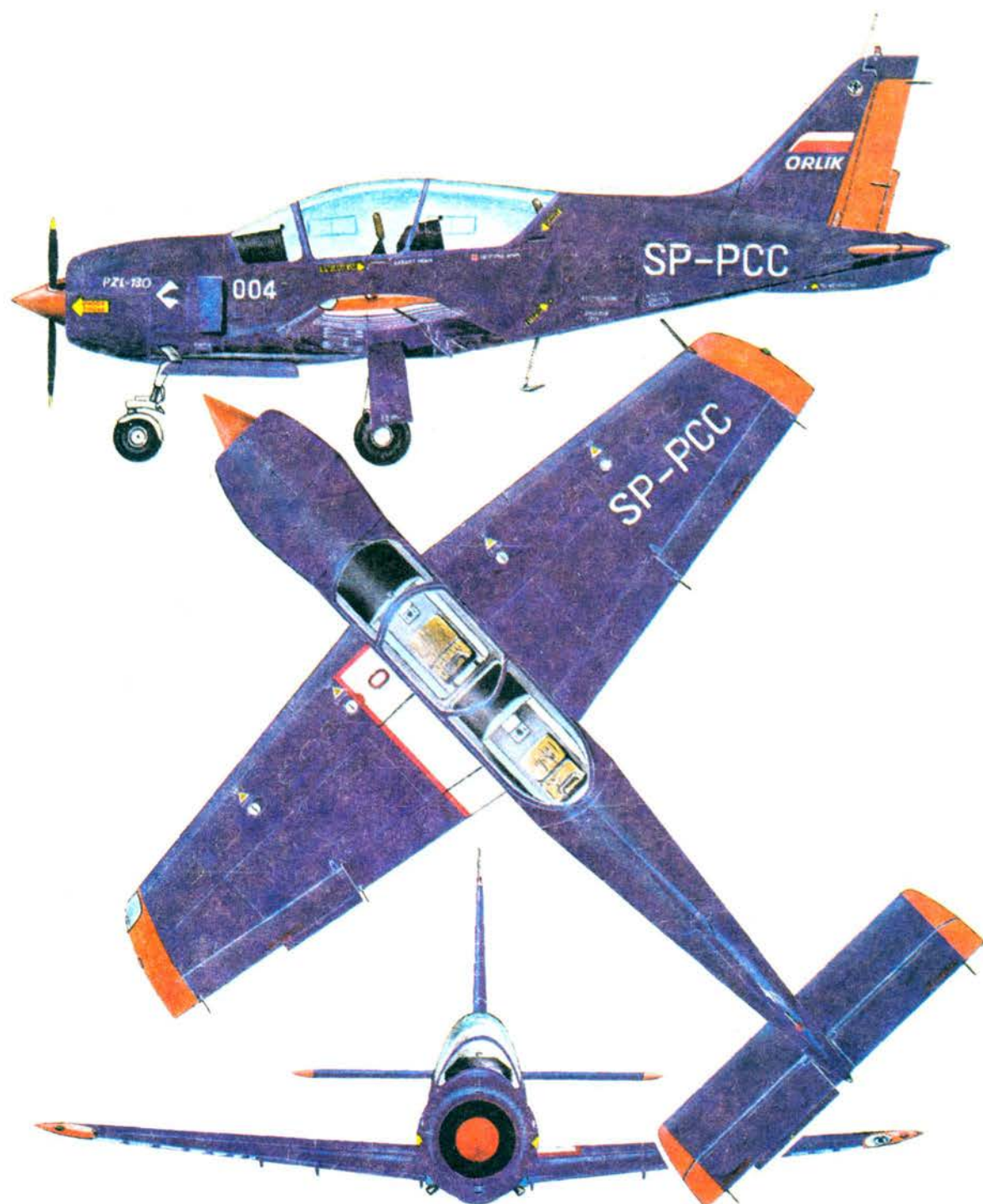


TECHNIKA

4-5'85

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



Cena zł 120-
ISSN 0040-1145

36th PARIS INTERNATIONAL AEROSPACE
SHOW-LE'BOURGET

MTP '85

WYDAWNICTWO  SIGMA



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XL KWIECIEŃ/MAJ 1985

TECHNIKA

4-5'85

lotnicza i ASTRONAUTYCZNA

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS, M. Sc. Eng.

