promieniem komina $U=f(R)$, gdzie U jest prędkością prądu powietrza, natomiast R jest promieniem rozpatrywanego punktu komina. Dla promienia $R=R_{max}$ komina prędkość prądu $U=0$, natomiast dla $R=0$ (centrum komina) prędkość osiąga wartość maksymalną U_c . W celu scharakteryzowania analitycznego rozkładu prędkości w kominie przyjmuje się najczęściej funkcję rozkładu w postaci: $U=U_c-k \cdot R^n$, gdzie parametry k i n decydują o profilu prędkości prądów w kominie. Profil ten przy przyjęciu



Rys. 2

$k=1$ i $n=2$ w układzie współrzędnych względnych U/U_c i R/R_0 przedstawiono na rys. 2.

Oprócz obszarów wznoszeń kominowych wykorzystywanych w trakcie krążenia, szybowiec napotyka również na sporadyczne podmuchy w obszarach międzykominowych albo przecina kominy na trasie przeskoku. Reakcja płatowca na podmuch przejawia się przyrostem współczynnika obciążenia Δn , nakładającym się na obciążenie w locie ustalonym przy współczynniku $n_0=1,0$.

Wielkość przyrostu określa zależność:

$$\Delta n = 1/2 \cdot \rho_0 \cdot k \cdot (dC_z/da) \frac{S}{m \cdot g} U \cdot V$$

gdzie:

$$k = \frac{0,88 \mu}{5,3 + \mu},$$

$$\mu = \frac{2m}{\rho \cdot S \cdot l_0 \cdot (dC_z/da)},$$

- ρ — gęstość powietrza na wysokości operacyjnej, kg/m^3 ,
- ρ_0 — gęstość powietrza na poziomie morza, kg/m^3 ,
- dC_z/da — pochylenie charakterystyki wyporowej skrzydła, $1/rad$,
- S — powierzchnia nośna płata, m^2 ,
- m — masa szybowca w locie, kg ,
- g — przyspieszenie ziemskie, m/s^2 ,
- U — prędkość podmuchu pionowego, m/s ,
- V — prędkość lotu, m/s ,
- l_0 — średnia cięciwa odniesienia skrzydła, m .

Atmosferę, ze względu na intensywność podmuchów, podzielono na:

- spokojną $0 \leq U \leq \pm 7,5$ m/s,
- burzliwą $\pm 7,5 \leq U \leq \pm 15,0$ m/s.

Srodowisko naziemne (podłoże), w jakim operuje szybowiec jest mocno zróżnicowane. Aerokluby wykorzystują nie tylko lotniska o betonowych względnie asfaltowych pasach startowych lub o utwardzonej nawierzchni trawistej, ale również organizują loty z łąk lub pastwisk. W przypadku lądowania w terenie przygodnym (w szybownictwie jest to normalny przypadek eksploatacji), lotniskiem staje się najczęściej pole orne.

Toczące się po podłożu kołko szybowca narażone jest na pokonywanie przeszkód w postaci kretowisk, kamieni, bruzd, kołków pasterskich, a zimą — zmarzniętych brył ziemi, zlodowaciałego śniegu itp.

Zródłem masowych obciążeń działających na zespoły szybowca może być również transport drogowy na wózku holowanym przez samochód. Wielkość obciążeń zależy tutaj od amortyzacji, właściwości trakcyjnych wózka, prędkości jazdy, charakterystyki samochodu holującego, stanu nawierzchni drogi itp.

Sposób użytkowania

Sposób użytkowania szybowców jest bardzo różnorodny. Są kraje, w których loty odbywają się intensywnie przez cały rok, ale są też i kraje, gdzie sezon lotny ogranicza się tylko do kilku miesięcy w roku. Wynika stąd duża rozbieżność w wielkości rocznych nalotów. Jeżeli np. w krajach europejskich średni roczny nalot przypadający na jeden szybowiec zamyka się w granicach 200÷300 h, to w Australii względnie w Afryce Południowej sezon trwa praktycznie cały rok i naloty sięgają 800 h.

Znaczące zróżnicowanie wykazują sposoby startu. W jednych krajach dominuje hol za samolotem, w innych wykorzystuje się głównie wyciągarki. Warunki geograficzne decydują również o tym, jaki typ lotów dominuje w przekroju rocznym, a więc czy będą to loty termiczne, górskie loty zboczowe czy falowe. Każdy z tych rodzajów lotów stwarza inny model współzależności wielkości i częstości występowania obciążeń.

Różne bywają również liczby startów przypadających na 1 h lotu. W obszarach o słabej termice stosunek ten będzie wysoki, w krajach o korzystnych warunkach stosunek ten będzie znacznie niższy, a więc korzystniejszy.

Poziom wyszkolenia pilotów oraz poziom obsługi technicznej jest także charakterystyczną cechą rozpatrywanego regionu. Na Zachodzie mamy do czynienia z szybownictwem amatorskim, w krajach naszego obozu dominuje profesjonalizm, stąd nasz poziom wyszkolenia pilotów i obsługi jest znacznie wyższy.

Wszystkie te czynniki rzutują na trafność doboru reprezentatywnego modelu eksploatacji.

Klasy użytkowe szybowców

Ze względu na przeznaczenie, szybowce od zarania swego rozwoju były konstruowane pod kątem spełniania określonych zadań, w związku z czym wyodrębniły się klasy użytkowe: szybowce szkolne, treningowe, wyczynowe, wysokowyczynowe-zawodnicze, akrobacyjne, doświadczalne i specjalne. Jednakże współczesny rozwój szybownictwa sprawia, że sprzęt produkowany również można w zasadzie zaliczyć do dwóch klas użytkowych: szybowce wyczynowe-zawodnicze i szybowce szkolno-treningowe.

Podział ten został dokonany oczywiście tylko dla celów programowania widma obciążeń i związanej z tym konieczności ustalenia modelu eksploatacji. Z punktu widzenia obciążeń, szybowce szkolne i treningowe charakteryzują się wspólnym sposobem użytkowania. Dotyczy to również szybowców wyczynowych i zawodniczych, niezależnie od ich sportowego podziału na klasy: otwartą, standard i standard rozszerzoną oraz klub.

Parametry modelu eksploatacji

Model eksploatacji scharakteryzowany jest przez parametry operacyjne szybowca, wśród których jedne stanowią cechy ogólne, inne zaś związane są z właściwościami konkretnego typu szybowca, dla którego jest opracowywane widmo obciążeń.

Parametry ogólne

Do ogólnych parametrów eksploatacyjnych należą:

- postulowana żywotność, tj. liczba godzin lotu zapewniająca bezpieczną eksploatację sprzętu. Po wylądowaniu tej liczby godzin sprzęt ulega kasacji;
- średnia liczba godzin wylatywanych w ciągu roku (określa ona intensywność eksploatacji);
- liczba startów i lądowań przypadająca na 1 h lotu;
- udział lotów wykonanych przy określonym rodzaju startu w ogólnej liczbie lotów (np. udział lotów po starcie na holu za samolotem, udział lotów po starcie za wyciągarką itp.);
- rodzaj konfiguracji masowej (lot z balastem wodnym lub bez, lot w obsadzie dwu- lub jednoosobowej na szybowcu dwumiejscowym) oraz udział poszczególnych konfiguracji w naliczonej całości;
- udziały czasowe poszczególnych rodzajów lotów, np. loty szkolne, treningowe, zawodnicze, kontrolne itp.;
- udziały lotów w określonej konfiguracji aerodynamicznej (np. w przypadku szybowców klasy otwartej wyposażonych w klapy lub profil o zmiennej geometrii w locie) w całości nalotu.

Trafne ustalenie modelu eksploatacji i jego parametrów jest trudne ze względu na konieczność przewidywania zmian, jakie będą w przyszłości zachodzić w taktyce lotów i metodyce szkolenia oraz treningu. Resurs szybowca jest przecież ustalany w momencie oferty handlowej, a więc na początku jego „kariery” eksploatacyjnej. Przeciętny okres „życia” szybowca sięga 15÷20 lat, a zatem prognozowanie modelu eksploatacji musi sięgać daleko w przyszłość. Najczęściej konstruktorzy dokonują ekstrapolacji stanu dzisiejszego w przyszłość, rzadziej są skłonni do wysuwania hipotez, albowiem te nie mogą być praktycznie zweryfikowane, a ponadto grożą możliwością niespełnienia się.

W artykule podjęto próbę ustalenia ilościowych parametrów dla szybowców zawodniczych i szkolno-treningowych. Podany materiał ma charakter dyskusyjny, albowiem oparty został na zbyt ubogim materiale statystycznym, aby mógł być reprezentatywny w przekroju światowym, jednakże celem autora jest przede wszystkim zwrócenie uwagi na problematykę i metodykę programowania widma obciążeń i ustalania modelu eksploatacji.

Parametry dla szybowca zawodniczego

Ustalenie wartości liczbowej parametrów modelu eksploatacji szybowca zawodniczego wymaga rozpatrzenia następujących względów:

1. Szybowiec wykorzystywany jest głównie do celów zawodniczych w rozgrywanych konkurencjach sportowych lub do treningu względnie do prób bicia rekordów.
2. Parametry modelu dotyczą przeciętnych (z punktu widzenia lotów wysokowyczynowych) warunków meteorologicznych jako wypadkowej uzyskanej w różnych regionach geograficznych i przy różnych intensywnościach lotów w ciągu roku.

3. Na szybowcach latają zawodnicy, a więc piloci wysoko zaawansowani, co wyklucza względnie minimalizuje możliwość popełniania błędów pilotażowych czy taktycznych.

4. Liczbę startów (i lądowań) przypadającą na 1 h lotu określono biorąc pod uwagę, iż:

a) szybowiec zawodniczy w większości lotów wykorzystywany jest do pokonywania tras przelotowych;

b) przeloty wykonywane są w warunkach meteorologicznych umożliwiających uzyskanie dobrego wyniku, a więc pozwalających na uzyskanie wyniku w postaci prędkości przelotowych co najmniej ok. 100 km/h. W takich warunkach pokonanie 100 km trasy wymaga 1 h lotu;

c) długości tras treningowych i zawodniczych oscylują wokół odcinków 100÷300 km. W trakcie zawodów ulegają nieraz wydłużeniu dochodząc do 500 km, ale rzadko. W przypadku lotów rekordowych trasa może przekraczać 1000 km, ale niezmiernie rzadko. Ponieważ liczba lotów treningowych znacznie przewyższa liczbę lotów zawodniczych można założyć, iż przeciętna długość trasy przelotu wynosi 200 km;

d) w oparciu o przesłanki b) i c), jeden start przypadający na 2 h lotu. Jednakże szybowiec wykonuje także wiele lotów krótkotrwałych, albowiem często pilotowi nie udaje się nawiązać korzystnego kontaktu z termiką i ponawia start. Ponadto na szybowcu wykonywane są loty przylotniskowe zapoznawcze, gdy zawodnik startuje na danym typie szybowca po raz pierwszy (w żargonie lotniczym tzw. „laszowanie”), loty transportowe za samolotem, obloty itp.;

e) w oparciu o przesłanki d) oraz b) i c), a także biorąc pod uwagę listy wzlotów polskich szybowców zawodniczych, słusze okazuje się przyjęcie częstości startów jako $f = 1$ start/1h lotu.

5. Starty szybowców zawodniczych odbywają się przy zastosowaniu albo holu za samolotem, albo wzlotu za wyciągarką. Drugi sposób jest chętnie używany na Zachodzie, szczególnie w lotach treningowych, natomiast w Polsce wyciągarek do startów w lotach treningowych nie stosuje się wcale. Trudno więc mówić o trafnym ustaleniu średniego reprezentatywnego podziału startów między obie formy. Aby model odpowiadał rzeczywistym warunkom eksploatacji przyjęto, że za samolotem wykonuje się średnio ok. 60% startów. Zatem udziały obu rodzajów startu wyniosą: $k_s = 0,6$ dla holu za samolotem, $k_w = 0,4$ dla wzlotu za wyciągarką.

6. Współczesne szybowce zawodnicze wyposażone są w instalację balastu wodnego z możliwością wylewania go podczas lotu. Każdy start do konkurencji lub lotu treningowego rozpoczyna się z chwilą zmiany warunków termicznych na korzystne, gdy istnieje możliwość ich wzmocnienia się. Balast wodny, potrzebny w silnych warunkach meteorologicznych, będzie więc zabierany praktycznie do każdego lotu zawodniczego i treningowego, tak że liczba startów bez balastu będzie znikoma. Liczba startów z balastem nie jest równa liczbie lądowań z balastem. Po udanym przelocie, gdy tylko pozwala na to wysokość, wykonywany jest krąg nadlotniskowy, podczas którego pilot wylewa balast i ląduje bez wody. Ponieważ jednak procedura napełniania zbiorników jest czasochłonna, każdy nieudany start, wymagający powtórzenia, powoduje przednie lądowanie z balastem. Również powrót z trasy na wysokości „parterowej” niejednokrotnie nie daje czasu na całkowite opróżnienie instalacji balastowej. W oparciu o powyższe obserwacje, udział lotów z balastem wodnym oceniono jako: $k_{zb} = 0,9$, a wówczas liczba lotów bez balastu stanowi udział $k_{bb} = 0,1$.

7. Powiązanie parametrów omówionych w pkt. 5 i 6 zestawiono w tabl. 1.

8. Szybowiec zawodniczy wykorzystuje się w sprzyjających warunkach termicznych. Loty w pogodzie atermicznej wykonywane są bardzo rzadko, zatem ogólny czas lotu w warunkach termicznych można oszacować jako: $T_t = 0,95 z$, gdzie z jest całkowitą żywotnością szybowca.

TABLICA 1. Udział konfiguracji masowej i rodzaju startu w całkowitej żywotności szybowca z

Konfiguracja masowa	Udział lotów przy zastosowaniu	
	wzlotu za wyciągarką	holu za samolotem
Z balastem wodnym	$(F_w)_{zb} = k_w \cdot k_{zb} \cdot z = 0,4 \cdot 0,9z = 0,36z$	$(F_s)_{zb} = k_s \cdot k_{zb} \cdot z = 0,6 \cdot 0,9z = 0,54z$
Bez balastu wodnego	$(F_w)_{bb} = k_w \cdot k_{bb} \cdot z = 0,4 \cdot 0,1z = 0,04z$	$(F_s)_{bb} = k_s \cdot k_{bb} \cdot z = 0,6 \cdot 0,1z = 0,06z$

9. Lot termiczny składa się z wielu charakterystycznych faz: lotu holowanego za samolotem (względnie wzlotu za wyciągarką), krążenia w kominie termicznym, przeskoku międzykominowego, lotu szybkiego (np. dolotu na linię mety, pokonywania obszarów niekorzystnych termicznie) i wreszcie coraz popularniejszego lotu stylem „delfina” (delfinowania). Lot holowany trwa średnio 6–7 min, co w stosunku do średniego czasu lotu daje udział ok. 10% (zgodnie z pkt 4e). Podobny udział stanowią loty szybkie. Pozostałe 80% przypada na krążenie w kominach, przeskoki międzykominowe i delfinowanie. Zgodnie z wypowiedziami zawodników, czasy krążenia i przeskoku są praktycznie sobie równe i zajmują ok. 70% czasu, natomiast delfinowanie, teoretycznie słabo jeszcze do dzisiaj rozpracowane, w zasadzie zajmuje ok. 10% czasu lotu. Wprawdzie nieraz piloci donoszą o pokonywaniu długich odcinków trasy definowaniem, ale model eksploatacji należy odnosić do lotów przeciętnych. Na podstawie powyższych rozważań ustalono udziały czasowe poszczególnych faz lotu termicznego i podano je w tabl. 2.

TABLICA 2. Udział czasowy poszczególnych faz lotu termicznego

Faza lotu termicznego	Udział czasowy
Lot holowany	0,10
Krążenie w kominie termicznym	0,35
Przeskok międzykominowy	0,35
Lot szybki	0,10
Delfinowanie	0,10

10. Zagadnienia związane z obciążeniami na ziemi, jako wyraźniejsze w grupie szybowców szkolno-treningowych, omówiono niżej.

