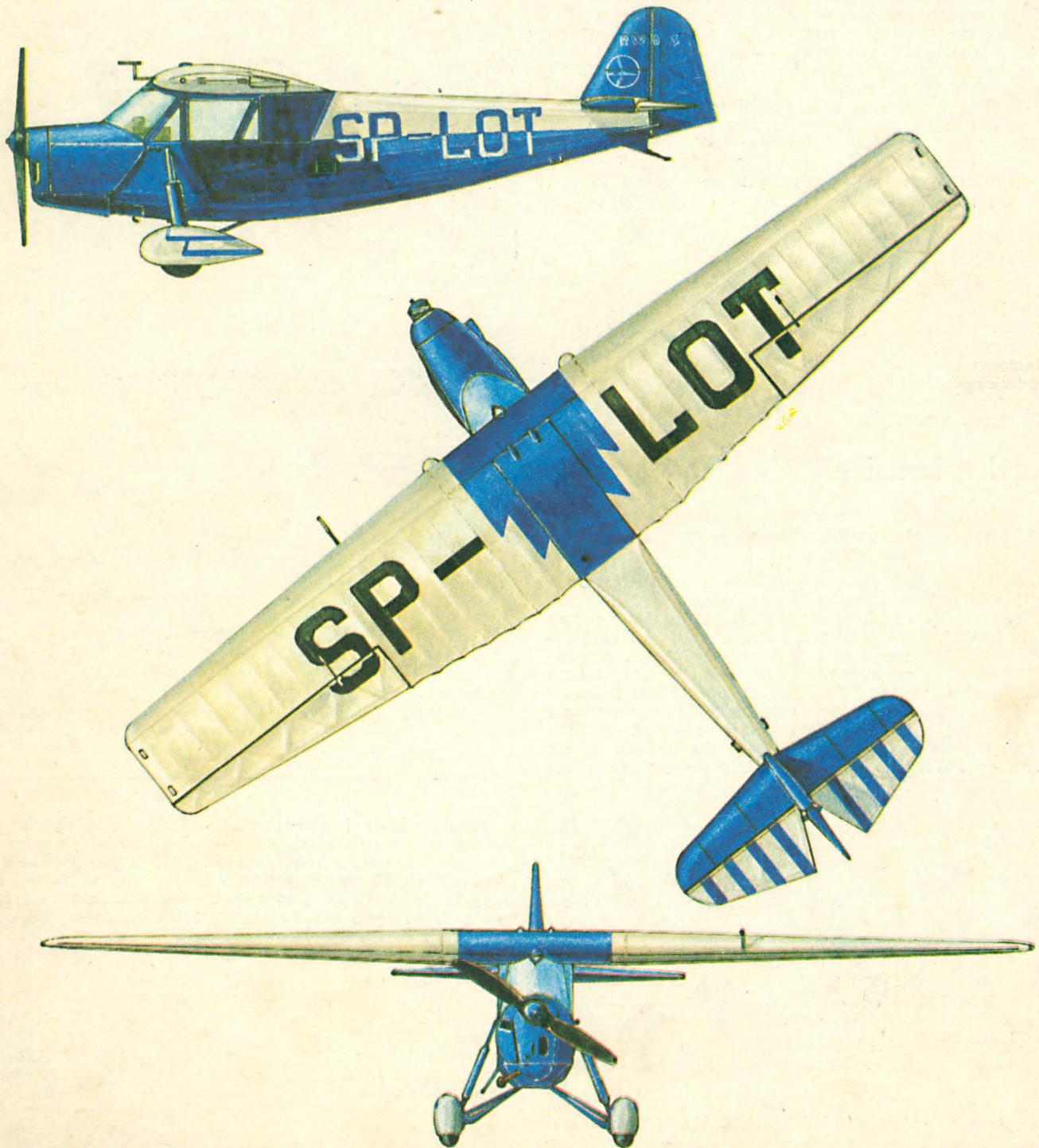


TECHNIKA

2'87

# lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



Cena zł 130,-  
ISSN 0040-1145

WYDAWNICTWO  SIGMA



# PROTOTYPY

## Kawasaki XT-4 • Japonia •

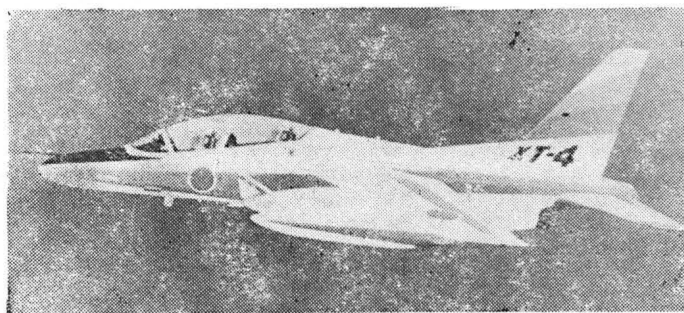
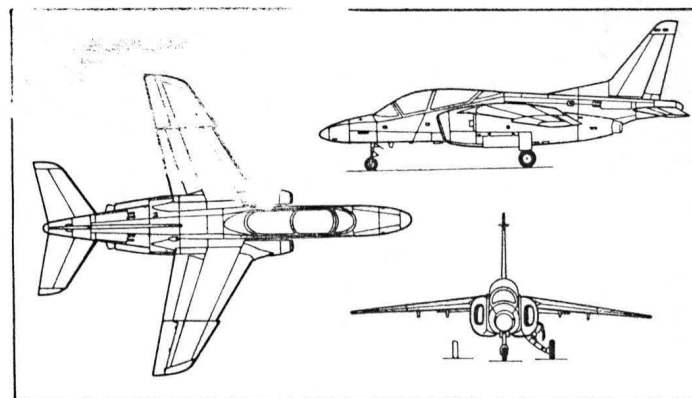
### Poddźwiękowy odrzutowy samolot szkolno-treningowy

1986.07.29 rozpoczęto próby w locie prototypu XT-4 poddźwiękowego samolotu do zaawansowanego szkolenia firmy Kawasaki, który ma zastąpić samoloty Fuji T-1A i T-1B oraz Lockheed T-33A. Nad tym samolotem pracują od 1980 r. trzy firmy: prowadząca program Kawasaki, Mitsubishi i Fuji. Ma on konwencjonalny układ, hydromechaniczny układ sterowania i konstrukcję, w której udział tworzyw zbrojonych nie przekracza 5% masy struktury. Zastosowano jednak wiele nowoczesnych rozwiązań technicznych, jak laserowa platforma gيروسkopowa, cyfrowy magazyn danych, pokładowy generator tlenu. Z nielicznymi wyjątkami wyposażenie samolotu jest japońskie lub produkowane w Japonii z licencji. Do napędu zastosowano dwa silniki dwuprzepływowe Ishikawajima-Harima XF3-30 o stosunku natężeń przepływu 3:1 i ciągu startowym 1630 daN. Pojemność wewnętrznych zbiorników paliwowych wynosi 2270 l, zbiorniki odrzucane — podkadłubowy i dwa podskrzydłowe — mają (odpowiednio) pojemności 757 l i 454 lub 568 l. Uzbrojenie można podwieszać na pięciu uchwytach: pod kadłubem zasobnik z działkiem 7,6 mm, pod skrzydłami m.in. pociski Sidewinder.

Do czerwca 1987 r. zaczną latać trzy następne prototypy, a dwa będą przeznaczone do prób statycznych. Pierwszy seryjny samolot T-4 będzie dostarczony w połowie 1988 r. Oczekuje się zamówienia na 200 lub 250 samolotów.

#### Dane techniczne

Rozpiętość	9,9 m
Długość	13,0 m
Wysokość	4,6 m
Powierzchnia nośna	21,6 m <sup>2</sup>
Masa własna	3700 kg
Masa startowa	
bez podwieszń	5500 kg
maksymalna	7500 kg
Prędkość maks. n.p.m.	1019 km/h



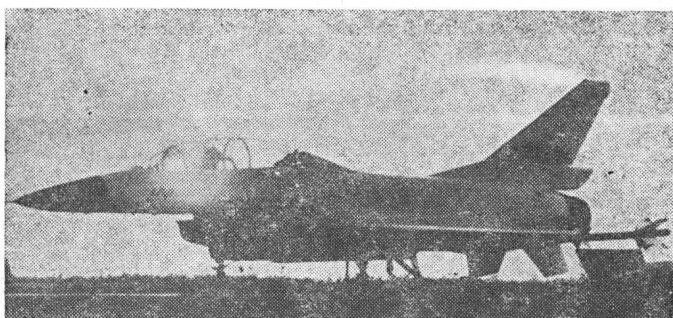
Wznoszenie n.p.m.	50,8 m/s
Pułap użytkowy	12 200 m
Długość startu na 15 m	750 m
Dobieg	620 m
Zasięg przy Ma=0,75	
z paliwem w zbiornikach wewnętrznych	1300 km
ze zbiornikami 454 l	1670 m

W.K.

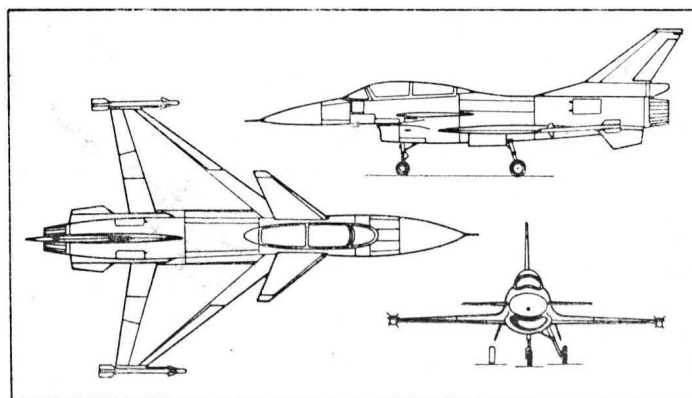
## IAI Lavi • Izrael •

### Naddźwiękowy samolot myśliwsko-bombowy

W latach 90. ma być wprowadzony do izraelskich jednostek myśliwskich i szturmowych opracowany przez Israel Aircraft Industries Ltd. (IAI) samolot naddźwiękowy o układzie kaczki, Lavi (Lwiątko). Prace nad tym samolotem wytwórnia IAI rozpoczęła w końcu lat 70. współpracując z firmami amerykańskimi — kadłub z usterzeniem kierunku i podwoziem przypomina samolot General Dynamics F-16, płat główny i przednie skrzydełka wykonała firma Grumman, która ma uczestniczyć również w produkcji seryjnej samolotu. Zastosowany do napędu silnik Pratt Whitney PW1120 o ciągu 9260 daN z dopalaniem bę-



dzie produkowany z licencji w Izraelu. Kadłub samolotu jest półskorupowy i ma niewiele elementów laminatowych, natomiast z tworzyw zbrojonych są wykonane przestawialne przednie skrzydełka i usterzenie kierunku. Płat jest zapatrzony w kłapy i sloty. Podwozie jest chowane do kadłuba. Samolot będzie miał bogate wyposażenie elektro-



niczne, krajowe i amerykańskie. Uzbrojenie będzie obejmować zabudowane na stałe działko, rakiety na końcach płata oraz rakiety i bomby na uchwytach pod płatem o masie 2725 kg. Pierwszy prototyp zbudowano w wersji dwumiejscowej — budowę ukończono we wrześniu 1986 r. Ma być zamówionych nie mniej niż 300 samolotów jednomiejscowych i 60 dwumiejscowych.

#### Dane techniczne

Rozpiętość	8,78 m
Długość	14,57 m
Wysokość	4,78 m
Powierzchnia nośna	33,05 m <sup>2</sup>
Masa własna	6700 kg
Masa startowa	
normalna	9990 kg
maksymalna	19 275 kg
Maksymalna liczba Ma na wys. 11 000 m	1,85
Zasięg	1850-2130 km

W.K.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ  
STOWARZYSZENIA  
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW  
MECHANIKÓW POLSKICH

XLII LUTY 1987

TECHNIKA

2'87

# lotnicza i ASTRONAUTYCZNA

## Dwie metody budowania prototypów

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Prof. Witold Kieźuń przedstawia dwa rodzaje organizacji pracy. Pierwszy nazwany ekstensywno-ilościowym i drugi nazwany intensywno-jakościowym. W pierwszym po podjęciu decyzji bardzo szybko przystępuje się do działania. Plan działania układa się już w czasie realizacji i wówczas ustala się środki i możliwości. W pracy występuje dużo niespodziewanych przeszkód, które z poświęceniem i bohaterstwem się pokonuje. W wyniku takiego działania otrzymuje się produkt względnie szybko, lecz niedopracowany, pełen wad. Choć w tym momencie zaczyna się już zbierać pierwsze laury, faktycznie zaczyna się dopiero długi i żmudny okres usuwania wad wyrobu. Dopiero gdy przejdzie się przez ten etap — jest możliwa produkcja i użytkowanie wyrobu.

System intensywno-jakościowy ma inny przebieg. Na początku mamy dość długi okres studiów, w wyniku których zostaje wybrany optymalny kierunek działania. Wymaga on wielu analiz i badań wstępnych. Dopiero po dokonaniu tej pracy wstępnej przystępuje się do opracowania szczegółowego planu realizacji zadania, w którym potrzeby i środki bilansują się i który przewiduje możliwe do wystąpienia trudności i sposoby ich usunięcia. Dysponując programem, ludźmi, materiałami i środkami finansowymi, po tym dość długim okresie przygotowań, przystępuje się do systematycznego wykonywania zadań cząstkowych, aby zgodnie z założonym terminem ukończyć całość prac. W wyniku takiego działania otrzymuje się produkt dopracowany, wysokiej jakości, bez wad. Interesujący jest przy tym fakt, że realizacja jakiejś pracy obiema metodami przeważnie zajmuje tyle samo czasu, zaś przy zadaniu dość trudnym technicznie druga metoda daje większą szansę sukcesu.

System pierwszy stosowany jest tam, gdzie ważniejsza jest ilość a nie jakość i występuje głównie w krajach słabo rozwiniętych. System drugi stosują przede wszystkim społeczeństwa i zespoły ludzi o dużym doświadczeniu.

A która z tych metod stosowana jest u nas przy budowie prototypów samolotów? Żadna z nich nie występuje w postaci czystej, czyli w pełni zgodnej z opisanymi wzorcami. Należy więc raczej postawić pytanie, elementy której metody u nas przeważają i jakie powodują skutki?

Rozpatrzmy kilka przykładów. Po zbudowaniu makiety samolotu rolniczego Kruk było oczywiste, że silnik jest zbyt blisko skrzydeł, a usterzenie poziome na zbyt krótkim ramieniu względem płata. Lecz kierownictwo zakładu zgłosiło władzom wyższym przewidywany termin oblotu prototypu, w wyniku czego nie można było zająć się poprawieniem układu samolotu, wymagano bowiem jak najszybszego dostarczenia rysunków konstrukcyjnych do warsztatu, aby nie opóźnić budowy prototypu. Gdy okazało się, że mimo to warsztat nie zdoła w terminie wykonać skrzydeł, złożono zamówienie w Bielsku na opracowanie i wykonanie skrzydeł z drewna dla pierwszego prototypu. Kosztowały one milion złotych i były potrzebne tylko do za-

prezentowania prototypu w locie przed zwierzchnikami. Po kilku miesiącach prototyp otrzymał skrzydła metalowe, które były wzorem dla produkcji. Wady prototypu spowodowały, że usuwano je modyfikując samoloty serii informacyjnej. Od oblotu pierwszego prototypu do oblotu pierwszego Kruka A, który wszedł do produkcji, minęły trzy lata. Od momentu wykonania makiety samolotu (a powstała ona 1 rok przed oblotem prototypu) było wiadomo, że zbyt płasko ustawione zastrzały skrzydła są źródłem nadmier- nego oporu.

Osiem lat po oblocie Kruka A wykonał pierwszy lot Kruk B z nowym płatem o krótkich zastrzałach. Niewątpliwie wiele kłopotów z Krukiem i dość długi okres „leczenia” go z różnych niedoskonałości było wynikiem narzucenia konstruktorom pierwszej metody organizacji za- projektowania i budowy prototypu.

Nie był to jednak przypadek odosobniony. Czyż inaczej przebiegała realizacja samolotu rolniczego M-15? Gdy sama koncepcja wzbudziła wątpliwości i zostały one zgłoszone zwierzchnikom przez inżynierów, nie przyjęto tych uwag do wiadomości. Propozycje zwiększenia racjonalności rozwiązań konstrukcyjnych były odrzucane. Wyścig przy projektowaniu spowodował wiele wad technicznych w prototypie, m.in. za słabe podwozie i za mało sztywny kadłub. Gdy próby statyczne wykazały za małą wytrzymałość płatowca, wówczas do chwili wzmocnienia konstrukcji ograniczono do prób prędkość lotu do 130 km/h, zaś później za prędkość dopuszczalną uznano 200 km/h, podczas gdy wg projektu miała ona wynosić 300 km/h. Przy projektowaniu aparatury agrolotniczej nie zezwolono na przeprowadzenie badań wstępnych umożliwiających wybranie najszuszej metody konstrukcji, lecz kosztem dziesięciokrotnie większym zaprojektowano ponad dziesięć odmian tej aparatury, gdyż każda kolejna nie spełniała swych zadań. Brak racjonalnego przygotowania się do zadania, czyli optymalizacji i wyboru układu oraz rozwiązań spowodował, że mimo ogromnego wysiłku biura konstrukcyjnego, które wówczas rozrosło się do sześciuset osób oraz kilkumiliardowych kosztów samolot został zdyskwalifikowany przez użytkownika.

Czego nauczyły nas te doświadczenia zebrane w latach siedemdziesiątych? Na ogół w krajach, w których projektuje się samoloty na rok lub dwa przed oblotem prototypu podawana jest data jego pierwszego lotu i jeśli nie jest to konstrukcja tak nowatorska jak Concorde, data ta jest dość ściśle dotrzymywana. Czy na podstawie owych doświadczeń wypracowaliśmy metodę realnego planowania prac prototypowych? Przyjrzyjmy się prototypom zrealizowanym ostatnio. Przykład Puchatka nie wskazuje na to. Może warto zanalizować, jak przebiegała realizacja pozostałych prototypów, choćby po to aby zorientować się, które zespoły realizacyjne (tzn. konstruktorzy i ich zwierzchnicy) potrafią korzystać z doświadczenia.



## ARGENTYNA

● Piloci zatrudnieni w Aerolines Argentina zareagowali pięciodniowym strajkiem na odmowę podwyższenia ich uposażeń o 50%. Odpowiedzią dyrekcji towarzystwa było zwolnienie 561 pilotów. (AviMag 922)



## BRAZYLIA

● Wystosowano apel do wszystkich krajów mających przemysł śmigłowy o zgłaszanie ofert zbudowania w Brazylii wytwórni śmigłowców. (A. et C. 1107)



## FRANCJA

● 4 lipca ub.r. oblatano eksperymentalny samolot bojowy Dassault-Breguet Rafale. W trwającym 1 h locie osiągnięto prędkość Ma=1,3 i wysokość 12 000 m. (A. et C. 1104)



## INDONEZJA

● Trwa rozbudowa na dużą skalę zakładów lotniczych IPTN (Nurtanio) w stolicy indonezyjskiego przemysłu lotniczego — Bandoeng. (AviMag 922)



## KANADA

● De Havilland Aircraft (dawniej, do przejęcia kontroli przez Boeinga — De Havilland Canada) odnotował rekordową sprzedaż swych samolotów w liczącej 58 lat historii. W ciągu jednego tygodnia zebrano zamówienia na 46 samolotów komunikacji lokalnej nowej generacji Dash 8, wartości 410 mln dol. (A. et C. 1104)



## RFN

● Wobec rozpoczęcia obsługi transatlantycznych linii przez aerobusy dwusilnikowe (nowej generacji), Lufthansa pozostaje tradycyjnie. Dyrekcja zdecydowana jest przewozić pasażerów na tych liniach jedynie samolotami trzy- i czterosilnikowymi. (A. et C. 1104)



## SZWAJCARIA

● Jak poinformowała na Salonie Lotniczo-Kosmonautycznym w Hanowerze (ILA '86) wytwórnia Pilatus Aircraft — 16 użytkownikom sprzedano dotychczas 380 samolotów treningowych PC-7. Tempo produkcji wynosi obecnie 4 samoloty miesięcznie. Następcą PC-7 jest PC-9, który kupi m.in. Australia, choć produkuje własny samolot tej klasy A-20 Wamira (kupiła go z kolei Wielka Brytania). (A. et C. 1104)



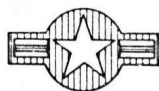
## SZWECJA

● W związku z przejściem całkowitej produkcji samolotu komunikacji lokalnej SF-340, realizowanej dotychczas wspólnie z Fairchildem (USA), rząd szwedzki zapowiedział kolejną dotację dla SAAB-Scania, wysokości 200÷300 mln koron. (Flight, Aug. 1986)



## TURCJA

● Interesujące kontrakty dla przemysłu europejskiego i francuskiego: linie lotnicze THV zamówiły trzy aerobusy nowej generacji Airbus Industrie A.310-300, a lotnictwo cywilne — urządzenia radarowe Thomson CSF, za pół mld franków. (A. et C. 1105)



## USA

● McDonnell Douglas dostarczył tysięczny samolot myśliwsko-bombowy (przewagi powietrznej) F-15 Eagle. 931 tych samolotów wyprodukowano w USA, natomiast 69, na licencji, w japońskich zakładach Mitsubishi Heavy Industries. Oprócz USA (gdzie samoloty te stacjonują w 14 bazach) i Japonii, F-15 Eagle użytkuje Izrael (51 szt.) i Arabia Saudyjska (62). US Air Force planuje wyposażenie się, ogółem, w 1286 samolotów F-15 Eagle. (Flight, Aug. 1986)

● Na salonie lotniczym w Dżakarcie zaprezentowano po raz pierwszy publicznie śmigłowiec Bell 412AH — wojskową (bojową) wersję Bella 412SP. Stałe uzbrojenie śmigłowca stanowi k. masz. 12,7 mm z 875 szt. amunicji, w wieżyczce obrotowej (±90° w poziomie i 60° w pionie). (Flight, Aug. 1986)

● 1 lipca 1986 r. uległ katastrofie eksperymentalny statek powietrzny HeliStat firmy Piasecki (i skonstruowany przez Franka N. Piaseckiego). Jeden z członków pięcioosobowej załogi poniósł śmierć. HeliStat jest kombinacją balonu gazowego (hel) i czterech śmigłowców połączonych konstrukcją kratownicową. Ma służyć do transportu bardzo ciężkich elementów. (AviMag 922)

● W końcu 1985 r. funkcjonowało na terenie USA 179 lotniczych towarzystw transportu regionalnego (komunikacji lokalnej), z których 5 (2,8%) wykonywało 87% przewozów. Są to: Air Wisconsin (1 726 874 pasażerów), Mid Pacific Airlines (1 363 863), Empire Airlines (1 310 889), Brit Airways (1 251 884) i Metro Airlines (1 121 678). Wszystkie towarzystwa regionalne USA użytkowały 1745 samolotów, przy czym samoloty z napędem turbośmigłowym (ponad 1000) obsługiwały 93% przewozów. (A. et C. 1104)

● Z powodu ograniczenia programów wojskowych, np. Hughes Aircraft (wydział

McDonnell Douglas) zapowiedział konieczność zwolnienia do końca br. 4000 spośród 82 000 pracowników (4,9%). (A. et C. 1098)

● Beechcraft zapowiedział, że samolot dyspozycyjny w układzie „kaczki” Starship (prototyp w próbach) będzie o 16% cięższy niż przewidywano. Prace modyfikacyjne opóźnią też dostawy samolotów seryjnych o rok, przy czym opóźnienie to, jak i modyfikacje, kosztować będą 10÷12 mln dol. (A. et C. 1098)

● Cessna wstrzyma od października 1987 r. produkcję samolotów z napędem tłokowym, motywuując to stagnacją rynku. (A. et C. 1100)

● Nowymi samolotami prezydenckimi będą 2 Boeingi 747 — decyzję w tej sprawie podjęto wiosną 1986 r. (A. et C. 1100)



## W. BRYTANIA

● Opóźnienie produkcji samolotów wczesnego ostrzegania i walki elektronicznej BAe Nimrod AEW, stwarza coraz bardziej skomplikowaną sytuację. Ministerstwo obrony z coraz większą uwagą rozważa oferty zagraniczne, amerykańskie: Boeinga (E-3A Gentry AWACS), Lockheed (P-3 Orion) i Grummana (wyposażenie płatowców Nimroda w tańszą aparaturę amerykańską). (A. et C. 1097)

● British Airways zaoferowały klientom amerykańskim 5600 darmowych biletów w celu pozyskania rynku i przeciwstawienia się psychozie terroryzmu, jaką podobno ogarnęli amerykańscy pasażerowie samolotów. (A. et C. 1098)

● Firma Curtiss and Green proponuje system videofoniczny specjalnie dla pasażerów samolotów komunikacji lokalnej BAe ATP, Embraer Bandeirante, Shorts 360 i 330, Saab SF-340, Fokker F-27 i Jetstream 31. Na zawieszonym pod sufitem ekranie 23 lub 36 cm wyświetlane mogą być filmy i programy zarejestrowane jeszcze tego samego dnia, podczas gdy dźwięk dociera do zainteresowanych przez słuchawki, dostępne dla każdego pasażera. (A. et C. 1098)



## WŁOCHY

● Do konstruktorów lekkich i tanich samolotów przeznaczonych do podstawowego szkolenia na aeroklubach, którymi zdaje się ostatnio fascynować Europa, dołączyła włoska wytwórnia Partenavia. Skonstruowano tam samolot P-86 Moschito, opracowany wg norm FAR 23, z silnikiem KFM 112M o mocy 46 kW (przewiduje się też Lycoming 0-160 o mocy 55 kW). (AviMag 918)

● Zanotowano niewielki spadek (o 4%) eksportu przemysłu lotniczego. Pomimo to sytuację ocenia się pozytywnie — włoski przemysł lotniczy, zatrudniający 43 300 osób, eksportuje 53% swych wyrobów. (A. et C. 1100)

## Ogólne

● IATA utworzyła instytucję wzajemnego ubezpieczenia linii lotniczych, Airline Mutual Insurance — AMI, z siedzibą na Bermudach. (A. et C. 1099)





## Włoski przemysł lotniczy

Zatrudnienie w 1985 r.

	Procent	Liczba pracowników
Produkcja samolotów i śmigłowców	59	24 780
Produkcja silników	13,2	5 544
Produkcja awioniki i wyposażenia	18,2	7 644
Produkcja pocisków rakietowych i kosmicznych	9,6	4 032
<b>Łącznie</b>		<b>42 000</b>

Źródło: Interavia 10/85

Wartość produkcji, eksportu, importu i inwestycji w 1980 ÷ 1984 (w mld lirów wg wartości z 1985 r.)