Lata osiemdziesiąte w polskim przemyśle lotniczym

Połowa bieżącego dziesięciolecia i początek kolejnego planu 5-letniego to okazja do oceny sytuacji w polskim przemyśle lotniczym. Cechą charakterystyczną obecnych lat jest duża samodzielność wytwórni lotniczych, których działalność koordynuje Zrzeszenie Wytwórców Sprzętu Lotniczego i Silnikowego, a eksport ich wyrobów prowadzi spółka PEZETEL — Przedsiębiorstwo Handlu Zagranicznego. Na potrzeby tych wytwórni pracuje też Biuro Techniczne Nowych Uruchomień oraz Przedsiębiorstwo Projektowo-Technologiczne, zaś prace badawcze prowadzi Instytut Lotnictwa.

WSK PZL-Warszawa-Okęcie

Ta najstarsza, bo już 57-letnia polska wytwórnia lotnicza produkuje seryjnie trzy typy samolotów: wielozadaniowy aeroklubowy PZL-104 Wilga, rolniczy PZL-106B Kruk i szkolno-sportowy PZL-110 Koliber. Od 1945 r. w tej wytwórni zbudowano ponad 2750 samolotów.

PZL-104 Wilga używana jest głównie do holowania szybowców, lecz znana jest również ze zdobycia złotych i srebrnych medali na Mistrzostwach Świata i Mistrzostwach Europy w Lataniu Precyzyjnym. Do połowy 1984 r. wyprodukowano 800 samolotów Wilga. Obecnie w produkcji znajdują się odmiany Wilga 35 (wykonana zgodnie z brytyjskimi przepisami BCAR) oraz Wilga 80 (spełniająca wymagania amerykańskich przepisów FAR). Samolot ma również wersję pływakową Wilga 80H oraz rolniczą Wilga 35R. Wilga jest eksportowana do 20 krajów: Austrii, Belgii, Bułgarii, Czechosłowacji, Egiptu, Hiszpanii, Indonezji, Jugosławii, Kanady, Kuby, NRD, RFN, Rumunii, Szwajcarii, Turcji, USA, Wenezueli, Węgier, Wlk. Brytanii i ZSRR. Najwięcej,

1980's in Polish aircraft industry

The middle of this decade and start of realization of the next 5-year plan makes a good opportunity to evaluate the situation in the Polish aircraft industry. A characteristic feature of current years is great degree of self-dependence of aircraft manufacturing plants, the activity of which is co-ordinated by Association of Aircraft and Engine Industry and products are exported by PEZETEL Foreign Trade Enterprise Ltd. These plants are also supported by Engineering Office for New Product Introduction and Design and Production Methods Enterprise, while research work is carried out by Aeronautical Institute.

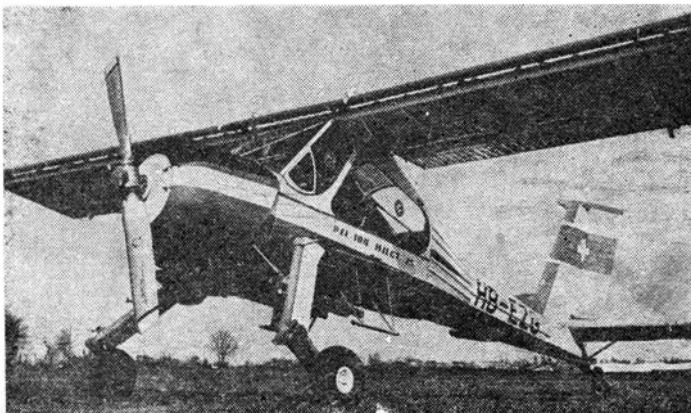
WSK PZL-Warszawa-Okęcie

This factory, being the oldest Polish aircraft manufacturing plant (it has already been existing for 57 years), carries on lot production of three aeroplane types: multipurpose PZL-104 Wilga designed for aeroclubs, ag-plane PZL-106B Kruk and, as well, sports and training aircraft PZL-110 Koliber. More than 2750 aeroplanes have been built at this factory since 1945.