Parametry dla szybowca szkolno-treningowego

Pod pojęciem „szybowiec szkolno-treningowy” rozumie się typ przeznaczony do szkolenia podstawowego i podstawowego wyczynu (np. Bocian lub Puchacz), a więc dwumiejscowy, na którym uczeń stawia pierwsze kroki, a także typ przeznaczony do lotów samodzielnych w początkowej fazie szkolenia wyczynowego (np. Mucha 100, Pirat). Szybowce tej grupy wykorzystywane są w lotach obejmujących:

- zadania szkoleniowe:
 - nauka pilotażu podstawowego,
 - nauka wykorzystywania wznoszeń termicznych,
 - nauka wykonywania figur akrobacji podstawowej,
 - nauka wykonywania lotów bez widoczności ziemi,
- zadania treningowe:
 - loty nocne,
 - loty treningowe mniej zaawansowanych pilotów w ramach podstawowego wyczynu,
 - loty kontroli techniki pilotażu,
 - trening w akrobacji podstawowej,
 - loty chmurowe, gdy szybowiec jest do nich dopuszczony.

Udziały poszczególnych zadań w ogólnym czasie lotu oraz czas jednego lotu na poszczególne zadania zebrano w tabl. 3.

W celu ustalenia dalszych parametrów eksploatacji szybowców szkolno-treningowych, należy poczynić następujące założenia:

1. Na szybowcach tej klasy latają piloci słabo i średnio zaawansowani, stąd obciążenia wywołane sterowaniem stają się znaczące. Loty pilotów doświadczonych są sporadyczne (kontrola techniki pilotażu, loty metodyczne itp.).

2. Do szkolenia i treningu stosuje się starty za wyciągarką i na holu za samolotem. Rozpatrując sposób wykorzystywania szybowców w Polsce i krajach RWPG, udział startów za wyciągarką jest niski i sięga wartości $k_w = 0,2$ lub jeszcze mniej. Wówczas loty holowane tworzą udział $k_s = 0,8$. W krajach zachodnich sytuacja jest odwrotna, czyli $k_w = 0,8$, a $k_s = 0,2$. Coraz trudniejsza sytuacja ekonomiczna skłania do przyjęcia tezy, że i u nas nastąpi zmiana tej proporcji w kierunku znacznego wzrostu wykorzystania wyciągarek.

3. Loty treningowe są najczęściej krótkotrwałe (z wyjątkiem treningu w lotach termicznych w celu uzyskania 5-godzinnego warunku do srebrnej odznaki szybowcowej).

TABLICA 3. Charakterystyka zadań szkoleniowych i treningowych

Zadanie	Udział w żywotności, %	Czas jednego lotu, h
Nauka pilotażu podstawowego	30	0,250
Nauka wykorzystywania wznoszeń termicznych	15	1,000
Nauka wykonywania figur akrobacji podstawowej	15	0,333
Nauka wykonywania lotów bez widoczności ziemi	5	0,417
Kontrola techniki pilotażu	10	0,250
Loty nocne	2,5	0,250
Loty chmurowe	2,5	0,500
Trening w akrobacji podstawowej	1	0,250
Trening w zakresie wyczynu podstawowego	19	1,000

Przy stosowaniu startu na holu średni czas lotu wynosi ok. 20 min, co daje częstość $f_s = 3$ starty/1 h lotu. Przy zastosowaniu wzlotu za wyciągarką (głównie loty szkolne) czas jednego lotu wynosi ok. 5 min, dając częstość $f_w = 12$ startów/1 h lotu.

4. Na szybowcu szkolnym dwumiejscowym najczęściej nie jest wykorzystywana maksymalna masa ładunku (pilot + instruktor), albowiem uczniowie są najczęściej szczupli. Maksymalna masa ładunku, zgodnie z wymaganiami przepisów budowy szybowców, wynosi 180 kg. Przeciętą jednak jej wartość sięga 160 kg i decyduje o poziomie obciążeń w locie.

5. Obciążenia szybowca na ziemi są w przypadku szybowców szkolno-treningowych znacznie częstsze niż w przypadku zawodniczych. Obciążenia te w postaci sił masowych powstają w wyniku przyspieszeń płatowca powodowanych reakcją podłoża działającą na koło podwozia szybowca toczącego się po nierównościach terenu. Obciążenia te są związane z rozbiegiem podczas startu, dobiegiem podczas lądowania oraz kołowaniem szybowca po lotnisku. Obciążenia masowe mogą również działać na zespoły zdemontowanego szybowca podczas transportu drogowego. Ich wielkość i sposób przyłożenia zależą od: przewidzianych metod mocowania zespołów na wózku transportowym oraz czynników omówionych poprzednio.

Długość rozbiegu i dobiegu można określić na podstawie pomiarów dokonywanych w trakcie prób w locie. Przy ustalaniu łącznej długości rozbiegu i dobiegu należy pamiętać, iż w przypadku wzlotu za wyciągarką rozbieg jest znacznie krótszy. Trudno również ocenić długość drogi kołowania, gdyż zależy ona od wielkości lotniska czy szybowiska oraz odległości pola wzlotów od hangaru lub od miejsca postoju wózków szybowcowych.

Rozpatrując problem toczenia się szybowca, należy również brać pod uwagę fakt, iż w początkowej fazie dobiegu i końcowej fazie rozbiegu na obciążenia masowe nakładają się nośność skrzydła zmienna wraz ze zmianą prędkości szybowca.

*
* * *

W przedstawionych rozważaniach podjęto próbę określenia parametrów charakteryzujących model eksploatacji szybowca. Znajomość ich jest konieczna w przypadku, gdy przed konstruktorem staje zadanie ustalenia widma obciążeń eksploatacyjnych jako programu do realizacji naziemnej próby symulującej przyszły „zyciorys” szybowca. Ze względu na różnorodny sposób użytkowania sprzętu, wynikający z warunków lokalnych, ustalenie jednoznacznej wartości parametrów nie jest łatwe. Jednakże głównym celem artykułu jest zwrócenie uwagi na problem i wskazanie sposobów postępowania.

LITERATURA

1. G. P. ESSON, C. A. PATCHING: Fatigue Life Consideration for Gliders Operated in Australia. Gliding Feder. Australia, Techn. Comitee, 1981 r.
2. V. KAHANEK: Fatigue Life Analysis of the L-13 (Blanik) glider. Zprava VZLU Z-31. 1977 r.
3. C. KENSCH: Betriebsbelastungsversuch an einem Segelflugzeugflügel in CFK-Bauweise. XVII OSTIV Congress, Paderborn-Haxterberg, 1981 r.
4. E. MAKULA, S. SKRZYDLEWSKI, S. WIELGUS: Przeloty szybowcowe. Wyd. LPZ, Warszawa, 1953 r.
5. A. PAZIO, J. WINCZO: Zasady pilotażu. WKiŁ, Warszawa 1966 r.
6. W. STAFIEJ: Program próby zmęczeniowej skrzydła szybowca SZD-37 Jantar. TLiA, nr 3, 1977 r.

Lotniskowe urządzenia zasilania elektroenergetycznego statków powietrznych

Dr inż. ZBIGNIEW ŻMUDZIŃSKI
Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

Ostatnie dziesięciolecie (oraz prognozy na przyszłość) charakteryzuje się dalszym, widocznym postępowaniem w dziedzinie urządzeń awionicznych i sterujących [1]. Nowa jakość i nowe techniki w lotniczych układach sterowania lotem, nawigacji, kontroli ruchu powietrznego, pilotów automatycznych, regulacji silników, czujników itd. spowodowały gwałtowny wzrost wymagań w stosunku do infrastruktury lotniska, a zwłaszcza do naziemnych urządzeń elektroenergetycznych niezbędnych podczas odtwarzania gotowości technicznej statków powietrznych. Początek rozwoju lotniskowej elektroenergetyki datuje się od chwili podjęcia decyzji o zabezpieczeniu statków powietrznych w czasie ich postępu przed skutkami niespodziewanego ataku z powietrza. Budowa schronów i rozśrodkowanie statków powietrznych pociągnęły za sobą konieczność zagwarantowania pełnej autonomii nie tylko całego lotniska, ale także poszczególnych jego stref.

Analizując aktualne potrzeby oraz wykorzystując doświadczenia z ostatnich konfliktów zbrojnych wydaje się, że proces „stacjonarności” lotnisk (zwłaszcza dla niektórych rodzajów samolotów) będzie pogłębiał się. Inaczej mówiąc, jeśli został zbudowany schron dla statku powietrznego, to chcielibyśmy, aby był on autonomiczny (np. z punktu widzenia energii elektrycznej). Jeśli jest już on autonomiczny, to następnym krokiem jest zwiększenie jego odporności na zniszczenie, ponieważ cena statku powietrznego wielokrotnie przekracza koszty związane z jego zabezpieczeniem przed zniszczeniem na ziemi itd. Narastanie kosztów związanych z rozwojem infrastruktury lotnisk może być zmniejszone w przypadku świadomego sterowania nimi. Polega to głównie na ewolucyjnej rozbudowie infrastruktury lotnisk w miarę potrzeb, z pełnym jednak wykorzystaniem tego, co już dotychczas wykonano.

Aby sprostać postawionym wymaganiom, naziemne urządzenia elektroenergetyczne powinny cechować się: wysoką jakością parametrów elektrycznych, niezawodnością, dyspozycyjnością, odpornością na oddziaływanie zewnętrzne, żywotnością, autonomicznością i podatnością eksploatacyjną [2]. Powyższymi właściwościami charakteryzuje się system LUZES. Może on być realizowany w dwóch wersjach: przewoźnej i stacjonarnej, różniących się m.in. tym, że w wersji przewoźnej związany jest na stałe pojazd samojezdny. Kontenerowa budowa (bez względu na wersję) umożliwia przemieszczanie elementów LUZES dowolnymi środkami transportu i rozwijanie ich w dowolnych warunkach taktycznych.

Specyfika Lotnictwa Sił Zbrojnych oraz założenia eksploatacji urządzeń LUZES po 2000 r. implikuje uniwersalność systemu. Pociąga to oczywiście za sobą wzrost kosztów i poziomu wyszkolenia personelu obsługującego. Biorąc pod uwagę, że obecnie nie wszystkie statki powietrzne wymagają od systemu tak wysokiej jakości parametrów elektrycznych i autonomiczności, wprowadzono w LUZES wersję stacjonarną dodatkowo podział na cztery warianty różniące się między sobą złożonością i kosztami jednostkowymi. Możliwe to było dzięki budowie modułowej — poszczególne warianty powstają przez dołączanie kolejnych modułów.

W skład systemu LUZES wchodzi następujące moduły:

1. Wytwarzania energii elektrycznej:

- silnik turbinowy GTD-350 — trójfazowa prądnicą prądu przemiennego 3×380 V, 50 Hz, 250 kVA,
- silnik turbinowy GTD-350 — trójfazowa prądnicą prądu przemiennego 3×200 V, 400 Hz, 60 kVA,
- silnik tłokowy (pojazdu samojezdnego) — prądnicą-rozrusznik prądu stałego 28,5 V, 12/40 kW.

2. Przetwarzania energii elektrycznej:

- tyrystorowy układ napędowy — prądnicą prądu przemiennego 3×200 V, 400 Hz, 60 kVA,
- trójfazowy silnik asynchroniczny — prądnicą prądu przemiennego 3×200 V, 400 Hz, 60 kVA,

c, c') bloki transformatorowo-prostownicze (sterowane) odpowiednio 3×380 V, 50 Hz i 3×200 V, 400 Hz/28,5 V, 20 kW,

d) transformator 15/0,4 kW, 250 kVA, 50 Hz,

e) transformator $3 \times 200/3 \times 36$ V i 1×115 V, 7 kVA, 400 Hz,

f) przetwornica PO-4500 (28,5 V- 1×115 V, 400 Hz),

g) przetwornica PT-500 (28,5 V- 3×36 V, 400 Hz).

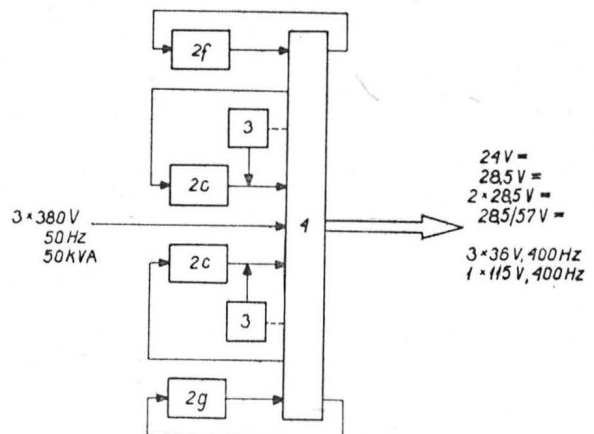
3. Akumulatory.

4. Tablica rozdzielczo-sterująca (układy komutacyjne, sterujące, regulacyjne i diagnostyczne).

5. Układ bębnowy wysokoprądowych kabli wydawczych.

6. Pojazd samojezdny.

Najprostszym urządzeniem LUZES jest wariant I wersji stacjonarnej. Składa się on z: dwóch bloków transformatorowo-prostowniczych 2c zasilanych z sieci przemysłowej 3×380 V, dwóch akumulatorów 3, dwóch przetwornic: PO-4500 2f i PT-500 2g oraz tablicy rozdzielczo-sterującej 4 (rys. 1). W wariantcie I tylko parametry prądu stałego odpowiadają międzynarodowym wymaganiom — napięcie stabilizowane na złączu zasilania lotniskowego statku powietrznego. Wariant ten umożliwia zasilanie i rozruch napięciem 24 V, 28,5 V dwóch statków powietrznych jednocześnie, a napięciem $2 \times 28,5$ V i 28,5/57 V — sekwencyjnie ($I_{\max} = 2000$ A, $I_{\text{szczyt}} = 4000$ A).



Rys. 1. Wariant I wersji stacjonarnej LUZES

Wariant II wersji stacjonarnej składa się z: trójfazowego silnika asynchronicznego napędzającego prądnicę prądu przemiennego 3×200 V, 400 Hz, 60 kVA 2b, dwóch bloków transformatorowo-prostowniczych 2c', dwóch akumulatorów 3, transformatora $3 \times 200/3 \times 36$ V i 1×115 V 2e i tablicy rozdzielczo-sterującej 4 (rys. 2). W wariantcie II parametry prądu stałego i przemiennego (z wyjątkiem stabilności częstotliwości) odpowiadają międzynarodowym wymaganiom. Wariant ten umożliwia zasilanie prądem przemiennym dwóch statków powietrznych jednocześnie ($I_{\max} = 165$ A, $I_{\text{szczyt}} = 200$ A) — możliwości zasilania prądem stałym jak w wariantcie I.

Wariant III różni się od wariantu II tym, że w miejsce trójfazowego silnika asynchronicznego zastosowano tyrystorowy układ napędowy 2a, co spowodowało wzrost stabilności częstotliwości prądu przemiennego 3×200 V, 400 Hz.

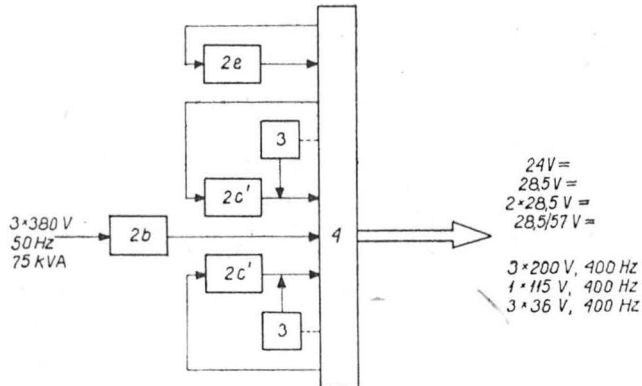
Wariant IV zapewnia pełną autonomiczność systemu i składa się z silnika turbinowego GTD-350 napędzającego prądnicę prądu przemiennego 3×380 V, 50 Hz, 250 kVA 1a, transformatora 15/0,4 kV, 50 Hz 2d oraz jednego z wariantów I, II lub III (rys. 3).