	1980	1981	1982	1983	1984
Produkcja na rynek krajowy	600	650	1000	1300	1400
Produkcja na eksport	900	1550	1900	2300	2500
Produkcja całkowita	1500	2200	2900	3600	3900
Import	485	605	690	620	730
Inwestycje (prace rozwojowe)	150	370	270	255	230

Uwaga: 1000 lirów = ok. 0,5 dol. USA

Źródło: Interavia 10/85

## Brytyjski przemysł lotniczy 1985

Zatrudnienie w przemyśle lotniczym	200 235 osób
Zatrudnienie w przemyśle awionicznym	35 000 osób
Zatrudnienie w przemyśle pomocniczym	250 000 osób
Wartość produkcji przemysłu lotniczego	6620 mln £
— samoloty i śmigłowce	2651 mln £
— silniki	1591 mln £

— wyposażenie	2226 mln £
— sprzęt kosmiczny	152 mln £
Wartość sprzedaży netto	5841 mln £
Eksport	4219 mln £
— samoloty i śmigłowce	2347 mln £
— silniki	1361 mln £
— pociski rakietowe	55 mln £
— wyposażenie i osprzęt	456 mln £

Źródło: SBAC-Farnbo 86

## Brazylijski przemysł lotniczy 1985

EMBRAER	
Wartość sprzedaży	219 mln dol.
Powierzchnia budynków	255 000 m <sup>2</sup>
Zatrudnienie	7701 osób
Produkcja roczna	264 samoloty
Produkcja 1971÷1985	3452 samoloty
Eksport 1975÷1985	399 samolotów
HELIBRAS	
Powierzchnia budynków	3135 m <sup>2</sup>
Zatrudnienie	350 osób
Montaż 1979÷1984	60 śmigłowców

Źródła: Embraer 6/86, Jane's AAW 85/36

## Francuski przemysł lotniczy 1985

Zatrudnienie	127 072 osoby
— płatowce i rakiety	63 154 osoby
— silniki	26 800 osób
— wyposażenie	37 118 osób
Obroty finansowe	72 800 mln Fr
Eksport	44 000 mln Fr
Import	10 000 mln Fr
Zamówienia eksportowe	61 648 mln Fr
— samoloty	27 316 mln Fr
— śmigłowce	4 130 mln Fr
— silniki	12 406 mln Fr
— rakiety	10 494 mln Fr
— sprzęt kosmiczny	1 308 mln Fr
— wyposażenie	5 994 mln Fr

Źródło: GIFAS 9/86

## Wypadki lotnicze w RFN w 1984 r.

Rodzaj statku powietrznego	W użyciu, szt.	Wypadki		Liczba wypadków na 100 statków powietrznych
		liczba	procent	
Samoloty powyżej 5,7 t	233	2	0,3	0,85
Balony	...	11	1,8	...
Śmigłowce	401	12	1,9	3,0
Samoloty 2 ÷ 5,7 t	503	14	2,3	2,8
ULM (samoloty ultralekkie)	...	32	5,3	...
Spadochrony	...	40	6,6	...
Motoszybowce	1116	63	10,3	5,6
Lotnie	...	68	11,1	...
Samoloty poniżej 2 t	5813	139	22,8	2,4
Szybowce	6396	229	37,6	3,6
<b>Razem</b>		<b>610</b>	<b>100</b>	

Źródła: LBA, Adler 10/85

## Rozwój liczby szybowców i motoszybowców w RFN 1968 ÷ 1984

Rok	1968	1969	1970	1971	1972	1973	1974	1975	1976	1977	1978	1979	1980	1981	1982	1983	1984
Szybowce	stan	2670	3348	3582	3733	4001	4205	4525	4694	5046	5325	5699	5917	5984	6137	6194	6270
	przyrost		678	234	151	268	204	320	169	352	279	374	218	67	151	57	76
Motoszybowce	stan	133	247	356	473	543	660	701	735	760	800	822	825	838	882	915	983
	przyrost		114	109	117	70	117	41	34	25	40	22	3	13	44	33	68

A.G.

Źródło: Adler 10/85

# Farnborough '86

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Międzynarodową wystawę lotniczą w Farnborough (1986.08.31÷1986.09.07) zwiedziło 300 tys. osób. W pierwszym dniu wystawy, przeznaczonym tylko dla prasy, przybyło ponad 10 tys. dziennikarzy. Był to dzień, w którym najłatwiej można było fotografować samoloty stojące na lotnisku, gdyż w następnych czterech dniach, przeznaczonych dla fachowców (z przemysłu i handlu) codziennie było ponad 30 tys. zwiedzających. W ciągu trzech dni otwartych dla publiczności było ich więcej, a w sobotę i niedzielę po 65 tys.

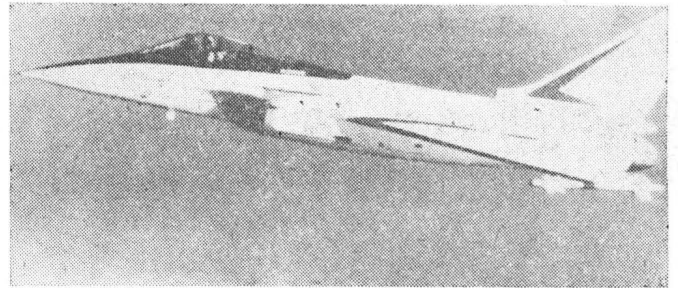
Na wystawie zaprezentowano ponad 100 typów samolotów i śmigłowców, z których ok. 70 demonstrowano w locie. Prócz samolotów były wystawiane napędy lotnicze, osprzęt, uzbrojenie, wyposażenie naziemne itp. W wystawie wzięło udział 500 wystawców z 22 krajów. Prawie połowę stanowili wystawcy brytyjscy. Licznie reprezentowane były wytwórnie amerykańskie, francuskie, włoskie, zachodnioniemieckie, szwedzkie i kanadyjskie. Wśród wystawców nie zabrakło Związku Radzieckiego, Chin (po raz pierwszy biorących udział w tej wystawie) i Rumunii. Polski Turbo Orlik był zgłoszony przez kanadyjską firmę Airtech, lecz nie był prezentowany z powodu zbyt późnego uzyskania dla prototypu niezbędnego wyposażenia awionicznego. Spośród zgłoszonych eksponatów nie był pokazany na wystawie zachodnioniemiecki laminatowy samolot sportowy Grob G115 oraz kilka samolotów amerykańskich i brytyjski sterowiec Skyship 600 pokazywany na poprzedniej wystawie w Farnborough.

Nowościami na wystawie były nowe konstrukcje i nowe wersje konstrukcji znanych. Tylko trzy konstrukcje były zupełnie nowe, oblatane w 1986 r.: brytyjski samolot myśliwski BAe EAP, francuski samolot myśliwski DB Ra-

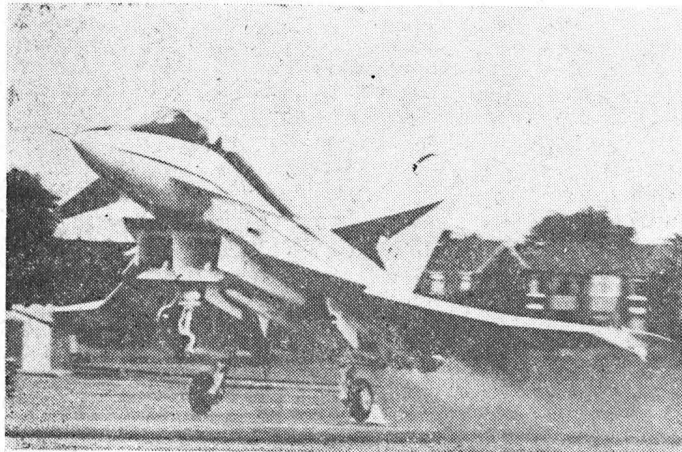
liwe jest zabranie dodatkowego ładunku bojowego zwiększającego masę całkowitą do ok. 20 t.

Czteromiejscowy **Leopard** z silnikami w układzie Caravelle (po 363 daN ciągu) ma służyć jako turystyczny i służbowy. Nie jest to pierwsza próba budowy miniodrzutowca.

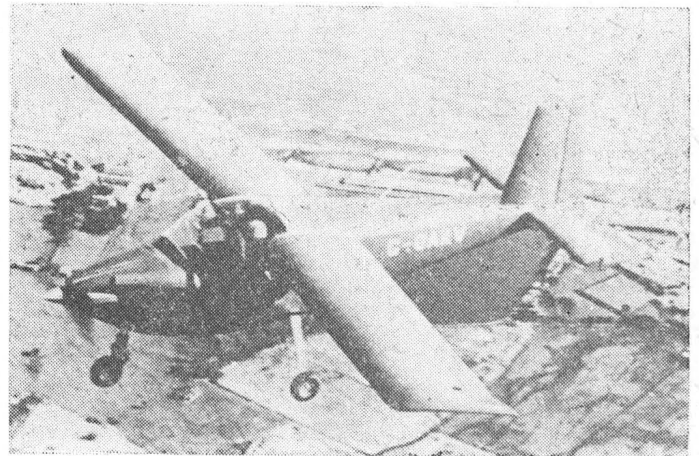
Dwumiejscowy sportowy **ARV Super 2**, oblatany 1985.03.11, jest napędzany silnikiem o mocy 57 kW, czyli reprezentuje nową generację bardzo ekonomicznych samolotów dla aeroklubów. Masa własna samolotu wynosi tylko 288 kg, a całkowita 474 kg. Samolot rozwija prędkość maksymalną 202 km/h i ma wznoszenie 4 m/s. W ub.r. wszedł on do produkcji. Jest również dostarczany w postaci zestawów do montażu. Dwukrotnie niższe koszty użytkowania niż najpopularniejszego samolotu sportowego Cessna 152 czynią zeń konstrukcję wręcz rewelacyjną.



Rys. 2. Francuski samolot myśliwski Dassault-Breguet Rafale, mający stanowić wyposażenie lotnictwa francuskiego w latach dziewięćdziesiątych



Rys. 1. British Aerospace EAP, który jest pierwszą przymiarką do samolotu myśliwskiego Eurofighter EFA na lata dziewięćdziesiąte



Rys. 3. Brytyjski dwumiejscowy sportowy ARV Super 2 o zaskakująco niskich kosztach eksploatacji

fale oraz jeszcze nie oblatany służbowy mały odrzutowiec Chichester-Miles Leopard. Po raz pierwszy w Farnborough był prezentowany brytyjski samolot sportowy ARV Super 2 oblatany w 1985 r.

Samoloty myśliwskie EAP i Rafale są prototypami sprzętu, który ma wejść do użycia w latach dziewięćdziesiątych. **EAP** (Experimental Aircraft Programme) wykonał pierwszy lot 1986.08.08. Jest budowany we współpracy włoskiej i zachodnioniemieckiej, podobnie jak jego poprzednik Tornado. Duża część konstrukcji samolotu jest z tworzyw sztucznych. Ma on system sterowania przewodowy (fly-by-wire). Samolot jest niestateczny z aktywnym sterowaniem. Jego napęd stanowią dwa silniki Turbo-Union RB 199-104D po 7120 daN.

Francuski Dassault-Breguet **Rafale A** wykonał pierwszy lot 1986.07.04. Samolot jest aktywnie sterowany komputerowo. W konstrukcji skrzydeł i kadłuba użyto kompozytu węglowego. Samolot jest napędzany dwoma silnikami General Electric F404-GE100 po 7560 daN. Prędkość maksymalna obu samolotów jest rzędu 2100 km/h (M=2). Masa startowa jest równa cięgowi silników, czyli 14÷15 t. Moż-

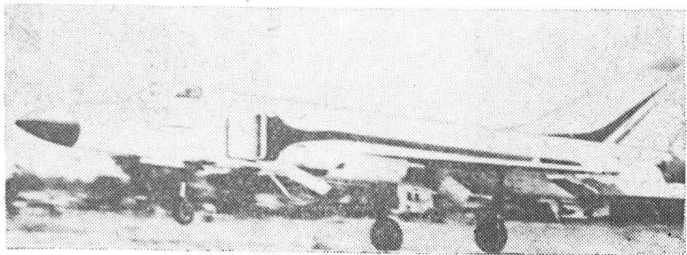


Rys. 4. Fiński turbośmigłowy treningowy Valmet L90TP Redigo





Rys. 5. Pasażerski 68-miejscowy BAe ATP (pierwszy lot 1986.08.06)



Rys. 6. Chiński samolot myśliwski F-8-II

Samolotami uznanymi za nowe były: fiński turbośmigłowy treningowy **Valmet L90TP Redigo** (pierwszy lot w lutym 1986 r.) i belgijski Promavia Jet Squalus zbudowany w 1986 r., czy BAe ATP. L90TP Redigo jest wersją seryjną samolotu L80, oblatanego 1985.02.12, a wywodzącego się z L70 z 1975 r. Natomiast **Jet Squalus**, który został zaprezentowany w postaci modelu zamiast zgłoszonego prototypu, jest rozwinięciem samolotu F400 Cobra z 1961 r. (sprzed 25 lat!) konstrukcji właskiego inżyniera Stelio Frati. Świadczy to dobitnie o tym, że konstrukcja płatowca dziś nie starzeje się tak szybko.

Brytyjski 68-miejscowy samolot pasażerski **BAe ATP**, oblatany 1986.08.06, jest rozwinięciem samolotu BAe 748 (z 1960 r.). Wykorzystano skrzydła od BAe 748, przedłużono kadłub i jako napęd zastosowano nowe silniki PW125 po 1866 kW.

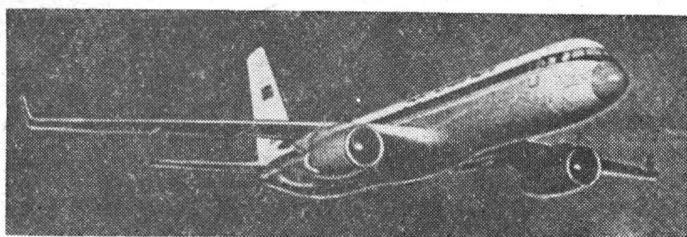
58-miejscowy **Fokker F50** (pierwszy lot 1985.12.28) — to nowa odmiana najliczniej produkowanego samolotu Fokker F27 (z 1955 r.), napędzana silnikami PW124 po 1630 kW.

**Shorts Tucano**, oblatany 1986.02.14, jest odmianą samolotu treningowego Embraer EMB-312 Tucano (z 1980 r.), z silnikami Garrett TPE331-12B o mocy 810 kW zamiast silnika PT6A-25C o mocy 560 kW. Tak duży wzrost mocy spowodował poważny wzrost osiągnięć samolotu.

Lockspeiser zgłosił na wystawę swą kaczkę transportową LDA-01 z 1971 r. pod nazwą **LDA 500 Boxer** o ładunku handlowym 500 kg i zaproponował następną wersję LDA 1000 o dwukrotnie większym ładunku.

Chiny pokazały modele i zdjęcia swych nowości: nowej odmiany samolotu myśliwskiego **F-8-II** z chwytami powietrza po bokach kadłuba (a nie w jego przodzie) oraz nowej odmiany samolotu pasażerskiego **Y-7-100** (licencja An-24) z końcówkami typu winglet, które zmniejszyły zużycie paliwa o 5%. Podczas wystawy były prowadzone rozmowy w sprawie wyposażenia tego samolotu w silniki Rolls-Royce lub Pratt Whitney Canada.

Na podstawie wystawionych eksponatów można stwierdzić, że w dziedzinie budowy płatowców technika lotnicza jest bliska górnej granicy możliwości i jedynie w niektórych kategoriach samolotów, głównie bojowych i lek-



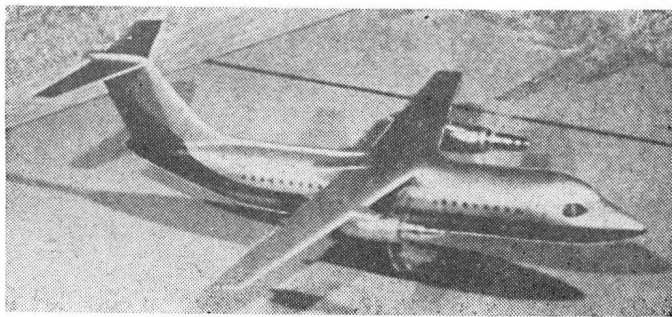
Rys. 7. 170-214-miejscowy Tupolew Tu-204

kich sportowych, można w znaczący sposób ulepszyć konstrukcję płatowca. W większości kategorii samolotów postęp odbywa się przez modyfikacje płatowców i stosowanie nowych ekonomiczniejszych silników i lepszego wyposażenia.

### Projekty samolotów

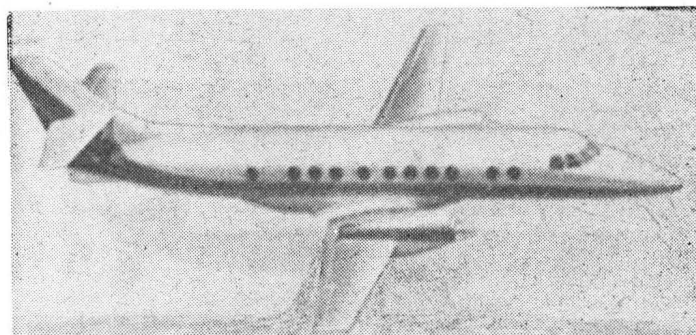
Na międzynarodowych wystawach nie mniejsze zainteresowanie niż nowe prototypy wzbudzają projekty nowych samolotów. Są one przedstawiane przeważnie w postaci modeli, rysunków i najogólniejszych danych technicznych.

Duże zainteresowanie wywołała ilustracja pokazująca radziecki samolot pasażerski **Tupolew Tu-204**. Będzie to samolot 170-214-miejscowy należący do tej klasy co Boeing 757. Napęd samolotu będą stanowiły dwa silniki wentylatorowe o ciągu po 15 900 daN. Wykresy osiągnięć pokazują, że samolot przy maksymalnym ładunku handlowym

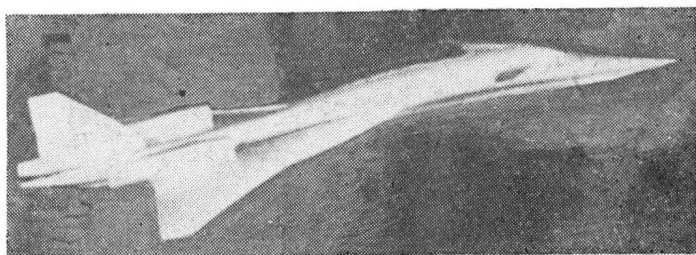


Rys. 8. BAe 146 z silnikami turbośmigłowymi

21 t będzie miał zasięg 2400 km, zaś maksymalny zasięg 4750 km będzie osiągał z ładunkiem 13 t. Prędkość przelotowa ma wynosić 810-850 km/h, wymagana długość lotniska 2500 m, rozpiętość 42 m, długość 45 m, średnica kadłuba 2,8 m. Samolot ma mieć boczny drążek sterowy podobnie jak Airbus A.320.



Rys. 9. Przedłużony BAe Jetstream 41



Rys. 10. Brytyjski projekt naddźwiękowego samolotu służbowego

Samolot pasażerski **BAe 146** ciągle się rozwija. Nowa 100-112-miejscowa wersja BAe 146-300, o przedłużonym kadłubie, ma wykonać pierwszy lot w maju 1987 r. Dla tej wersji koszt przewozu pasażera ma być o 10% niższy. Na wystawie zaprezentowano wersję towarową BAe 146-200QT Quiet Trader z bocznymi drzwiami towarowymi. Jest planowana wersja 130-miejscowa BAe 146-400. Wystawiony model wersji dwusilnikowej BAe 146 z silnikami turbośmigłowymi ze śmigłami przeciwbieżnymi świadczy, że zmniejszenie liczby silników z czterech do dwóch i napęd

# Alternatywne paliwa lotnicze do silników turbinowych

Doc. dr hab. inż. PIOTR WOLAŃSKI  
Politechnika Warszawska

Do napędu obiektów latających wykorzystuje się obecnie energią chemiczną paliw. Wartość energetyczna paliwa ma istotny wpływ na osiągi samolotu. Korzystając z równania Bregueta można łatwo wykazać, jak duży wpływ na zasięg samolotu ma wartość opałowa paliwa oraz jego ilość [1]. Równanie to można przedstawić następująco:

$$Z = \eta_0 k \frac{Wu}{g} \ln \frac{m_0}{m_k}$$

gdzie:

$Z$  — zasięg samolotu,  
 $\eta_0$  — sprawność ogólna napędu,  
 $k$  — doskonałość samolotu,  
 $Wu$  — wartość opałowa paliwa,  
 $g$  — przyspieszenie ziemskie,  
 $m_0, m_k$  — masa początkowa i końcowa samolotu.  
 Z równania wynika, że przy tym samym stosunku masy startowej do masy końcowej samolotu (tej samej ilości paliwa) zasięg samolotu jest proporcjonalny do wartości opałowej paliwa.

Obecnie w lotnictwie do napędu silników tłokowych stosuje się benzynę lotniczą, a do napędu silników turbinowych — naftę lotniczą.

Wzrost cen ropy naftowej w latach 70. doprowadził do znacznego wzrostu cen paliw lotniczych. Na początku lat siedemdziesiątych koszty paliwa w lotnictwie komunikacyjnym stanowiły zaledwie 1/4 kosztów eksploatacyjnych, podczas gdy na początku lat 80. — już połowę kosztów eksploatacyjnych transportu lotniczego [2]. W tej sytuacji rozpoczęto poszukiwania alternatywnych paliw lotniczych [3]. Dotyczy to w zasadzie paliw do silników turbinowych, gdyż silniki te są stosowane powszechnie w samolotach

komunikacyjnych i transportowych i w zasadniczy sposób wpiwają na zużycie paliw wykorzystywanych w lotnictwie. Wykaz paliw rozważanych jako alternatywne paliwa lotnicze zestawiono w tabl. 1. Przedstawiono w niej porównanie różnych paliw z typową naftą lotniczą, paliwem najpowszechniej wykorzystywanym w lotnictwie.

## Nafta lotnicza

W tabl. 1 podano właściwości typowej nafty lotniczej. Dla tego rodzaju paliwa średnio na jeden atom węgla w paliwie przypada 1,94 atomu wodoru. Temperatury wrzenia i topnienia nafty nie są wartościami stałymi, gdyż nafta lotnicza jest mieszaniną wielu frakcji ropy naftowej. Wrzenie następuje więc w temperaturach wrzenia poszczególnych jej składników, temperatura topnienia (zamarzania) zależy również od aktualnego składu ropy. Dane w tabl. 1 dotyczące nafty lotniczej są w zasadzie danymi dotyczącymi paliwa A-1, jednak większość paliw tego typu niewiele różni się między sobą właściwościami fizykochemicznymi [3].

Proces otrzymywania nafty lotniczej jest znany od wielu lat. Jej magazynowanie i transport nie nastęrczają większych trudności. Jedynym problemem związanym z eksploatacją tego paliwa wydaje się obecnie jego cena.

## Alkohole

Alkohole metylowy i etylowy są od pewnego czasu rozważane jako alternatywne paliwa do silników tłokowych. W kilku krajach paliwa te są stosowane jako dodatki do paliw napędzających silniki trakcyjne, a w niektórych roz-

TABLICA 1. Właściwości niektórych paliw rozważanych jako alternatywne paliwa lotnicze

Parametr	Paliwo Nafta lotnicza A-1	Alkohole		Metan	Wodór	Pentaboran
		metylowy	etylowy			
Skład	H/C 0,16	CH <sub>3</sub> OH	C <sub>2</sub> H <sub>5</sub> OH	CH <sub>4</sub>	H <sub>2</sub>	B <sub>5</sub> H <sub>9</sub>
Ciężar cząsteczkowy	~ 120	32,04	46,06	16,04	2,016	63,17
Wartość opałowa, kJ/kg	42 800	19 985	29 750	49 080	119 890	64 300*
Gęstość, kg/m <sup>3</sup>	753	785	817	425	71	633
Temp. wrzenia, K	470 ÷ 560	337	352	112	20,5	332
Temp. krzepnięcia, K	220	175	158	90,8	14	226
Ciepło parowania, kJ/kg	244 ÷ 256	1103	853,6	581,5	449	507
Ciepło właściwe, kJ/kg K	2,01	2,55	2,59	3,44	9,29	2,4
Gęstość paliwa	1	1,04	1,08	0,56	0,094	0,84
Gęstość nafty lotn.	1	1,04	1,08	0,56	0,094	0,84
Wartość opałowa z 1 kg paliwa	1	0,47	0,70	1,15	2,80	1,50
Wartość opałowa z 1 kg nafty lotniczej	1	0,47	0,70	1,15	2,80	1,50
Wartość opałowa z 1 m <sup>3</sup> paliwa	1	0,49	0,75	0,65	0,26	1,26
Wartość opałowa z 1 m <sup>3</sup> nafty lotniczej	1	0,49	0,75	0,65	0,26	1,26

\* z uwzględnieniem ciepła kondensacji B<sub>2</sub>O<sub>3</sub>

cd. ze s. 5

turbośmigłowy zamiast turbowentylatorowego jest najwłaściwszym kierunkiem rozwoju tego samolotu.

Przedstawiono model znacznie przedłużonego brytyjskiego samolotu służbowego BAe Jetstream 41 dla 27 zamiast 18 pasażerów.

Wśród nowych projektów brytyjskich zwracały uwagę: trójsilnikowy służbowy samolot naddźwiękowy o zasięgu 6000 km i prędkości przelotowej M=1,85, wzorowany na Concorde, oraz projekt 12-miejscowego służbowego samolotu poddźwiękowego BAe-125-900 z podkrytycznym płatem.

Francuski 74-miejscowy pasażerski ATR 72 (pierwszy lot w 1988 r.), będący przedłużoną odmianą 46÷50-miejscowe-

go samolotu ATR 42, znajduje się w opracowaniu. Wytwórnia Boeing rozpoczęła prace nad 100÷160-miejscowym samolotem pasażerskim Boeing 7J7 z napędem turbośmigłowym ze śmigłami wentylatorowymi (tzw. prop-fan). Ponadto Boeing zamierza przystąpić do projektowania naddźwiękowego samolotu pasażerskiego, prawdopodobnie o prędkości M = 3÷5.

McDonnell Douglas rozwija swe dotychczasowe konstrukcje. Oznaczenie MD-91X będzie nosić odmiana samolotu MD-80 (DC-9) z napędem turbośmigłowym ze śmigłami wentylatorowymi, zaś MD-11 to oznaczenie odmiany rozwojowej samolotu DC-10.

Airbus jako odmiany rozwojowe aerobusu A.320 opracowuje A.330 i A.340.



wiązaniach są stosowane jako paliwa zasadnicze. W lotniczych silnikach tłokowych metanol jest wykorzystywany tylko w bardzo ograniczonym zakresie. Stosuje się go do małych silników tłokowych przeznaczonych do napędu bezpilotowych samolotów zwiadowczych. Trwają również badania nad możliwością wykorzystania etanolu do zasilania silników tłokowych małej mocy. Alkohole nie wydają się jednak być konkurencyjne w stosunku do nafty lotniczej. Mają stosunkowo małą wartość opałową i z tego powodu nie mogą być uważane za alternatywne paliwa do napędu silników turbinowych.

### Metan

Metan jest głównym składnikiem gazu ziemnego, paliwa, które nawet w czasach kryzysu ekonomicznego charakteryzuje się stosunkowo niskimi kosztami energii w porównaniu z innymi paliwami. Ma on większą wartość opałową z jednostki masy niż nafta lotnicza. W stanie ciekłym występuje tylko w temperaturach niższych niż 112 K, co stwarza dodatkowe problemy z jego przechowywaniem. Nawet w tych warunkach ma prawie dwukrotnie mniejszą gęstość niż nafta lotnicza. Z tego też powodu wartość opałowa otrzymywana z tej samej objętości ciekłego metanu wynosi tylko 65% wartości opałowej otrzymywanej z analogicznej objętości nafty lotniczej. Stwarzałoby to konieczność zwiększenia zbiorników i powodowało wzrost oporu, a tym samym zmniejszenie doskonałości samolotu, czego nie mogłaby skompensować niewiele większa wartość opałowa z jednostki masy. Ciekły metan może stać się atrakcyjnym paliwem lotniczym tylko wtedy, gdy koszt energii otrzymywanej z ciekłego metanu będzie znacznie mniejszy od kosztów energii otrzymywanej z innych paliw.

Ostatnio prowadzone są rozważania nad możliwością wykorzystania ciekłego metanu do napędu samolotów hipersonicznych latających z prędkościami 4-6 M.

### Wodór

Wodór ma prawie trzykrotnie większą wartość opałową z jednostki masy niż nafta lotnicza. W stanie ciekłym gęstość wodoru jest jednak ponad dziesięciokrotnie mniejsza niż gęstość nafty lotniczej i z tego powodu wartość opałowa z jednostki objętości ciekłego wodoru jest prawie czterokrotnie mniejsza niż wartość opałowa z jednostki objętości nafty lotniczej. Wodór ma bardzo niską temperaturę wrzenia i zamarzania. Koszty produkcji jednostki energii z wodoru są jednak obecnie porównywalne z kosztami energii otrzymywanej z nafty lotniczej.