The PZL-104 Wilga is used mainly for glider towing, however it is also known as winner of gold and silver medals at World Championships and Europe Championships in Precision Flying. The number of Wilgas manufactured till mid 1984 reached 800. The following versions of this aeroplane are made at present: Wilga 35 (built to U.K.BCAR regulations) and Wilga 80 (which meets requirements of American code FAR). Float and agricultural options (Wilga 80H and Wilga 35R, respectively) are also available. The Wilgas are exported to 20 countries: Austria, Belgium, Bulgaria, Canada, Cuba, Czechoslovakia, Egypt, FRG, GDR, Hungary, Indonesia, Romania, Spain, Switzerland, Turkey, U.K., USA, USSR, Venezuela and Yugoslavia. Most of them, i.e. over 300 off, were bought by the Soviet Union. The delivery to the USSR was finished last year.

The PZL-106B Kruk is an improved version of the PZL-106A Kruk A aeroplane. The PZL-106A (the number of aeroplanes of this type having been built up to the present totals 144) is used by the GDR and by Polish agricultural air service in Egypt, Ethiopia and Syria. The Kruk BR is provided with wings having better aerodynamic characteristics, 441 kW geared engine PZL-3SR and propeller of increased diameter. These modifications resulted in significantly improved economy of operation of this aeroplane. An option with the ASz-62IR engine of 736 kW max power, designated PZL-106BS Kruk, is also available. The initial series of 30 Kruk B aeroplanes is just being manufactured.

The PZL-110 Koliber is a licence version of the French Socata Rallye sports and training aircraft, driven with the PZL-Franklin F4A-235 engine. The first batch of the Kolibers were assembled from French components and the



Rys. 1. Wielozadaniowy samolot PZL-104 Wilga 35/PZL-104 Wilga 35 multi-purpose aircraft. Fot.: W. Garbarczyk



Rys. 2. Szkolno-sportowy PZL-110 Koliber/PZL-110 Koliber primary training aircraft

Wilg, gdyż ponad 300, zakupił Związek Radziecki. Dostawy do ZSRR zakończono w ub.r.

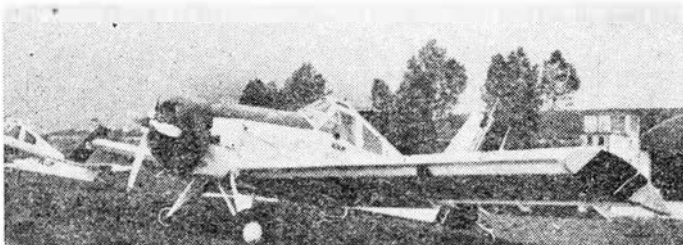
PZL-106B Kruk jest ulepszoną odmianą samolotu PZL-106A Kruk A. PZL-106A, zbudowany w liczbie 141 szt., jest używany przez NRD oraz polskie lotnictwo rolnicze w Egipcie, Etiopii i Syrii. Kruk BR ma skrzydła o lepszej aerodynamice oraz silnik reduktorowy PZL-3SR o mocy 441 kW, a także śmigło o większej średnicy. W wyniku tych zmian poważnie wzrosła ekonomiczność samolotu. Budowana jest także odmiana PZL-106BS Kruk z silnikiem ASz-62IR o mocy 736 kW. W produkcji znajduje się seria pierwszych 30 Kruków B.

PZL-110 Koliber jest licencyjną odmianą francuskiego samolotu szkolno-sportowego Socata Rallye napędzaną silnikiem PZL-Franklin F4A-235. Pierwsza seria Kolibrów była zmontowana z części francuskich, druga — wyprodukowana na Okęciu. Pierwsze 5 szt. drugiej serii otrzymał Aeroklub PRL na początku 1984 r. Uruchomiono produkcję dalszych 20 samolotów.

PZL-130 Orlik — to samolot szkolno-treningowy, którego pierwszy prototyp wykonał pierwszy lot 12 października 1984 r., a dalsze dwa prototypy rozpoczęły próby w pierwszym półroczu 1985 r. Samolot ma konstrukcję zbliżającą jego właściwości do właściwości pilotażowych samolotu odrzutowego. Samolot otrzymał tłokowy silnik gwiazdowy M-14 o mocy 243 kW, lecz przewidziana została możliwość wykonania odmiany z silnikiem turbosmigłowym o mocy 370 kW. Prócz samolotu powstaje cały system, czyli urządzenia pomocnicze do użytkowania Orlika. Do samolotu opracowano tanią, prostą kabinę treningową (symulator) składającą się z makiety kabiny z ekranem telewizyjnym i mikroprocesorem (minikomputerem). W projektowaniu znajduje się bardziej skomplikowana kabina treningowa dająca m.in. imitację sił działających na pilota. Specjalne możliwości stwarza latająca kabina treningowa — projektowana dla tego samolotu. Jest to wyposażenie w kabinie ucznia-pilota pozwalające instruktorowi na symulowanie w locie różnych sytuacji awaryjnych. Ponadto opracowywany jest układ diagnostyczny pozwalający na kontrolę stanu technicznego całego samolotu, tj. wszystkich układów instalacji, napędu i zasadniczych zespołów konstrukcji. Orlik powstał dla zaspokojenia potrzeb krajowych na samolot szkolno-treningowy, lecz jest także przewidziany na eksport. Przewiduje się, że szkolenie pilotów na Orliku będzie ok. 10 razy tańsze niż na samolocie odrzutowym.