Wersja przewoźna odpowiada (z punktu widzenia parametrów energii elektrycznej zasilającej statki powietrzne)

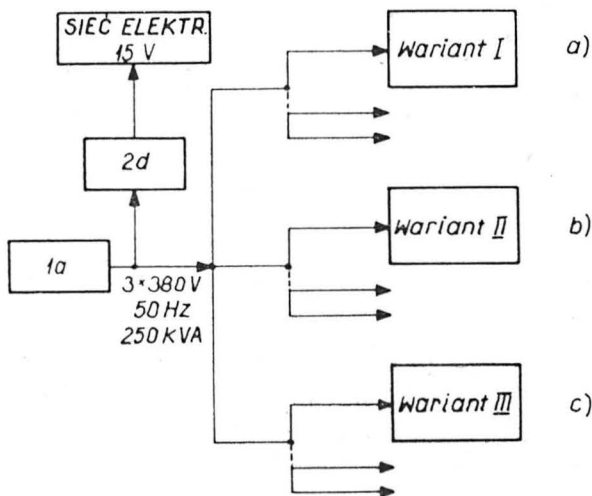
wariantowi III wersji stacjonarnej z tym, że zamiast modułu 2a (tyrystorowy układ napędowy — trójfazowa prądnicą prądu przemiennego 3×200 V, 400 Hz, 60 kVA) zastosowano moduł 1b (silnik turbinowy GTD-350 — trójfazowa prądnicą prądu przemiennego 3×200 V, 400 Hz, 60 kVA). Dodatkowo w skład tej wersji LUZES wchodzi: układ bębnowy wysokoprądowych kabli wydawczych 5, pojazd samojezdny 6 oraz moduł 1c (silnik tłokowy pojazdu samojezdnego — prądnicą — rozrusznik prądu stałego 28,5 V₋, 12/40 kW) (rys. 4).

Moduł 1c spełnia rolę układu awaryjnego i może służyć do:

- rozruchu silnika turbinowego GTD-350,
- napędu pojazdu samojezdnego bez uruchamiania jego silnika spalinowego; prądnicą-rozrusznik pracuje jako silnik (zasilany z akumulatorów LUZES lub z bloków transformatorowo-prostowniczych, gdy pracuje moduł 1b), który przez skrzynię biegów napędza koła pojazdu,



Rys. 2. Wariant II wersji stacjonarnej LUZES



Rys. 3. Warianty IV a, b, c wersji stacjonarnej LUZES

— zasilania statków powietrznych prądem stałym o napięciu 28,5 V i $I_{max} = 400$ A.

Moduł 5 służy do mechanicznego zwijania i rozwijania czterech 20-metrowych kabli prądu stałego i przemiennego.

Moduł 6 jest to nowo opracowany pojazd samojezdny typu PW z napędem na tylną i przednią oś zmodyfikowany dla celów LUZES — dodatkowo skrętne tylne koła (promień skrętu pojazdu ok. 3 m) i wyprowadzenie napędu dla prądnic prądu stałego 28,5 V₋, 12/40 kW. Pojazd przewidziany jest także do holowania statków powietrznych, transportu ładunku i ludzi.

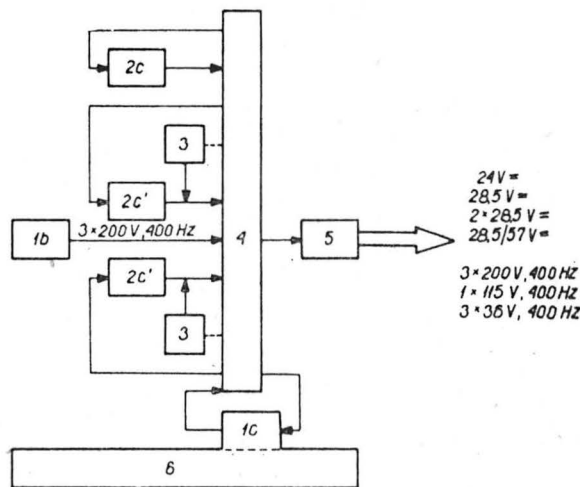
Spełnienie podstawowych wymagań dotyczących jakości parametrów elektrycznych (zgodnie z BCAR, MIL i GOST) uzyskano dzięki zastosowaniu układów napędowych o dużej stabilności prędkości obrotowej (silnik turbinowy, tyrystorowy układ napędowy) oraz oryginalnych układów regulacji i filtracji. Stosując szeroko elementy lotnicze,

zmniejszono znacznie wymiary i masę urządzeń LUZES, np. wersja przewoźna LUZES, w porównaniu z funkcjonalnie zbliżonym urządzeniem produkcji radzieckiej APA-5E, jest ok. 1,5 raza mniejsza i czterokrotnie lżejsza przy większej mocy zainstalowanej oraz lepszych parametrach elektrycznych.

Oddzielnym, ale nie mniej ważnym zagadnieniem jest włączenie nowo opracowanego urządzenia w istniejący system eksploatacji. Żądanie nowych jakości od urządzeń nazimnego zasilania elektroenergetycznego statków powietrznych postawiło przed projektantami systemu LUZES konieczność wyboru między złożonością układów sterujących i regulacyjnych urządzeń (co wiąże się z problemem niezawodności tych układów) a poziomem wyszkolenia personelu obsługującego. Racionalnym kompromisem było przyjęcie struktur układów sterujących i regulacyjnych LUZES analogicznych do węzłów elektroenergetycznych współczesnych statków powietrznych z jednej strony i poziomu wyszkolenia personelu obsługującego — odpowiadającego zakresowi wyszkolenia mechanika osprzętu statków powietrznych z drugiej strony. Konsekwencją tego jest potrzeba zmiany kierunku przeszkalanania personelu obsługującego i tak personel obsługujący urządzenia LUZES rekrutowałby się z mechaników osprzętu lotniczego przeszkolonych do obsługi pojazdów samojezdnymi w odróżnieniu od dotychczasowego systemu, w którym np. do obsługi urządzeń APA-5E byli wykorzystywani przeszkoleni kierowcy — mechanicy samochodowi.

Dodatkowym argumentem dotyczącym kierunku szkolenia personelu obsługującego LUZES byłby stosunkowo niski koszt tego przeszkolenia w związku ze wzrastającym w kraju zainteresowaniem motoryzacją — można wykorzystać istniejącą bazę tzw. kultury ogólnotechnicznej. Należy tutaj podkreślić, że czynnik ludzki ma dominujący wpływ na efektywność procesu eksploatacji systemów i jego nieuwzględnienie może w skrajnych przypadkach doprowadzić do tego, iż poprawnie pod względem technicznym opracowany system staje się mało wydajny lub wręcz nieprzydatny ze względu na cel, jaki miał spełniać.

Poruszając problem kosztów należy wyjaśnić, że podjęcie decyzji o uniwersalności urządzeń LUZES (pociągnęło to za sobą wzrost kosztów jednostkowych) było głównie oparte na przesłankach ekonomicznych. Ta pozorna sprzeczność związana jest (jak już wspomniano) ze specyfiką polskiego lotnictwa, charakteryzującego się dużą różnorodnością typów i wersji statków powietrznych. Zastosowanie specjalistycznych urządzeń nazimnego zasilania elektroenergetycznego globalnie byłoby droższe, nieopłacalne do uruchomienia w kraju i nie zapewniałoby pełnej obsługi statków powietrznych, które byłyby wprowadzane do eksploatacji w przyszłości.



Rys. 4. Wersja przewoźna LUZES

LITERATURA

1. R. K. SMYTH: Avionics and Controls in Review. *Astronautics and Aeronautics*, vol. 18, nr 4, 1980 r., s. 40-52.
2. Z. ZMUDZIŃSKI: Elektroenergetyka jako zasadniczy element infrastruktury lotniska. *Informator ITWL*.

Fairchild Republic T-46A • USA •

Samolot odrzutowy do szkolenia podstawowego

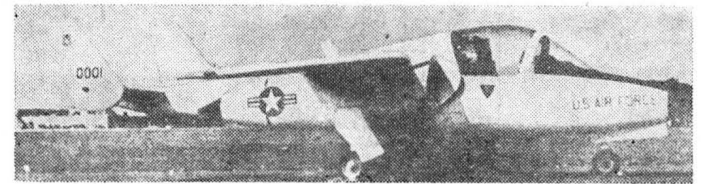
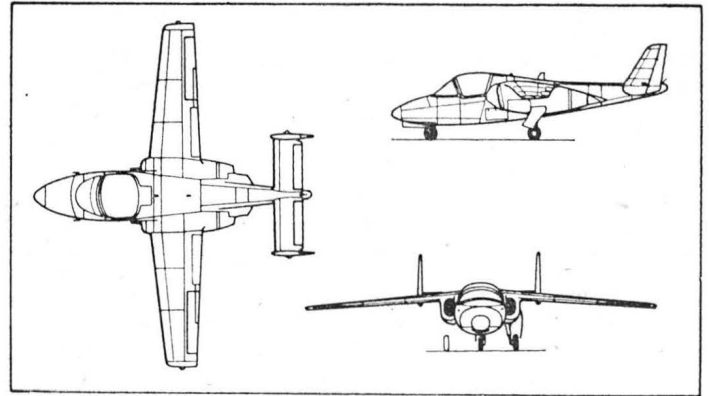
Konkurs USAF na samolot do szkolenia podstawowego, mający zastąpić samoloty Cessna T-37, został rozstrzygnięty na korzyść projektu T-46A firmy Fairchild Republic Co. Wprowadzenie nowego samolotu ma obniżyć koszty szkolenia i — dzięki wyższym osiągom — zamknąć lukę między fazą szkolenia podstawowego (75 h) a fazą szkolenia na samolotach naddźwiękowych Northrop T-38 (101 h). Obniżenie kosztów szkolenia nastąpi przede wszystkim dzięki zastosowaniu silników dwuprzepływowych o dużym stosunku natężeń przepływu — średnie godzinowe zużycie paliwa zostanie zmniejszone z 700 l/h do 230 l/h. Wyższe osiągi samolotu T-46A pozwolą na wykonywanie zadań szkoleniowych na wysokościach między 7600 a 10 700, co jest korzystne ze względu na dużą liczbę samolotów turystycznych latających na mniejszych wysokościach. Dlatego ważne jest tu wznoszenie na wysokości 7600 m, które wynosi 13,4 m/s w porównaniu z 4,6 m/s dla T-37, i dopuszczalny trwały współczynnik obciążenia na tej wysokości — 2,9 w porównaniu z 2,5.

Samolot T-46A jest grzbietopłatem z miejscami obok siebie i podwójnym usterzeniem kierunku. Napęd stanowią dwa silniki Garrett F109-GA-100, będące dwuprzepływową odmianą silników śmigłowych TPE331, o ciągu 592 daN. Dzięki stosunkowi natężeń przepływu 5:1 i sprężowi 16,5 ich jednostkowe zużycie paliwa w warunkach startowych wynosi tylko 0,400 kg/daNh.

Pierwszy lot jest przewidziany na 1985 r., a przekazanie pierwszych samolotów seryjnych — na kwiecień 1986 r. Ma być wyprodukowanych 650 samolotów. Rozważa się budowę wersji szturmowej z 4 uchwytami pod płatem na bomby, rakiety i dodatkowe zbiorniki, która służyłaby również do treningu w strzelaniu i w zadaniach szturmowych.

Dane techniczne

Rozpiętość 11,27 m
Długość 8,99 m



Wysokość	3,04 m
Masa własna	2145 kg
Masa startowa	2870 kg
Prędkość maksymalna	742 km/h
Prędkość przelotowa na wysokości 7600 m	730 km/h
Prędkość podejścia	185 km/h
Prędkość minimalna	148 km/h
Wznoszenie na wysokości 7600 m	13,4 m/s
Maks. wysokość przelotowa	13 700 m
Pułap praktyczny	14 300 m
Długość startu na 15 m	462 m
Długość lądowania z 15 m	430 m
Maks. zasięg — zasięg przebazowania	2240 km

W.K.

PRENUMERATA

Prenumeratę przyjmuje bezpośrednio **Wydawnictwo Czasopism i Książek Technicznych NOT-SIGMA** — skrytka 1004, 00-950 Warszawa. Konto bankowe: 1036-7490-139-11 III O/M NBP Warszawa.

Jednostki gospodarki społecznej, instytucje i organizacje przesyłają zamówienia zawierające: tytuł czasopisma, okres prenumeraty oraz adres zamawiającego wraz z kodem pocztowym, ewent. adresy odbiorców, którzy na zlecenie zamawiającego mają otrzymywać przesyłki, a także numer konta bankowego zamawiającego.

Dopisując w zamówieniu — **PRENUMERATA STAŁA**, zamawiający nie będzie musiał corocznie ponawiać zamówienia, a jedynie dokonywać przedpłaty wg aktualnie obowiązujących cen na wezwanie Wydawnictwa.

Warunkiem realizacji zamówienia jest równoczesne dokonanie odpowiedniej przedpłaty na ww. konto Wydawnictwa SIGMA.

Prenumeratorzy indywidualni dokonują przedpłaty przekazem na ww. konto, podając na odwrocie odcinka dla adresata — posiadacza rachunku — tytuł czasopisma, liczbę zamawianych egzemplarzy oraz adres prenumeraty.

Przedpłaty przyjmowane są w terminach:

- do 15 listopada na I kwartał, I półrocze i cały rok następny oraz
- do 28 lutego — na II kwartał,
- do 31 maja — na III kwartał i na II półrocze,
- do 31 sierpnia — na IV kwartał.

Uwaga: Obowiązuje bardzo czytelne pismo i podawanie kodu pocztowego.

Prenumerata „Techniki Lotniczej i Astronautycznej” wynosi: kwartalnie 180 zł, półrocznie 360 zł, rocznie 720 zł. Prenumerata ze zleceniem wysyłki za granicę jest dwukrotnie droższa.

Dodatkowych informacji udziela: Zakład Kolportażu, tel 40-00-21 w. 293, 295, 217 oraz 40-35-89. Egzemplarze archiwalne można nabywać w Klubie Prasy i Informacji Technicznej w Warszawie, ul. Mazowiecka 12, tel. 27-43-65.

Wydawnictwo NOT SIGMA wprowadza od 1.07.1973 r. prenumeratę ulgową dla:

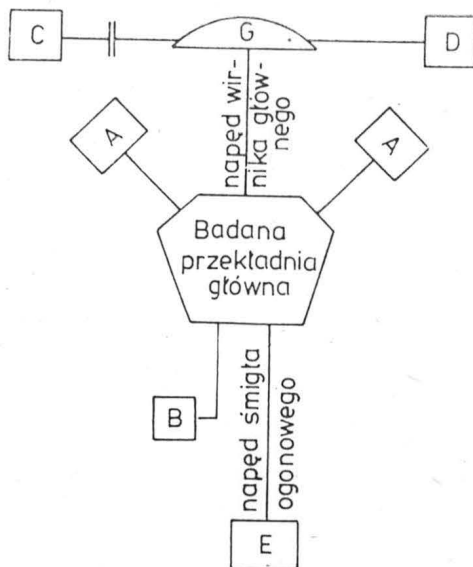
- członków stowarzyszeń naukowo-technicznych NOT,
- studentów wyższych uczelni,
- uczniów szkół zawodowych.

Warunkiem uzyskania prenumeraty ulgowej jest poświadczenie blankietu przekazu dla nabywcy indywidualnego na odcinku dla adresata przez właściwe SNT-NOT, wyższą uczelnię lub szkołę zawodową oraz dokonanie wpłaty na konto j.w. z podaniem tytułów zamawianych czasopism.

Jeden kwartał jest najkrótszym okresem możliwym do zaprenumerowania. Terminy przedpłat j.w.