### Pentaboran

Pentaboran ma najbardziej korzystne właściwości cieplne spośród rozpatrywanych paliw alternatywnych: ma znacznie większą niż nafta lotnicza wartość opałową zarówno z jednostki masy, jak i z jednostki objętości; jest stabilny w szerokim zakresie temperatur eksploatacyjnych. Jednak koszty jego syntezy są bardzo duże. Poza tym jest to substancja toksyczna, a część produktów spalania występuje w fazie stałej. Z tych powodów pentaboran może być rozważany tylko jako paliwo do napędu obiektów specjalnych.

### Samoloty napędzane naftą i wodorem

Z przeprowadzonej analizy wynika, że obecnie wodór ma najwięcej korzystnych cech jako alternatywne paliwo lotnicze. Korzystne cechy wodoru jako paliwa lotniczego najlepiej widać przez porównanie osiągnięć samolotów napędzanych wodorem z osiągnięciami samolotów napędzanych naftą lotniczą. Wyniki takiej analizy przeprowadzonej dla poddźwiękowych i naddźwiękowych samolotów pasażerskich przedstawiono w tabl. 2 [3]. W transporcie poddźwiękowym rozważono samolot transatlantyki o zasięgu 6300 km, udźwigu 25 400 kg i prędkości przelotowej  $Ma = 0,82$ . Parametry te są typowe dla współczesnych samolotów komunikacyjnych o dużym zasięgu. Masa startowa samolotu napędzanego wodorem jest mniejsza o ponad 50 000 kg (ok. 25%). Samolot ten ma mniejsze wymiary, a masa paliwa jest prawie trzykrotnie mniejsza niż dla samolotu z napędem konwencjonalnym. Samolot napędzany wodorem musi jednak mieć prawie czterokrotnie pojemniejsze zbiorniki paliwa. Ze względu na specyfikę przechowywania wodoru (konieczność bardzo dobrej izolacji zbiorników), zbiorniki

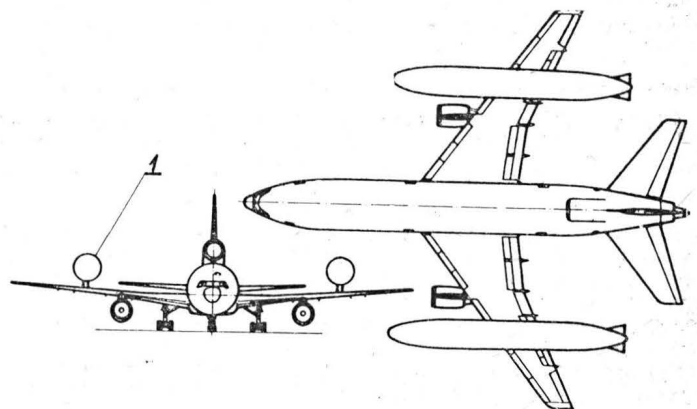
wodoru nie mogą być umieszczone w skrzydłach, lecz muszą stanowić specjalną konstrukcję. Jedną z propozycji konstrukcji tego rodzaju zbiorników jest pokazana na rysunku rozpatrywanej poddźwiękowej wersji samolotu (rys. 1). Taka konstrukcja zbiornika obniża doskonałość samolotu, co zmniejsza korzyści wynikające ze stosowania wodoru do jego napędu. Należy jednak stwierdzić, że w efekcie do przetransportowania tej samej masy użytecznej na tę samą odległość z tą samą prędkością samolot napędzany wodorem zużyje o 5% mniej energii cieplnej niż samolot napędzany naftą lotniczą.

Korzyści związane z zastosowaniem wodoru do napędu samolotu stają się bardziej widoczne dla transportu nad-samą odległość z tą samą prędkością samolot napędzany wodorem masa startowa jest dwukrotnie mniejsza niż dla samolotu naddźwiękowego napędzanego paliwem konwencjonalnym. Masa paliwa jest prawie czterokrotnie mniejsza, a masa pustego samolotu jest mniejsza o ponad 20%. Pomimo tak znacznej różnicy w masie paliwa, objętość pali-

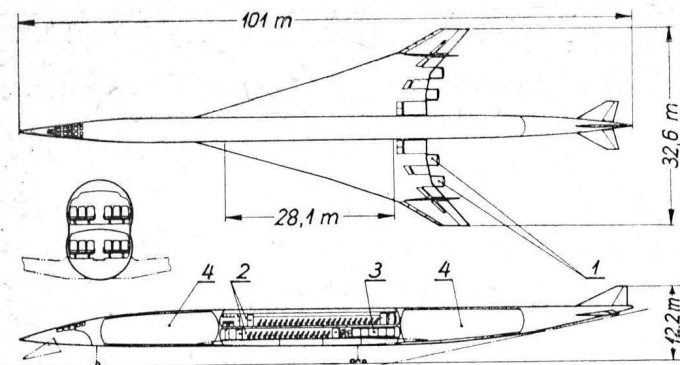
TABLICA 2. Zestawienie danych i osiągnięć samolotów pod- i naddźwiękowych napędzanych naftą lotniczą i wodorem

Rodzaj samolotu Parametr	Samolot poddźwiękowy		Samolot naddźwiękowy	
	nafta lotnicza	wodór	nafta lotnicza	wodór
Udźwig, kg	25 400		22 250	
Zasięg, km	6 300		7 780	
Prędkość przelotowa, Ma	0,82		2,7	
Paliwo	nafta lotnicza	wodór	nafta lotnicza	wodór
Masa startowa, kg	195 000	144 000	340 000	172 000
Masa własna, kg	107 600	97 400	140 250	105 250
Masa paliwa, kg	62 000	21 200	177 500	44 500
Objętość paliwa, m <sup>3</sup>	82,7	313	234,7	636
Powierzchnia nośna, m <sup>2</sup>	321	263	1 005	704
Rozpiętość, m	47	43	40,5	32,6
Ciąg/masa startowa, daN/kg	0,29	0,39	0,48	0,50
Jednostkowe zużycie paliwa, kg/daNh	0,6912	0,2196	1,5408	0,5724
Energia na pasażera i kilometr, J/pasażera km	1 560	1 495	4 173	2 930

wa wodorowego jest prawie trzykrotnie większa od objętości paliwa konwencjonalnego. W transporcie naddźwiękowym zbiorniki paliwa nie mogą mieć takiej konstrukcji (ze względu na prędkość lotu), jaką zastosowano w samolocie poddźwiękowym. Z tego powodu proponuje się, aby zbiorniki paliwa były umieszczone w przedniej i tylnej części kadłuba (rys. 2). Z przedstawionych w tabl. 2 danych wynika, że do przetransportowania 22 250 kg masy użytecznej z prędkością  $Ma = 2,7$  na odległość 7780 km samolot napędzany wodorem zużyje o 30% mniej energii cieplnej niż samolot napędzany paliwem klasycznym. Należy dodać, że korzyści wynikające z zastosowania wodoru jako paliwa lotniczego będą jeszcze większe dla większych prędkości lotu.



Rys. 1. Schemat poddźwiękowego samolotu pasażerskiego napędzanego wodorem (dane samolotu podano w tabl. 2): 1 — zbiornik ciekłego wodoru



Rys. 2. Schemat naddźwiękowego samolotu pasażerskiego napędzanego wodorem (dane samolotu podano w tabl. 2): 1 — silniki, 2 — kabina pasażerska, 3 — luk bagażowy, 4 — zbiorniki ciekłego wodoru

TABLICA 3. Porównanie zagrożeń i warunków eksploatacji dla wodoru i ropy lotniczej

Rodzaj zagrożenia	Efekt		Korzystniejsze paliwo
	wodór	ropa lotnicza	
Wyciek paliwa, drobne nieszczelności	Ciekły wodór jest cięższy od powietrza, lecz bardzo szybko paruje, a jego pary (gazowy H <sub>2</sub> ) szybko się ulatniają. Brak zanieczyszczenia	Nafta i jej pary są cięższe od powietrza. Przy wycieku będą się tworzyć duże obszary zanieczyszczone parami ropy	wodór
Niebezpieczeństwo wybuchu	Energia niezbędna do zapłonu jest mała, lecz temp. samozapłonu wysoka (850 K). Pali się bardzo gwałtownie, lecz ma bardzo małą emisję ciepła (minimalne efekty promieniowania). W produktach spalania brak dymu	Pary ropy są stosunkowo trudniejsze do zapłonu niż wodoru, lecz temp. samozapłonu par ropy jest niższa (530 K). Płomień ropy intensywnie promieniuje, dymi oraz wytwarza wiele zanieczyszczeń	wodór
Niebezpieczeństwo zainicjowania detonacji	małe	małe	
Oddziaływanie na człowieka	Małe ilości ciekłego wodoru w kontakcie ze skórą człowieka parują natychmiast bez uszkodzenia tkanki. Duże ilości powodują poważne oparzenia. Wodór gazowy jest bezbarwny, bezwonny i nietoksyczny	Nafta lotnicza powoduje niewielkie podrażnienia skóry, pary ropy są toksyczne na poziomie 500 m p.p.m.	wodór
Wzrost temp. przy składowaniu	Ciekły wodór wrze w temp. 20 K. Wzrost temp. ciekłego wodoru wymaga wentylacji lub ponownego skroplenia par wodoru	Wzrost temp. przy składowaniu powoduje tylko niewielki wzrost objętości ropy lotniczej	ropa
Zanieczyszczenia paliwa	Ze względu na niską temp. wrzenia ciekły wodór może być zanieczyszczony tylko helem. Pozostałe zanieczyszczenia mechaniczne łatwo można odseparować	Nafta lotnicza może być zanieczyszczona zarówno przez czynniki mechaniczne, jak i organiczne, których usunięcie stwarza poważne problemy	wodór

Ostatnio analizuje się możliwości wykorzystania ciekłego wodoru do napędu hipersonicznych samolotów oraz samolotów kosmicznych, tzw. „space-plane”, które będą mogły osiągać prędkości w zakresie 10÷24 M.

### Ekonomia i bezpieczeństwo

Biorąc pod uwagę fakt, że wodór można już dzisiaj otrzymywać z gazu ziemnego, węgla, łupków bitumicznych itp. widać, iż przy cenach energii otrzymywanej ze spalania wodoru porównywalnych z cenami energii otrzymywanej ze spalania ropy lotniczej, wodór może stać się konkurencyjnym paliwem dla ropy lotniczej [4]. Dodatkową zaletą wodoru jest fakt, że jego cena nie będzie zależna od cen ropy naftowej, a źródła, z których może być otrzymywany nie są obecnie limitowane. Ponadto przy zastosowaniu wodoru jako paliwa otrzymuje się mniejszą emisję szkodliwych zanieczyszczeń w produktach spalania, a proces spalania może być sprawniej organizowany w różnych warunkach pracy komory spalania.

Również warunki eksploatacyjne oraz problemy bezpieczeństwa przemawiają na korzyść wodoru. W tabl. 3 zestawiono najważniejsze czynniki mające wpływ na bezpieczeństwo w eksploatacji wodoru i ropy lotniczej. Z zestawienia wynika, że przeprowadzona analiza wypada na korzyść wodoru.

Z powyższych rozważań widać, że niedługo wodór powinien stać się podstawowym paliwem lotniczym. Istnieje jednak poważna przeszkoda: nie ma całego zaplecza niezbędnego do przejścia z ropy lotniczej na wodór. Przejście takie wymagałoby bardzo dużych inwestycji związanych z budową instalacji wodorowych na każdym lotnisku, co mogłoby się zamortyzować dopiero po wieloletniej eksploatacji. Dlatego ryzyko związane z tak poważnym przedsięwzięciem będzie można podjąć dopiero wtedy, gdy koszty energii uzyskiwanej ze spalania wodoru będą znacznie mniejsze niż w przypadku ropy. Wydaje się również logiczne, że wodór zacznie wypierać tradycyjne paliwa lotnicze początkowo w transporcie naddźwiękowym, a dopiero w następnym etapie zostanie zastosowany w lotnictwie poddźwiękowym.

\* \* \*

Reasumując można stwierdzić, że jako paliwo alternatywne może być brany pod uwagę tylko ciekły wodór, który pod względem energetycznym i eksploatacyjnym wykazuje istotną przewagę nad ropą lotniczą. Jednak zastąpienie klasycznych paliw lotniczych przez wodór będzie możliwe dopiero wtedy, gdy koszty energii otrzymywanej ze spalania wodoru będą znacznie mniejsze od kosztów energii otrzymywanej ze spalania ropy lotniczej.

### LITERATURA

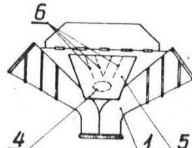
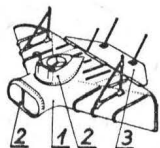
1. P. H. CALDER, P. C. GUPTA: Future SST engines with particular reference to Olympus 593 evolution and Concorde experience. *The Aeronautical Journal*, June 1976, pp. 285-292
2. D. L. NORED, J. F. DUGAN, N. T. SAUNDERS, J. A. ZIEMIANSKI: Aircraft Energy Efficiency (ACEE) Status Report. Aero-propulsion 1979, NASA Conference Publication 2092 (1979), pp. 1-59
3. G. D. BREWER: The Case for Hydrogen-Fueled Transport Aircraft. *Aeronautics and Astronautics*, May 1974 pp. 40-51
4. W. J. D. ESCHER: Future Availability of Liquid Hydrogen. *Aeronautics and Astronautics*, May 1974, pp. 55-59

## POLSKIE PATENTY LOTNICZE

● WSK PZL Warszawa-Okęcie, Oddział Usług Agrolotniczych w Olsztynie zgłosił do Urzędu Patentowego PRL wzór użytkowy pn. **Opylacz tunelowy do wysiewu chemikaliów samolotami**. Autorzy: Feliks Muraszko, Wiesław Padzik, Grzegorz Walczak, Wojciech Korzeniowski, Andrzej Diuba.

Opylacz, będący przedmiotem wzoru użytkowego, może być stosowany do rozsiewania z samolotu nawozów granulowanych pylistych jak i krystalicznych, ogólnie dostępnych i stosowanych w rolnictwie.

Opylacz tunelowy, składający się z tunelu 1, gardzieli wysypowej, owiewki 2 i osłony 3, charakteryzuje się tym, że pod



środkowym otworem wylotowym 4 tunelu 1 zamontowana jest przystawka 5 z szeregiem kierownic 6, co najmniej trzech rozdzielających wysypywany nawóz ze środkowego rękawa gardzieli wysypowej, przy czym środkowa kierownica 6 jest w kształcie stożka, a pozostałe są symetrycznie równoległe do krawędzi przystawki 5.

Skrót opisu wzoru użytkowego, chronionego jednym zastrzeżeniem, opublikowano w BUP nr 25/1985, w klasie B64D, pod nrem W.74245.



# Przygotowanie i załadunek cieczy roboczej do samolotów i śmigłowców

Doc. dr inż. MAREK MICHALSKI

Rozprzestrzenianie cieczy, przy dotychczasowej strukturze usług agrolotniczych, nie stanowi w Polsce większego problemu. W skali światowej jest jednak problemem pierwszoplanowym, gdyż w wielu krajach jest ono podstawowym zadaniem agrolotnictwa.

Aktualna sytuacja w Polsce jest z pewnością rezultatem kilku czynników, takich jak:

— bardzo skromny wybór pestycydów przeznaczonych do lotniczego rozprzestrzeniania,

— całkowity brak ciekłych nawozów mineralnych,

— brak instrumentalnego lub wizualnego zdalnie kierowanego systemu naprowadzania,

— brak specjalistycznych urządzeń do przygotowania i załadunku cieczy roboczej,

— konieczność stosowania jednego rodzaju aparatury opryskującej do konwencjonalnego opryskiwania,

— pozostawienie od lat polskiego atomizera (konstrukcji S. Kamińskiego) na etapie prototypu, bez wdrożenia go do produkcji.

## Załadunek w cyklu operacyjnym

Cykl operacyjny przy rozprzestrzenianiu cieczy jest taki sam jak przy rozprzestrzenianiu materiałów sypkich.

Czas załadunku składa się z trzech składników [10, 11]:

$$T_{23} = T_{231} + T_{232} + T_{233}, s$$

gdzie:

$T_{231}$  — czas doprowadzenia i podłączenia przewodu tłocznego,

$T_{232}$  — czas właściwego pompowania cieczy roboczej,

$T_{233}$  — czas odłączenia i odprowadzenia przewodu.

Rozważając cykl operacyjny należy pamiętać, że nawet konwencjonalne dawki cieczy stosowane w uprawach polowych  $Q_c$  są niższe od dawek materiałów sypkich  $Q_s$ . Powoduje to znaczne wydłużenie czasu lotu roboczego  $T_r$  w porównaniu z rozprzestrzenianiem materiałów sypkich, co przy takiej samej prędkości załadunku sprawia, że współczynnik czasu przygotowania naziemnego  $K_z$  [13] przy zabiegach cieczowych osiąga niższe wartości, co można wyrazić wzorami:

$$Q_c < Q_s,$$

to

$$T_{rc} > T_{rs},$$

a przy

$$T_{zc} = T_{zs} \text{ (a właściwie } T_{23c} = T_{23s})$$

$$\frac{T_z}{T_{cc}} < \frac{T_z}{T_{cs}}$$

a ponieważ

$$\frac{T_z}{T_c} = K_z$$

to

$$K_{zc} < K_{zs}.$$

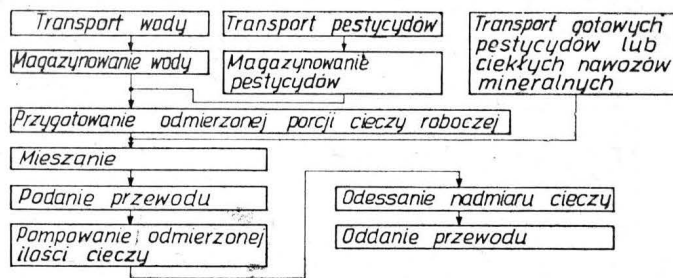
Z rozważań tych wynika, że szybkość załadunku odgrywa mniejszą rolę w odniesieniu do cieczy niżeli w odniesieniu do materiałów sypkich [9]. Jeszcze mniejszą rolę odgrywa załadunek cieczy rozprzestrzenianej w dawkach ULV, a tym bardziej w postaci aerozoli.

Nie można jednak zapominać, że załadunek tych statków powietrznych, a zwłaszcza śmigłowców, które są wyposażone w dwa zbiorniki, dla zachowania stałego czasu postoju naziemnego wymagałyby urządzenia pompującego o wydatku dwa razy wyższym od wydatku ładowarek materiałów sypkich.

Większe znaczenie ma szybkość załadunku podczas opryskiwań w sadach ze względu na to, że przy bardzo wysokich dawkach wartość współczynnika czasu przygotowania naziemnego rośnie bardzo szybko, obniżając wartość efektywności ekonomicznej tego zabiegu agrolotniczego.

## Urządzenia do przygotowania i załadunku cieczy roboczej

Doświadczenia wielu krajów udowodniły, że żądane efekty osiąga się jedynie przy stosowaniu specjalistycznych urządzeń [7] (cysterna z wodą, mieszalnik [1], agregat pompujący oraz wysięgnik podający przewód tłoczny wyposażony w przepływomierz i urządzenie odsysające), a więc takich, które mogą wykonywać możliwie najwyższą liczbę operacji związanych z przygotowaniem i załadunkiem cieczy roboczej (rys. 1).



Rys. 1. Schemat blokowy przygotowania i załadunku cieczy roboczej

Przy załadunku cieczy, liczba zbiorników samolotu czy śmigłowca nie odgrywa specjalnej roli, ponieważ zawsze tworzą one układ naczyń połączonych. Nie ma również większego znaczenia lokalizacja zbiorników, gdyż podłączenie przewodu tłocznego nie jest związane z koniecznością dojazdu urządzeń w bezpośrednie sąsiedztwo statku powietrznego. Tak więc te same urządzenia do załadunku nadają się do napełniania zbiorników samolotów i śmigłowców [5] tak zewnętrznych, jak i wewnętrznych, brzusznych i podwieszanych.

Od urządzeń do przygotowania i załadunku cieczy roboczej wymaga się, ażeby:

— w jednym agregacie łączyły kilka funkcji, a mianowicie: transport i magazynowanie wody, mieszanie cieczy roboczej (pestycyd + woda), mechaniczne podawanie końcówki przewodu tłocznego, tłoczenie cieczy roboczej,

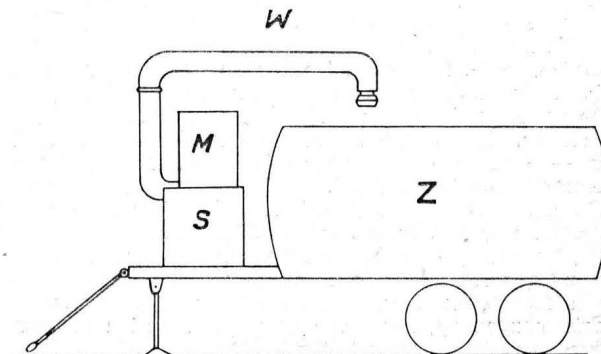
— miały zbiorniki i armaturę odporne na korozję, dla umożliwienia stosowania ich do załadunku ciekłych nawozów mineralnych (z pominięciem mieszalnika),

— dokonywały załadunku z prędkością wyższą od  $15 \text{ dm}^3 \cdot \text{s}^{-1}$ ,

— łądowały odmierzoną porcją cieczy roboczej równą masie chemikaliów, jaką może jednorazowo zabrać samolot lub śmigłowiec, a nadmiar cieczy — odsysały,

— zabezpieczały obsługę przed bezpośrednim kontaktem z cieczą roboczą,

— umożliwiały załadunek cieczy zarówno do samolotów, jak i śmigłowców (pod tarczą wirnika),

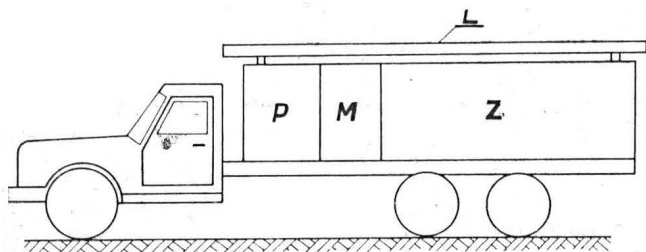


Rys. 2. Urządzenie do przygotowania cieczy roboczej Mobimix 1: M — mieszalnik, S — silnik spalinowy, W — wysięgnik, Z — zbiornik wody

- miały możliwość samonapełniania się wodą,
- miały wysoką prędkość transportową, ze względu na konieczność częstego przebazowywania,
- wykluczały możliwość skażenia naturalnego środowiska.

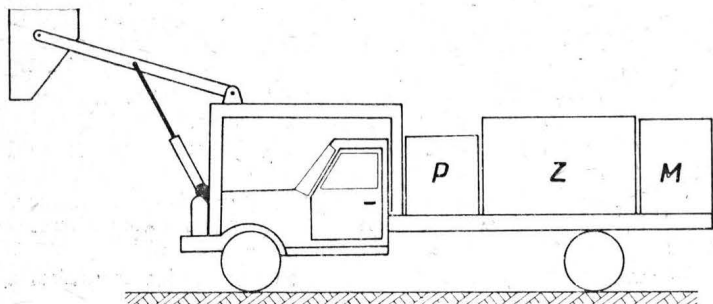
Początkowo rolę urządzeń załadunkowych odgrywały motopompy strażackie, czy pompy do ścieków [2, 3]. Wkrótce jednak okazało się, że stawianym wymaganiom odpowiadają tylko urządzenia specjalne. Jedną z prób skonstruowania takiego urządzenia podjęto także w Instytucie Lotnictwa w Warszawie [6]. Jednak prototypy urządzeń AP-800 i AP-1000 nie spełniły pokładanych w nich nadziei. Mimo że agregaty te miały wiele zalet, wymagały jednak zestawienia na lądowisku operacyjnym zbyt wielu elementów i nie zabezpieczały personelu przed bezpośrednim kontaktem z cieczą roboczą.

Do najlepszych w świecie urządzeń do przygotowania cieczy roboczej i pompowania jej do zbiorników statków powietrznych można zaliczyć [4, 8] m.in. węgierskie urządzenie Mobimix 1 (rys. 2). Jest to urządzenie uniwersalne nadające się do współpracy z naziemnymi opryskiwaczami oraz ze statkami powietrznymi. Składa się ono ze zbiornika na wodę o pojemności 8000 dm<sup>3</sup>, dwóch mieszalników po 600 dm<sup>3</sup> każdy i obrotowego wysięgnika podającego końcówkę przewodu do napełnianego zbiornika. Ze względu na to, że główny zbiornik jest wykonany z tworzywa sztucznego, Mobimix 1 może być stosowany także do załadunku ciekłych nawozów mineralnych. Mechanizmy tego urządzenia są napędzane silnikiem Trabant, zamontowanym na ramie Mobimixa.



Rys. 3. Mobilne lądowisko śmigłowcowe Port-A-Pad: L — pomost lądowiska, M — mieszalnik, P — zbiornik paliwa, Z — zbiornik wody

Również Stany Zjednoczone produkują urządzenia tej klasy. Do najlepszych należy zaliczyć mobilne lądowisko Port-A-Pad produkcji firmy Mid-Continent (rys. 3). Na podwoziu dużego samochodu ciężarowego (najczęściej 6×6) mieszczą się: zbiornik wody o pojemności 5700÷7600 dm<sup>3</sup> i mieszalnik o pojemności 1900 dm<sup>3</sup> oraz agregat pompu-

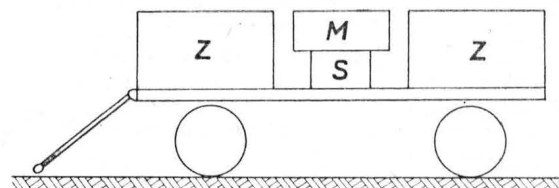


Rys. 4. Kombajn załadunkowy Planemate WS-3000 + Ricemaster: M — mieszalnik, P — zbiornik paliwa, Z — zbiornik wody

jący. Port-A-Pad jest dodatkowo wyposażony w cysternę paliwa i składany pomost lądowiska dla śmigłowców. Ta sama firma produkuje także urządzenia o nazwie Planemate, składające się ze zbiornika wody (6800÷10 100 dm<sup>3</sup>), mieszalnika (500÷1325 dm<sup>3</sup>) i zbiornika paliwa. Firma Mid-Continent produkuje ponadto urządzenia kombinowane przeznaczone zarówno do załadunku materiałów sypkich, jak i cieczy. Są to: Taskmaster + Planemate bądź Ricemaster + Planemate (rys. 4), które można byłoby nazwać kombajnami załadunkowymi.

W Czechosłowacji Agrochemické Podniky stosują agregaty produkowane jednostkowo przez STS Spišská Nova Vés (rys. 5), ustępujące jednak pod względem parametrów zarówno urządzeniom węgierskim, jak i amerykańskim. Ze względu na to, że tzw. bateria STS jest zabudowana na podwoziu przyczepy, musi ona współpracować z zaopatrującą ją cysterną. Natomiast brak wysięgnika podającego przewód tłoczny powoduje konieczność jego ręcznego podawania i naraża personel na bezpośredni kontakt z cieczą roboczą.

Czechosłowacka cysterna CAS-10 na podwoziu samochodu Tatra 148 doskonale nadaje się do załadunku ciekłego nawozu azotowego (DAM-390), gdyż ma dobre zabezpieczenie antykorozyjne. Nie ma jednak mieszalnika, nie spełnia więc wymagań stawianych urządzeniom do przygotowania cieczy roboczej. Cysterna ta nie ma również automatycznego podawania przewodu.