Cena naszego czasopisma w prenumeracie ulgowej wynosi: kwartalnie 120 zł, półrocznie 240 zł, rocznie 480 zł.

sażone jest w dwa silniki na prąd przemienny A o mocy po 2580 kW (3500 KM) oraz jeden silnik na prąd prze-



mienny B o mocy 1470 kW (2000 KM). Wszystkie silniki wyposażone są w chłodzone wodą sprzęgła indukcyjne. Obciążenie badanych przekładni mogą stanowić dwa ha-

mulce hydrauliczne. Jeden D typu Froude FO631 może pochłaniać 4420 kW (6000 KM) przy prędkości obrotowej 1500 obr/min, a drugi E typu Froude FO351, pochłania 370 kW (500 KM) przy prędkości obrotowej 3000 obr/min. W obu można szybko zmieniać obciążenie symulując obciążenie wirników śmigłowca. Możliwość wprowadzenia w obciążeniu wału wyjściowego przekładni momentu gnącego oraz siły wzdłużnej pozwala bardzo wiernie symulować warunki lotu. Oprócz wymienionych już elementów w skład stoiska wchodzi: silnik elektryczny C o mocy 220 kW (300 KM) i przekładnia napędowa stoiska G.

Przewiduje się, że przebrojenie stoiska w celu całkowitej zmiany obiektu badanego będzie trwało miesiąc. Małe zmiany mogą być realizowane w ciągu tygodnia. Dla ułatwienia tych zmian główne silniki napędowe są montowane na specjalnych, łatwo przemieszczalnych platformach. Na stoisku mogą być badane całe układy napędowe, oddzielne elementy, takie jak przekładnie główne, ogonowe, pośrednie, wysokoobrotowe, przekładnie stożkowe oraz różne kombinacje tych elementów.

Stoisko może być sterowane wg 20-stopniowego programu. Program może być w sposób ciągły automatycznie powtarzany przez 24 godziny lub więcej. Zachowanie pełnego bezpieczeństwa zapewnia zastosowanie 116-kanalowego urządzenia ostrzegawczego. Kompletne stoisko znajduje się w specjalnie zbudowanej hali. Przebieg próby można obserwować w kabinie sterowniczej przez telewizję wewnętrzną. W celu zasilania stoiska energią elektryczną zbudowano podstację o mocy 6,5 MW. Wartość całego kontraktu wyniosła 2 mln funtów szterlingów.

JMR

Tay – nowy silnik dwuprzepływowy

W marcu br. podano do wiadomości, że firma Gulfstream Aerospace zamówiła w firmie Rolls-Royce 200 silników Tay do projektowanego obecnie odrzutowego samolotu dyspozycyjnego Gulfstream IV.

Silnikami Tay są zainteresowane również firmy: Fokker (do samolotu F-28) oraz British Aerospace (do samolotu BAC-111). W samolotach F-28 i BAC-111 oraz w poprzedniku samolotu Gulfstream IV, samolocie Gulfstream III, stosowany jest obecnie silnik Spey firmy Rolls-Royce. Tay ma być następcą Speya skonstruowanego 25 lat temu.

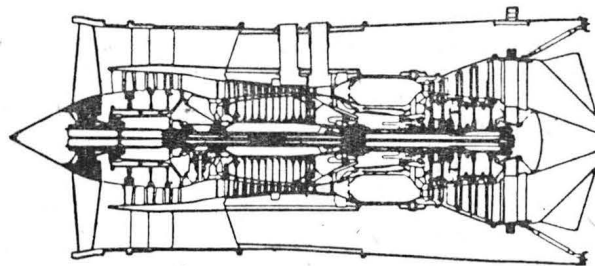
W konstrukcji silnika Tay firma Rolls-Royce wykorzystła wytwornicę gazu silnika Spey w wersji RB.183 Mk555-15P. Jest to wersja stosowana na samolocie Fokker F-28, w której zawarto komplet ulepszeń wprowadzonych w czasie rozwoju tej rodziny silników. Jedyną modyfikacją w zespole wytwornicy, na który składają się sprężarka wysokiego ciśnienia, pierścieniowo-dzbanowa komora spalania oraz turbina wysokiego ciśnienia, jest zastosowanie nowych, dzbanowych rur żarowych w komorze spalania. Wykorzystano w nich nowe materiały oraz transpiracyjne chłodzenie ścianek. Wprowadzono w nich również nowy zaworowywacz powietrza pierwotnego. Zmiany te, przez lepsze wymieszanie paliwa z powietrzem oraz podwyższenie temperatury w strefie spalania, mają spowodować zmniejszenie toksyczności gazów wylotowych.

Przy konstruowaniu pozostałych zespołów silnika Tay wykorzystano doświadczenia firmy Rolls-Royce zdobyte w czasie rozwoju rodziny silników RB.211. W silniku Tay zastosowano jednostopniowy wentylator bez łopatek kierowniczych na wlocie. Wariant taki jest optymalny ze względu na hałas. Wirnik wentylatora ma 22 łopatki o dużej cięciwie. Część przepływowa wraz z profilami łopatek nowego wentylatora powstała przez geometryczne zmniejszenie wentylatora silnika RB.211-535E4. Łopatki wirnikowe są monolityczne w odróżnieniu od łopatek silnika RB.211-535E4, które mają konstrukcję przekładkową z wypełniaczem ulowym. W celu poprawienia odporności na uderzenia ciał obcych, łopatki te mają zwiększony promień krawędzi natarcia.

Trzystopniowa sprężarka niskiego ciśnienia napędzana łącznie z wentylatorem przez turbinę niskiego ciśnienia jest tak skonstruowana, aby na wejściu do sprężarki wysokiego ciśnienia uzyskać temperaturę i ciśnienie powietrza takie jak w silniku Spey. Projekt trzystopniowej turbiny niskiego ciśnienia powstał w oparciu o konstrukcję

turbiny niskiego ciśnienia silnika RB.211-535. Również w oparciu o silnik RB.211-535E4 zaprojektowano mieszacz obu przepływów, zewnętrznego i wewnętrznego, oraz ukształtowano ścianki zewnętrznego kanału przepływowego.

Przy konstruowaniu wentylatora, sprężarki niskiego ciśnienia oraz turbiny niskiego ciśnienia uwzględniono możliwości zmniejszenia wytwarzanego przez nie hałasu za pomocą właściwego doboru stosunku liczby łopatek kierowni-



czych do liczby łopatek wirnikowych danego stopnia oraz odległości między wirnikiem a kierownicą stopnia. Dzięki odpowiednim rozwiązaniom konstrukcyjnym silnika i zwiększeniu stosunku natężeń przepływu z 1:1 do 3:1 oraz przy właściwie pod tym względem zaprojektowanej gondoli Tay spełni wymagania przepisów ograniczających hałas FAR Part 36 Stage 3, które będą obowiązywać od 1985 r.

Rozpoczęcie prób hamownianych pierwszego prototypu przewiduje się w sierpniu 1984 r., a uzyskanie certyfikatu – w połowie 1986 r. Zakłada się, że w czasie badań przeprowadzanych przed rozpoczęciem próby typu prototypy silnika Tay przepracują od 2300 h. Pierwsze dostawy silników do firmy Gulfstream Aerospace są oczekiwane pod koniec 1986 r.

Poniżej zestawiono niektóre dane nowego silnika i silnika Spey Mk555-15P.

	Tay	Spey
Ciąg, daN	6200	4540
Spręż całkowity	15,5	15,4
Stosunek natężeń przepływu	3:1	1:1
Temp. przed turbiną, K	1300	1300
Długość całk., mm	2565	2456
Średnica wentylatora, mm	1118	826

JMR

Kucie łopatek turbinowych i wpływ parametrów kuźniczych na ich strukturę i właściwości

Mgr inż. ZBIGNIEW NOWAK

WSK PZL-Rzeszów

Dla łopatek roboczych turbin gazowych, które pracują w warunkach wysokich, statycznych i zmiennych obciążen w obszarze wysokich temperatur, jednym z najważniejszych kryteriów odbiorczych jest stan struktury, przez który rozumiemy zarówno wielkość ziarna, jak i jego jednorodność.

Łopatki te w czasie pracy podlegają złożonym obciążeniom: zginaniu od sił gazowych i odśrodkowych oraz skręcaniu. Ponadto należy uwzględnić naprężenie termiczne wynikające z nierównomiernego rozkładu pola temperatur wzdłuż długości pióra łopatki oraz naprężeń od drgań giętno-skrętnych łopatki. W wyniku pracy w wysokich temperaturach gazu łopatki ulegają korozji gazowej i erozji. Z powodu występujących obciążeń statycznych i dynamicznych materiały na łopatki powinny mieć odpowiednią wytrzymałość długotrwałą dla żadanego zakresu temperatury pracy oraz powinny być odporne na korozję gazową i propagację pęknięć.

Charakterystyka stopu HN77TJR na łopatki

W zakresie temperatur do 700°C na łopatki turbin gazowych stosowany jest stop HN77TJR. Jest to dobrze poznany stop czteroskładnikowy w układzie Ni-Cr-Ti-Al umacniany wydzieleniowo. Po przesycaeniu na roztwór stały stop ma niskie właściwości wytrzymałościowe i wysokie właściwości plastyczne. Dla podwyższenia wytrzymałości i żarowytrzymałości poddaje się go starzeniu, w celu wydzielenia umacniającej fazy typu Ni₃(Al, Ti).

Działanie fazy wydzielonej podczas wysokotemperaturowego obciążenia polega na hamowaniu i blokowaniu ruchów dyslokacji przez matrycę stopu i niedopuszczenie do migracji granic ziarna. Najważniejszymi czynnikami zachowania wysokich właściwości w podwyższonych temperaturach są wielkości cząstek wydzielonych i ich rozmieszczenie.

Zawartość fazy dyspersyjnej powinna być ograniczona do kilku procent, ponieważ wyższy procent fazy wydzielonej gwałtownie obniża właściwości plastyczne w wyższych temperaturach i prowadzi do tworzenia pęknięć.

Dużą rolę odgrywa również kształt cząstek fazy dyspersyjnej. Cząstki nieregularne mogą obniżyć właściwości wytrzymałościowe w wyniku koncentracji naprężeń powierzchni międzyfazowej stopu i fazy wydzielonej.

Przy ocenie żarowytrzymałości należy mieć na uwadze nieuniknione zmiany strukturalne w procesie pracy w wysokiej temperaturze, które zależą od składu chemicznego, obróbki cieplnej stopu, naprężenia i temperatury badania. Uwzględnienie tych czynników we wzajemnym oddziaływaniu jest bardzo trudne, dlatego dąży się do tego, aby zmiany w wysokiej temperaturze były możliwie małe. Osiąga się to przez wybór takiego składu i takiej obróbki cieplnej stopu, która zabezpiecza wysoką stabilność struktury w warunkach równoczesnego działania temperatury i naprężeń. Wpływ tych czynników na żarowytrzymałość stopu HN77TJR jest decydujący i dlatego wprowadzono normowanie wielkości ziarna i stopnia jego jednorodności. W temperaturach niskich w miarę wzrostu wielkości ziarna zachodzi obniżenie właściwości wytrzymałościowych, natomiast w zakresie temperatur roboczych (ok. 700°C), ze wzrostem wielkości ziarna wzrasta żarowytrzymałość stopu. Żarowytrzymałość stopu obniża się ze wzrostem niejednorodności ziarna, co można tłumaczyć tym, że następują lokalne spiętrzenia naprężeń na granicach ziarna grubego i drobnego i w rezultacie pęknięcie w tych miejscach.

Konwencjonalne metody kucia łopatek z materiałów na osnowie niklu

Kształtowanie prawidłowej struktury łopatki zachodzi w procesie technologicznym kucia i obróbki cieplnej,

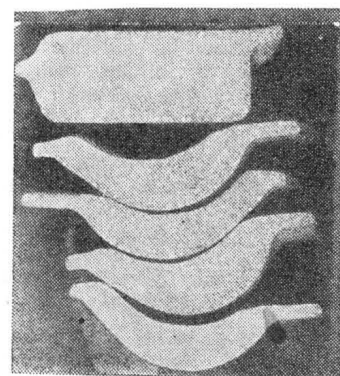
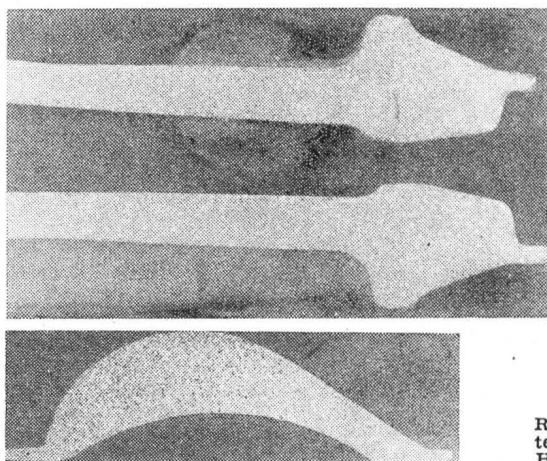
dlatego też decydują one głównie o właściwościach gotowego wyrobu. Stop HN77TJR stosowany od dawna na łopatki turbin gazowych jest dobrze poznany pod względem technologicznym i dlatego podstawowe parametry jego obróbki plastycznej i cieplnej są dokładnie określone. Tymi parametrami są:

- temperatura i czas nagrzewu do kucia,
- wielkość stopnia deformacji (gniot krytyczny),
- temperatura końca kucia,
- temperatura i czas przesycaenia i starzenia.

Proces technologiczny kucia łopatki obejmuje zasadniczo:

- kucie zakuwki wstępnej,
- kucie ostateczne odkuwki.

Kucie wstępne zakuwki ma na celu wstępne rozłożenie materiału na długości tak, aby w kuciu ostatecznym zachować odpowiednią wielkość stopnia deformacji. Może odbywać się ono metodą spęczania w kilku wykrojach, w celu zwiększenia objętości materiału w strefie zakuwki odpowiadającej zamkowi łopatki (dla łopatek o piórze wydłużonym) lub metodą kształtowania w wykrojach przewężająco-wydłużających (łopatki o małych długościach z podwójnymi zamkami). Jakkolwiek kucie łopatek ze stopu HN77TJR odbywa się w wysokich temperaturach (nagrzanie w zakresie 1100÷1150°C), procesy rekrytalizacji nie zachodzą samorzutnie po kuciu, lecz wymagają odpowiedniego czasu i przebiegają one do końca w czasie przesycaenia. Prze-



Rys. Makrostruktura przekrojów łopatek turbiny kutej z materiału HN77TJR

sycanie (wygrzewanie przy temp. 1080°C przez 8 h) ma na celu zakończenie i stabilizację procesów rekryształizacji, usunięcie wszystkich naprężeń wewnętrznych i otrzymanie stosunku jednorodnej struktury z ziarnem o optymalnej wielkości. Wygrzewanie przy temp. 700÷750°C przez 16 h jest niezbędne dla przebiegu procesów starzenia i uzyskania wysokiej wytrzymałości bez naruszenia stanu struktury.

Jak wykazała praktyka, istnieje druga grupa przyczyn wpływających na powstanie niejednorodnej struktury stopu, związana z procesem metalurgicznym wykonania wlewków i prętów, stanowiących półwyrobów do kucia. W pewnych ich strefach mogą występować podwyższone ilości drobnych domieszek (węglików, węgliko-azotków) w postaci likwacji, które wydłużają się w czasie przeróbki plastycznej i utrudniają normalny rozrost ziarn w czasie obróbki cieplnej.

Rozwojowe technologie kucia łopatek z materiałów otrzymywanych metodą metalurgii proszków

Zakres żarowytrzymałości i temperatur roboczych dla łopatek wykonanych ze stopów na osnowie niklu przerabianych plastycznie jest ograniczony i dlatego zastosowanie stopów odlewanych na osnowie niklu przesunęło temperaturę ich pracy o ok. 100÷150°C w stosunku do stopów przerabianych plastycznie. Zastosowanie zaś nowej grupy materiałów otrzymywanych metodą metalurgii proszków pozwoliło podnieść temperaturę pracy łopatek o ok. 100°C i obniżyć znacznie koszty wytwarzania.

Metalurgia proszków jest procesem dwustopniowym, który obejmuje kształtowanie proszku metalu pod ciśnieniem w matrycy lub formie, w celu utworzenia kształtowej części zwanej prasówką. Część ta jest następnie spiekana przy regulowanej dokładnie temperaturze i w kontrolowanej atmosferze, w celu otrzymania prawie gotowego kształtu. Spiekanie jest procesem dyfuzyjnym atomowym w stanie stałym, w którym następuje połączenie się metali. Gdy cząsteczki metalu są ściskane z siłą wystarczającą do wprowadzenia naprężeń wewnętrznych w siatkę krystaliczną i następnie ogrzane do temp. ok. 1/3 temp. topnienia w atmosferze nieutleniającej, to łączą się one na powierzchniach fazowych z powodu rekryształizacji na granicach ziarn. Prasowanie wprowadza naprężenie, a spiekanie — ciepło. W wyniku otrzymuje się metal stały o właściwościach, które zależą od użytych metali lub stopów, wielkości ziarn i czystości proszku oraz czasu i temperatury spiekania. Proces ten gwarantuje otrzymanie materiału o idealnie jednorodnej strukturze i ściśle określonym składzie.

Nowe procesy metalurgii proszków opracowane i rozwinięte dla tarcz i łopatek turbinowych przez General Electric, Pratt and Whitney i in. obejmują:

- prasowanie izostatyczne na gorąco (PIG),
- kucie izotermiczne,
- kucie matrycowe.

Typowe prasowanie izostatyczne na gorąco odbywa się w naczyniu ciśnieniowym ok. 10 h przy temp. 1100÷1200°C i ciśnieniu większym od 100 MPa wywartym przez sprężony

argon. Prasy i technologie do PIG zostały zaprojektowane przez szwedzki koncern ASEA. Porównanie właściwości takich samych gatunków materiałów otrzymywanych metodą tradycyjną i prasowania izostatycznego na gorąco wypada zdecydowanie korzystnie dla tej drugiej metody. Dodatkowo względnie ekonomiczne przemawiają za tą metodą ze względu na zmniejszenie stosunku masy surowca do masy części gotowej. Proces PIG pozwala otrzymać części na gotowo lub z minimalnymi naddatkami, jak również otrzymać półwyroby w postaci wlewków lub prętów, które można następnie przerabiać plastycznie walcowaniem, wyciskaniem lub kuciem.

Kucie izotermiczne polega na wykorzystaniu dla pewnych gatunków stopów zjawiska nadplastyczności. W czasie tego procesu zarówno części kute, jak i matryce kuźnicze są utrzymywane w takiej samej, ściśle określonej dla danego stopu temperaturze, a metal „płyne” pod ciśnieniem, mimo że nie osiągnął temperatury topienia. Proces ten jest prowadzony w próżni i wymaga specjalnych materiałów na matryce kuźnicze.

Wysokie koszty inwestycyjne dla nowych urządzeń do kucia izotermicznego i prasowania izotermicznego na gorąco, jak również opanowanie technologii otrzymywania wysokiej jakości proszków stanowią jeszcze pewną barierę dla szerszego rozpowszechnienia obu metod, jednak żądania konstruktorów lotniczych i możliwości obniżenia kosztów wytwarzania przy rozwijaniu tych technologii zadecydują o ich szerszym zastosowaniu w produkcji takich części jak łopatki i tarcze turbin.

Odlewy żeliwne z zastosowaniem rdzeni i form skorupowych

Mgr inż. PIOTR BUDZYŃ
Inż. STANISŁAW KLISZCZ
WSK PZL-Rzeszów

Technologia wykonywania odlewów żeliwnych w formach skorupowych zastosowana została w odlewni żeliwa WSK PZL-Rzeszów po raz pierwszy pod koniec lat pięćdziesiątych. Zastosowanie tej metody zostało podyktowane koniecznością uruchomienia produkcji skomplikowanych kształtowo odlewów cylindrów do silnika samochodu Mikrus oraz bębnow hamulcowych do samolotu An-2. Już wtedy okazało się, że zastosowana technologia rozwiązuje wiele trudnych problemów technologicznych, a przede wszystkim umożliwia osiągnięcie dużej dokładności wymiarowej i dużej gładkości powierzchni.

Rozwój tej metody nastąpił jednak w momencie podjęcia produkcji odlewów żeliwnych na potrzeby przemysłu motoryzacyjnego po zakupieniu licencji na silniki wysokoprężne Leylanda.

Uruchomienie tej produkcji w WSK PZL-Rzeszów stworzyło wiele problemów trudnych technicznie, polegających na zabezpieczeniu wymagań jakościowych stawianych przez licencjodawcę. Trudności te w sposób szczególnie drastyczny ujawniły się w początkach produkcji takich odlewów, jak: kadłuby silnika, głowice, osłony koła zamachowego

oraz kolektory wydechowe. Identyczne problemy jakościowe występowały przy produkcji odlewów kadłubów turbosprężarek na potrzeby motoryzacji na licencji Holseta i Schwitzera. W odlewach tych są kanały przepływowe o dużej dokładności wymiarowej i wysokiej gładkości. Dodatkowym utrudnieniem przy produkcji odlewów jest również to, że wykonywane one były początkowo z żeliwa austenitycznych, a obecnie z żeliwa sferoidalnego w gatunku Zs 40012.

Wszystkie te wysokie wymagania jakościowe skłoniły służbę technologiczną WSK PZL-Rzeszów do podjęcia decyzji, w oparciu o wcześniejsze doświadczenia, zastosowania technologii skorupowej przy wykonaniu elementów form i rdzeni.

W tym samym czasie uruchomiono w Polsce w Zakładach Metalowo-Górnich w Zębcu produkcję piasków powlekanych żywicą.

Przy uruchomieniu produkcji kadłubów silnika Leyland, już w początkowym okresie ujawnił się podstawowy wpływ jakości rdzeni odtwarzających przestrzeń wodną kadłuba na jakość odlewów. Początkowo rdzenie te wykonywano

metodą gorącej rdzennicy na strzelarkach TF-48, używając jako spoiwa żywicy Resital B produkcji RFN. Produkcja odlewów kadłubów z zastosowaniem rdzeni wykonywanych metodą gorącej rdzennicy powodowała duży odpad rdzeni w procesie ich wykonywania, jak również spadek właściwości rdzeni w okresie ich przetrzymywania przed włożeniem do formy.

Następnie bardzo poważnym problemem, na który szczególnie ostro reagował wytworca silników w oparciu o nasze odlewy, był problem czystości komory wodnej kadłuba. Kadłuby wykonywane powyższą technologią miały zabezpieczenia masy formierskiej w komorze wodnej, co utrudniało przepływ czynnika chłodzącego w silniku. Nawet zastosowanie wysokogatunkowych pokryć na rdzenie, wykonywanych w oparciu o importowane graity i mączkę cyrkonową, nie eliminowały wyżej opisanej usterki.

Wysoki koszt żywicy, ograniczenia importowe oraz niezbyt zadowalająca jakość odlewów kadłubów (szczególnie wady w okolicach komory wodnej) spowodowały, że rozpoczęto poszukiwania efektywniejszych rozwiązań poprawy jakości i obniżenia kosztów produkcji.

Stosunkowo duże wymiary rdzenia odtwarzającego przestrzeń komory wodnej w kadłubie, miejscowe cienkie ścianki, całkowite oblewanie rdzenia żeliwem w formie skłoniły służby technologiczne do podjęcia decyzji o zastosowaniu piasku otaczanego żywicą jako materiału do produkcji tego elementu.

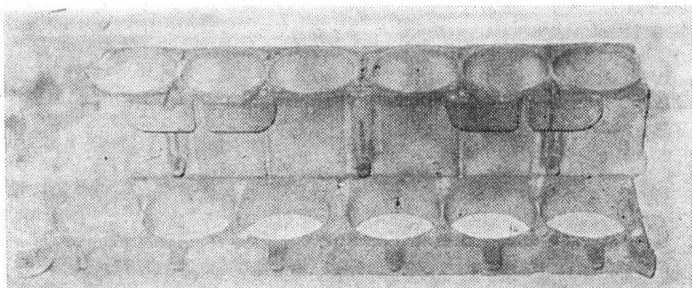
Wprowadzenie piasków otaczanych zamiast mas rdzeniowych z żywicami płynnymi pozwoliło na wyeliminowanie wielu niekorzystnych zjawisk występujących przy produkcji kadłubów.

Jak wynika z naszej praktyki, podstawowymi korzyściami wynikającymi z wprowadzenia do produkcji technologii form i rdzeni skorupowych w oparciu o krajowe piaski otaczane jest:

- poprawa jakości powierzchni odlewów,
- wyeliminowanie nasiąków w trudno dostępnych miejscach odlewów przez bardzo dobre dogęszczenie rdzeni w procesie nadmuchiwania,
- zmniejszenie odpadów rdzenia w procesie ich wykonywania,
- eliminacja pęknięć rdzeni w trakcie ich wykończania, malowania i montażu w formie,
- wyeliminowanie wpływu wilgotności powietrza na właściwości wytrzymałościowe rdzeni, co pozwala na wydłużenie czasu ich magazynowania przed włożeniem do formy,
- obniżenie masy rdzeni i form,
- mechanizacja procesu wykonywania form i rdzeni.

Proces wykonania rdzeni skorupowych do kadłubów i głowic prowadzi się na strzelarkach i nadmuchiwarek bez stosowania w głowicach strzałowych pośrednich płyt labiryntowych. Możliwe jest to przez dodanie do piasku otaczającego składnika zmniejszającego „sypkość” piasku. Zabieg taki zastosowano jako nowość w Polsce w naszym zakładzie.

Mimo wielu korzystnych czynników wynikających z wprowadzenia piasków powlekanych, w pewnym okresie produkcji wystąpiły w odlewach wady na ściankach cylindrów oraz nasiąki w przestrzeni wodnej. Na podstawie obserwacji i prób stwierdzono, że przyczyną tych wad było zwiększenie przez producenta zawartości żywicy w piasku powlekany. Badania pozwoliły na określenie dopuszczalnej wielkości strat prażenia, przy których otrzymuje się jeszcze odlewy jakościowo odpowiadające wymaganiom. W przypadku koszulek wodnych wielkość ta nie może przekraczać 4,5%.

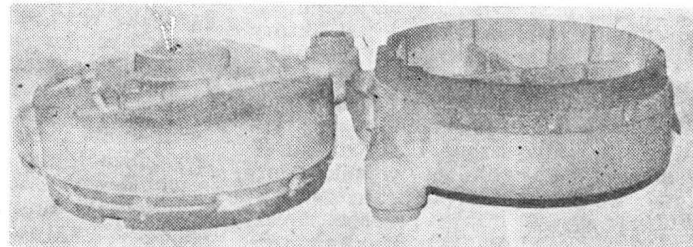


Rys. 1. Rdzenie koszulki wodnej do kadłuba silnika Leyland

Brak możliwości pełnego zagwarantowania tych wymagań przez dostawcę zmusił zakład do przeprowadzenia badań 100% dostaw i doboru materiału przez selekcję.

Pozostałe dostawy są wykorzystywane do produkcji form i rdzeni, przy których jest możliwe swobodne odprowadzenie gazów podczas zalewania oraz do rdzeni, przy których nie występują gwałtowne zmiany przekrojów utrudniające zagęszczenie w procesie nadmuchiwania.

Na rys. 1, 2 i 3 przedstawiono rdzenie koszulki wodnej do kadłuba silnika Leyland, których wymiary wynoszą: 1020 × 280 × 150 mm oraz 1020 × 280 × 80 mm, masy odpowiednio: 19 kg i 8 kg. Temperatura utwardzania 220 ÷ 250°C w czasie 3,5 min.

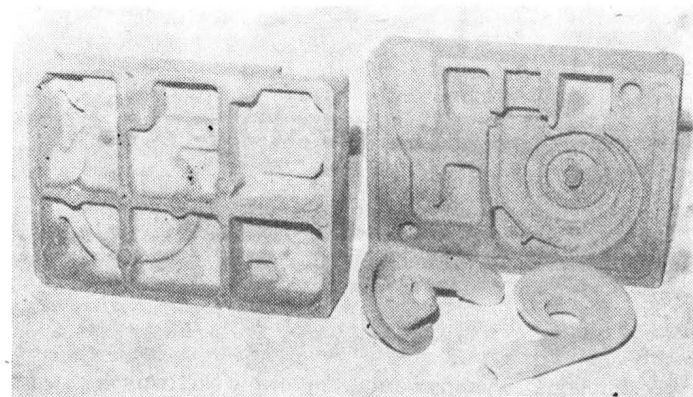


Rys. 2. Rdzenie do osłon kół zamachowych

Następną grupę stanowią rdzenie do osłon kół zamachowych wykonywane na nadmuchiwarek (rys. 2). Przejście z procesu mas samoutwardzalnych na rdzenie wykonane z piasków powlekanych pozwoliło na zmechanizowanie procesu, przy równoczesnym obniżeniu masy rdzeni z 65 kg do 22 kg. Rdzenie te, o wymiarach ϕ 530 × 230 mm, są utwardzane przy temperaturze górnej części rdzennicy 280 ÷ 300°C, dolnej 230 ÷ 240°C w czasie 5 ÷ 6 min.

Wprowadzenie tego procesu umożliwiło równocześnie zastosowanie przyrządów do montażu rdzeni w formie, jak również wpłynęło na ogólną poprawę jakości, przy równoczesnym zmniejszeniu pracochłonności przy zaczyszczaniu.

Poważne efekty osiągnięto również przy wprowadzeniu piasków powlekanych do produkcji form i rdzeni do kadłubów turbodoładowarek dla przemysłu motoryzacyjnego. Przykładowe rozwiązanie dla jednego z produkowanych tego typu odlewów pokazano na rys. 3. Rdzenie wewnętrzne produkowane są na nadmuchiwarce U-190, natomiast forma na nadmuchiwarce przystosowanej do procesu gorącej rdzennicy przez WSK PZL-Rzeszów. Forma o wymiarach 300 × 400 × 125 mm jest utwardzana w temp. 230°C w czasie 3,0 min; masa 18 kg.



Rys. 3. Forma i rdzenie do kadłubów turbodoładowarek

Szczególne wymagania stawiane tym odlewom tak pod względem jakości powierzchni kanałów wewnętrznych, jak i dokładności i szczelności stwarzały wiele problemów przy poprzednio stosowanej technologii formowania ręcznego z zastosowaniem mas samoutwardzalnych z wykorzystaniem jako spoiwa żywicy Karbafur Z. Odlewy te są produkowane z żeliwa sferoidalnego klasy Zs 40012, przy czym grubości ścianek wynoszą 5 ÷ 6 mm.

Konieczność mechanizacji była również spowodowana wzrostem produkcji oraz brakiem możliwości zabezpieczenia potrzeb ilościowych przy formowaniu ręcznym.

W artykule i na rysunkach podano przykłady rozwiązań rdzeni do odlewów, które stwarzały największe problemy przy produkcji seryjnej.

Omawiane procesy są stosowane również w WSK PZL-Rzeszów do wielu innych pozycji rdzeni, przy których

cd. na s. 37

CONTENTS

GLASS A.: Airplanes designed by Rutan. TLIA, vol. XXXVIII, 1983, No. 11, p. 4

The situation in the field of creating new airplane arrangements rapid development of non-professionally built airplanes and, against this background, originality of the conceptions of the canard and tandem airplanes designed by Burt Rutan, have been described. Great value of these designs is evidenced by performance, good characteristics and large number of the airplanes having been built.

BOLIŃSKI P.: Development of VTOL aircraft (II). TLIA, vol. XXXVIII, 1983, No. 11, p. 9.