Rys. 5. Bateria STS Spišská Nova Vés: M — mieszalnik, S — silnik spalinyowy, Z — zbiornik wody

W Polsce, wskutek braku urządzeń specjalnych, do współpracy z agrolotnictwem stosuje się wozy asenizacyjne serii Meprozet PT [2, 12, 14]. Ponieważ wozy te nie są wyposażone w odrębne mieszalniki, ciecz roboczą można przyrządzić w nich jedynie z całej objętości cysterny. Jest to sprzeczne zarówno z zasadami ekonomiki, jak i z zasadami ochrony naturalnego środowiska. Dalszymi wadami tych urządzeń są: zbyt duża możliwość bezpośredniego kontaktu pracowników z cieczą roboczą, uciążliwe pod względem fizycznym podawanie przewodu tłoczego, stalowa konstrukcja zbiornika ograniczająca zakres stosowania urządzenia, zbyt wydłużony czas transportu i zła manewrowość, brak wyposażenia pozwalającego na zaprogramowanie objętości pompowanej cieczy. Wozy serii Meprozet HS, oprócz ww. wad serii PT, ze względu na brak integralnej pompy nie powinny być w ogóle stosowane w agrolotnictwie. Brak innych urządzeń powoduje, że i te wozy są stosowane do załadunku cieczy roboczej do samolotów i śmigłowców. W tym celu wóz asenizacyjny musi być zagregowany aż z dwoma ciągnikami, jednym jako źródłem siły pociągowej i drugim wyposażonym w pompę umożliwiająca tłoczenie cieczy do samolotu lub śmigłowca. Zestaw taki tworzy na lądowisku operacyjnym długi „pociąg” mało operatywny i trudny do przebazowywania.

Jak widać z tego krótkiego przeglądu, uwzględniającego zarówno aspekt ekonomiczny (cykl operacyjny), jak i stosowane w świecie urządzenia techniczne do przygotowania i załadunku cieczy roboczej, placówki naukowe są przygotowane do zaprojektowania urządzenia wyposażonego w całą linię technologiczną bądź też zaproponowania importu najbardziej odpowiednich urządzeń, ale podejmowanie decyzji gospodarczych nie leży już w gestii badaczy.

#### LITERATURA

1. N. B. AKESSON, W. E. YATES: The use of aircraft in agriculture. Rome FAO 1974, s. 141-155
2. F. BORODZIK: Wstęp do technologii agrolotniczych. PWRiL Warszawa 1983, s. 203-221
3. W. BRITZ i in.: Agrarflug in der DDR. Berlin VEB Deutscher Landwirtschaftsverlag 1973, s. 121-142
4. T. DOBEK, J. SIENKIEWICZ: Problematyka sprzętu do załadunku samolotów i śmigłowców rolniczych. TLiA 1981, nr 2, s. 24-27
5. B. GAJEWSKI, J. SIENKIEWICZ: Analiza warunków techniczno-eksploatacyjnych przy stosowaniu samolotów i śmigłowców w rolnictwie. Praca doktorska, Szczecin, AR, 1978, 143 s., maszynopis
6. M. MICHALSKI: Zagadnienia eksploatacyjne w usługach agrolotniczych. Maszyny i Ciągniki Rolnicze, 1978, nr 6, s. 19-22
7. M. MICHALSKI: Aufgaben der Landwirtschaftsbetriebe beim Einsatz von Agrarflugzeugen und -hubschraubern. Agrartechnik, 1980, nr 7, s. 305-306
8. M. MICHALSKI: Chapter VD „Development of ground loading systems for aircraft and helicopters”. Development airborne equipment to intensify world food production. New York, United Nations 1981. ECE/ENG. AUT 4, s. 180-185, 211-213
9. M. MICHALSKI: Ocena warunków organizacyjnych przy stosowaniu śmigłowców w rolnictwie. Rozprawy nr 80, Szczecin AR 1981, s. 33-36, 123-133
10. M. MICHALSKI: Analiza wykorzystania czasu pracy na lądowisku operacyjnym, podczas stosowania śmigłowców w rolnictwie. II sympozjum „Problemy budowy i eksploatacji maszyn i urządzeń rolniczych”. Plock, Politechnika Warszawska 1982, s. 162-163
11. M. MICHALSKI: Usługi lotnicze dla rolnictwa i leśnictwa (przeгляд literatury). Opracowania problemowe. Warszawa CBR 1983, s. 12-14, 21-23, 32-34
12. M. MICHALSKI: Organizacja pracy na śmigłowcowym lądowisku operacyjnym — źródłem potencjalnych oszczędności. VIII seminarium „Problematyka badań agrolotniczych”, Olsztyn ART 1983, s. 194-201
13. M. MICHALSKI: Ag-aviation operational cycle — the source of effectiveness improvement in plant production. Budapest 10-th International Congress of Agricultural Engineering 1984, s. 78-84
14. J. SIENKIEWICZ, B. GAJEWSKI, T. DOBEK: Przegląd stosowanych technologii i typów urządzeń naziemnych stosowanych w agrolotnictwie. Szczecin AR 1978, maszynopis — symbol ESA-10.1, 14 s.



#### Samolot szturmowy

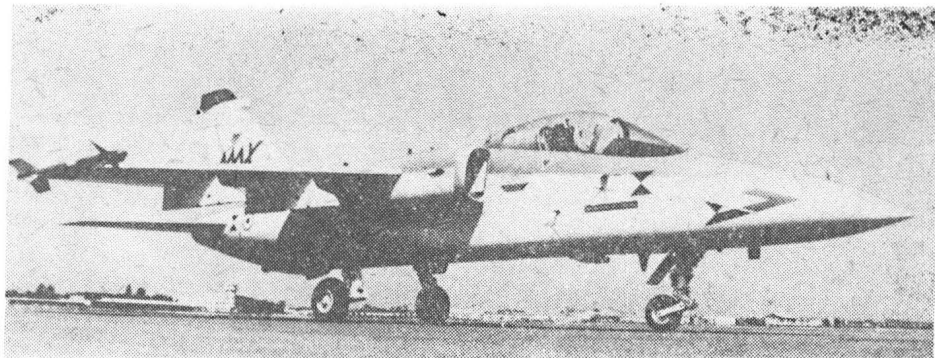
**KONSTRUKCJA.** Jednomiejscowy, jedno-silnikowy odrzutowy grzbietopłat.

**Plat.** Obrys trapezowy, profil o grubości względnej 12%, skos 27,5° w 25% ciecwiwy, wznios ujemny. Konstrukcja dwudzielna, trójdźwigarowa, metalowa, półskorupowa. Pokrycia integralnie frezowane. W kesonach między dźwigarami znajdują się integralne zbiorniki paliwowe. Na całej rozpiętości skrzydła umieszczono kłapy noskowe (łącznie cztery segmenty). Na krawędzi spływu znajdują się dwuszczelinowe kłapy Fowlera (łącznie cztery segmenty) i lotki. Przed kłapami, na górnej powierzchni skrzydła są umieszczone spoilery (cztery segmenty). Każde ze skrzydeł jest mocowane do kadłuba trzema okuciami na dźwigarach. Pod każdym skrzydłem znajdują się dwa zaczepy do podwieszania uzbrojenia. Na końcach skrzydła są umocowane szyny-przewodnice do podwieszania pocisków rakietowych powietrze-powietrze. Kłapy, kłapy noskowe i lotki są wykonane jako konstrukcja przekładkowa klejona z wypełniaczem ulowym.

**Kadłub.** Przekrój owalny. Klasyczna konstrukcja półskorupowa całkowicie metalowa. Nosek kadłuba wykonany z materiału dielektrycznego osłania antenę radaru, dalej znajduje się przedział wyposażenia radioelektronicznego. Za nim w przedniej części kadłuba mieści się wnęka podwozia przedniego i przedział uzbrojenia strzeleckiego. Pod podłogą kabiny pilota są umieszczone dalsze zespoły wyposażenia elektronicznego. Kabina wyposażona w fotel wyrzucany Martin Baker Mk 10L (typ zero-zero) nachylony ku tyłowi pod kątem 18°. Oszklenie kabiny dwuczęściowe — wiatrochron i otwierana na bok w prawo osłona. Za kabiną w kadłubie mieści się zbiornik paliwowy, a pod nim zespoły instalacji pokładowych. Przez grzbiet kadłuba jest przeprowadzona instalacja paliwowa i sterowanie płatowcem. Po obu stronach kadłuba za kabiną znajdują się wloty powietrza do silnika. Obudowy wlotów wykonane z kompozytu, podobnie jak kanały wlotowe łączące się w jeden o przekroju kołowym. Pod kanałem wlotowym są usytuowane wnęki podwozia głównego. Środkowa część kadłuba jest zakończona skośną wręgą i niesie usterzenie pionowe. Tylna część kadłuba wraz z usterzeniem poziomym jest odemowlalna w celu ułatwienia dostępu do silnika. Pod środkową częścią kadłuba znajduje się podwojny zaczep do podwieszania uzbrojenia.

**Usterzenie.** Usterzenie w układzie klasycznym, obrysy usterzeń trapezowe, oba usterzenia skośne. Statecznik pionowy z kompozytu węglowo-epoksydowego. Ster klerunku przekładkowy z kompozytu węglowo-epoksydowego. Statecznik poziomy o zmiennym kącie zaklinowania, metalowy, trójdźwigarowy. Mały ster wysokości składający się z dwóch segmentów jest wykonany jako konstrukcja przekładkowa z kompozytu węglowo-epoksydowego.

**Sterowanie.** Układy linkowe ze wspomaganem hydraulicznym dla lotek, stery wychyłane hydraulicznie (w ich układzie sterowania elementy tworzące system fly-by-wire); kłapy noskowe, kłapy Fowlera i spoilery wychyłane hydraulicznie.



**Podwozie.** Trójzespolowe, chowane hydraulicznie do kadłuba. Goleń przednia teleskopowa, koło na półwidelcu, sterowane hydraulicznie (wychylenie po 60° w obie strony), z tłumikiem drgań poprzecznych i urządzeniem samocentrującym. Golenie główne wysięgnikowe, koła zawieszane na wahaczach, wyposażone w tarcowe hamulce hydrauliczne z urządzeniem przeciwpoślizgowym. Amortyzacja olejowo-powietrzna. Wymiary ogumienia: przednie — 18×5,5-8, główne — 670×210-12.

**Zespół napędowy.** Silnik turbowentylatorowy bez dopalacza Rolls-Royce Spey Mk-807 o ciągu 4910 daN. Silnik budowany z licencji we Włoszech (przez firmę FIAT, Piaggio i Alfa Romeo). Dostęp do silnika (przełoty, demontaż i montaż na płatowcu) znacznie ułatwiony dzięki możliwości odemowlania tylnej części kadłuba. Pomocniczy zespół napędowy (APU) FIAT FA 150 Argo.

**Instalacje.** Paliwowa — zbiornik kadłubowy i integralne zbiorniki skrzydłowe, możliwość podwieszenia pod skrzydłami czterech zbiorników dodatkowych (2×1000 l i 2×500 l); instalacja wyposażona w zawór do napełniania ciśnieniowego i przystosowana do tankowania w locie. Hydrauliczna — dwuobwodowa, ciśnienie robocze 20,6 MPa; służy do wychyłania sterów, kłap noskowych, kłap Fowlera, spoilerów, podwozia, sterowania hamulcami i przeładowywania działek. Elektryczna — prąd stały 28 V, zmienny 115/200 V 400 Hz, dwie prądnicze 30 kVA, transformatory, akumulator niklowo-kadmowy 28 V/36 Ah. Tlenowa — butle z ciekłym tlenem.

**Wyposażenie.** Zestaw podstawowych przyrządów pilotażowo-nawigacyjnych i kontroli zespołu napędowego oraz instalacji; pozostałe wyposażenie uzależnione od wymagań użytkownika, może ono obejmować: radiostację VHF i UHF, IFF, TACAN, bezwładnościowy system nawigacyjny, AHRS, VOR/ILS, radar do dokładnego pomiaru odległości, komputer pokładowy, środki zakłócenia radiowego, ostrzegacz radarowy oraz system sterowania aktywnego fly-by-wire. Całe wyposażenie zgrupowane w łatwo dostępnych przedziałach w przedniej części kadłuba oraz pod podłogą kabiny. Istnieje możliwość stosowania wyposażenia specjalnego (do rozpoznania radioelektronicznego, fotograficznego i telewizyjnego) w podwieszanych zasobnikach.

**Uzbrojenie.** Stałe — jedno działko obrętowe sześciolufowe M61A1 Vulcan (kal. 20 mm, zapas amunicji 350 nabojów) lub dwa działka DEFA 553 (kal. 30 mm, zapas amunicji 125 nabojów na działko) — w wariantach dla Brazylii. Podwieszane — dwa pociski samonaprowadzające AIM-9L, Sidewinder przenoszone na przewodnicach mocowanych na końcach skrzydeł, różne zestawy bomb, pocisków niekierowanych w zasobnikach i bez zasobników, pocisków rakietowych powietrze-woda i pocisków przeciwpancernych podwieszane na czterech zaczepach podskrzydłowych (2×907+2×454 kg) i dwóch podkadłubowych (907 kg).

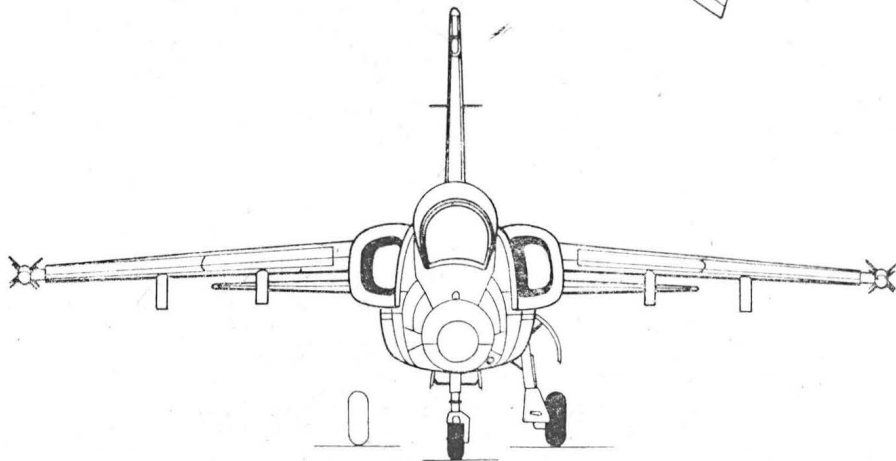
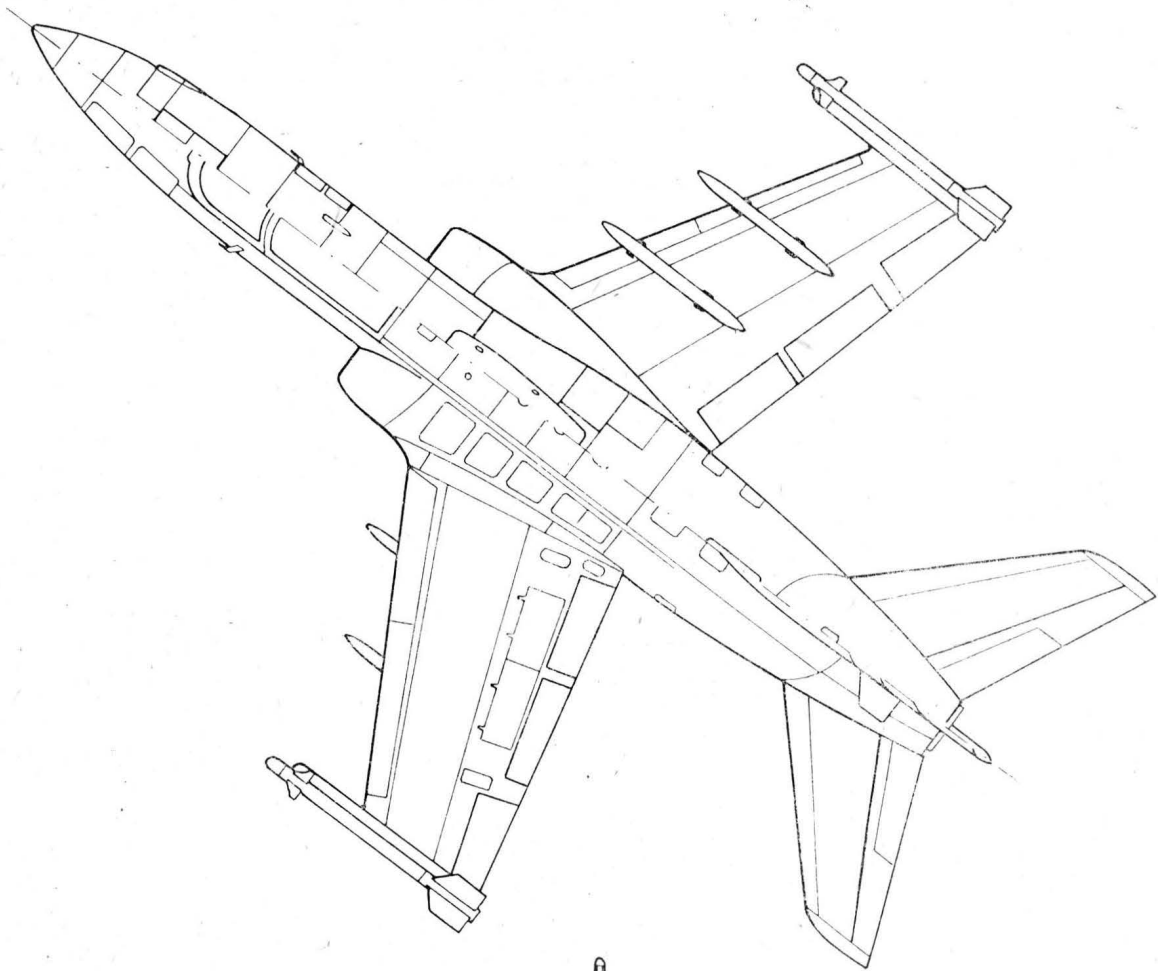
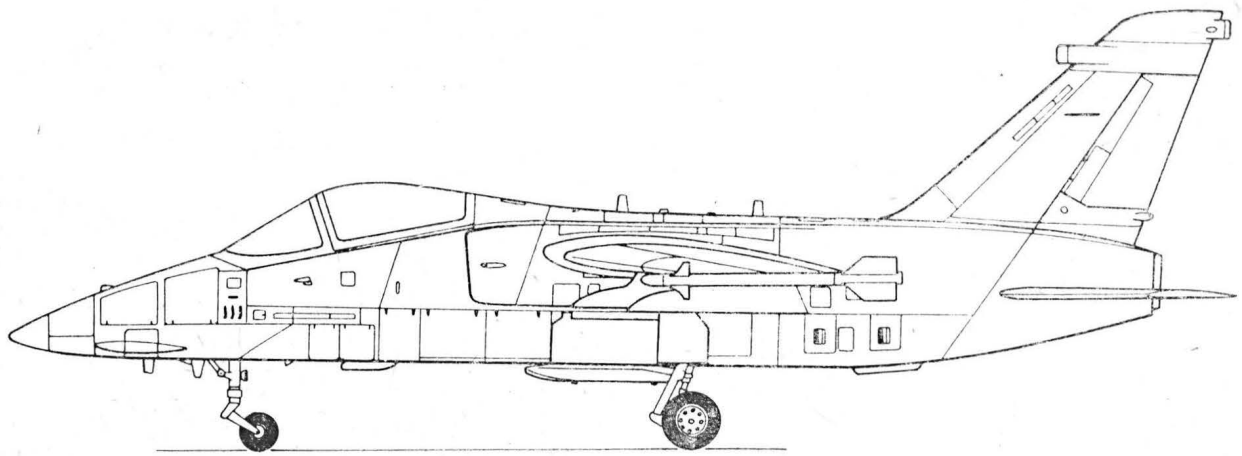
**ROZWÓJ KONSTRUKCJI.** Samolot powstał w wyniku współpracy firm Aermacchi, Aeritalia i EMBRAER. Prace projektowe rozpoczęto w 1981 r. Budowę siedmiu prototypów rozpoczęto w 1983 r. Jeden z nich przeznaczono do prób statycznych. Program prób przewidywał równoczesne prowadzenie badań w locie przez stronę włoską i brazylijską. Pierwszy prototyp samolotu, nazwanego AM-X, oblatano 1984-05-15. Podział kooperacji produkcji przedstawia się następująco: Aeritalia — nos kadłuba, wnętrze kabiny, środkowa część kadłuba, usterzenie pionowe, stery wysokości, lotki, spoilery, pokrywy luków kadłuba; Aermacchi — przednia część kadłuba, osłony kabiny, tylna część kadłuba; EMBRAER — skrzydła, kłapy noskowe, kłapy Fowlera, stateczniki poziome oraz układ dolotowy powietrza do silnika z chwytami zewnętrznymi włącznie. Samolot jest przeznaczony przede wszystkim do zwalczania celów naziemnych i nawodnych, może też być wykorzystywany do zadań myśliwskich. W lotnictwie włoskim ma on zastąpić przestarzałe samoloty FIAT G-91 i G-91Y oraz F-104 Starfighter. Przewiduje się zbudowanie co najmniej 266 samolotów AM-X 187 egz. dla Włoch i 79 egz. dla Brazylii. Warianty dla Włoch i Brazylii mają się różnić wyposażeniem i uzbrojeniem. Wprowadzenie samolotu AM-X (obok PANAVIA Tornado) do włoskiego lotnictwa wojskowego jest planowane na lata 1986-1988. Wobec braku na rynku światowym nowoczesnego, prostego, a przy tym niezbyt drogiego samolotu tej klasy, AM-X ma szansę znaleźć się w uzbrojeniu innych państw; jest reklamowany przez swych twórców jako tzw. myśliwiec taktyczny. Opracowano też wersje dwumiejscowe; szkolną i do działań w trudnych warunkach meteorologicznych.

#### DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	8,87 m
Rozpiętość z uzbrojeniem	9,97 m
Długość	13,57 m
Wysokość	4,57 m
Długość kadłuba	12,55 m
Rozpiętość usterzenia poziomego	5,20 m
Rozstaw podwozia	2,15 m
Baza podwozia	4,71 m
Powierzchnia skrzydła	21,0 m <sup>2</sup>
Wydłużenie skrzydła	3,75
Zbieżność skrzydła	0,5
Masa własna	6700 kg
Masa na podwieszeniach maks.	3800 kg
Masa startowa typowa	10 750 kg
Masa startowa maks.	12 200 kg

Masa do lądowania norm.	7000 kg
Obciążenie powierzchni nośnej (masa do walki)	385 kg/m <sup>2</sup>
Obciążenie powierzchni nośnej maks.	581 kg/m <sup>2</sup>
Obciążenie ciągu maks.	2,48 kg/daN
Prędkość maks.	1160 km/h
Prędkość przelotowa	950 km/h
Pułap	13 500 km
Zasięg maks.	2965 m
Bojowy promień działania	370-890 m
Promień zakrętu na ziemi	11,0 km
Rozbieg	960 m
Start na 15 m	1525 m
Współczynnik obciążeń konstrukcyjne	n = +7,33 do -3,0

T.M.





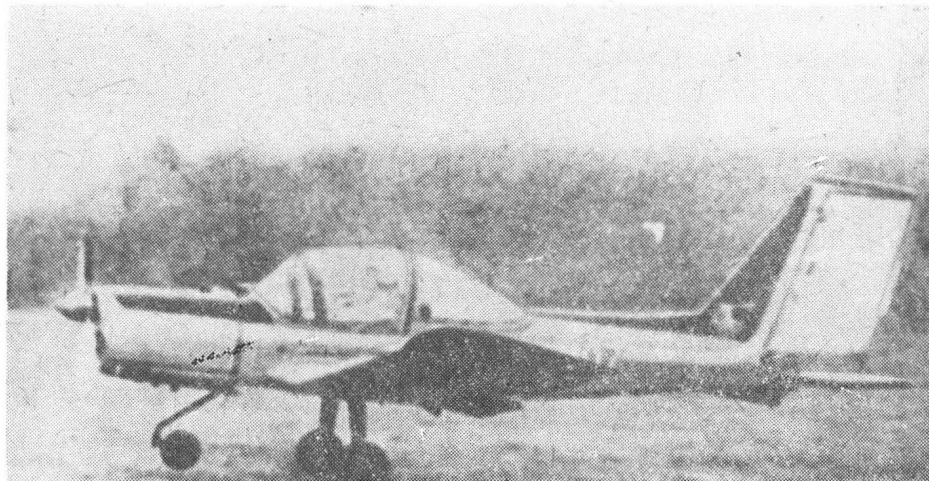
Sportowy samolot amatorski

**KONSTRUKCJA.** Całkowicie metalowy, jednosilnikowy, dwumiejscowy dolnopłat ze stałym podwoziem.

**Plat.** Obrys prostokątny; profil o grubości względnej 13,5%; wznios części zewnętrznych 5°; bez skręcania. Konstrukcja trójdzielna, całkowicie metalowa, jednodźwigarowa z tylnym dźwigarkiem pomocniczym oraz dźwigarkami skosnymi u nasady części zewnętrznych. Część środkowa płata na stałe połączona z kadłubem mieści w kesonie noskowym zbiorniki paliwowe. Do dźwigara głównego środkowej części płata jest mocowane podwozie główne. Zewnętrzne części płata mają keson noskowy pokryty blachą, a między dźwigarami pokrycie z tkaniny. W nosku lewej zewnętrznej części skrzydła mieści się akumulator. Na spływie zewnętrznej części płata znajdują się szczelinowe, wyważone masowo i aerodynamicznie lotki i kłapy szczelinowe o stosunkowo niewielkiej powierzchni. Wychylenia klap: 15° do startu i 58° do lądowania. Konstrukcja klap i lotek zbliżona: lekki szkielet duralowy, pokrycie z tkaniny. Rurka Pitota na lewym skrzydle w pobliżu końcówki. Końcówki skrzydeł metalowe.

**Kadłub.** Przekrój prostokątny, sklepiony owalnie od góry. Konstrukcja półskorupowa całkowicie metalowa. Stanowią ją cztery pasy i 13 wręg; pokrycie między pasami i wręgami usztywnione skośnymi podłużniczkami (sposób niespotykany i nie najlepszy). Ściana ogniowa znitowana z dwóch blach duralowych z przekładką azbestową. Pokrycia kadłuba z blach duralowych o grubościach 0,6-0,8 mm. Kabina z miejscami obok siebie, fotele dostosowane do spadochronów plecowych. Wnętrze kabiny przewietrzane, bez ogrzewania. Oszklenie kabiny składa się z wiatrochronu o kształcie rozwijalnym, dwóch całkowicie oszklonych drzwiczek bocznych podnoszonych do góry i stałej osłony tylnej z dwiema wypukłymi szybami. Do wzmocnień na ścianie ogniowej jest umocowana goleń podwozia przedniego. Tył kadłuba zakończony okuciami usterzenia i ochronną płożą zaopatrzoną w gumową rolkę.

**Usterzenie.** Usterzenie w układzie klasycznym. Obrys usterzenia poziomego prostokątny, pionowego — trapezowy, ze skosem krawędzi natarcia 30°. Usterzenie poziome płytowe z klapką dociąającą, osłona brotu płyty usytuowana w 29% cięciwy, płyta wyważona masowo. Konstrukcja płyty usterzenia poziomego analogiczna do konstrukcji skrzydła; pokryty blachą nossek sięgający do dźwigara, część spływuwa kryta tkaniną. Klapka dociąająca metalowa. Profil usterzenia pionowego płaski, przechodzący w klinowy na sterze. Statecznik pionowy dwudźwigarowy, metalowy. Ster kierunku wyważony masowo i odciążony aerodynamicznie (rogowo), o stosunkowo dużej powierzchni, zaopatrzone w ustawianą na ziemi klapkę wyważającą. Szkielet steru metalowy, pokrycie z tkaniny. Wychylenia płyty usterzenia poziomego: 12° w górę i 10° w dół, steru kierunku — po 25° w obie strony.