The designs of the VTOL airplanes having been built till now are presented in this article. The airplanes propelled by airscrews or rotors are discussed in part II.

ORKISZ M., PROCIĄK R., SZCZECIŃSKI S.: Analytical method of determining the length of the induction system of piston engines. TLIA, vol. XXXVIII, 1983, No. 11, p. 12

A model of the induction system was assumed with necessary simplifications and represented by equations of energy conservation. By solving these equations, the resonance length of the system was determined as a function of the ratio of engine swept volume to induction system cubic capacity and a function of the induction system diameter.

KAPUSTA A., KOWALSKI A., WÓJTOWICZ M.: The problems of static testing of airplanes. TLIA, vol. XXXVIII, 1983, No. 11, p. 14

The problems connected with static testing of airplanes have been presented and some doubts relating to the confidence level for the test results being obtained, have been defined in this article.

KOŹNIEWSKI J.: Tunel testing of helicopter models (II). TLIA, vol. XXXVIII, 1983, No. 11, p. 22

Brief outline of development of helicopter model testing, types of modern model tests, investigations carried on at the Aeronautical Institute in Warsaw and test equipment used by this Institute, have been presented.

STAFIEJ W.: A model of glider operation. TLIA, vol. XXXVIII, 1983, No. 11, p. 26

To carry out a fatigue test of a glider it is necessary to determine at first the expected operating loads of the glider structure. The dependence of the load spectrum on the glider class, its technical characteristics and the model of the glider operation, has been demonstrated in this article.

ŻMUDZIŃSKI Z.: Airfield devices for supplying aircraft with electric power. TLIA, vol. XXXVIII, 1983, No. 11, p. 30

Modern airfield electric power devices to supply aircraft with power when on ground and, particularly, in shelters for military airplanes, have been described.

NOWAK Z.: Forging of turbine vanes and influence of forging parameters on the structure and characteristics of the value. TLIA, vol. XXXVIII, 1983, No. 11, p. 34

Traditional and modern methods of forging the working vanes of turbines, with taking into consideration the influence of forging and heat treatment parameters on operating characteristics of these vanes, have been presented in this article.

BUDZYŃ P., KLISZCZ S.: Iron castings with the use of shell cores and moulds. TLIA, vol. XXXVIII, 1983, No. 11, p. 35

The authors discuss the technological, organizational and economic advantages of implementation of the shell process in making moulds and cores resin surrounded sands.

GLASS A.: TS-17 Pelikan (PZL-105) ag-plane. TLIA, vol. XXXVIII, 1983, No. 11, p. 38

The development of the design of the Pelikan agricultural airplane worked out by T. Sołyk, Ass. Prof., in the years 1963-1965, has been presented.

ZUSAMMENFASSUNGEN

GLASS A.: Rutan-Flugzeuge. TLIA, XXXVIII Jhrg., 1983, H. 11, S. 4

In dem Aufsatz wird die Situation auf dem Gebiet des Entwurfs von neuen Flugzeuganordnungen, die stürmische Entwicklung der Amateurlflugzeuge und auf diesem Boden die Besonderheit der Flugzeugkonzeption bei der Enten- und Tandemanordnung von Burt Rutan behandelt. Von dem Wert dieser Lösungen zeugen die Leistungen, gute Eigenschaften sowie die grosse Anzahl der gebauten Exemplare.

BOLIŃSKI B.: Entwicklung der Vertikalstartflugzeuge (II). TLIA, XXXVIII Jhrg., 1983, H. 11, S. 9

Es werden Konstruktionslösungen der bisher gebauten VTOL-Flugzeuge dargestellt. Der zweite Teil des Aufsatzes gibt eine Übersicht der Konstruktion von Flugzeugen mit Luftschrauben- bzw. Flügelradantrieb.

ORKISZ M., PROCIĄK R., SZCZECIŃSKI S.: Analytische Methode zur Längenbestimmung der Sauganordnung bei Kolbenmotoren. TLIA, XXXVIII Jhrg., 1983, H. 11, S. 12

Bei der Annahme unentbehrlicher Vereinfachungen, wurde ein Sauganordnungsmodell gewählt und nach Gleichungen der Energieerhaltung beschrieben. Nach Lösung wurde die Resonanzlänge dieser Anordnung in Abhängigkeit von dem Verhältnis des Motorhubraumes zum Volumen der Sauganordnung und abhängig von ihrem Durchmesser bestimmt.

KAPUSTA A., KOWALSKI A., WÓJTOWICZ M.: Probleme der statischen Versuche an Flugzeugen. TLIA, XXXVIII Jhrg., 1983, H. 11, S. 14

In dem Aufsatz werden Probleme der statischen Versuche an Flugkörpern erörtert und einige Bedenken bezüglich des Vertrauens zu den daraus folgenden Ergebnissen bestimmt.

KOŹNIEWSKI J.: Windkanaluntersuchungen an Hubschraube-Modellen (II). TLIA XXXVIII Jhrg. 1983 H. 11, S. 22

Der Beitrag enthält eine kurze Entwicklungsgeschichte der Modelluntersuchungen an Hubschraubern, Arten der gegenwärtigen Modelluntersuchungen, die im Institut für Luftfahrttechnik durchgeführten Untersuchungen sowie die zur Verfügung stehenden Versuchsanlagen.

STAFIEJ W.: Arbeitsmodell eines Segelflugzeuges. TLIA, XXXVIII Jhrg., 1983, H. 11, S. 26

Für die Durchführung eines Ermüdungsversuches an einem Segelflugzeug ist die Bestimmung der erwarteten Arbeitsbeanspruchungen unentbehrlich. In dem Beitrag wird die Abhängigkeit des Beanspruchungsspektrums von der Segelflugzeugklasse, von seiner technischen Charakteristik sowie von seinem Arbeitsmodell vorgestellt.

ŻMUDZIŃSKI Z.: Flugplatzeinrichtungen zur Versorgung von Luftschiffen mit der elektrischen Energie. TLIA, XXXVIII Jhrg., 1983, H. 11, S. 30

Es werden neuzeitliche elektroenergetische Flugplatzeinrichtungen für die Bodenversorgung von Flugzeugen, besonders in Bunkern für militärische Flugzeuge, behandelt.

NOWAK Z.: Das Schmieden der Turbinenschaufeln und Einfluss der Schmiedeparameter auf ihre Struktur und Eigenschaften. TLIA, XXXVIII Jhrg., 1983, H. 11, S. 34

Die Darstellung umfasst traditionelle und neuzeitliche Methoden des Schmiedens von Turbinenarbeitschaufeln und berücksichtigt den Einfluss der Schmiede- und Wärmebehandlungsparameter auf die Arbeitseigenschaften der Schaufeln.

BUDZYŃ P., KLISZCZ S.: Eisengusstecke hergestellt bei Anwendung von Kern- und Formmasken. TLIA, XXXVIII Jhrg., 1983, H. 11, S. 35

Die Autoren erörtern die technischen, organisatorischen und wirtschaftlichen Vorteile, die sich aus der Einführung der Maskentechnologie bei der Herstellung von Formen und Kernen aus mit Harz um-

GLASS A.: Das Agrarflugzeug TS-17 Pelikan (PZL-105). TLIA, XXXVIII Jhrg., 1983, H. 11, S. 38

Es wird die Projektentwicklung des von Doz. T. Sołyk in den Jahren 1963-1965 konstruierten Agrarflugzeugs dargestellt.

СОДЕРЖАНИЯ

ГЛЯСС А.: Самолеты конструкции Б. Рутана. ТЛИА т. XXXVIII, 1983, № 11, стр. 4.

Описана ситуация в области создания новых схем самолетов, бурное развитие любительских самолетов, а также на этом фоне — своеобразность концепции самолетов по схеме утки и tandem конструкции Барта Рутана. О достоинстве этих решений свидетельствуют летные данные и хорошие летные свойства а также большое количество построенных экземпляров.

БОЛИНСКИ Б.: Развитие самолетов вертикального взлета и посадки (II часть). ТЛИА, т. XXXVIII, 1983, № 11, стр. 9.

В статье представлены конструктивные решения самолетов ВВП построенных до сих пор. В части II рассмотрены самолеты с приводом от винтов или же роторов.

ОРКИШ М., ПРОЦЯК Р., ШЕПИНСКИ С.: Аналитический метод определения длины всасывающей системы поршневых двигателей. ТЛИА, т. XXXVIII, 1983, № 11, стр. 12.

Принята модель всасывающей системы, с предположением необходимых упрощений, которая описана уравнениями сохранения энергии. Решая модель, определена резонансная длина этой системы в зависимости от отношения рабочего объема двигателя к объему всасывающей системы, а также в зависимости от диаметра трубопровода всасывания.

КАПУСТА А., КОВАЛЬСКИ А., ВУЙТОВИЧ М.: Вопросы статических испытаний самолетов. ТЛИА, т. XXXVIII, 1983, № 11, стр. 14.

В статье представлена проблематика связанная со статическими испытаниями летательных аппаратов, а также определены некоторые сомнения касающиеся уровня доверия к полученным результатам.

КОЗЬНЕВСКИ Я.: Испытания моделей вертолетов в аэродинамических трубах (часть II). ТЛИА, т. XXXVIII, 1983, № 11, стр. 22.

Представлен краткий очерк развития модельных испытаний вертолетов, описаны виды современных модельных испытаний, испытания введённые в Институте Авиации в Варшаве, а также испытательные стенды этого Института.

СТАФЕЙ В.: Модель эксплуатации планера. ТЛИА, т. XXXVIII, 1983, № 11, стр. 26.

Для проведения усталостных испытаний планера необходимо определить ожидаемые эксплуатационные нагрузки. Статья представляет зависимость спектра нагрузок от класса планера, его технической характеристики, а также модели его эксплуатации.

ЖМУДИНСКИ З.: Аэродромные устройства для питания самолетов электроэнергией. ТЛИА, т. 38, 1983 г., № 11, с. 30.

Описаны современные аэродромные устройства для питания электроэнергией самолетов особенно применяемые в убежищах для военных самолетов.

НОВАК З.: Ковка турбинных лопаток и влияние параметров ковки на структуру и свойства лопаток. ТЛИА, т. XXXVIII, 1983, № 11, стр. 34.

В статье представлены так традиционные, как и современные методы ковки рабочих лопаток турбин с учётом влияния параметров ковки и термообработки на эксплуатационные свойства этих лопаток.

БУДЗИŃ П., КЛИЩ С.: Чугунные отливки с применением оболочковых сердечников и форм. ТЛИА, т. XXXVIII, 1983, № 11, стр. 35.

Автора рассматривают технические, организационные и экономические достоинства введения оболочковой технологии для изготовления форм и сердечников из песков с оболочкой из смолы.

ГЛЯСС А.: Сельскохозяйственный самолет TC-17 «Пеликан» (PZL-105). ТЛИА, т. XXXVIII, 1983, № 11, стр. 38.

Представлено развитие проекта сельскохозяйственного самолёта Пеликан, разработанного доктором Т. Солтыком за года 1963-65.

cd. ze s. 36

czynnikami decydującym o wprowadzeniu piasków powlekanych była konieczność mechanizacji, obniżka pracochłonności wykonania rdzeni, zagwarantowanie wymaganej gładkości kanałów wewnętrznych oraz dokładności wymiarowej.

Dalszy rozwój technologii form skorupowych wiąże się

z uruchomianym obecnie agregatem „20.30” firmy Shalco.

Opierając się na dotychczasowych doświadczeniach można stwierdzić, że wprowadzenie tej technologii umożliwi znaczne obniżenie naddatków na obróbkę, eliminację pracochłonnych rdzeni przy wielu pozycjach, obniżkę pracochłonności wykonywania form i zaczyszczania odlewów oraz zwiększenie dokładności wymiarowej.

Samolot rolniczy TS-17 Pelikan (PZL-105)

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Gdy w 1963 r. w biurze konstrukcyjnym OKP-I, kierowanym przez doc. mgr inż. Tadeusza Sołtyka, w Ośrodku Konstrukcji Lotniczych WSK-Okecie nastąpiło przyhamowanie prac nad projektowaniem odrzutowego samolotu treningowego TS-16 Grot — poszukując zatrudnienia dla biura doc. T. Sołtyk wraz ze swym zespołem przystąpił do opracowywania koncepcji i projektu ofertowego samolotu rolniczego TS-17 Pelikan. Po wstrzymaniu prac nad Grottem biuro otrzymało zlecenie na zaprojektowanie Pelikana.

Samolot nie miał być specjalistycznym samolotem rolniczym, lecz miał mieć kadłub umożliwiającą łatwą zmianę samolotu na transportowy po usunięciu zbiornika na chemikalia i urządzeń rolniczych.

Ze względu na przyjęty w założeniach ładunek środków chemicznych rzędu 1500 kg, jako napęd samolotu wytypowano wersję samolotową silnika AI-26W (LIT-3) o mocy 441 kW (600 KM). Silnik taki zaczęła opracowywać wytwórnia WSK-Rzeszów produkująca AI-26W do śmigłowców. Dalszym rozwinięciem tego silnika stał się później LIT-3S i jego wersja seryjna PZL-3S. Nawiązując do układu samolotu rolniczego PZL-101 Gawron, przyjęto układ zastrzałowego górnopłata. W projekcie wstępnym samolot miał mieć skośne usterzenie pionowe, a usterzenie poziome zamocowane do kadłuba, następnie usterzenie poziome podniesiono mocując je w połowie wysokości statecznika pionowego, a w końcu zrezygnowano ze skosu usterzenia pionowego. Zbiornik na środki chemiczne umieszczono za miejscami załogi. Ponieważ istniała obawa, że w razie zde-

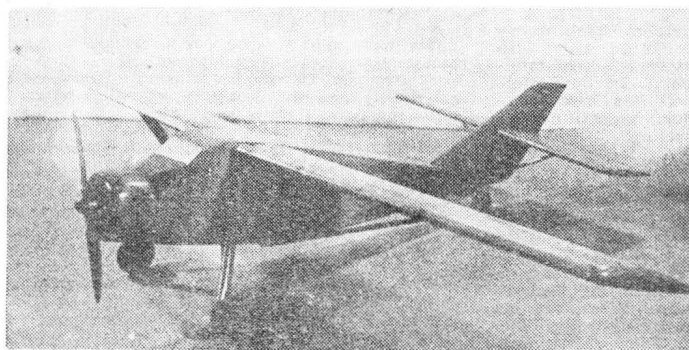
zienia samolotu z przeszkodą duża masa środków chemicznych przygniecie załogę, zbiornik miał być dodatkowo zamocowany do konstrukcji kadłuba linami stalowymi zabezpieczającymi go przed przesunięciem się do przodu.

W początkowej fazie projektowania wykonano model aerodynamiczny samolotu ze skośnym usterzeniem. Model przebadano w tunelu aerodynamicznym Instytutu Lotnictwa w Warszawie wypróbując dwa komplety skrzydeł z różnymi profilami. Wybrany został profil NACA 23012, znany dobrze konstruktorowi z poprzednich jego samolotów Szpak, Żak, Junak, Miś, Żuraw i Bies. Następnie przeszedł badania model aerodynamiczny o ostatecznych kształtach Pelikana. W 1964 r. zbudowano drewnianą makietę samolotu w naturalnej wielkości. W ciągu 1964 r. i na początku 1965 r. wykonano niemal kompletną dokumentację konstrukcyjną samolotu i przekazano ją do biura technologicznego przy warsztacie prototypowym wytwórni. Wtedy przyszła decyzja władz zwierzchnich wstrzymująca dalsze prace nad samolotem. Podczas prac nad dokumentacją konstrukcyjną samolot otrzymał oznaczenie PZL-105 Pelikan, zaś projekt wstępny nosił oznaczenie TS-17.