**Sterowanie.** Sterownice (drażki i pedały) zdwojone. Sterowanie linkowe dla steru kierunku i usterzenia poziomego, popychaczowe dla lotek. Kłapy sterowane ręcznie za pośrednictwem popychaczy, dźwigni i elementów skrętnych.

**Podwozie.** Stałe, trójkołowe z kołem przednim. Wszystkie golenie sprężyste: przednia z pręta stalowego, głównie z płaskownika stalowego. Koło przednie na widelcu, samonastawne. Koła główne wyposażone w hamulce. Wymiary ogumienia: przednie — 300×125 mm, główne — 400×150 mm. Na golenie użyto stali 65G.

**Zespół napędowy.** Silnik rzędowy, czterocylindrowy chłodzony powietrzem Walter M-332 o mocy 103 kW, śmigło dwułopatowe metalowe o skoku nastawnym na ziemi. Silnik zawieszony na łożu wysięgnikowym. Osłony zespołu napędowego metalowe. Wyloty spalin wyprowadzono wprost pod osłony, skierowane do dołu. Rozruch silnika elektryczny.

**Instalacje.** Paliwowa — zbiorniki w kesonie noskowym środkowej części płata, pojemność 48 l. Elektryczna — 28 V, prądorozrusznik, akumulator. Olejowa — zbiornik między prętami łoża silnika. Wentylacyjna — wlot o zmiennym stopniu wysunięcia przed wiatrochronem.

**Wyposażenie.** Podstawowe przyrządy pilotażowe i kontroli silnika, sztuczny horyzont, zakrętomiernik z chyłomierzem, mała radiostacja UHF.

**ROZWÓJ KONSTRUKCJI.** Samolot Delfin został skonstruowany i zbudowany przez pięcioosobowy zespół kierowany przez inż. P. Liawina. Prace rozpoczęto na przełomie

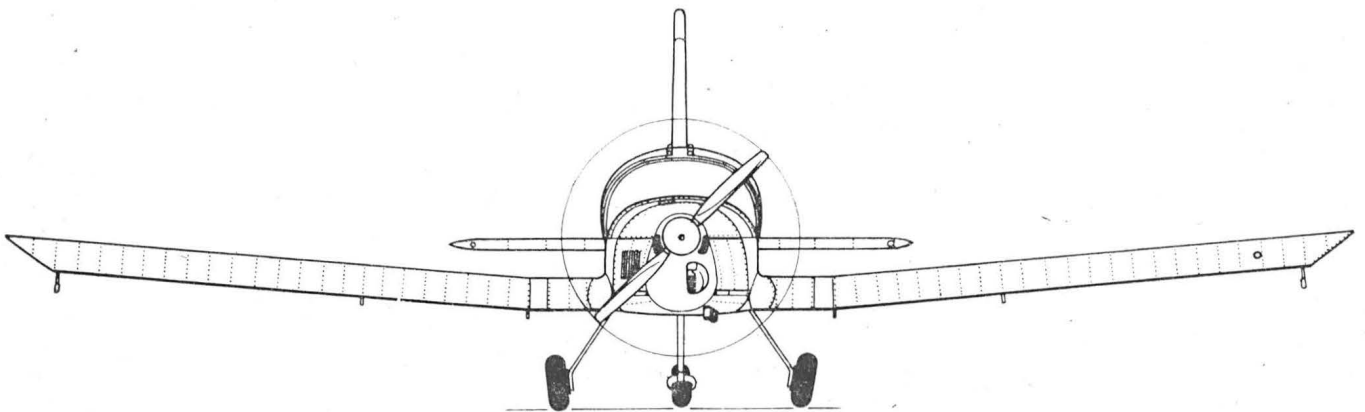
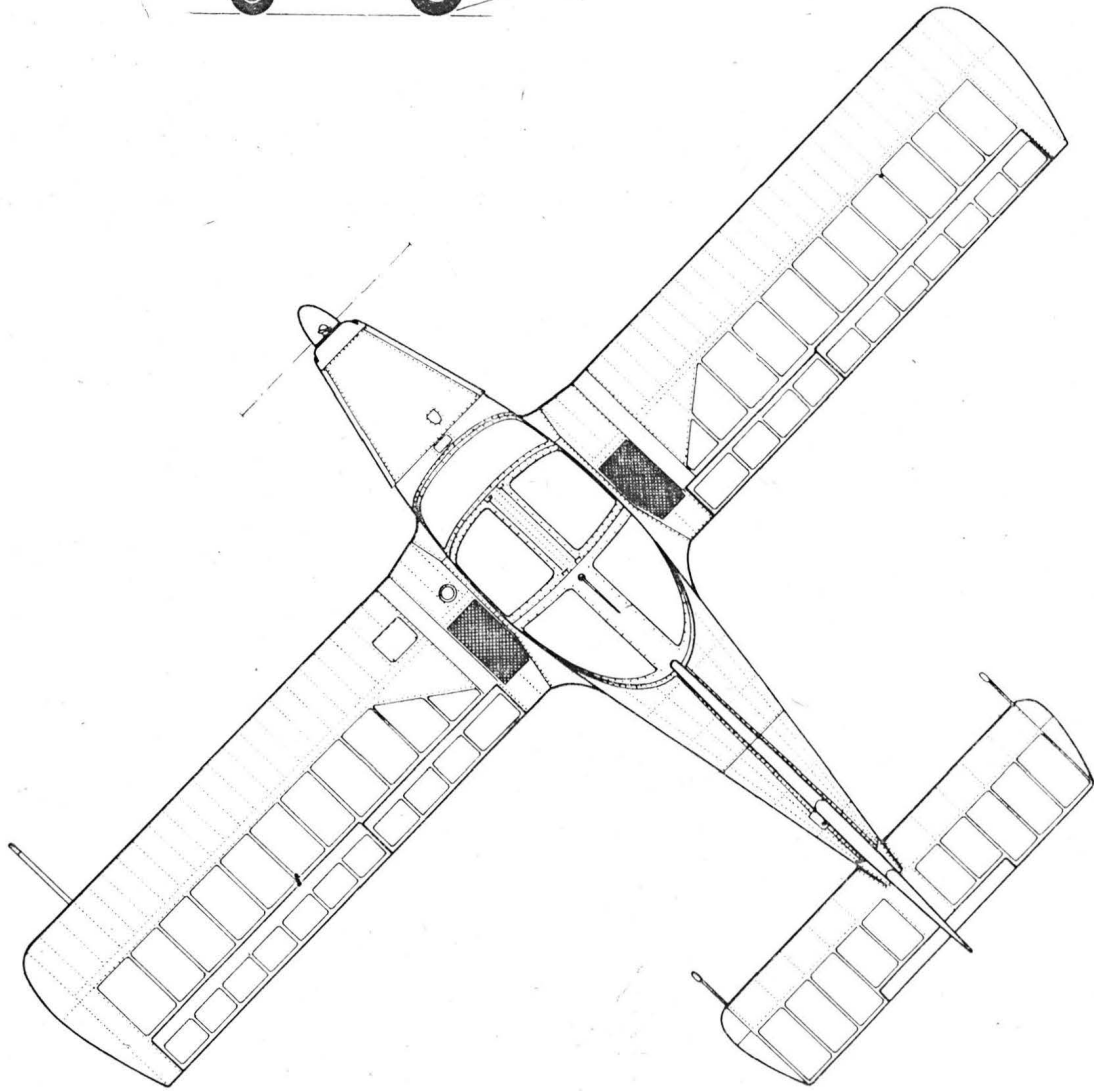
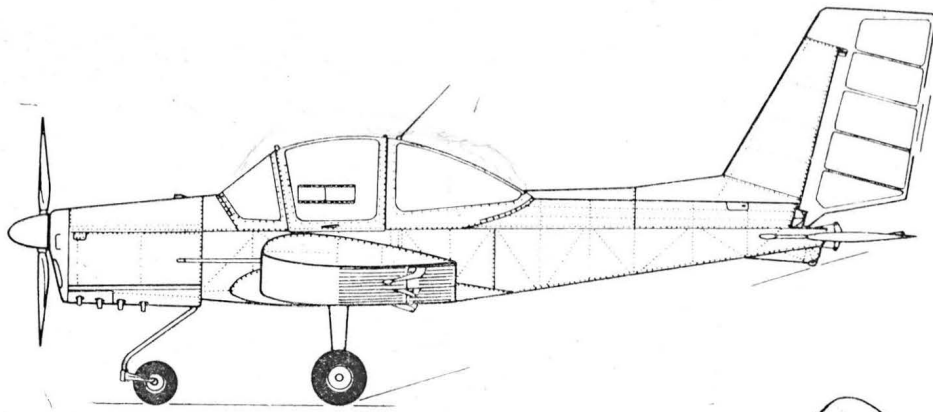
lat sześćdziesiątych i siedemdziesiątych. Samolot został ukończony i oblatany w 1974 r. (z silnikiem Walter Mikron o mocy 37 kW). Podstawowe założenie konstrukcyjne — to uzyskanie niedużego ekonomicznego samolotu do bezpiecznego latania. Od 1974 r. samolot jest ciągle udoskonalany i poprawiany. Był już dwukrotnie ekspozycyjny na wystawach-konkursach, lecz dopiero na wystawie SLA-85 uzyskał specjalną nagrodę władz DOSAAF dla najlepszego samolotu nadającego się do szkolenia. Choć niektóre zastosowane rozwiązania są dość kontrowersyjne (zwłaszcza mała baza podwozia, konstrukcja kadłuba), to jednak porównanie Delfina z samolotem Jak-52 jest korzystne dla Delfina, zwłaszcza pod względem ekonomiki użytkowania. Podczas konkursu i wystawy SLA-85 z samolotem Delfin zapoznali się piloci doświadczalni zatrudnieni w przemyśle lotniczym ZSRR. Rezultatem było pismo do ministra lotnictwa zwracające uwagę na ten samolot jako szczególnie przydatny do bezpiecznego i ekonomicznego szkolenia i zalecające wprowadzenie samolotów podobnego typu do szkolenia w aeroklubach DOSAAF. Delfin od oblotu służy do szkolenia w aeroklubie zorganizowanym przez budowniczych samolotu i do konkursu SLA-85 wylatano na nim ponad 670 h. Delfin znalazł także zastosowanie gospodarcze: jeden z kolchozów rybackich na jeziorze Ładoga okresowo używa samolotu do patrolowania akwenu w celu odstraszania kłusowników. Choć Delfin nie może być uznany za rewelację w 11 lat po oblocie, to jednak zdaje się być pierwszym samolotem, który zmienił podejście do spraw związanych ze szkoleniem lotniczym w ZSRR. Można byłoby widzieć w tym zjawisku szansę dla polskiego Kolibra, dotychczasowe jednak jego losy skłaniają raczej do przypuszczeń, że szansa ta zostanie zmarnowana.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	9,40 m
Długość	6,50 m
Wysokość	2,73 m
Rozpiętość usterzenia	3,18 m
Cięciwa skrzydła	1,35 m
Cięciwa usterzenia	0,81 m
Baza podwozia	1,25 m
Rozstaw podwozia	1,70 m
Srednica śmigła	1,62 m
Prześwit śmigła	0,36 m
Szerokość kadłuba maks.	1,10 m
Powierzchnia skrzydła	12,69 m <sup>2</sup>
Powierzchnia lotek	2×0,71 m <sup>2</sup>
Powierzchnia klap	2×0,45 m <sup>2</sup>
Powierzchnia płyty usterzenia poziomego	2,57 m <sup>2</sup>
Powierzchnia klapki dociąjącej	0,13 m <sup>2</sup>
Powierzchnia usterzenia pionowego	1,57 m <sup>2</sup>
Powierzchnia statecznika pionowego	0,53 m <sup>2</sup>

Wydłużenie skrzydła	6,96
Wydłużenie usterzenia	3,93
Masa własna	456 kg
Masa startowa	670 kg
Masa paliwa	34 kg
Obciążenie powierzchni	52,8 kg/m <sup>2</sup>
Obciążenie mocy	6,50 kg/kW
Ciąg statyczny zespołu napędowego	ok. 173 daN
Prędkość maks.	200 km/h
Prędkość lądowania	80 km/h
Wznoszenie (H=0)	4,6 m/s
Zasięg	200 km
Rozbieg	140 m
Dobieg	110 m

T.M.





Niemieckie skróty lotnicze (I)\*

Deutsche Fliegerische Abkürzungen (II)

- 1 — zbiornik odrzucający
- 2 — odlot; start
- 3 — średnica zewnętrzna
- 4 — aerodynamiczny
- 5 — aerodynamika
- 6 — częstotliwość dźwiękowa, c. akustyczna
- 7 — automatyczna regulacja częstotliwości, ARCz
- 8 — wskazania radiobusoli, w. radiokompasu; kompozyt na osnowie włókna aramidowego (np. kevlar)
- 9 — lotnisko zapasowe
- 10 — automatyczne sterowanie kierunkiem, pilot automatyczny jednoosiowy
- 11 — instrukcja obsługi; i. eksploatacji, i. użytkowania
- 12 — pompa rozruchowa
- 13 — lotnisko zapasowe
- 14 — punkt początkowy trasy
- 15 — radiolatarnia prowadząca; radiostacja p. (ładowania) astronomiczna linia położenia, a. l. pozycyjna
- 16 — kompozyt na osnowie włókna boru
- 18 — magnetofon; wideomagnetofon; rejestrator (taśmowy); mechanizm przesuwu taśmy (magnetofonowej)
- 19 — żądany rzeczywisty kąt drogi, ż. geograficzny k. d.
- 20 — ż. magnetyczny k. d.
- 21 — zakończenie (l. przerwanie) pracy silnika (rakietowego)
- 22 — żądany kąt drogi
- 23 — kompozyt na osnowie włókna węglowego
- 24 — wodnica konstrukcyjna, w. teoretyczna (wodnosamolotu)
- 25 — dławik
- 26 — przekątnik różnicowy
- 27 — przekrój; profil
- 28 — niesprawny; uszkodzony
- 29 — niesprawny; uszkodzony
- 30 — jednopłat(owiec)
- 31 — pomiar odległości
- 32 — dalmierz; miernik odległości, czujnik o.
- 33 — silnik elektromagnetyczny; napęd e.
- 34 — jednostka elektromagnetyczna
- 35 — znak rozpoznawczy
- 36 — odległość; zasięg
- 37 — punkt końcowy trasy
- 38 — sygnał rozpoznawczy
- 39 — ośrodek badawczy
- 40 — silnik turbodrutowy (jednoprzepływowy)
- 41 — spadochron
- 42 — wolna burta (wodnosamolotu); paliwo lotnicze
- 43 — łódź latająca, wodnosamolot łodziowy; wolna burta (wodnosamolotu); blok funkcjonalny, zespół f.
- 44 — wolna burta (wodnosamolotu)
- 45 — przepisy ruchu lotniczego; instrukcja wykonywania lotów
- 46 — rozpoznawanie „swój-obcy”
- 47 — lotnisko polowe
- 48 — szkoła pilotów
- 49 — prędkość ruchu; p. lotu
- 50 — instrukcja (do) samolotu
- 51 — radiopółkompas, radiowy wskaźnik kursu (na radiostacji)
- 52 — laminat, tworzywo sztuczne wzmocnione włóknem; statek powietrzny zdalnie kierowany; pocisk, rakietka; radiooperator
- 53 — kamera (fotograficzna) lotnicza
- 54 — sterowany radiem, radio-sterowany
- 55 — rakietka (mośna)
- 56 — lotnik, pilot
- 57 — lot; zdalne sterowanie; ciecz
- 58 — lotnik, pilot; lot
- 59 — lotnisko
- 60 — samolot; statek powietrzny
- 61 — pilot
- 62 — hangar
- 63 — port lotniczy
- 64 — radiostacja naprowadzania
- 65 — płachta sygnalizacyjna, płótno sygnalizacyjne
- 66 — port lotniczy
- 67 — kierowanie ruchem lotniczym, kontrola ruchu lotniczego
- 68 — samolot
- 69 — samolot
- 70 — pilot
- 71 — rakietka na paliwo ciekłe
- 72 — samolot
- 73 — radar, radiolokator
- 74 — odbiornik (sygnałów) radiolatarni znacznikowej, o. markera
- 75 — radionawigacja
- 76 — punkt radionawigacyjny
- 77 — lotnisko
- 78 — plan lotu
- 79 — rejon lotniska, obszar l. przestżeń powietrzna l. spadochron
- 80 — spadochron
- 81 — świadectwo pilota, licencja (p.)
- 82 — stanowisko kierowania ruchem lotniczym, ośrodek k. r. l.
- 83 — szkoła kontrolerów ruchu lotniczego
- 84 — namiar radiowy boczny
- 85 — stacja kierowania ruchem lotniczym, punkt k. r. l.
- 86 — radiooperator; radiostacja, radio
- 87 — radiostacja
- 88 — radiostacja
- 89 — naprowadzanie przez radio
- 90 — radar, radiolokator
- 91 — technika radiolokacji, t. radiolokacyjna
- 92 — komisja badań wypadków lotniczych
- 93 — łączność radiowa
- 94 — ziemia, grunt; dno
- 95 — lot ślizgowy; l. po torze zniżania, l. po ścieżce z.
- 96 — punkt zamarzania, temperatura z.
- 97 — zespół turbinowy, z. turbiny gazowej
- 98 — turbina gazowa
- 99 — rzeczywisty kąt drogi, geograficzny k. d.
- 100 — śmigłowiec
- 101 — sprężarka wysokiego ciśnienia
- 102 — cecha objętościowa usterzenia poziomego
- 103 — falowód; serwokompensator
- 104 — śmigłowiec
- 105 — silnik nośny (pionowzlotu)
- 106 — wysokość nad poziomem morza
- 107 — średnica wewnętrzna
- 108 — poprawka kursu
- 109 — kompozyt na osnowie włókna węglowego, k. węglowy
- 110 — kompasowy namiar radiowy
- 111 — kurs busoli, k. kompasowy
- 112 — silnik tłokowy
- 113 — promieniowanie kosmiczne
- 114 — Federalny Urząd Lotniczy (RFN)
- 115 — statek powietrzny
- 116 — personel lotniczy
- 117 — radiolatarnia kierunkowa, r. kursowa; r. prowadząca
- 118 — transport lotniczy
- 119 — opór powietrza

- 1 — AB — Abwurfbehälter
- 2 — Abf. — Abflug
- 3 — A.D. ; ä.D. — Aussen-durchmesser, äusserer Durchmesser
- 4 — aerd — aerodynamisches
- 5 — Aerd — Aerodynamik
- 6 — A.F. — Audiofrequenz
- 7 — AFA — automatische Frequenzabstimmung
- 8 — AFK — Anzeige des Funkkompasses; aramidfaserverstärkter Kunststoff
- 9 — AFPI — Ausweichflugplatz
- 10 — AKA — automatische Kurssteueranlage
- 11 — AnlfdB — Anleitung für die Bedienung
- 12 — AP — Anlasspumpe
- 13 — A.PI. — Ausweichplatz
- 14 — APS — Anfangspunkt der Strecke
- 15 — A.S. — Anflugführungssender
- 16 — ASL — astronomische Standlinie
- 17 — BFK — borfaserverstärkter Kunststoff
- 18 — BG — Bandgerät
- 19 — BGWW — beabsichtiger geographischer Wegwinkel
- 20 — BMWW — beabsichtiger Magnetwegwinkel
- 21 — BS — Brennschluss
- 22 — BWW — beabsichtiger Wegwinkel
- 23 — CFK; KFK — Carbon-Faser-Kunststoff; Kohlen-Faser-Kunststoff
- 24 — CWL — KWL — Konstruktionswasserlinie
- 25 — Dr — Drossel
- 26 — DR — Differentialrelais, Differenzrelais
- 27 — D/schn — Durchschnitt
- 28 — d. u. — dienstuntauglich
- 29 — dugf — dienstunfähig
- 30 — ED — Eindecker
- 31 — EM — Entfernungsmessung
- 32 — E.M. — Entfernungsmesser
- 33 — EMA — elektromagnetischer Antrieb
- 34 — eme; EME; E.M.E. — elektromagnetische Einheit
- 35 — EKZ — Erkennungszeichen
- 36 — Entf. — Entfernung
- 37 — EPS — Endpunkt der Strecke
- 38 — E.S. — Erkennungssignal
- 39 — Est — Erprobungsstelle
- 40 — ETL — Einstromturbinenluftstrahltriebwerk
- 41 — Fallsch. — Fallschirm
- 42 — Fb. — Freibord; Flugbetriebsstoff
- 43 — FB — Flugboot; Freibord; Funktionsblock
- 44 — Fbd. — Freibord
- 45 — FBO — Flugbetriebsordnung
- 46 — FFK — Freund-Feind-Kennung
- 47 — FFP — Feldflugplatz
- 48 — FFS — Flugzeugführerschule
- 49 — FG — Fahrgeschwindigkeit
- 50 — FH — Flugzeug-Handbuch
- 51 — FHK — Funkhalbkompass
- 52 — FK — Faser-Kunststoff; ferngelenkter Körper; Flugkörper; Funke
- 53 — F.K. — Fliegerkammer, Fliegerkamera
- 54 — Fkl. — Funklenk-
- 55 — FKR — Flugkörper-Rakete
- 56 — Fl. — Flieger
- 57 — Fl — Flug; Fernlenkung; Flüssigkeit
- 58 — Flg — Flieger; Flug
- 59 — Flgpl. — Flugplatz
- 60 — Flgz. — Flugzeug
- 61 — Flgzf — Flugzeugführer
- 62 — FH — Flugzeughalle, Flughalle
- 63 — Fl. Hf. — Flughafen
- 64 — F.L.G. — Flugleitstrahlgerät
- 65 — FlT. — Fliegertuch
- 66 — Flugh. — Flughafen
- 67 — Flugs. — Flugsicherung
- 68 — Flugz. — Flugzeug
- 69 — Flz — Flugzeug
- 70 — Flzf — Flugzeugführer
- 71 — Flürak — Flüssigkeitsrakete
- 72 — Flzgz. — Flugzeug
- 73 — FMG — Funkmessgerät
- 74 — FME — Funkmarkierungsempfänger
- 75 — FN — Funknavigationspunkt
- 76 — FNP — Funknavigationspunkt
- 77 — FPI — Flugplatz
- 78 — FPL — Flugplan
- 79 — FPIR — Flugplatzraum
- 80 — Fsch — Fallschirm
- 81 — F.Sch. — Führerschein
- 82 — FS/LST — Flugsicherungs-Leitstelle
- 83 — FSS — Flugsicherungsschule
- 84 — F.S.P. — Funkseitenpeilung
- 85 — FS/St — Flugsicherungsstelle
- 86 — Fu — Funk; Funkgerät; Funke
- 87 — FuG, FUG — Funkgerät
- 88 — Fu-Ge. — Funkgerät
- 89 — FuLeit — Funkleitung
- 90 — FuMG — Funkmessgerät
- 91 — FuM — Funkmesstechnik
- 92 — FUUA — Flugunfall-Untersuchungsausschuss
- 93 — Fu.Verb. — Funkverbindung
- 94 — Gd., GND — Grund
- 95 — Gflf — Gleitflug
- 96 — Gp — Gefrierpunkt
- 97 — GTA — Gasturbinenanlage
- 98 — GTu — Gasturbine
- 99 — GWW — geographischer Wegwinkel
- 100 — Hbschr — Hubschrauber
- 101 — HDK — Hochdruckkompressor
- 102 — HLW-Vol — Höhenleitwerkvolumen
- 103 — HR — Hohlrohr; Hilfsruder
- 104 — HS — Hubschrauber
- 105 — HTW — Hubtriebwerk
- 106 — H. üb. NN — Höhe über Normalnull
- 107 — i. D. — inner Durchmesser
- 108 — KB — Kursberichtigung
- 109 — KFK — Kohlenfaser-Kunststoff
- 110 — KFP — Kompassfunkpeilung
- 111 — KK — Kompasskurs
- 112 — KM — Kolbenmotor
- 113 — KS — kosmische Strahlung
- 114 — LBA — Luftfahrt-Bundesamt
- 115 — LFZ, Lfz — Luftfahrzeug
- 116 — L.P. — Luftpersonal
- 117 — LS — Leitstrahlender
- 118 — LT — Lufttransport
- 119 — Luftwi, LuftwL, LW, Lw — Luftwiderstand

\* Uzupełnienie do części zamieszczonej w TLiA nr 7/1974 r.

K.D.

## Zabezpieczenie układów paliwowych samolotów od zapalenia się par paliwa wskutek wyładowań elektrycznych w atmosferze (IV)

### 11. Charakter wyładowań

Do celów weryfikacji, naturalne wyładowania (w których występuje duży zakres prądów, czasów działania i liczby uderzeń) są reprezentowane przez „składniki natężenia prądu” oznaczone A do E oraz przebiegi napięcia A, B i D (rys. 4, 5 i 6 w Załączniku 2). Jeżeli są wymagane próby lub analiza, powinny one być wykonane dla podanych przebiegów. (Zastosowanie przebiegów dla poszczególnych stref jest podane w Załączniku 3).

#### a. Składniki natężenia prądu

Są podane cztery składniki (A, B, C i D), które powinny być stosowane do analizy bezpośrednich skutków. Każdy z składników A, B, C i D symuluje inny charakter prądu w trakcie naturalnego wyładowania. Są one pokazane na rys. 4 w Załączniku 2. Należy stosować je pojedynczo lub po kilka, zaś sposób zastosowania jest podany w Załączniku 3.

#### (1) Składnik A — uderzenie początkowe

Składnik A ma amplitudę szczytową 200 kA ( $\pm 10\%$ ) i całą przebiegu ( $\int i^2 dt$ )  $2 \cdot 10^6 \text{ A}^2 \text{ s}$  ( $\pm 20\%$ ), przy całkowitym czasie trwania nie przekraczającym 500  $\mu\text{s}$ . Prąd ten może być jednokierunkowy albo może mieć charakter oscylacji. Do analizy powinno się użyć przebiegu złożonego z podwójnej funkcji wykładniczej. Przebieg ten odpowiada uderzeniu zwrotnemu o natężeniu szczytowym 200 000 A i o szczytowym tempie narastania  $1 \times 10^{12}$  A/s. Jest on matematycznie zdefiniowany wyrażeniem:

$$i(t) = I_0(e^{-\alpha t} - e^{-\beta t})$$

gdzie:  $I_0 = 223\ 000$  A,  $\alpha = 11\ 000$  s<sup>-1</sup>,  $\beta = 460\ 000$  s<sup>-1</sup>,  $t$  — czas w s.

#### (2) Składnik B — prąd pośredni

Średnia amplituda wynosi 2 kA ( $\pm 10\%$ ), prąd przepływa jednokierunkowo w czasie nie dłuższym niż 5 ms, przy czym natężenie zmienia się liniowo, wykładniczo lub pozostaje stałe. Do analizy należy używać podwójnej funkcji wykładniczej:

$$i(t) = I_0(e^{-\alpha t} - e^{-\beta t})$$

gdzie:  $I_0 = 11\ 300$  A,  $\alpha = 700$  s<sup>-1</sup>,  $\beta = 2000$  s<sup>-1</sup>,  $t$  — czas w s.

Jeżeli czas przepływu przekracza 5 ms, dla pozostałego (tj. ponad 5 ms) czasu należy przyjąć średni prąd o natężeniu 400 A.

Czas przepływu powinien być określony wcześniej, w próbach z wyładowaniem omiatającym lub analitycznie. Jeżeli brak danych na ten temat, należy przyjąć czas 50 ms.

#### (3) Składnik C — prąd podtrzymujący

Składnik C przenosi ładunek 200 C ( $\pm 20\%$ ) w czasie wahającym się od 0,25 do 1 s. Daje to natężenie prądu pomiędzy 200 A i 800 A. Przepływ jest jednokierunkowy, o przebiegu, np. wykładniczym, liniowym lub stałej wielkości natężenia. Do analizy należy przyjąć stałe natężenie prądu 200 A w czasie 1 s.

#### (4) Składnik D — ponowne uderzenie

Składnik D ma szczytową amplitudę 1000 kA ( $\pm 10\%$ ) i całą przebiegu równą  $0,25 \times 10^6 \text{ A}^2 \text{ s}$  ( $\pm 20\%$ ). Składnik ten może być jednokierunkowy lub o charakterze oscylacyjnym, przy czym całkowity czas trwania nie przekracza 500  $\mu\text{s}$ . Do analizy należy użyć przebiegu prądu o charakterze podwójnej krzywej wykładniczej. Ten przebieg przedstawia ponowne uderzenie o wartości szczytowej prądu równej 100 000 A oraz o maksymalnym gradencie wzrostu

równym  $0,5 \times 10^{11}$  A/s. Kształt przebiegu jest zdefiniowany matematycznie zależnością:

$$f(t) = I_0(e^{-\alpha t} - e^{-\beta t})$$

gdzie:  $I_0 = 130\ 000$  A,  $\alpha = 27\ 500$  s<sup>-1</sup>,  $\beta = 415\ 000$  s<sup>-1</sup>,  $t$  — czas w s.

(5) Przebieg prądu E — uderzenie o dużym gradencie wzrostu natężenia do badania urządzeń w skali naturalnej

Przebieg prądu E ma gradient wzrostu prądu wynoszący co najmniej 25 kA/ $\mu\text{s}$  w ciągu co najmniej 0,5  $\mu\text{s}$ , jak to widać na rys. 4 w Załączniku 2. Przebieg prądu E ma minimalną amplitudę równą 50 kA. Zamiast tego można stosować składnik A lub D przy gradencie wzrostu równym 25 kA/ $\mu\text{s}$  w ciągu co najmniej 0,5  $\mu\text{s}$  i jednocześnie badać wpływ bezpośredni i pośredni.

Efekt pośredni, uzyskany w wyniku użycia tego składnika, musi być poddany ekstrapolacji w następujący sposób:

i — Napięcia indukowane, zależne od upływu związanego z opornością lub rozpraszaniem ładunku, muszą być liniowo ekstrapolowane do wartości prądu szczytowego równej 200 kA.

ii — Napięcia indukowane, zależne od otworów (szczelin) w połączeniach (aperture coupling) muszą być liniowo ekstrapolowane do wartości gradientu szczytowego równej 100 kA/ $\mu\text{s}$ .

#### b. Przebiegi napięcia w czasie — próba

Istnieją trzy przebiegi napięcia: A, B i D, które reprezentują pola elektryczne związane z wyładowaniem atmosferycznym.

Przebiegi napięcia A i D są używane do prób na ewentualność przebiecia elektrycznego i inne potencjalne punkty styku.

Przebieg napięcia B jest używany do badań na wyładowania typu pasmowego.

Próby, w których są stosowane te przebiegi wskazano w Załączniku 3.

— Przebieg napięcia A — podstawowy przebieg wyładowania atmosferycznego

Przebieg A ma średnią prędkość narastania równą  $1 \times 10^6$  V/ $\mu\text{s}$  ( $\pm 50\%$ ) aż do chwili, gdy wzrost ten zostanie przerwany przez przebiecie albo wyładowanie obejściowe obiektu poddawanego próbie. W tym momencie napięcie spada do zera. Prędkość spadku napięcia, albo czas zanikania napięcia, jeżeli wyładowanie nie nastąpiło (napięcie w obwodzie otwartym generatora, użytego do wyładowań) nie jest określane. Przebieg A jest pokazany na rys. 5 w Załączniku 2.

— Przebieg napięcia B — pełny przebieg falowy

Przebieg B wznosi się do szczytu w czasie 0,2  $\mu\text{s}$  ( $\pm 20\%$ ). Czas wzrostu do wartości szczytowej i czas zanikania odnoszą się do napięcia w obwodzie otwartym generatora napięcia użytego do wyładowań. Zakłada się przy tym, że przebieg nie jest ograniczony przez przebiecie lub wyładowanie okrzęne wokół przedmiotu poddawanego próbom. Przebieg jest pokazany na rys. 5 w Załączniku 2.

— Przebieg napięcia — powolny wzrost początkowy

Przebiegi o powolnym narastaniu napięcia mają czas narastania pomiędzy 50  $\mu\text{s}$  i 250  $\mu\text{s}$ , co daje wystarczający czas do tego, aby zdążyły rozwinąć się wyładowania pasmowe od obiektu poddawanego próbom. W trakcie próby powinno to dawać większą liczbę uderzeń w regiony o niskim prawdopodobieństwie uderzenia niż oczekuje się ich w locie. Przebieg jest pokazany na rys. 6 w Załączniku 2.

Opracował A. Kardymowicz  
Joseph A. Pontecarvo zastępca dyrektora, Biuro ds. Zdatości

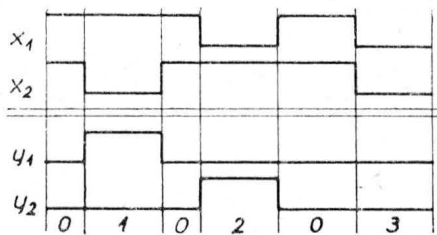


# Urządzenie do wytwarzania preimpregnatów rowingowych z włókien szklanych i węglowych (III)

Doc. mgr inż. MIECZYŚLAW KWIATKOWSKI  
Instytut Lotnictwa

Po szczegółowym omówieniu niekonwencjonalnego urządzenia sterującego biegiem taśmy papierowej, zanalizujemy pozostałe elementy i układy sycarki do prepregów, a właściwie zespół nanosząco-sterujący. Gdy papier odwinie się ze zwoju 12 i przejdzie przez urządzenie sterujące 14, przewija się przez walce naciągowe 15 (p. rys. 2, cz. I art.). Walce te są hamowane stałym momentem, co zapewnia stały naciąg papieru od tych walców aż do walca ciągnącego w końcowej części urządzenia. Następnie taśma papierowa przewija się przez walec urządzenia nanoszącego 16. Lejkowata wanienka 17, ze szczeliną denną, wypełniona jest żywicą. Żywica ta jest podgrzewana grzejnikiem znajdującym się w wanience, w celu uzyskania odpowiedniej lepkości. Przez regulowaną szczelinę denną żywica wylewa się warstwą o równej grubości na przesuwaną się pod wanienką papier. Do wykonania prepregów mogą być stosowane żywice, których wylewanie grawitacyjne może być niemożliwe ze względu na dużą lepkość. Należy więc przewidzieć możliwość wylewania nadciśnieniowego, np. sprężonym powietrzem, co wymaga zamknięcia i uszczelnienia górnej części wanny oraz dostawy żywicy pod ciśnieniem.

Papier z warstwą żywicy przechodzi następnie nad stołem z płytą grzejną 18 w celu utrzymania, a nawet zmniejszenia lepkości żywicy tuż przed samym procesem sycenia. Po przejściu nad stołem grzewczym papier z warstwą ży-



Rys. 19. Wykres czasowy działania układu wykonawczego

wicy spotyka się z warstwą ułożonego rowingu oraz górną warstwą papieru silikonowanego, tworząc tzw. wsad, który wchodzi między walce kalandra impregnującego 11. W pewnych przypadkach, gdy prepreg rowingowy układany jest na bardzo skomplikowanych powierzchniach, w trakcie układania zachodzi możliwość rozrywania się płatów prepregowych wzdłuż rowingu. W takich przypadkach dodatkowo do wsadu dodaje się jeszcze warstwę bardzo cienkiej siateczki, przeważnie tworzywowej, oznaczonej linią przerywaną 19 na rys. 2. Siatka ta, przyklejona do warstwy rowingowej, skutecznie zapobiega rozpadaniu się rowingu sklejonego w prepregu żywicą wstępnie podzielowaną, a więc nie mającą dobrych właściwości mechanicznych. Siatka wiążąca jest tak cienka, że nie ma widocznego wpływu zarówno na masę jednostkową prepregu, jak i na jego właściwości mechaniczne po utwardzeniu. Wsad po przejściu przez kalander sycący opuszcza tę część urządzenia, która nazywa się zespołem nanosząco-sycącym.

Następnym zespołem jest piec do wstępnego zażelowania żywicy (rys. 3, cz. I art.). Składa się on z tunelu grzewczego, w którym znajdują się rolki 20 utrzymujące taśmę wkładu na poziomie wylotów dysz gorącego powietrza 21. Dysze te są zaopatrywane w gorące powietrze z dwóch nagrzewnic elektrycznych lub parowych z wentylatorami osiowymi o dużym wydatku. Temperatura powietrza musi zawierać się w górnych granicach zakresu żelowania żywicy, tj. 140÷150°C, gdyż wsad przebywa w piecu bardzo krótko. Np. przy  $v_{max} = 20$  m/min i długości pieca 3 m wsad przebywa w piecu zaledwie  $t = 9$  s. W pewnych przypadkach konieczny czas przebywania wsadu prepregowego w piecu może się okazać znacznie dłuższy, czego nie będzie można dokonać nawet przy znacznym zmniejszeniu prędkości wytwarzania V. Należy więc przewidzieć możliwość pionowej rozbudowy pieca, aby nie powiększać sumarycznej długości urządzenia. W piecu szybowym wstęga

prepregowa mogłaby przewijać się wielokrotnie w górę i w dół.

Do utrzymania stałej i równomiernej temperatury w całym piecu, liczba wymian powietrza w tunelu powinna wynosić  $i = 2 \div 3$ /min. Ok. 80% powietrza krąży w obiegu zamkniętym, a 10% stanowi wymianę z powietrzem atmosferycznym. Zespół chłodząco-kalibrujący 22 składa się z tunelu chłodzącego, wyposażonego w rolki podpierające i otoczonego metalową siatką osłonową, oraz walców kalibrujących. Wstępne schłodzenie do temp. ca 80°C następuje w sposób naturalny w tunelu chłodzącym, a następnie wsad jest kalibrowany między walcami i jednocześnie schładzany do temp. ca 45°C. Ostateczna kalibracja zespołem walców 23, takich jak walce sycące, ma na celu wyrównanie grubości wsadu, a więc i prepregu, oraz poprawę jego struktury (spistości, zwartości), która mogła zostać naruszona w piecu grzewczym.

Walce kalibrujące są chłodzone w obiegu zamkniętym wodą. W skład urządzenia chłodzącego wchodzi więc jeszcze pompa wodna z napędem elektrycznym, zbiornik, chłodnica i wentylator osiowy z silnikiem elektrycznym.

Po schłodzeniu i przekalibrowaniu wsad przechodzi do zespołu napędowo-wykańczającego (rys. 4, cz. I art.). Do napędu wstęgi służą dwa walce 24 (rys. 4), działające jak walce naciągowe w zespole nanosząco-sterującym, tzn. są one opasane na dużym kącie i ciągną przez tarcie. Główny silnik napędowy urządzenia jest sprzęgnięty przez przekładnię i chyżozmian z dolnym walcem. Górny walec służy do nadania wstędze odpowiedniego kierunku i jest potaczany przez wstęgę. Do górnego walca jest dociskany trzeci walek, tzw. oddzierający 25, którego zadaniem jest zapobieganie naruszeniu struktury prepregu w procesie oddzierania górnej warstwy papieru. Górna wstęga papierowa, po oddarciu od reszty wsadu, nawija się na szpulę, tworząc zwój 26, który będzie ponownie wykorzystany w procesie sycenia. Pozostały po oddarciu górnej warstwy papieru wsad wchodzi między walce oklejające 27 prepreg folią tworzywową 28, która będzie mu towarzyszyła aż do chwili pocięcia na wykroje i zastosowania przy montażu elementu konstrukcyjnego.

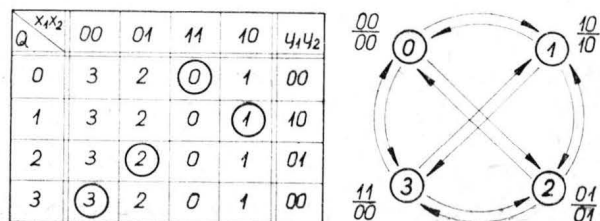
Folia odwija się ze zwoju 28 umieszczonego na samym szczycie urządzenia. Na tych samych walcach 27 następuje oddzieranie dolnej warstwy papieru, który związa się na dolnym bębnie, tworząc zwój 29, który będzie ponownie wykorzystany do sycenia rowingu.

Prepreg oklejony folią przechodzi przez nożyce krążkowe 30, które równają krawędzie folii i przycinają na szerokość minimalnie większą od szerokości prepregu.

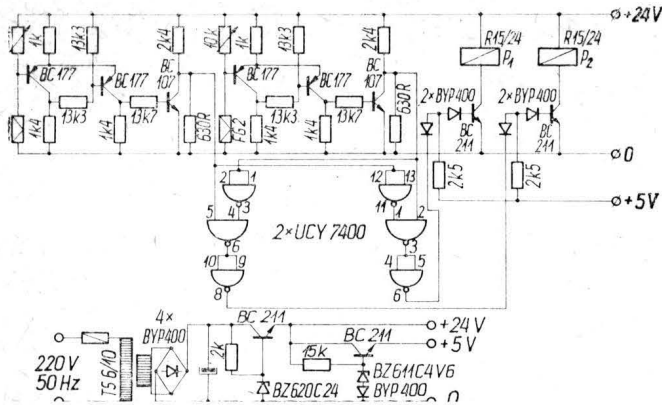
Ostatni zespół urządzenia do wytwarzania prepregów składa się z dwóch stanowisk nawijających gotowy prepreg na szpulę, przy czym stanowiska te pracują na przemian 31.

\* \* \*

Wiadomo już, że zastosowanie prepregów szklanych i węglowych to jedyna szansa na zastosowanie tworzyw wzmocnionych w elementach wytrzymałościowych konstrukcji tzw. pierwszorzędowych w budowie samolotów i szybowców. Tylko faza prefabrykatu w postaci prepregu po-



Rys. 20. Tablica stanów układu wykonawczego i wykres Graffa



Rys. 21. Schemat ideowy układu elektronicznego wraz z układem logicznym i układem wykonawczym

zwala na kontrolę materiałów i procesów wytwarzania w budowie statków powietrznych, co wyraźnie i stanowczo określają przepisy.

Formowanie ręczne metodą kontaktową przy nadzwyczajnych środkach staranności pozwala na otrzymywanie elementów o zbliżonych właściwościach, lecz nie jest to powtarzalność. Powtarzalność to system zapewniający atestację użytych półfabrykatów otrzymywanych metodą przemysłową, uwolnienie się od subiektywnego wpływu wykonawcy, kontrolę etapową i międzyoperacyjną przy montażu podzespołów. Tego rodzaju system możliwy jest tylko przy wprowadzeniu etapu półfabrykatu w postaci preimpregnatu.

### Układ elektroniczny i wykonawczy dla urządzenia sterującego taśmą papierową

#### Obliczenia układu elektronicznego

##### ● Przerzutnik Schmitta

- Napięcie zasilania  $U_B = 24 \text{ V}$ .
- Prąd emiterowy  $I_E = -10 \text{ mA}$  (BC177)
- Napięcie emiterowe  $U_E = -10 \text{ V}$
- Opornik emiterowy

$$R_E = \frac{U_E}{I_E} = \frac{-10}{-10} 10^3 = 1 \text{ k}\Omega$$

Spadek napięcia na oporniku kolektorowym w trakcie nasycenia tranzystora:

$$\Delta U_k = 24 - 10 - 0,3 = 13,7 \text{ V}$$

Opornik kolektorowy:

$$R_k = \frac{\Delta U_k}{I_{kE}} = \frac{13,7}{10} 10^3 = 1,37 \text{ k}\Omega \approx 1 \text{ k}\Omega$$

Napięcie na kolektorze przy nasyceniu tranzystora  $T_1$ :

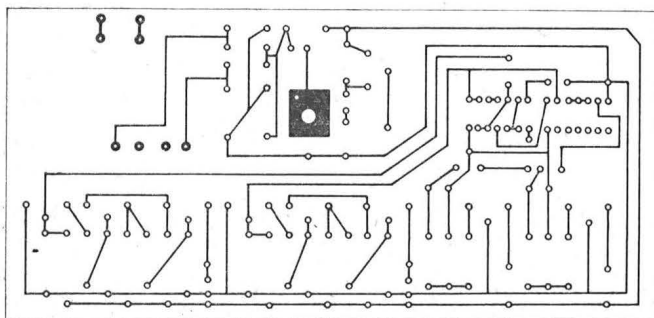
$$U_{ko} = U_E + U_{kE_{nas}} = -10 - 0,3 = 10,3 \text{ V}$$

Dla dzielnika bazowego tranzystora  $T_2$  1:1 napięcie na bazie  $T_2$  wynosi:

$$U_{B2} \approx \frac{U_{ko}}{2} \approx 5 \text{ V}$$

Przy zatkanie się tranzystora  $T_1$  napięcie na bazie  $T_2$  wynosi:

$$U_B^2 = 10,7 \text{ V}$$



Rys. 22. Płytki z obwodami drukowanymi od strony połączeń, służące do montażu wszystkich elementów podanych na schemacie ideowym z rys. 21

Dla przesycenia tranzystora  $T_2$  konieczny jest prąd bazy  $I_{B2} = 1 \text{ mA}$ , a stąd opornik bazowy:

$$R_{B2} = \frac{24 - U_{B2}}{I} 10^3 = 13,3 \text{ k}\Omega$$

Przy nasyceniu tranzystora  $T_2$  napięcie na jego kolektorze wynosi:

$$U_{k2} = 13,7 \text{ V}$$

##### ● Opornik bazowy tranzystora dopasowującego $T_3$ :

$$R_{B3} = \frac{U_{k2}}{I_{B3}} \frac{13,7}{1} 10^3 = 13,7 \text{ k}\Omega$$

W czasie zatkania tranzystora  $T_3$  napięcie na jego kolektorze musi być mniejsze od napięcia  $H$  (logicznej jedynki) dopuszczalnego dla obwodów scalonych TTL w układzie wykonawczym:

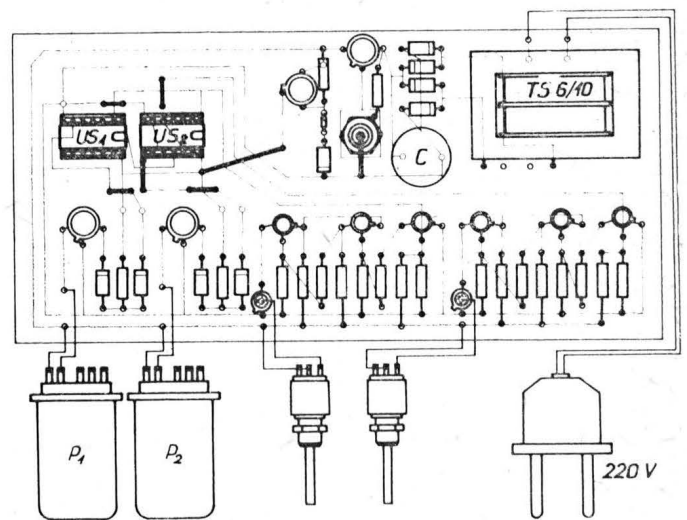
$$U_{k3} \leq 5 \text{ V}$$

Prąd nasycenia tranzystora  $T_3$  przyjmujemy  $I_{K_{max}} = 10 \text{ mA}$ . Opornik kolektorowy tranzystora  $T_3$  wynosi:

$$R_{k3} = \frac{24 - 0,3}{10} 10^3 \approx 2 \text{ k}\Omega$$

Opornik wyjściowy:

$$R_{wy} = \frac{2,4 \cdot 5}{24 - 5} = \frac{12}{19} \approx 630 \Omega$$



Rys. 23. Schemat montażowy wykonanego do celów doświadczalnych układu elektronicznego i wykonawczego. Układ w próbach pracował bez zarzutu

#### Obliczenia układu wykonawczego

- $x_1$  — sygnał od fotodiody i przerzutnika nr 1,
- $x_2$  — sygnał od fotodiody i przerzutnika nr 2,
- $y_1$  — sygnał wyjściowy układu logicznego dla wzmacniacza przekaźnikowego  $P_1$ ,
- $y_2$  — sygnał wyjściowy układu logicznego dla wzmacniacza przekaźnikowego  $P_2$ .

Jak widać, wszystkie stany są niesprzeczne i można je zastąpić jednym stanem, czyli układ nie jest automatem, a układem kombinacyjnym:

$x_1 x_2$	00	01	11	10
$y_1 y_2$	00	01	00	10

Równania funkcji wykonawczych w formie NAND:

$$Y_1 = \overline{\overline{X_1 X_2}}$$

$$Y_2 = \overline{\overline{X_1 X_2}}$$

Do realizacji układu potrzeba sześciu bramek NAND, z czego cztery będą negatorami. Dwa czterobramkowe układy UCY 7400 będą wykorzystane, zaś dwie bramki pozostaną nie wykorzystane.

Sygnały wyjściowe  $y_1$  i  $y_2$  z układu logicznego podawane są przez układy buforowe z dwóch diod na bazy tranzystorów wzmacniających BC11, w kolektorach których znajdują się cewki przekaźników wykonawczych  $P_1$  i  $P_2$ .



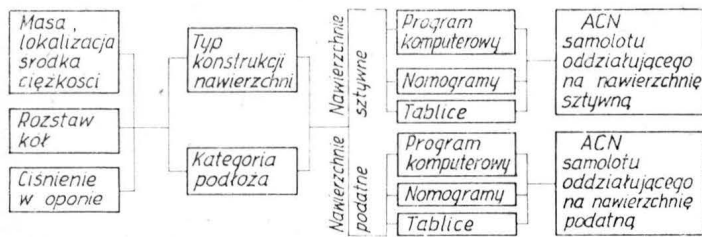
# Klasyfikacja nośności nawierzchni lotniskowych metodą ACN-PCN (II)

Dr inż. KRZYSZTOF CZARNECKI

## Określanie wartości liczb ACN

Liczba ACN wyraża względne oddziaływanie samolotu na nawierzchnię w warunkach standardowej nośności podłoża. W procedurze wyznaczania jej wartości są uwzględniane parametry samolotu oraz charakterystyki konstrukcyjne nawierzchni i podłoża. Standaryzacji podlegają takie wielkości jak:

- ciśnienie w oponie koła głównego,
- naprężenie zginające w płycie betonowej (dotyczy tylko nawierzchni sztywnych),
- nośność podłoża.



Rys. 1. Wyznaczanie liczb ACN — sieć działań

W sieci działań przedstawionej na rys. 1 wskazano metody wyznaczania wartości liczb ACN. Określa się je z uwzględnieniem podziału konstrukcji nawierzchni na sztywne i podatne oraz przy założeniu standardowych nośności podłoża. Rzeczywiste obciążenia od samolotów są zamieniane na równoważne, przekazywane na nawierzchnię za pośrednictwem pojedynczego koła ze standardowym ciśnieniem równym 1,25 MPa. Zagadnienia te były przedmiotem rozważań przedstawionych w cz. I. W cz. II zostaną omówione metody wyznaczania liczb klasyfikacyjnych samolotów. Są one trzecią z wyodrębnionych części w sieci działań (rys. 1).

## Programy komputerowe

Metody wykorzystujące elektroniczną technikę obliczeniową są podstawowym sposobem określania liczb ACN. Pozostałe metody wykorzystują wyniki obliczeń komputerowych. Program Rigid Pavement ACN służy do określania liczb ACN samolotów oddziałujących na nawierzchnie sztywne. Oparty jest na programie PDILB opracowanym przez Portland Cement Association (Illinois, USA), wykorzystywanym do projektowania nawierzchni sztywnych. Organizacja programu umożliwia wykonywanie następujących operacji:

— projektowanie grubości płyty betonowej — przy danej nośności podłoża są tabelaryzowane wartości maksymalnego naprężenia w płycie odpowiednio do listy zadanych grubości nawierzchni. Z tablicy wyników można następnie, uwzględniając współczynniki bezpieczeństwa, wyselekcjonować właściwą grubość płyty,

— ocenę nawierzchni — dla istniejącej nawierzchni grubość płyty i nośność podłoża są znane. Wyznaczane są wartości maksymalnego naprężenia w płycie przy zadanych warunkach jej obciążenia zewnętrznego,

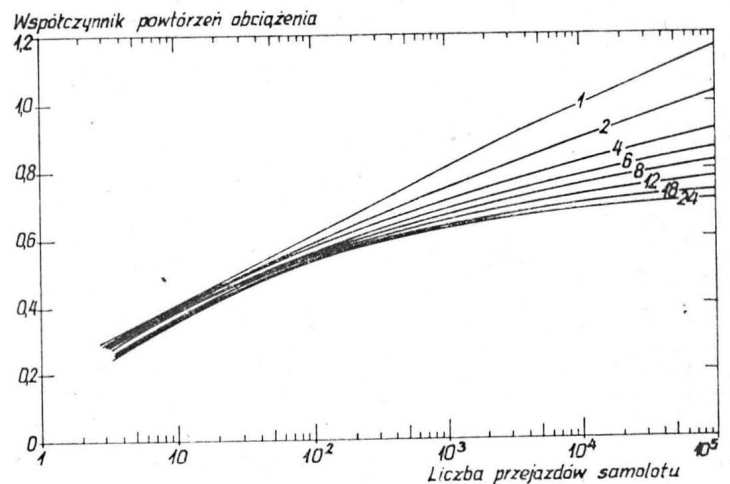
— generowanie danych do opracowania wykresów projektowych — generowane są wartości  $F = (M:q)^*$  odpowiadające serii wartości promienia względnej sztywności. Są one następnie wykorzystywane do opracowywania wykresów projektowych nawierzchni dla poszczególnych typów samolotów,

— analizę ogólną — wykorzystywaną do studiów nad właściwościami momentu jako funkcji wybranych zmienionych parametrów. W tej procedurze wartość momentu nie jest maksymalizowana przy zadanych ustawieniach podłoża na nawierzchni,

— określenie wymaganej grubości nawierzchni przy założonej nośności podłoża oraz zadanej wartości naprężenia w betonie, wynoszącej 2,75 MPa,

— wyznaczenie liczb ACN samolotów przy zadanych, standardowych wartościach nośności podłoża. Określone są również wymagane grubości nawierzchni przy tych wartościach nośności podłoża oraz przy standardowym naprężeniu w betonie 2,75 MPa.

Program Flexible Pavement ACN służy do określania liczb ACN samolotów oddziałujących na nawierzchnie podatne. Oparty jest na programie opracowanym przez US Army Engineer Waterways Experiment Station i wykorzystywanym do projektowania nawierzchni podatnych. Program umożliwia wyznaczanie liczb ACN przy założeniu 10 000, 50 000 i 100 000 przejazdów samolotu, przy czym pod-



Rys. 2. Nawierzchnie podatne — współczynnik powtórzenia obciążenia: 1, 2, 4, 6, 8, 12, 18, 24 — liczby kół przyjęte do wyznaczenia obciążenia równoważnego

stawowe obliczenia są realizowane dla pierwszej z wymienionych liczb. Niezbędne jest wprowadzenie współczynnika powtórzenia obciążenia, wyznaczanego dla założonej liczby przejazdów z wykresów na rys. 2.

W celu wyznaczenia obciążenia równoważnego pojedynczym kołem, jest ustalane miejsce największego ugięcia nawierzchni pod rzeczywistą golenią samolotu. Wykonanie

\*  $M$  — moment zginający w płycie betonowej,  $q$  — nacisk koła samolotu na nawierzchnię.

cd. ze s. 18

Tranzystory pracują jako klucze i mają tylko dwa stany: przesycony i zatkany. Stan zatkany tranzystorów występuje wówczas, gdy sygnały  $y_1$  lub  $y_2$  mają wartość  $L$  (logiczne zero). Dla wartości  $H$  tranzystory muszą być tak przesycone, aby wzbudziły się przełączniki R15/24 V. Opór cewki przełącznika wynosi:  $R = 520 \Omega$ .