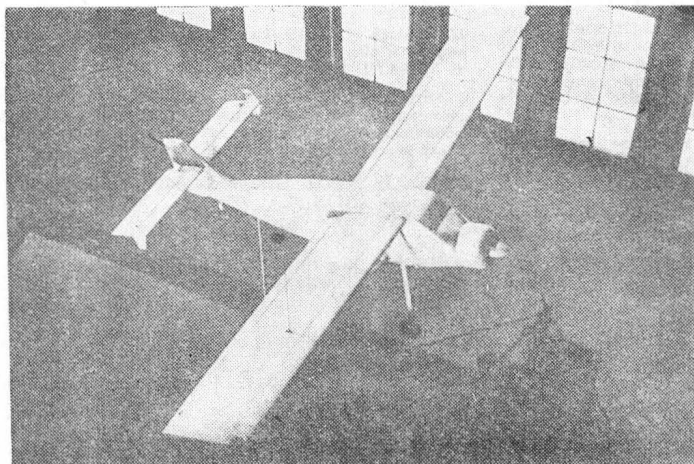
Konstrukcja samolotu była półskorupowa duralowa. Kadłub o przekroju prostokątnym. Miejsca dwóch osób załogi obok siebie. Podwozie stałe trójgoleniowe z amortyzatorem podpartym do góry kadłuba. Koła główne o średnicy 800 mm. Płat prostokątny, dwudzielny, z dźwigarem głównym podpartym zastrzałem. Slot stały. Kłapy dwuszczelinowe. Powierzchnie sterowe kryte płótnem. Na końcach statecznika poziomego płyty brzegowe.

Dane techniczne

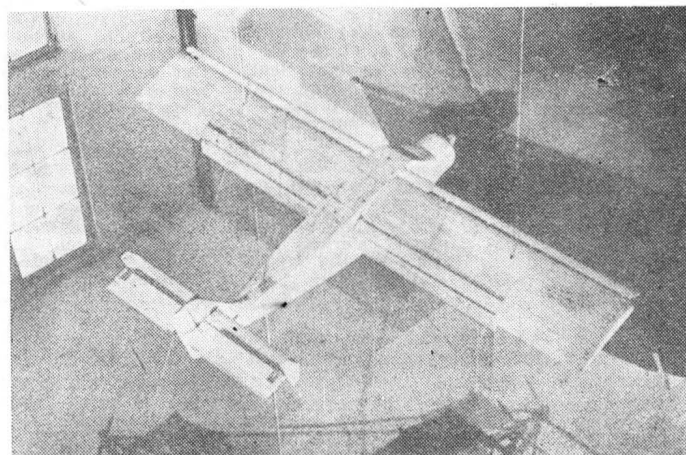
Rozpiętość	19,2 m
Długość	11,2 m
Wysokość	3,4 m
Powierzchnia nośna (bez slotu)	46 m ²
Powierzchnia nośna ze slotem	48 m ²
Rozpiętość usterzenia	6,5 m
Rozstaw podwozia	4,0 m
Średnica śmigła	3,5 m
Masa własna	ok. 2400 kg
Masa użyteczna	ok. 2200 kg
Masa całkowita	ok. 4600 kg
Prędkość maks.	ok. 200 km/h
Prędkość robocza	140 km/h



Rys. 1. Model aerodynamiczny TS-17



Rys. 2. Model PZL-105 Pelikan w tunelu aerodynamicznym



Rys. 3. Model Pelikana z widocznymi dwuszczelinowymi kłapami

PROTOTYPY

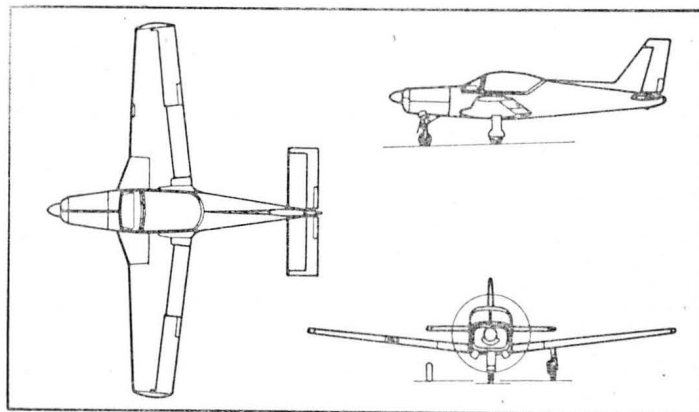
Valmet L-80TP • Finlandia •

Turbośmigłowy samolot szkolno-treningowy

Samolot do szkolenia wstępnego i podstawowego, 2÷4-miejscowy, Valmet L-80TP wywodzi się z samolotu szkolnego z silnikiem tłokowym L-70 Militrainer. Zastosowano w nim zupełnie nowy płat i turbinowy silnik śmigłowy Allison 250-B17D o mocy 235 lub 265 kW (320 lub 360 KM), przystosowany do lotu odwróconego. Możliwa jest również zabudowa silnika o mocy 330 kW (450 KM).

Samolot jest przeznaczony do szkolenia wstępnego i podstawowego, a poza tym do szkolenia w akrobacji, w lotach nocnych i na przyrządy, w lotach obserwacyjnych i łącznikowych i do użytku sanitarnego oraz do zadań specjalnych, jak trening w misjach szturmowych przy użyciu kamer zwykłych i TV, poszukiwanie i ratowanie rozbitków.

Masa startowa samolotu w zależności od zadania waha się od 1270 do 1900 kg. W kategorii „normal” L-80TP zabiera cztery osoby przy masie startowej 1900 kg. Pod płatem są zamontowane cztery uchwyty do podwieszania zewnętrznych: skrajne po 150 kg i wewnętrzne po 250 kg. Maksymalny trwały współczynnik obciążenia na wysokości lotu 3000 m w zakresie wynosi 2,62.



Przy projektowaniu samolotu zwrócono uwagę na ekonomię i bezpieczeństwo szkolenia oraz starano się zapewnić szeroki zakres prędkości i wysokości lotu — mimo dobrych właściwości przy małych prędkościach L-80TP osiąga prawie taką samą prędkość maks. jak samoloty szkolne z silnikiem turbinowym o większej mocy.

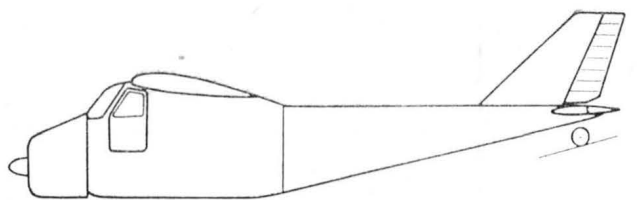
Dane techniczne

Rozpiętość	10,36 m
Długość	7,77 m
Wysokość	2,92 m
Masa własna	840 kg
Masa paliwa maks.	280 kg
Masa podwiesz. maks.	600 kg
Masa startowa maks.	1900 kg
Prędkość maks. przy wys. 3000 m	340 km/h
Prędkość przeciągnięcia bez podwiesz.	120 km/h
Wznoszenie na wys. 3000 m	8,8 m/s
Długość startu na 15 m	285 m
Długość lądowania z 15 m	395 m
Zasięg z 30-min rezerwą paliwa	ponad 1000 km
Długość trwania lotu	ponad 4 h

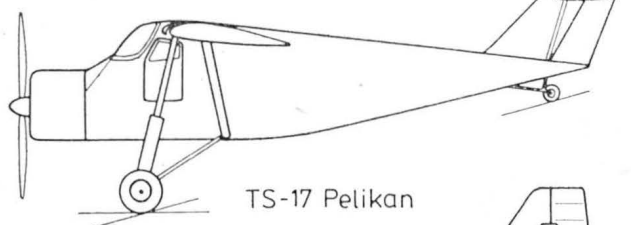
Uwaga: osiągi odnoszą się do samolotu o masie startowej 1270 kg.

W.K.

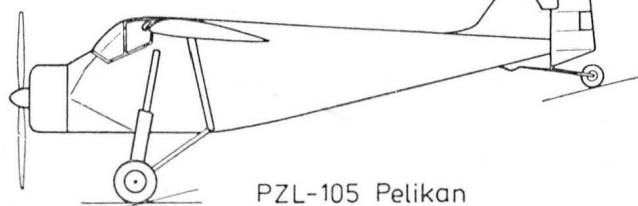
Rys. 4. Kolejne wersje projektu Pelikana: projekt wstępny, TS-17 i PZL-105



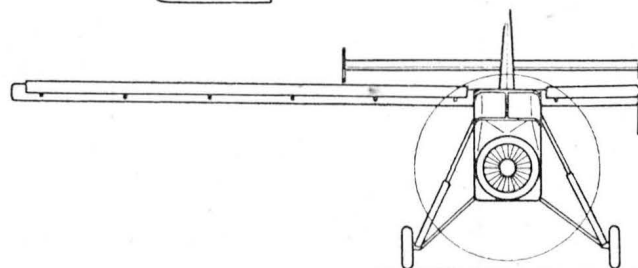
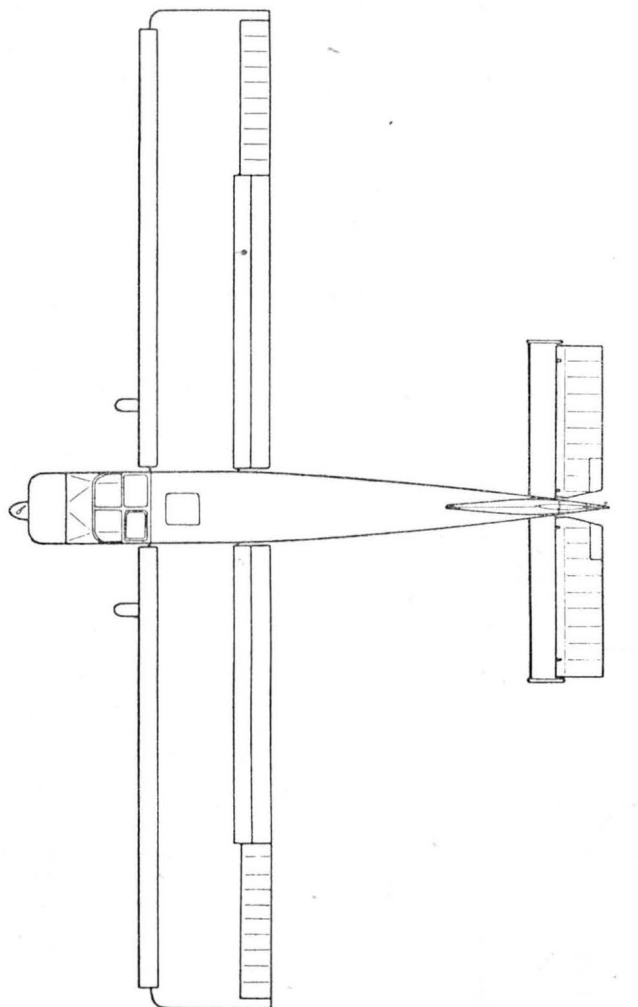
TS-17 (projekt wstępny)



TS-17 Pelikan



PZL-105 Pelikan



Adres dla korespondencji:

00-950 Warszawa, ul. Biała 4, skr. poczt. 1004

Siedziba Redakcji:

Warszawa, ul. Bartycka 20, pok. 81

Tel. 40-38-02; 40-00-21 w 258

Wydawca

WYDAWNICTWO CZASOPISM I KSIĄŻEK TECHNICZNYCH
SIGMA Przedsiębiorstwo Naczelnej Organizacji Technicznej

SPIS TREŚCI

A. Glass: Przyszłość śmigłowców	1
ZE ŚWIATA	2
STATYSTYKA LOTNICZA: Liczba pilotów cywilnych w USA 1974-1992 w tys. (1982-1992 - prognoza); Najbardziej rozpowszechnione typy śmigłowców w użyciu w USA w 1982 r.; Ceny śmigłowców cywilnych w 1983 r. (w dol. US); Śmigłowce cywilne w użyciu w USA w latach 1965-1980; Wypadki śmigłowców; Użytkownicy i wykorzystanie śmigłowców cywilnych w USA w 1981 r.	3
A. Glass: Samoloty Rutan	4
P. Boliński: Rozwój samolotów pionowego startu i lądowania (II)	9
NOWOŚCI TECHNICZNE: Stoisko badawcze przekładni śmigłowcowych	11
M. Orkisz, R. Prociak, S. Szczeciński: Analityczna metoda wyznaczania długości układu dolotowego silników tłokowych	12
A. Kapusta, A. Kowalski, M. Wójtowicz: Problemy prób statycznych samolotów	14
KARTOTEKA TLiA: Jakowlew Jak-36 MP - ZSRR	17
Sikorsky S-65 (CH-53E) Super Stallion - USA	19
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Terminy lotnicze polskie, czeskie, serbochorwackie i bułgarskie (II)	21
J. Koźniewski: Tunelowe badania modeli śmigłowców (II)	22
W. Stafiej: Model eksploatacji szybowca	26
Z. Zmudziński: Lotniskowe urządzenia zasilania elektroenergetycznego statków powietrznych	30
PROJEKTY: Fairchild Republic T-46A - USA	32
Tay - nowy silnik dwuprzepływowy	33
MAGAZYN TECHNOLOGA: Z. Nowak: Kucie łopatek turbinowych i wpływ parametrów kuźniczych na ich strukturę i właściwości	34
P. Budzyń, S. Kliszcz: Odlewy żeliwne z zastosowaniem rdzeni i form skorupowych	35
A. Glass: Samolot rolniczy TS-17 Pelikan (PZL-105) (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	38
PROTOTYPY: Valmet L-80TP - Finlandia	39
POLSKIE PATENTY LOTNICZE	II okł.
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK	III okł.

Na okładce: Samoloty turystyczne RWD-15 - rys. K. Cieślak

GLASS A.: Samoloty Rutan. TLiA, t. XXXVIII, 1983, nr 11, s. 4

Opisano sytuację w dziedzinie tworzenia nowych układów samolotów, gwałtowny rozwój samolotów amatorskich i na tym tle oryginalność koncepcji samolotów o układzie kaczki i tandemu konstrukcji Burta Rutana. O wartości tych rozwiązań świadczą osiągnięcia, dobre właściwości i duża liczba zbudowanych egzemplarzy.

BOLIŃSKI B.: Rozwój samolotów pionowego startu i lądowania (II). TLiA, t. XXXVIII, 1983, nr 11, s. 9

W artykule przedstawiono rozwiązania konstrukcyjne samolotów PSL zbudowanych do chwili obecnej. W cz. II omówiono samoloty napędzane śmigłami bądź wirnikami.

ORKISZ M., PROCIAK R., SZCZECIŃSKI S.: Analityczna metoda wyznaczania długości układu dolotowego silników tłokowych. TLiA, t. XXXVIII, 1983, nr 11, s. 12

Przyjęto model układu dolotowego, przy założeniu niezbędnych uproszczeń, który opisano równaniami zachowania energii. Rozwiązując go, określono długość rezonansową tego układu w zależności od stosunku objętości skokowej silnika do objętości układu dolotowego oraz w zależności od jego średnicy.

KAPUSTA A., KOWALSKI A., WÓJTOWICZ M.: Problemy prób statycznych samolotów. TLiA, t. XXXVIII, 1983, nr 11, s. 14

W artykule przedstawiono problematykę związaną z próbami statycznymi sprzętu latającego i określono pewne wątpliwości dotyczące poziomu zaufania dla otrzymanych wyników.

KOZŃIEWSKI J.: Tunelowe badania modeli śmigłowców (II). TLiA, t. XXXVIII, 1983, nr 11, s. 22

Przedstawiono krótki zarys rozwoju badań modelowych śmigłowców, rodzaj współczesnych badań modelowych, badań prowadzone w Instytucie Lotnictwa w Warszawie oraz urządzenia badawcze tego Instytutu.

STAFIEJ W.: Model eksploatacji szybowca. TLiA, t. XXXVIII, 1983, nr 11, s. 26

Dla przeprowadzenia próby zmęczeniowej szybowca niezbędne jest określenie spodziewanych obciążeń eksploatacyjnych. Artykuł przedstawia zależność widma obciążeń od klasy szybowca, jego charakterystyki technicznej oraz modelu jego eksploatacji.

ZMUDZIŃSKI Z.: Lotniskowe urządzenia zasilania elektroenergetycznego statków powietrznych. TLiA, t. XXXVIII, 1983, nr 11, s. 30

Opisano nowoczesne lotniskowe urządzenia elektroenergetyczne służące do zasilania naziemnego samolotów, a zwłaszcza w schronach dla samolotów wojskowych.

NOWAK Z.: Kucie łopatek turbinowych i wpływ parametrów kuźniczych na ich strukturę i właściwości. TLiA, t. XXXVIII, 1983, nr 11, s. 34

W artykule przedstawiono tradycyjne i nowoczesne metody kucia łopatek roboczych turbin z uwzględnieniem wpływów parametrów kucia i obróbki cieplnej na właściwości użytkowe tych łopatek.

BUDZYŃ P., KLISZCZ S.: Odlewy żeliwne z zastosowaniem rdzeni i form skorupowych. TLiA, t. XXXVIII, 1983, nr 11, s. 35

Autorzy omawiają korzyści techniczne, organizacyjne i ekonomiczne wprowadzenia technologii skorupowej do wykonywania form i rdzeni z piasków otaczanych żywicą.

GLASS A.: Samolot rolniczy TS-17 Pelikan (PZL-105). TLiA, t. XXXVIII, 1983, nr 11, s. 38

Przedstawiono rozwój projektu samolotu rolniczego Pelikan konstrukcji doc. T. Sołtyka, opracowanego w latach 1963-1965.

cd. na s. 37

WYDAWNICTWO
SIGMA
ul. Świętokrzyska 14a
00-950 Warszawa
skrytka pocztowa 1004

Redaktor naczelny:
mgr inż. Andrzej Glass
Sekretarz Redakcji:
Emilia Łazarewicz
Redaktorzy działów:
mgr inż. K. Dąbrowski, dr inż. A. Gołdziński, mgr inż. A. Kardymowicz, mgr inż. W. Kordziński, dr inż. J. Morawski, inż. K. Szumielewicz
Rada programowa:
mgr inż. W. Błaszczak, mgr inż. Z. Ctrulski, mgr inż. A. Glass, dr inż. H. Grzegorzczak, mgr inż. J. Grzegorzewski (wiceprzew.), mgr inż. F. Gwiżdż, dr inż. B. Jancelewicz, mgr inż. E. Kotodziński, doc. dr inż. T. Kostia, mgr inż. J. Kowalczyk, dr inż. A. Kowalski, mgr inż. T. Królikiewicz (przewodniczący), mgr inż. K. Kunachowicz, doc. dr inż. J. Lamparski, mgr inż. M. Mikuszka, mgr inż. A. Místorek, mgr inż. Z. Olszański, mgr inż. E. Pujszo, mgr inż. Z. Stankiewicz, mgr inż. S. Trębacz, inż. R. Woliński, mgr inż. M. Zawadzki

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakł. nr 1. W-wa. Zam. 0921-1300-83. Nakład 6000 egz.

Papier druk. sat. IV kl. 70 g. M-76.

Cena pojedynczego egz. zł 60.-

Prenumerata roczna zł 720.-

INDEKS 37909

Ośrodek Doskonalenia Kadr w Rydzynie

W dniu 1 maja br. powołany został Ośrodek Doskonalenia Kadr SIMP w Rydzynie. Ośrodek ten będzie zajmował się doskonaleniem kadry kierowniczej przemysłu o zasięgu krajowym.

Uchwała dot. specjalizacji

9 lipca br. premier podpisał uchwałę Rady Ministrów w sprawie specjalizacji zawodowej inżynierów. Procedura przyznania tytułu specjalisty rozpoczyna się od wniosku złożonego przez zainteresowanego do zarządu koła stowarzyszenia nt. Wniosek — w oparciu o kartę osiągnięć inżyniera — rozpatruje branżowa komisja odpowiedzialnego stowarzyszenia, zaś stopień specjalizacji nadaje minister. Rejestr inżynierów-specjalistów prowadzić będzie Naczelna Organizacja Techniczna. Inżynierowi po uzyskaniu tytułu specjalisty przysługiwać będzie przez okres 5 lat dodatek do wynagrodzenia w wysokości od 1500 do 3000 zł — w przypadku specjalizacji I stopnia i w wysokości od 3500 do 5000 zł w przypadku specjalizacji II stopnia. Dodatki te będą wypłacane z zakładowego funduszu plac. Konkretnie ich wysokości będą ustalać kierownicy zakładów pracy.

Stopnie specjalizacji zawodowej nadawane są na czas nieograniczony. Natomiast dodatek do wynagrodzenia ustala się na okres 5 lat. Ponowne przyznanie dodatku na kolejne 5 lat wymaga udokumentowania dalszych, twórczych osiągnięć zawodowych, potwierdzonych przez kierownika zakładu i pozytywnie ocenionych przez komisję stowarzyszeniową.

Zachowują swoją ważność stopnie specjalizacji zawodowej inżynierów, nadane na podstawie uchwały z 15 czerwca 1979 r.

Omówiona tu uchwała czyni zadość postulatom XX Kongresu Techników Polskich i odpowiada duchowi deklaracji Rady Głównej NOT z 21 kwietnia br.

Rozszerzenie eksportu

Biuro Handlu Zagranicznego SIMP ma przygotować wzór kwestionariusza pytań, który będzie wręczany przez koła zakładowe członkom SIMP wyjeżdżającym za granicę.

Podjęte będą starania, w celu zorganizowania ogólnopolskiej sieci agentów Biura Handlu Zagranicznego SIMP, którzy zajmą się prezentacją i propagandą możliwości działań eksportowych SIMP.

Działalność Sekcji Jakości SIMP

Interesującą działalność rozpoczęła Sekcja Jakości i Normalizacji SIMP. Zamierza ją nawiązać stałą, fachową współpracę z

krajami socjalistycznymi, przeprowadziła wiosną br. w Krakowie konsultację w tej sprawie z przedstawicielem Kammer der Technik z NRD.

Ocena pracy Sekcji Lotniczej SIMP

W dniu 6 czerwca br. Prezydium Zarządu Głównego SIMP zapoznano się z ogólną oceną działalności sekcji SIMP-owskich, zreferowaną przez wiceprezesa kol. L. T. Wrotnego. Na podstawie analizy rocznych sprawozdań, wśród 15 przodujących sekcji znalazła się Sekcja Lotnicza SIMP. Uznanie, że przy opracowywaniu planów pracy bardzo skuteczną formą jest kolumnowe zestawianie konkretnych zadań z podaniem terminu ich realizacji i osób odpowiedzialnych za wykonanie. Jako priorytetowe zadania sekcji na najbliższy okres wskazuje się te działania, które mogą służyć realizacji uchwał XX Kongresu Techników Polskich.

Apel ZORPOT-u

Zespół Ośrodków Rzeczoznawstwa i Postępu Organizacyjno-Technologicznego ZORPOT SIMP podjął działania zmierzające do utworzenia „banku osiągnięć naukowo-technicznych”. W tym celu zwraca się do ogniw organizacyjnych i członków SIMP z apelem o zgłaszanie informacji nt. najnowszych osiągnięć, rozwiązań i patentów wdrożonych lub czekających na upowszechnienie, a zwłaszcza takich, które mogą zainteresować klienta zagranicznego lub które powinny znaleźć zastosowanie w kraju. Zgłaszane tematy nie muszą być całkowicie dopracowane. Należy sądzić, że członkowie Sekcji Lotniczej SIMP mają w tej sprawie dużo do powiedzenia.

Pisemne zgłoszenia należy kierować pod adresem: 00-515 Warszawa, ul. Żurawia 22, tel. 29-78-45.

Działalność SOBIS-u SIMP

Na podstawie uchwały Nadzwyczajnego Walnego Zjazdu Delegatów SIMP w Ośrodku Szkoleniowym i Domu Pracy Twórczej SIMP w Rydzynie została utworzona fundacja, której celem jest finansowanie opracowania rozwiązań naukowo-technicznych o charakterze przyszłościowym. Obecnie Ośrodek, mimo szczupłości personelu, ma duże osiągnięcia w różnych dziedzinach gospodarki narodowej. Zaistniał jednak problem ściślejszego ustalenia programu i kierunków działalności tej nowej agencji SIMP. I w tej właśnie sprawie Zarząd Sekcji Lotniczej ZG SIMP oczekuje inicjatywy i wniosków od ogniw i członków naszej Sekcji.

O reformie gospodarczej w SW SIMP

W działającej już trzeci rok Społecznej Wszechnicy SIMP w Ośrodku Szkoleniowym w Rydzynie, począwszy od 1983 r. wprowadzono zajęcia seminaryjne o tematyce związanej z reformą gospodarczą oraz postępowaniem techniczno-organizacyjnym. Przewodzone są tam także zajęcia nt. uzasadnienia działalności inżynierskiej.

Przenumerata ulgowa czasopism technicznych

Sekretarz Generalny NOT, w porozumieniu z sekretarzami stowarzyszeń naukowo-technicznych oraz dyrekcją Wydawnictwa Czasopism i Książek Technicznych NOT-SIGMA, zalecił wprowadzenie przez przedsiębiorstwo SIGMA przenumeraty ulgowej (wszystkich ukazujących się tytułów) dla członków stowarzyszeń NOT, studentów i uczniów szkół zawodowych. Kwartalne abonamenty ulgowe wynoszą ok. 67% ceny normalnej. Ulgi wprowadzone zostały od 1 lipca 1983 r. Oczywiście będą obowiązywać również w 1984 r.

O szkolnictwie wyższym w Sejmie

W dniu 11 maja br. w posiedzeniu Prezydium Komisji Nauki i Postępu Technicznego Sejmu PRL wziął udział kol. J. Tymowski. Tematem posiedzenia były „Kierunki rozwoju szkolnictwa wyższego, sieci szkół wyższych i organizacja systemu kształcenia na poziomie wyższym”.

Przedstawiciele ZG SIMP w Wielkiej Brytanii

Na przełomie marca i kwietnia 1983 r. delegacja SIMP w składzie: przewodniczący ZG SIMP kol. J. Kaczmarek oraz sekretarz generalny SIMP kol. K. Wawrzyniak przebywała w Anglii w celu rozeznania możliwości rozszerzenia współpracy międzynarodowej z następującymi organizacjami inżynierskimi Wlk. Brytanii:

— The Institution of Mechanical Engineers (Stowarzyszenie Inżynierów Mechaników),

— The Institution of Production Engineers (Stowarzyszenie Inżynierów Produkcji),

— The Council of Engineering Institutions (Federacja Stowarzyszeń Inżynierskich),

— The Production Engineering Research Association (Zrzeszenie Badań i Usług Technicznych).

Głównym celem wizyty przedstawicieli SIMP w Wlk. Brytanii było podpisanie umowy o współpracy między organizacją The Institution of Mechanical Engineers (I Mech E) i Stowarzyszeniem Inżynierów i Techników Mechaników Polskich.



KAPKOWSKI J.: Latające skrzydła klasy F1A. Wyd. Komunikacji i Łączności. Warszawa 1981, s. 128, cena zł 35.—

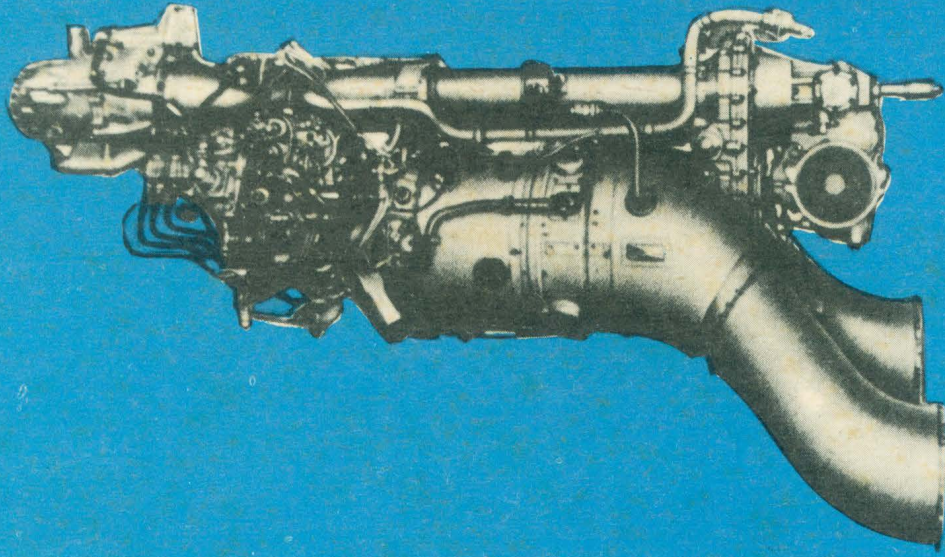
Jest to podręcznik projektowania modeli latających o układzie latającego skrzydła.

Lecz jest to nie tylko podręcznik modelarski. Może on służyć również studentom i konstruktorom lotniczym. Bowiem rozdziały omawiające aerodynamikę i mechanikę lotu latającego skrzydła są pierwszym w Polsce rzetelnym wykładem na

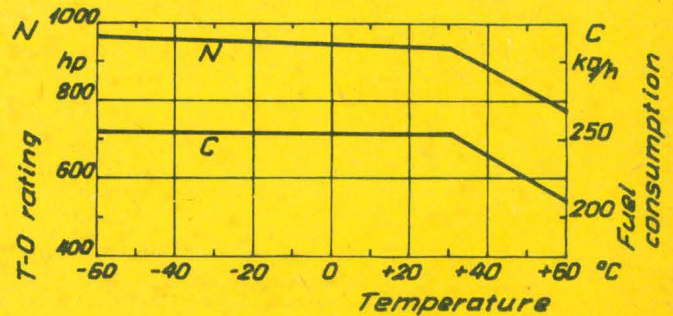
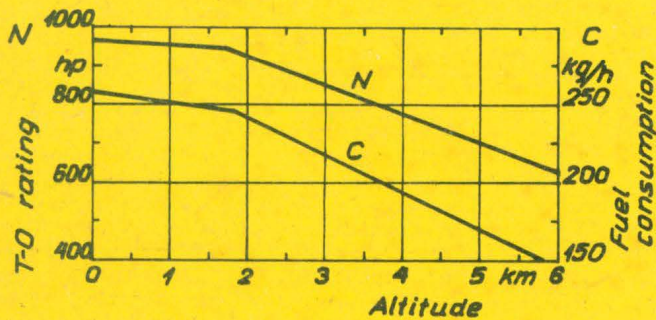
ten temat, przedstawiającym inżynierski tok myślenia. Przedstawiony przykład projektowania — także. Jest to wynikiem tego, że autor ma za sobą nie tylko lata doświadczenia w budowie modeli latających skrzydeł, lecz i lata zajęć ze studentami na Wydziale Mechanicznym Energetyki i Lotnictwa Politechniki Warszawskiej. Dlatego też jest to jedna z najlepiej opracowanych polskich książek na temat projektowania modeli, a zarazem podręcznik użyteczny dla inżynierów.

A.G.

PZL – 10S turboprop



THE POWER PLANT OF THE AN-28 LIGHT TRANSPORT



- Free turbine turboprop
- Max T-O rating 960 shp
- – at turbine 24455 rpm
- Gear ratio 15:1
- Dry weight 230 kg
- Length 2060 mm
- Width 520 mm
- Hight 900 mm
- Fuel consumption 255 g/h/hp
- Rotation (view from front) anticlockwise



Manufacturer:

WSK PZL – Rzeszów

Obrońców Stalingradu 120
35-078 Rzeszów, PO. Box. 340
Phone: 46100, Telex: 0632411

Exporter:

PEZETEL Foreign Trade Enterprise Ltd. Co.

Aleja Stanów Zjednoczonych 61

00-991 Warszawa 44, PO. Box. 6, Poland

Phone: 10-80-01. Cable: Pezetel. Telex: 813 314 pzpl



PEZETEL
POLAND