Prąd załączenia przełącznika wynosi:  $I = \frac{24}{520} = 46 \text{ mA}$ .

Zakładając dla tranzystora BC211 wzmocnienia prądowe  $B \geq 80$ :

$$i_B = \frac{46}{80} \approx 0,5 \text{ mA}$$

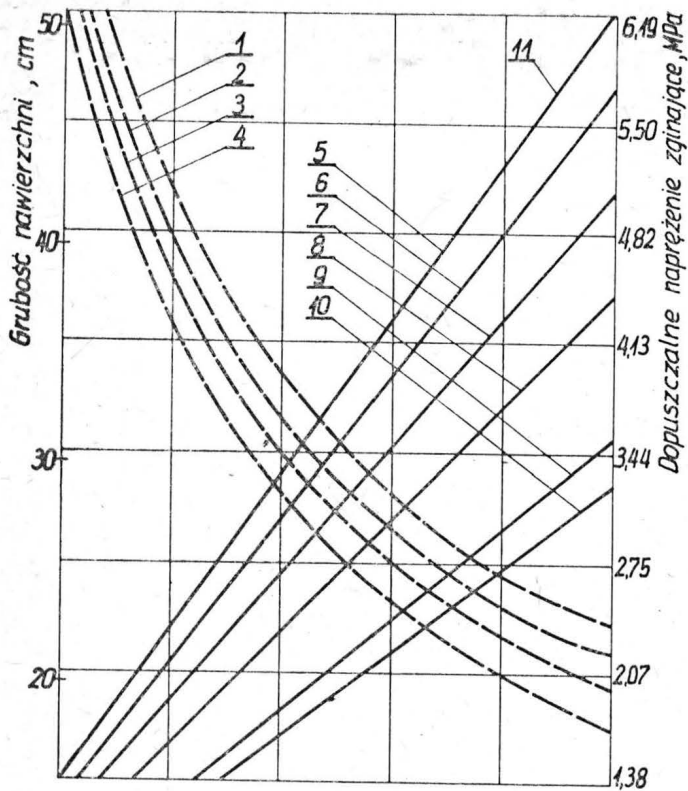
Stąd opornik bazowy:

$$R < \frac{U_{BB}}{i_B} = \frac{5 - 1,4}{0,5} = 7 \text{ k}\Omega$$

Dla pewniejszego przesyconia tranzystora przyjmuje się:

$$R = 2,5 \text{ k}\Omega$$

Do zasilania całości układu zaprojektowano zasilacz stabilizowany.



Rys. 3. Wykres do projektowania grubości nawierzchni sztywnych dla samolotów Boeing (wersje: 727-100, -100C, 727-200 Standard, Advanced). Wymiary koła:  $124,5 \times 43,2$  cm, ciśnienie w oponie 1,15 MPa. 1 —  $k = 27 \text{ MN/m}^3$ , 2 —  $k = 54 \text{ MN/m}^3$ , 3 —  $k = 80 \text{ MN/m}^3$ , 4 —  $k = 134 \text{ MN/m}^3$ . Masy przekazywane na podwozie główne: 5 — 87 800 kg, 6 — 79 400 kg, 7 — 68 050 kg, 8 — 56 700 kg, 9 — 43 100 kg, 10 — 38 550 kg, 11 — maks. obciążenie podwozia głównego

tej operacji polega na badaniu ugięć zadanej siatki w punktach węzłowych, przy czym przyjmuje się, że odległości między jej liniami są równe połowie promienia koła styku opony z nawierzchnią. Procedury obliczeniowe obydwu programów oparto na wykorzystaniu modeli matematycznych powszechnie stosowanych w praktyce projektowania nawierzchni lotniskowych. W programie Rigid Pavement ACN zastosowano rozwiązanie Westergaarda dla obciążonej płyty betonowej na podłożu Winklera, zaś w programie Flexible Pavement ACN — rozwiązanie Boussinesque'a dla obciążonej powierzchniowo, homogenicznej, izotropowej półprzestrzeni sprężystej. Te modele minimalizują liczbę danych o nawierzchni niezbędnych do wyznaczenia liczby ACN samolotów.

Obydwa programy, opracowane w języku FORTRAN, adaptowane na EMC ODRA 1305, znajdują się w ITWL.

### Nomogramy

Jeżeli są opublikowane wykresy wymaganych grubości nawierzchni dla samolotu, to liczby ACN można wyznaczać wykorzystując procedury graficzne. Przykłady takich wykresów opracowanych z zastosowaniem omówionych programów komputerowych dla określonych typów samolotów przedstawiono na rys. 3 i 4.

Kolejność postępowania przy wyznaczaniu liczb ACN samolotu oddziałującego na nawierzchnię sztywną jest następująca:

- określenie wymaganej grubości płyty betonowej przy uwzględnieniu takich parametrów jak: masa samolotu, nośność podłoża oraz standardowa wartość naprężenia zginającego, równa 2,75 MPa. Można to wykonać dysponując wykresami jak na rys. 3,

- określenie wielkości obciążenia równoważnego ( $Pr$ ) pojedynczym kołem ze standardowym ciśnieniem w oponie, równym 1,25 MPa. Do tego celu służy nomogram przedstawiony na rys. 5, opracowany z wykorzystaniem programu PDILB. Wiąże on wielkości obciążenia równoważnego z wartościami wymaganych grubości płyty, uwzględniając jednocześnie standardowe wartości naprężenia w betonie oraz nośności podłoża,

- wyznaczenie liczby ACN przy wybranej masie samolotu i nośności podłoża

$$ACN = 2 \cdot Pr$$

Liczbę ACN można również odczytywać bezpośrednio z nomogramu.

Procedura wyznaczania liczb ACN samolotów oddziałujących na nawierzchnie podatne jest analogiczna, przy czym wymaganą grubość nawierzchni dla danego typu samolotu ustala się, dysponując wykresami jak na rys. 4. Nomogram do wyznaczania obciążenia równoważnego i liczb ACN przedstawiono na rys. 6.

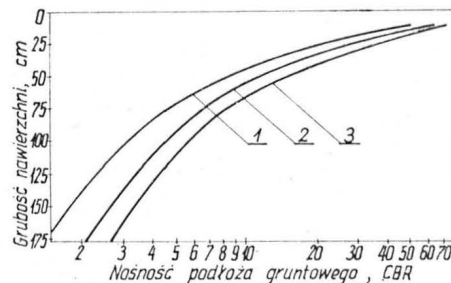
Obecnie, wskutek braku odpowiednich wykresów projektowych nawierzchni dla samolotów użytkowanych przez krajowe służby lotnicze, procedury graficzne nie znajdują zastosowania do wyznaczania liczb ACN.

### Tablice

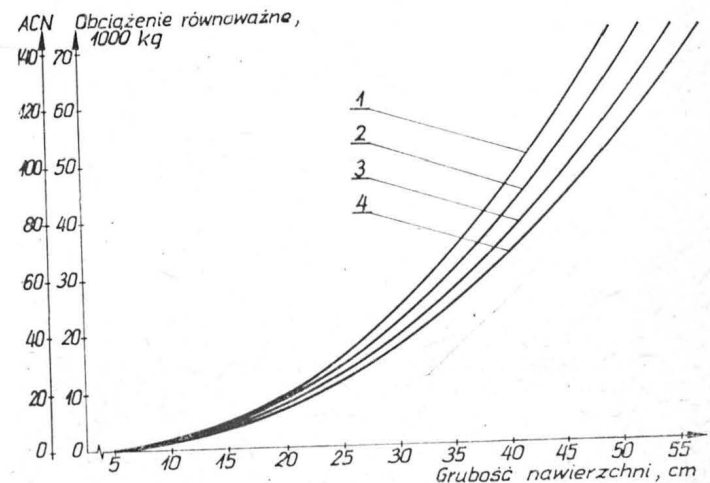
W [4] i [5] są zamieszczone tablice zawierające liczby ACN większości samolotów eksploatowanych wspólnie przez zachodnie linie lotnicze, zaś w [1] i [2] — niektórych samolotów komunikacyjnych PLL LOT oraz o innym specjalistycznym przeznaczeniu. Liczby ACN wyznaczone przy wykorzystaniu omawianych wcześniej programów komputerowych. Przykład struktury takiej tablicy, w której jest uwzględnione zróżnicowanie wartości liczb ACN samolotu w zależności od jego masy, konstrukcji nawierzchni oraz nośności podłoża, przedstawiono w [3].

### Ocena tymczasowa nośności nawierzchni lotniskowych

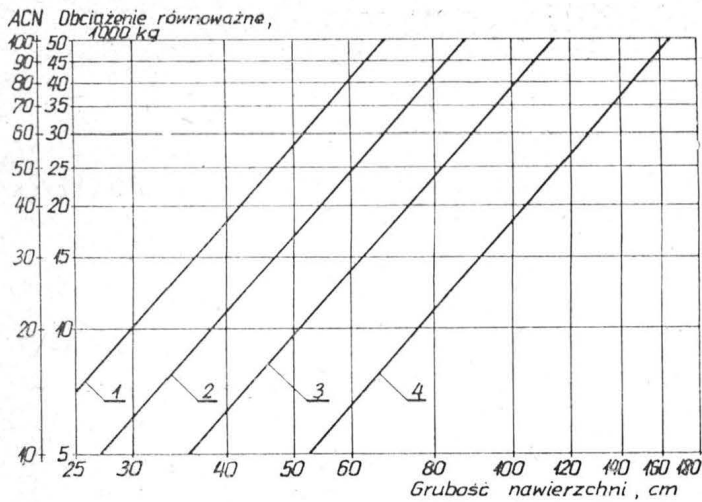
Dla zarządów lotnisk istotne znaczenie ma dysponowanie aktualnymi informacjami o nośności nawierzchni. Nie zawsze istnieje możliwość wykonania w tym celu badań technicznych. W takich sytuacjach metoda ACN-PCN dopuszcza realizowanie tzw. oceny tymczasowej, polegającej na szacowaniu wartości liczby PCN na podstawie wyników analizy naziemnego ruchu samolotów. Procedura tego typu oceny składa się z czterech punktów. Najpierw należy ustalić listę typów samolotów użytkujących regularnie nawierzchnię. Powinna ona zawierać dane o masach operacyjnych samolotów oraz o liczbie startów i lądowań każdego z nich w okresie od ostatniego oddania nawierzchni do eksploatacji. W wykazie nie uwzględnia się samolotów sporadycznie użytkujących nawierzchnię, nawet w przypadku jeśli ich masy są większe od najcięższego samolotu ze wspomnianej listy. Ważnym elementem oceny jest przegląd stanu nawierzchni, określenie jej typu konstrukcyjnego, nośności podłoża oraz dopuszczalnego nacisku opony.



Rys. 4. Wykres do projektowania grubości nawierzchni podatnych dla samolotu DC-10-10 (założona liczba przejazdów: 10 000). 1 — masa nie obciążonego samolotu 198 862 kg, 2 — maks. masa przy lądowaniu 157 396 kg, 3 — maks. masa przy starcie 195 579 kg



Rys. 5. Nomogram do wyznaczania liczb ACN samolotów oddziałujących na nawierzchnie sztywne. Ciśnienie w oponie 1,25 MPa, naprężenie zginające w płycie betonowej 2,75 MPa. 1 — wysoka nośność 150  $\text{MN/m}^3$ , 2 — średnia nośność 80  $\text{MN/m}^3$ , 3 — niska nośność 40  $\text{MN/m}^3$ , 4 — bardzo niska nośność 20  $\text{MN/m}^3$



Rys. 6. Nomogram do wyznaczania liczb ACN samolotów oddziałujących na nawierzchnie podatne. ACN =  $\left( \frac{h^2}{0,878 \cdot \text{CBR} - 0,01249} \right)$ , gdzie:

$h$  — grubość nawierzchni w cm; ACN = 2 × obciążenie równoważne. Ciśnienie w oponie 1,25 MPa. 1 — wysoka nośność (CBR15), 2 — średnia nośność (CBR10), 3 — niska nośność (CBR6), 4 — bardzo niska nośność (CBR3)

Stan nawierzchni uwarunkowany jest zasadniczo wielkością odbywającego się na niej ruchu samolotów. Ogólnie można przyjąć, że nawierzchnia w dobrym stanie zadowalająco przenosi eksploatujący ją ruch. Uszkodzenia (jak np.: spękania, odkształcenia itp.), a także przebieg dotychczasowej wymaganej konserwacji mogą natomiast sygnalizować przeciążenie nawierzchni. Nieodzownym warunkiem jest tutaj uwzględnienie wieku nawierzchni, bowiem skutki przeciążenia nowej nawierzchni mogą się jeszcze nie ujawniać, podczas gdy w starej nawierzchni wystąpią ewidentne uszkodzenia. Przegląd polega na dokonaniu porównawczej oceny stanu nawierzchni w wybranych obszarach podlegających intensywnej oraz minimalnej eksploatacji ruchem. W wyniku przeglądu należy również sprecyzować zalecenia odnośnie do ewentualnej potrzeby ograniczenia nacisków wywieranych na nawierzchnię przez samoloty wymienione w omawianym wyżej zestawieniu i tym samym ograniczenia ciśnienia w oponach. Typ konstrukcji nawierzchni i nośność podłoża są elementami składowymi pełnej informacji o nośności nawierzchni [3]. Ich znajomość jest niezbędna do wyboru właściwej liczby ACN samolotu oddziałującego na omawianą nawierzchnię. Charakterystyki te można ustalać w wyniku badań terenowych lub na podstawie istniejącej dokumentacji technicznej. Nośność podłoża można ponadto określać przy wykorzystaniu systemów klasyfikacyjnych opracowanych dla materiałów gruntowych. Zgodnie z wcześniejszymi ustaleniami, informację o typie konstrukcyjnym nawierzchni oraz nośności podłoża należy przygotować w zakodowanej formie, w celu późniejszej ich publikacji.

Dysponując omówionymi dotychczas danymi można przystąpić do realizacji ostatniego punktu procedury — wyboru krytycznego samolotu oraz ustalenia liczby PCN nawierzchni. W tym celu należy przedstawić liczby ACN samolotów figurujących w zestawieniu, wyznaczone z uwzględnieniem typu konstrukcyjnego oraz nośności podłoża ocenianej nawierzchni. (Z definicji — liczba ACN charakteryzuje oddziaływanie samolotu na nawierzchnię). Za krytyczny dla omawianej nawierzchni należy przyjąć samolot o największej liczbie ACN. Zauważmy przy tym, że samolot o największej masie (spośród przedstawionych w zestawieniu nie zawsze będzie samolotem krytycznym, bowiem na wielkość liczby ACN mają również wpływ charakterystyki podwozia. Znane jest zatem obciążenie podstawowe (samolot krytyczny) oraz poziom jego powtórzeń (liczba przejazdów). Obciążenia reprezentujące pozostałe typy samolotów można przedstawić w pojęciach liczby powtórzeń obciążenia podstawowego [6]. Niezbędna jest tutaj znajomość charakterystyk zmęczeniowych głównych elementów konstrukcji nawierzchni. Przykład takiej charakterystyki pokazano na rys. 7.

Przyjmijmy, że oceniana nawierzchnia jest regularnie eksploatowana przez  $q$  typów samolotów dających obciążenia o wielkościach  $P_1, \dots, P_q$  i że podstawowe obciążenie wynosi  $P_1$ . Dla wszystkich obciążeń odczytujemy z rys. 7 dopuszczalne liczby powtórzeń, równe odpowiednio  $N_1, \dots, N_q$ .

Obliczamy dla każdego obciążenia wartości współczynników powtórzeń równoważnych:

obciążenie                      współczynnik powtórzeń równoważnych

$$P_1 \quad f_1 = \frac{N_i}{N_1} < 1$$

$$P_i \quad f_i = \frac{N_i}{N_i} = 1$$

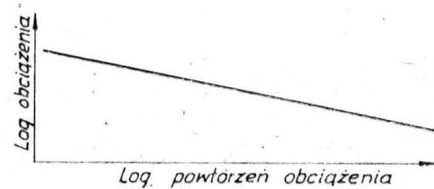
$$P_q \quad f_q = \frac{N_i}{N_q} > 1$$

Współczynniki  $f$  określają zastępcze liczby powtórzeń podstawowego obciążenia dla pojedynczych przyłożeń innych obciążeń. Korzystając ze wzoru:

$$h_{ni,q} = n_q f_q$$

gdzie:  $n_q$  — zaobserwowane liczby powtórzeń obciążenia  $P_1, \dots, P_q$  (dane w zestawieniu samolotów użytkujących nawierzchnię),

można wyznaczyć liczby powtórzeń  $n_{i,q}$  obciążenia  $P_i$ , równoważne pod względem skutków dla nawierzchni powtórzeń pozostałych obciążeń. Suma  $n_c = \sum_{r=1}^q n_{i,r}$  określa całkowity poziom powtórzeń obciążenia podstawowego  $P_1$ , uwzględniający łączny wpływ kombinacji pozostałych obciążeń. Jeżeli obciążenie nawierzchni całkowitą liczbą przejazdów ( $n_c$ ) samolotu krytycznego nie spowodowało jej uszkodzenia, to należy przyjąć liczbę PCN nawierzchni równą liczbie ACN tego samolotu. Nawierzchnię mogą zatem eksploatować samoloty mające odpowiednią liczbę ACN nie większą od wyznaczonej w ten sposób liczby PCN, przy



Rys. 7. Przykład charakterystyki zmęczeniowej elementu konstrukcyjnego nawierzchni

czym intensywność ich ruchu nie powinna przewyższać dotychczasowej. W przypadku gdy spodziewany jest istotny wzrost intensywności ruchu, liczba PCN powinna być zredukowana. Podstawą do wprowadzenia poprawki będą wówczas wyniki obliczeń przeprowadzonych z wykorzystaniem omówionego wyżej algorytmu.

## Podsumowanie

- Wobec braku wykresów projektowych (wymaganych grubości nawierzchni) dla samolotów eksploatowanych w kraju, ich liczby ACN można praktycznie określić, wykorzystując programy komputerowe. Dla niektórych ważniejszych typów samolotów zostało to już zrealizowane.

- Metoda tymczasowej oceny nośności nawierzchni lotniskowych jest prosta i szybka. Wyznaczona przy jej zastosowaniu liczba PCN może jednak być obarczona pewnym błędem — może zaniżać rzeczywistą nośność nawierzchni. Mankamentem metody są również występujące w ocenie stanu nawierzchni elementy subiektywizmu. Z tych względów tak opracowana ocena nośności nawierzchni powinna być w miarę możliwości jak najszybciej przeniesiona do grupy „ocena techniczna”.

- Krajowe służby lotniskowe nie dysponują charakterystykami zmęczeniowymi nawierzchni. W celu stworzenia podstaw do wdrożenia nowoczesnych metod projektowania i oceny, niezbędne jest ukierunkowanie realizowanych prac na rozpoznanie tych charakterystyk w odniesieniu do elementów konstrukcyjnych nawierzchni lotniskowych.

cd. na III okł.



## Starania o samoloty do zrzutów cichociemnych z Francji w 1939 r. i 1940 r.

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

W wydanej w 1984 r. książce J. Tucholskiego pt. „Cichociemni” na s. 14 czytamy: „Organizowanie łączności lotniczej z Krajem zostało zapoczątkowane rozkazem gen. Sikorskiego do Dowódcy Lotnictwa gen. Zająca, wydanym dwa tygodnie po powołaniu do życia ZWZ” (13.XI.1939 r. — przyp. red.). W tym rozkazie z 28.XI.1939 r. gen. Sikorski polecił gen. Zającowi, aby niezależnie od wysiłków dostarczyć drogą lotniczą w terminie do 2.XII.1939 r. pewnych sum w złotych polskich przeznaczonych dla Warszawy, zorganizować raz na miesiąc stałą tajną komunikację lotniczą z głównymi centralami okupowanego Kraju, opierając się na sprzęcie własnym (zakupione i dostosowane do lotów dalekosiężnych awionetki, samoloty komunikacyjne LOT itp.) oraz na sprzęcie wojskowym dostarczonym przez aliantów.

W książce po przytoczonym pełnym tekście ww. rozkazu czytamy na s. 15 i 16: „Rozkaz został wydany i... nie wykonany. Jakikolwiek byłoby tego powody, jedno jest pewne — nie natrafiamy na ślady energicznego działania Dowództwa Lotnictwa w zakresie rozwiązania kwestii łączności lotniczej z okupowanym Krajem. Na pewno istniały kłopoty z szybkim otrzymaniem od Francuzów wojskowych maszyn dalekiego zasięgu, pozostawali jednak przeciw Brytyjczyce, czy też możliwość zakupów amerykańskich. Znajdowały się również na Zachodzie trzy, będące własnością LOT-u, pasażerskie Lockheedy L-14H Super Electra o zasięgu 3100 km. Odpowiedni sprzęt, na pewno podstawowy element w tej sprawie, to jednak tylko część zagadnienia. Lotnictwo w ogóle nie przedstawiło koncepcji rozwiązania zleconego zadania. Powód był oczywisty. W pierwszej kolejności nastawiono się na sformowanie jednostek bombowych oraz myśliwskich i bez reszty było tym zaabsorbowane. A na dodatek Wódz Naczelny nie egzekwował wydanego rozkazu”.

Ponieważ przedstawiony wyżej obraz działania Dowództwa Lotnictwa nie odpowiada faktom, a komentarze są błędne — przytoczymy fragmenty publikacji oraz informacje z dokumentów. Dowódcą Lotnictwa był gen. Józef Zająca. W 1964 r. zostały opublikowane jego wspomnienia pt. „Dwie wojny. Mój udział w wojnie o Niepodległość i w obronie powietrznej Polski”. W jego pamiętniku prowadzonym w 1939 r. i 1940 r. we Francji czytamy:

„10.XI.1939... Wczoraj byłem znowu u Sosnkowskiego, który zlecił mi pewne sprawy w związku z pracą na terenie Kraju. Byłem też u gen. Sikorskiego, któremu referowałem sprawy lotnicze.

11.XI.1939... Dzisiaj konkretnie wszcząłem sprawę przelotów do Polski, rozmawiając z oficerem ochotnikiem na te przeloty i nawiązując pertraktacje w sprawie zakupu do tych przelotów samolotu RWD-15.

15.XI.1939... Wczoraj wieczorem przyszła depecha z Londynu, że Anglicy godzą się zatrudnić nasz LOT na Bliskim Wschodzie między Lyddą, Bukaresztem oraz Aleksandrią (Kairem — przyp. red.), Atenami, Białogrodem (Belgradem — przyp. red.) i Budapesztem. Jest to w każdym razie duży sukces. Poza tym daje to możliwość nawiązania tamtejszych kontaktów z Krajem. Przy LOCIE i pod jego przykrywką będziemy mogli urządzić tak komunikację z Krajem, za wiedzą lub bez wiedzy Anglików.

17.XI.1939... Pierwsza ważna kwestia to sprawa wysłania pieniędzy do Kraju, a głównie dla Warszawy i pod okupację niemiecką. Gen. Sosnkowski, który mnie wezwał w tej sprawie, niecierpliwi się, że nie ma jeszcze w tym kierunku nic konkretnego z samolotem, który ma tam lecieć. Tymczasem, niestety sprawa nie jest taka prosta. Nie

wiadomo, czy samoloty RWD-15 w Rumunii będą do naszej dyspozycji, czy Rumuni nie będą robili jakichś trudności, a nawet można na pewno powiedzieć, że te trudności będą.

Sportowe samoloty francuskie trzeba by przerabiać do lotów długodystansowych. To samo z samolotami angielskimi. Kto wie czy bombowiec angielski polecą tak daleko, jak mógłby polecieć nasz Lockheed, ale nie wiadomo, czy mógłby lądować w odpowiednim miejscu. Jednym słowem problem szczególnie w obecnym czasie jest dosyć trudny. U generała Sosnkowskiego odbyło się w tej sprawie drugie posiedzenie z udziałem ministra skarbu Koca, ambasadora Raczyńskiego i moim. Postanowiliśmy równocześnie na wszystkich drogach rozpocząć przygotowania.

26.XI... Dziś miałem nieprzyjemną rozmowę z gen. Sosnkowskim na temat tego samolotu, który ma lecieć do Polski, aby zawieźć tam pieniądze. Ponieważ Niemcy ogłosili, że polskie pieniądze będą miały wartość tylko do 5 grudnia, więc trzeba, aby najpóźniej 2 grudnia pieniądze te zostały zrzucone w Polsce. Tymczasem samolotów z Rumunii nie można wydostać, a Anglicy nie kwapią się z odpowiedzią ca do Lockheeda płk. Filipowiczowi, którego w tym celu wysłałem do Londynu. Powiedziałem gen. Sosnkowskiemu, że nic więcej tutaj zrobić nie mogę, że sprawa nie jest taka prosta, że mam ludzi, ale nie mam sprzętu do rozporządzenia. Sosnkowskiemu się zdaje, że nie działam tu dość energicznie, sądzi, że interwencja gen. Sikorskiego u marszałka Newalla, szefa sztabu lotnictwa w Anglii, coś przyspieszy. Mimo więc niewiarę w przyspieszenie sprawy przez interwencję gen. Sikorskiego, zrezygnowałem taką depezę i przedstawiłem mu tę sprawę. Upredziłem o tej depeży płk. Kwiecińskiego rozmawiając z nim telefonicznie. On jest zdania, że w ciągu kilku dni sprawy załatwić się nie da. Ja w głębi duszy sądzę także, że nie, ale zrobię wszystko, aby ją załatwić i w tym duchu oddziaływuję na Kwiecińskiego, Filipowicza i moje otoczenie. Chciałbym, żeby rzeczywiście ten lot mógł dojść do skutku, żeby się nie nazywało, że lotnictwo nie przyczyniło się do poprawienia doli Kraju.

30.XI.1939... W sprawie wysłania pieniędzy do Polski byłem u Koca, min. skarbu, który oświadczył, że pieniądze tych nie ma i że mimo depeż wysłanych do Bukaresztu nie nie otrzymał. Tak więc nie bardzo wiem, czy pośpiech, który mi nakazywał Sosnkowski był wskazany, tym bardziej, że pośpiech w przygotowaniu lotu do Polski może się fatalnie odbić na sprawie, gdyż w razie niepowodzenia, może zaszkodzić nie tylko z powodu nieudania się, ale może odstręczyć dalszych ochotników, których zgłosiła się pewna ilość. Do lotu tego sam zresztą przywiązuję dużą wagę, gdyż przecież mają lecieć do Polaków, do Polski, do Warszawy. Ale myślę także o wielkim ryzyku, o możliwości straty dzielnych ludzi, tym bardziej, że przy pierwszym locie będą musieli skakać ze spadochronami”.

Pamiętnik gen. Zająca znajduje potwierdzenie w dokumentach przechowywanych w archiwum Muzeum im. gen. Sikorskiego. Są to:

— Depesza szyfrowa gen. Zająca do attaché wojskowego i lotniczego Ambasady RP w Londynie z 26.XI.1939 r. zawierająca prośbę o załatwienie lotu samolotu angielskiego do Polski z polskimi skoczkami.

— Odpowiedź płk. Kwiecińskiego dla gen. Zająca z 27.XI.1939 stwierdzająca, że sprawa jest trudna, zaś do Lockheeda można dobudować zbiornik na 3000 km. Na ten temat nazajutrz wytwórnia de Havilland poda szczegóły.

— Druga odpowiedź płk. Kwiecińskiego: „nasz Lockheed leci jutro do Paryża. Drugi przekazujemy do przeróbki”.

Warto zauważyć, że starania o zorganizowanie łączności lotniczej z Krajem rozpoczęły się przed powołaniem ZWZ, gdyż w dniach 10 i 11.XI.1939 r., a następnie były prowadzone przed wydaniem rozkazu przez gen. Sikorskiego 28.XI.1939 r. Wyjaśnienia wymaga sprawa samolotów RWD-15. Otóż we wrześniu 1939 r. Doświadczalne Warsztaty Lotnicze z Warszawy ewakuowały do Rumunii m.in. dwa pięciomiejscowe samoloty RWD-15 przeznaczone do dalekiej turystyki. Jeden z nich w wersji normalnej RWD-15 ze zbiornikiem 240 l paliwa miał zasięg maks. 1000 km. Drugi, w wersji rajdowej RWD-15 bis, miał dodatkowy zbiornik o pojemności ponad 200 l, co zwiększało jego zasięg do 1800 km. Jego prędkość przelotowa wynosiła 200 km/h, zaś dobre właściwości krótkiego startu i lądowania pozwalały na korzystanie z przygodnych lądowisk, co było bardzo cenne w przypadku zastosowania samolotu do łączności z Krajem. Samolot RWD-15 bis ze znakami SP-KAT był przygotowany przez wytwórnię do lotu S. Karpińskiego do Australii. Jednakże próby wykupienia z Rumunii tych samolotów jako sportowych speliły na niczym. Dyrekcja wytwórni, nie widząc możliwości ewakuacji samolotów z Rumunii, odsprzedała je Rumunom. Wkrótce RWD-15 bis został uszkodzony przez pilota rumuńskiego, lecz później był wyremontowany. Oba samoloty były użytkowane w Rumunii w czasie wojny i w pierwszych latach po wojnie. Dowództwo Lotnictwa Polskiego we Francji przeoczyło fakt, że poza granicami Polski znajdowały się jeszcze dwa samoloty RWD-15, którymi wcale się nie zainteresowano. Jeden był sprzedany przed wojną prywatnemu przedsiębiorstwu w Palestynie, drugi zaś znajdował się w Nowym Jorku, gdzie w czerwcu był wystawiony na Światowej Wystawie. Na przelot przez Atlantyk nie było szans, zaś transport samolotu statkiem trwałby około miesiąca, co mogło wydawać się długie.

Wróćmy do relacji gen. Zająca:

„1.XII.1989. Dzisiaj był dzień pełen emocji. Najpierw rano i przez cały dzień sprawa służbowa dotycząca komunikacji lotniczej z Polską... Po południu przyleciał płk. Kwieciński i Lockheed naszego LOT-u z Londynu.

2.XII.1939... Dzisiaj miałem dłuższą konferencję z oficerami pilotami LOT-u, którzy przygotowują wyprawę nad Polskę. Wprawdzie kierownictwo LOT-u protestuje przeciw zabieraniu samolotów, na których opiera się umowa polsko-angielska, ale jeżeli ważność zadania będzie tego wymagać, to wówczas trzeba będzie jeszcze zastanowić się, co jest ważniejsze, czy umowa, czy też spełnienie zadania i ryzyko, że umowa ta będzie zmieniona, wzgl. narażona na niedojście do skutku.

22.XII.1939. Dzisiaj rano wyjechałem na lotnisko w Bouget (paryskie — przyp. red.), aby przelecieć się na Lockheedzie przeznaczonym do lotu do Polski, ale niestety pompa benzynowa zepsuła się i nie mogliśmy latać.

10.I.1940... Dzisiaj przyszła wiadomość, że będziemy mogli latać z lotniska Orly (w Paryżu — przyp. red.), co przyjeźliśmy z prawdziwą radością.

19.I.1940... Dzisiaj miałem nie bardzo miłą wizytę lorda Forbesa, który pełnił funkcję attaché lotniczego W. Brytanii w Bukareszcie... Ale on wysunął obiekcję przeciw użyciu Lockheedów na wyprawę do Polski, gdyż ta wyprawa może pociągnąć za sobą stratę 16 samolotów LOT-u, o których wydobycie lord Forbes walczył na terenie Rumunii na równi z naszymi przedstawicielami; poza tym polski LOT przy użyciu go na Bliskim Wschodzie ma korzystać z 8 Lockheedów 14. Przymusowe lądowanie na terenie Niemiec może uniemożliwić całą transakcję z Rumunią, gdyż Niemcy i Rumuni spoglądają się, że nasze Lockheedy latają na zadania bojowe... Wynika z tego, że albo to jest młody człowiek, który się chce wtrącać do nie swoich rzeczy, albo też jest tutaj intryga British Imperial Airways lub naszego LOT-u.

26.I.1940... pojechałem na lotnisko, gdzie byłem przy końcu przygotowań. Ucałowałem się z uczestnikami wyprawy i czekałem na start. Niestety przy starcie silnik nawalił i start nie odbył się. Szczęściem było w nieszczęściu że samolot dopiero oderwał się od ziemi, gdy nastąpił jakiś trząsk, który spowodował wylądowanie. Okazało się, że głowica jednego z cylindrów złamała się, czy stopiła. Przyuszczamy sabotaż”.

Jerzy Cynk na podstawie materiałów archiwalnych z Muzeum im. gen. Sikorskiego ustalił następujące fakty:

— 26.XI.1939 gen. Sikorski depeszą prosił szefa sztabu lotnictwa W. Brytanii marszałka C. Newalla o danie do dyspozycji polskiego lotnictwa samolotu brytyjskiego w celu wykonania lotu do Polski i zrzut ludzi z pieniędzmi i materiałami propagandowymi. Aby nie tracić czasu marszałek Newall zaproponował wykorzystanie jednego z trzech LOT-owskich Lockheedów L-14H znajdujących się w Anglii.

— 20.XII.1939 gen. Zając polecił płk. Kwiecińskiemu oddać jednego Lockheeda do przeróbki przez wbudowanie dodatkowego zbiornika na 600 l dla zwiększenia zasięgu samolotu do 3000 km, przebudowę wnętrza kabiny i drzwi, aby otwierały się do wewnątrz kabiny oraz zabudowę uzbrojenia. Prace miał do 10.II.1940 r. wykonać warsztat w Heston. Władze angielskie, ze względu na starania o ewakuację samolotów LOT-u z Rumunii, poprosiły o usunięcie z samolotu wszelkich znaków cywilnych i przemalowanie na kolory wojskowe. Gen. Zając 5.II.1940 r. zawiadomił Anglików, że „wszelkie znaki przynależności samolotu Lockheed do PLL LOT zostały usunięte. Ewentualny lot odbędzie się pod znakami wojskowymi z załogą wojskową”. Samolot otrzymał brytyjski kamuflaż wojskowy i należy sądzić, że polskie szachownice wojskowe. Jednakże British Airways zaczęły wywierać poprzez Air Ministry nacisk, aby opóźnić przeróbkę samolotu, gdyż samoloty LOT-u miały stanowić zabezpieczenie pożyczek udzielanych LOT-owi na organizowaną działalność w 1940 r. W tej sytuacji polskie lotnictwo zabrało drugiego Lockheeda do Francji.

— 2.V.1940 r. Air Ministry złożyło oświadczenie, że „Władze brytyjskie byłyby władzom polskim niezmiernie zobowiązane, gdyby władze polskie zechciały odsprzedać samolot Lockheed 14 znajdujący się w przeróbce w Heston. Władze angielskie reflektowałyby na kupno drugiego samolotu Lockheed 14 znajdującego się w Paryżu” — proponując w zamian dwa samoloty bombowe Wellington o dużym zasięgu. 11.V.1940 r. władze polskie przystały na tę propozycję. Była to jednak gra dyplomatyczna, gdyż Wellington miał za mały zasięg i nie był przystosowany do skoków spadochronowych.

Do powyższych informacji należy dodać, że 14-miejscowy Lockheed 14 miał zasięg normalny 2800 km i maksymalny 3100 km (ze zmniejszonym ładunkiem). Ponieważ odległość z Paryża do Warszawy wynosi 1450 km, ze względu na konieczność lotu nocnego nie lotem prostym, lecz po najbardziej bezpiecznej trasie, niezbędne było dodatkowe 600 l paliwa, co pozwoliłoby na zwiększenie zasięgu do 3800 km.

Niewykonanie w I połowie 1940 r. lotów do Kraju na samolotach Lockheed 14 było spowodowane trudnościami czynionymi przez Anglików i Francuzów, którzy nie chcieli dopuścić do samodzielnego działań polskiego lotnictwa na Zachodzie, a ponadto taka działalność nie pokrywała się z ich najpilniejszymi interesami. Mimo angielskich starań samolotów LOT-u nie udało się wydstać z Rumunii. Dlatego też nie uruchomiono w 1940 r. LOT-owskiej sieci linii lotniczych na Bliskim Wschodzie.

Oprócz usiłowań zorganizowania łączności lotniczej z Krajem za pomocą samolotów RWD-15 i Lockheed 14H była też trzecia próba. Wśród dokumentów znajduje się list z 9.II.1940 r. francuskiego ministra lotnictwa do prezydenta RP: „Sygnalizuję, że komendant Wyrwicki dysponuje samolotem Percival Gull nadającym się do tej misji. Nie widzimy możliwości zorganizowania stałej łączności lotniczej z Francji do Polski za pomocą jednostki wyposażonej we francuskie samoloty bombowe. Użycie samolotu Lockheed 14 będzie utrudnione przez brak części zamiennych”.

W pamiętniku gen. Zająca jest tylko notatka na temat tego samolotu:

„13.II.1940 r. Dzisiaj pierwszy raz we Francji odbyłem lot z mjr. Wyrwickim na sportowej maszynie Percival, prowadząc ją sam przez jakiś czas do lądowania”.

Percival Gull IV, którego we Francji były trzy sztuki, był jednosilnikowym samolotem trzymiejscowym o zasięgu 1100 km ze zbiornikiem o pojemności 150 l. Zasięg ten był za mały nawet na lot w jedną stronę. Dopiero zastąpienie jednego pasażera zbiornikiem 80 l umożliwiłoby lot do Polski. Wobec braku szans na to, aby na lądowisku przygotowano paliwo do lotu powrotnego, użycie tego samolotu do lotów do Polski było nierealne.

W piśmie z 28.V.1940 r. gen. Sosnkowskiego do gen. Zająca znajdujemy podsumowanie usiłowań z okresu listopada 1939 — maj 1940: „Trzykrotne próby zorganizowania łączności lotniczej z Krajem nie dały pozytywnego wyniku”.

#### LITERATURA

1. J. ZAJĄC: Dwie wojny. Londyn 1964
2. A. GLASS: Polskie konstrukcje lotnicze 1893-1939. Warszawa, 1976, s. 321
3. J. CYNK: Próby uzbrojenia samolotów komunikacyjnych PLL LOT w latach 1938-1940. TLiA, 1978, nr 11, s. 30-32
4. M. MIKULSKI, A. GLASS: Polski transport lotniczy 1918-1978. Warszawa, 1978 r.
5. Materiały archiwalne Instytutu Polskiego i Muzeum im. gen. Sikorskiego. Londyn. Sygn. akt. Lot A IV. 1/3c

Adres dla korespondencji:

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

Siedziba Redakcji:

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

	Str
A. Glass: Dwie metody budowania prototypów . . . . .	1
ZE SWIATA . . . . .	2
STATYSTYKA LOTNICZA: Włoski przemysł lotniczy; Brytyjski przemysł lotniczy 1985; Brazylijski przemysł lotniczy 1985; Francuski przemysł lotniczy 1985; Wypadki lotnicze w RFN w 1984 r.; Rozwój liczb szybowców i motoszybowców w RFN 1968÷1984 . . . . .	3
A. Glass: Farnborough '86 . . . . .	4
P Wolański: Alternatywne paliwa lotnicze do silników turbinowych . . . . .	6
POLSKIE PATENTY LOTNICZE . . . . .	8
M. Michalski: Przygotowanie i załadunek cieczy roboczej do samolotów i śmigłowców . . . . .	9
KARTOTEKA TLiA: Aeritalia/Aermacchi/ EMBRAER AM-X . . . . .	11
Delfin . . . . .	13
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Niemieckie skróty lotnicze (I) . . . . .	15
POMOCE KONSTRUKCYJNE: Zabezpieczenie układów paliwowych samolotów od zapalenia się par paliwa wskutek wyładowań elektrycznych w atmosferze (IV) . . . . .	15
M. Kwiatkowski: Urządzenie do wytwarzania preimpregnatów rowingowych z włókien szklanych i węglowych (III) . . . . .	17
K. Czarnecki: Klasyfikacja nośności nawierzchni lotniskowych metodą ACN-PCN (II) . . . . .	19
A. Glass: Starania o samoloty do zrzutów cichociemnych z Francji w 1939 r. i 1940 r. . . . .	22
PROTOTYPY: Kawasaki XT-4 . . . . .	II okł.
IAI Lavi . . . . .	II okł.
Na okładce: Dwumiejscowy samolot RWD-5 PLL LOT (1935 r.) — rys. K. Cieślak	

STRESZCZENIA

GLASS A.: Farnborough'86. TLiA, t. XLII, 1987, nr 2, s. 4

Przedstawiono prototypy nowych samolotów zaprezentowanych na wystawie oraz prototypy nowych odmian i wersji samolotów już znanych, a także nowe projekty.

WOLAŃSKI P.: Alternatywne paliwa lotnicze do silników turbinowych. TLiA, t. XLII, 1987, nr 2, s. 6

W artykule omówiono możliwości zastąpienia nafty lotniczej jako paliwa silników turbinowych takimi paliwami, jak alkohole, metan, pentaboran i wodór. Przedstawiono dwa amerykańskie projekty samolotów pasażerskich: poddźwiękowego i naddźwiękowego z silnikami zasilanymi ciekłym wodorem i porównano ich dane techniczne z danymi samolotów napędzanych naftą lotniczą.

MICHALSKI M.: Przygotowanie i załadunek cieczy roboczej do samolotów i śmigłowców. TLiA, t. XLII, 1987, nr 2, s. 9

Przedstawiono metody przygotowania i załadunku cieczy roboczej do samolotów i śmigłowców stosowane na Węgrzech, w USA, Czechosłowacji i w Polsce.

KWIATKOWSKI M.: Urządzenie do wytwarzania preimpregnatów rowingowych z włókien szklanych i węglowych (III). TLiA, t. XLII, 1987, nr 2, s. 17

W artykule omówiono proces wytwarzania preimpregnatów rowingowych na tle budowy i działania urządzenia do przemysłowego wytwarzania tego rodzaju prefabrykatów.

CZARNECKI K.: Klasyfikacja nośności nawierzchni lotniskowych metodą ACN-PCN (II). TLiA, t. XLII, 1987, nr 2, s. 19

W cz. II artykułu przedstawiono metodę wyznaczania liczb ACN samolotów, a także zaliczanych do grupy „ocena tymczasowa” liczb PCN nawierzchni lotniskowych.

GLASS A.: Starania o samoloty do zrzutów cichociemnych z Francji w 1939 r. i 1940 r. TLiA, t. XLII, 1987, nr 2, s. 22

Przedstawiono starania Dowództwa Polskiego Lotnictwa we Francji o uzyskanie samolotów RWD-15, Lockheed L1471 samolotu sportowego Percival Gull oraz angielskich i francuskich samolotów bombowych do łączności z okupowaną Polską i zrzutu skoczków spadochronowych jako łączników.

CONTENTS

GLASS A.: Farnborough'86. TLiA, vol. XLII, 1987, No. 2, p. 4

Prototypes of new aeroplanes demonstrated at the exhibition as well as prototypes of new models and versions of aeroplanes being already known, have been presented.

WOLAŃSKI P.: Alternative aircraft fuels for turbojet engines. TLiA, vol XLII, 1987, No. 2, p. 6

Possibilities to replace the aircraft kerosene, used as turbojet engine fuel, with such alternative fuels as alcohols, methane, pentaborate and hydrogen, have been discussed. Two American designs of subsonic and supersonic passenger aircraft with liquid hydrogen propelled engines have been presented and their technical specifications have been compared with those of aircraft kerosene fuelled aeroplanes.

MICHALSKI M.: Preparation and loading of working liquid to aeroplanes and helicopters. TLiA, vol. XLII, 1987, No. 2, p. 9

Methods of working liquid preparation and loading to aeroplanes and helicopters, used in Hungary, USA, Czechoslovakia and Poland, have been presented.

cd. na III s. okł.

WYDAWNICTWO



**SIGMA**

00-950 Warszawa  
skrytka pocztowa 1004  
ul. Biała 4

**Redaktor naczelny:**  
mgr inż. *Andrzej Glass*

**Sekretarz Redakcji:**  
*Emilia Łazarewicz*

**Redaktorzy działowi:**  
mgr inż. *K. Dąbrowski*, doc. mgr inż. *M. Kwiatkowski*, mgr inż. *A. Kardymowicz*, mgr inż. *W. Kordziński*, dr inż. *J. Morawski*, inż. *K. Szumielewicz*

**Rada programowa:**  
Mgr inż. *Z. Gtulski*, mgr inż. *A. Glass*, doc. dr inż. *H. Grzegorzczak*, mgr inż. *J. Grzegorzewski* (wiceprzew.), mgr inż. *F. Gwiżdż*, mgr inż. *W. Jasiński*, dr inż. *T. Kostka*, mgr inż. *T. Królikiewicz* (przewodniczący), mgr inż. *K. Kunachowicz*, doc. dr inż. *J. Lamparski*, dr inż. *J. Lewitowicz*, dr inż. *K. Michalewicz*, dr inż. *M. Michalski*, mgr inż. *M. Miktuska*, mgr inż. *A. Miłkiewicz*, mgr inż. *A. Miśtorek*, mgr inż. *Z. Olszański*, mgr inż. *M. Potapowicz*, mgr inż. *S. Trębacz*, mgr inż. *R. Zaremba*

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakł. nr 1. W-wa. Zam. 0968-13/86. Nakład 6600 egz.

Papier druk. sat. IV kl. 80 g. K-81.

Cena pojedynczego egz. zł 130,—

Prenumerata roczna zł 1560,—

**INDEKS 37909**



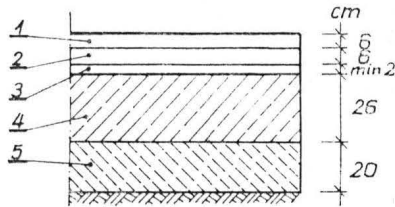
**Przykład tymczasowej oceny nośności nawierzchni lotniskowej [1]**

1. Podlegająca ocenie nawierzchnia jest regularnie użytkowana przez następujące samoloty:

- Il-18 — masa operacyjna samolotu 61 500 kg,
- Il-62 — masa operacyjna samolotu 162 000 kg,
- Tu-134 — masa operacyjna samolotu 44 000 kg.

W związku z brakiem danych o charakterystykach zmęczenia nawierzchni, nie uwzględniono liczby przejazdów samolotów.

2. Przegląd stanu nawierzchni — nie stwierdzono występowania uszkodzeń świadczących o przeciążeniu nawierzchni



Rys. 8. Schemat konstrukcyjny ocenianej nawierzchni. Nośność podłoża gruntowego wraz z podbudową:  $k = 280 \text{ MN/m}^3$ . 1 — warstwa ścierna, beton asfaltowy średnioziarnisty, ścisły, 2 — warstwa wiążąca, beton asfaltowy gruboziarnisty, półcisły, 3 — warstwa wyrównawcza, beton asfaltowy drobnoziarnisty, 4 — płyty z betonu cementowego łączone na „pióro-wpust”,  $R_s = 40 \text{ MPa}$ ,  $R_{sg} = 5,5 \text{ MPa}$ , 5 — podbudowa z gruntu stabilizowanego cementem,  $R_s = 5,0 \text{ MPa}$ ,  $R_{sg} = 1,4 \text{ MPa}$

ni lub o przykładaniu zbyt dużych nacisków. Z dokumentacji technicznej uzyskano informacje o konstrukcji nawierzchni oraz o charakterystykach podłoża (rys. 8).

Konstrukcję nawierzchni oceniono jako sztywną — oznaczenie kodowe R. Nośność podłoża sklasyfikowano w kategorii wysokiej nośności — oznaczenie kodowe A. Ciśnienie

**TABLICA**

Typ samolotu	Liczba ACN ( $R, k = 150 \text{ MN/m}^3$ )
Il-18	13
Il-62	36
Tu-134	9

w oponie sklasyfikowano w kategorii średniego ciśnienia — oznaczenie kodowe X (to ograniczenie jest związane z maksymalną wartością ciśnienia w oponach kół samolotów użytkujących nawierzchnię równą  $1,078 \text{ MPa}$ ).

3. Wyznaczenie liczb ACN z uwzględnieniem warunku, że wymienione w pkt. 1 samoloty oddziałują na nawierzchnię sztywną posadowioną na podłożu o wysokiej nośności (tabl.).

4. Za krytyczny dla nawierzchni należy przyjąć samolot Il-62. Liczbę klasyfikacyjną nawierzchni przyjmujemy równą liczbie ACN samolotu krytycznego:  $PCN = 36$ . Planowana intensywność ruchu samolotów na nawierzchni nie powinna znacząco przewyższać dotychczasowej. Pełna informacja o nośności ocenianej nawierzchni ma następującą postać:

**PCN 36/R/A/X/U**

**LITERATURA**

1. K. CZARNECKI, S. SZPINEK: Określenie nośności nawierzchni dróg startowych na lotniskach dopuszczonych do ruchu międzynarodowego. ITWL, 1935 r.
2. K. CZARNECKI, S. SZPINEK: Określenie nośności wytypowanych nawierzchni lotniskowych zgodnie z zasadami metody ACN-PCN. ITWL, 1935 r.
3. K. CZARNECKI: Klasyfikacja nośności nawierzchni lotniskowych metodą ACN-PCN, cz. I. TLiA, 1, 1987 r.
4. ICAO: Aerodrome design manual-pavements, 1983 r.
5. ICAO: Aneks 14 do konwencji dotyczącej międzynarodowego lotnictwa cywilnego, 1983 r.
6. R. C. KOOLE: Design and evaluation of airport pavements. Materiały konferencyjne, Denver, USA, 1979 r.

KWIATKOWSKI M.: A device to produce roving lay-ups of glass and carbon fibre (III). TLiA, vol. XLII, 1987, No. 2, p. 17

The roving lay-ups manufacturing process has been described in this article against the background of construction and operation of a device for industrial production of lay-ups of this type.

CZARNECKI K.: Classification of airfield surface load capacity with the ACN-PCN method (II). TLiA, vol. XLII, 1987, No. 2, p. 19

Method of determining the ACN numbers for aeroplanes and the PCN numbers for airfield surfaces, the latter being reckoned among the „temporary assessment” indexes, has been presented in part II of this article.

GLASS A.: Efforts made in France in 1939 and 1940 to obtain aeroplanes for parachute dropping of special agents. TLiA, vol. XLII, 1987, No. 2, p. 22

Efforts made by the Polish Air Force Command in France to obtain aircraft such as RWD-15, Lockheed L1471, Percival Gull (the latter being a sports plane), as well as English and French bombers, to be used to maintain contact with Poland under NAZI occupation and to drop parachutists being liaison officers, have been described.

**ZUSAMMENFASSUNGEN**

GLASS A.: Farnborough '86. TLiA, XLII Jhrg., 1987, H. 2, S. 4

Auf der Ausstellung wurden Prototype neuer Flugzeuge sowie Prototype neuer Abarten und Versionen von bereits bekannten Flugzeugen gezeigt.

WOLAŃSKI P.: Alternative Kraftstoffe für Fluggurbinenmotore. TLiA, XLII Jhrg. 1987, H. 2, S. 6

Es bestehen Möglichkeiten das Kerosin als Kraftstoff für Turbinenmotore durch solche Brennstoffe wie Alkohol, Methan,

Pentaborate und Wasserstoff zu ersetzen. In dem Aufsatz werden zwei amerikanische Projekte von Passagierflugzeugen für Unter- und Überschallgeschwindigkeiten mit Motoren für flüssigen Wasserstoff dargestellt und hinsichtlich der technischen Daten mit den Flugzeugen für Kerosinantrieb verglichen.

MICHALSKI M.: Vorbereitung und Verladung der Arbeitsflüssigkeiten auf Flugzeuge und Hubschrauber. TLiA, XLII Jhrg., 1987, H. 2, S. 9

Es werden die in Ungarn angewandten Vorbereitung- und Verladungsmethoden von Arbeitsflüssigkeit auf Flugzeugen und Hubschraubern erörtert.

KWIATKOWSKI M.: Einrichtung zur Herstellung von Rowing-Vorimpregnierstoffen aus Glas- und Kohlefasern (III). TLiA, XLII Jhrg., 1987, H. 2, S. 17

In dem Aufsatz wird der Vorgang der Herstellung von Rowing-Vorimpregnierstoffen hinsichtlich des Aufbaues und Wirkung einer Anlage zur fabrikmässigen Produktion dieser Vorimpregnierstoffe erörtert.

CZARNECKI K.: Klassifikation der Tragfähigkeit der Flugplatz-Fahrbandecke mit der ACN — PCN — Methode (II). TLiA, XLII Jhrg. 1987, H. 2, S. 19

Im 2. Teil des Aufsatzes werden die Ermittlungsmethode der ACN Zahlen für Flugzeuge als auch die zu der Gruppe „vorläufige Beurteilung” angerechneten PCN-Zahlen der Flugplatz-Fahrbanddecken erörtert.

GLASS A.: Bemühungen um Flugzeuge für den Abwurf von Fallschirmspringern aus Frankreich in den Jahren 1939 und 1940. TLiA, XLII Jhrg., 1987, H. 2, S. 22

In dem Aufsatz werden die Bemühungen des Oberbefehls der Polnischen Luftstreitkräfte in Frankreich um die Flugzeuge RWD-15, Lockheed L1471, das Sportflugzeug Percival Gull sowie um die englischen und französischen Bombenflugzeuge für die Verbindung mit dem besetzten Polen sowie für den Abwurf von Fallschirmspringern als Verbindungsoffiziere dargestellt.

**СОДЕРЖАНИЯ**

ГЛЯСС А.: Фарнборо'86. ТЛИА, т. 42, 1987 г., № 2, с. 4

Описываются прототипы новых самолетов показанных на выставке и прототипы новых вариантов и модификаций уже известных самолетов.

ВОЛЯНЬСКИ П.: Заменители керосина, применяемые как топливо для авиационных газотурбинных двигателей. ТЛИА, т. 42, 1987 г., № 2, с. 6

В статье описаны возможности замены авиационного керосина как топлива другими веществами, как алкоголя, метан, пентаборан и водород. Описываются два американских проекта пассажирских самолетов: дозвукового и сверхзвукового, оборудованных двигателями использующими жидкий водород как топливо. Дается сравнение данных с характеристиками таких-же самолетов с двигателями использующими керосин.

МИХАЛЬСКИ М.: Подготовка и заправки рабочей жидкостью самолетов и вертолетов. ТЛИА, т. 42, 1987 г., № 2, с. 9

Описаны методы подготовки рабочей жидкости и заправки самолетов и вертолетов применяемых в отдельных странах — в Венгрии, США, Чехословакии и в Польше.

КВЯТКОВСКИ М.: Установка для изготовления преимпрегнированных материалов из стекловолокна и графитового волокна (III ч.). ТЛИА, т. 42, 1987 г., № 2, с. 17

В статье описан процесс изготовления преимпрегнированных материалов типа „дровинг” на фоне устройства и работы установки для промышленного изготовления данного типа материалов.

ЧАРНЭЦКИ К.: Классификация допускаемых удельных нагрузок аэродромных покрытий методом ACN-PCN (II ч.). ТЛИА, т. 42, 1987 г., № 2, с. 19

Во второй части статьи приводится методика определения чисел ACN самолетов, а также „времено определенных” чисел PCN покрытий аэродромов.

ГЛЯСС А.: Усилия польского командования получить самолеты для переброса парашютистов из Франции в 1939 и 1940 г. ТЛИА, т. 42, 1987 г., № 2, с. 22

Описываются усилия, предпринятые командованием польских Военно-Воздушных Сил во Франции для получения самолетов РВД-15, Локхид L1471, спортивного самолета Персиваль Гуль, а также английских и французских бомбардировочных самолетов для связи с оккупированной Польшей и сбрасывания парашютистов — связистов.



# Samoloty RWD-5