Produkcja pomocnicza. Wytwórnia prócz samolotów produkuje części zamienne do samolotów An-2 (m.in. narty, urządzenia agrolotnicze), urządzenia agrolotnicze do samolotów i śmigłowców różnych typów (np. od 1971 r. do An-2 wykonano 5 tys. rozrzutników nawozów typu RTSz), śmigła do wszystkich samolotów produkowanych w kraju oraz elementy blaszane do silników WK-1A, a obecnie przystępuje do produkcji elementów blaszanych do silników GTD-350 i TWD-10. Przewidywane jest podjęcie produkcji sterzeń do samolotu An-28. Do tego samolotu uruchamiana jest produkcja śmigieł AW-24.

Zamierzenia. Obecnie głównym zadaniem zakładu jest dokończenie prób samolotu Orlik, opracowanie kabin trenin-

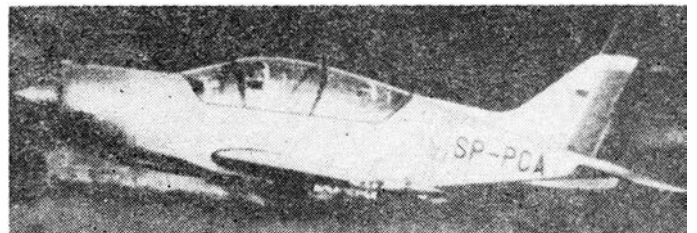


Rys. 3. Rolniczy PZL-106BS Kruk/PZL-106BS Kruk ag-plane. Fot.: J. Kończak

second batch were fully manufactured at the Okęcie plant Aeroclub of the Polish People's Republic received the first 5 aeroplanes of the second batch at the beginning of 1984. Production of the next 20 aeroplanes has been started.

The **PZL-130 Orlik** is a basic trainer, the first prototype of which was flight tested for the first time on 12th October 1984 and tests of two next prototypes were started in the first half-year of 1985. The design of this aeroplane is such that its flying characteristics are similar to those of a jet aircraft. It is provided with a radial piston engine M-14 of 243 kW max power, but a possibility to make a version with a 370 kW turboprop engine has also been taken into consideration. Apart from this aircraft, a great system of auxiliary devices for the use of Orliks is created. A cheap and simple ground trainer (simulator), consisting of cabin mock-up with tv screen and microprocessor (minicomputer) has been developed. A more sophisticated ground trainer, simulating e.g. the forces acting on the pilot, is being designed. A flying training cabin being designed at present for this aircraft gives special possibilities. This is a system of devices installed in the pilot pupil cockpit and making it possible for the instructor to simulate versions emergency situations during flight. Moreover, a diagnostic system, which will allow to monitor technical condition of the entire aeroplane, i.e. all aeroplane systems including the propulsion system and critical assemblies of the aircraft structure, is being developed. The Orlik was designed to meet the Polish demand for a basic trainer, but it is also planned to be exported. Training of pilots on the Orlik is anticipated to be about 10 times less expensive than that on a jet aircraft.

Complementary production. Apart from the aeroplanes, the plant manufactures spare parts for the An-2 aircraft (such as skis or agricultural aircraft equipment), agricultural aircraft equipment for aeroplanes and helicopters of various types (e.g. 5000 fertilizer spreaders of the RTSz type for the An-2 aircraft have been made since 1971), propellers for all the aeroplanes made in Poland as well as sheet metal components for the WK-1A engines and now it is starting production of sheet metal components for the GTD-350 and TWD-10 engines. Manufacturing of tail



Rys. 4. Treningowy PZL-130 Orlik/PZL-130 Orlik trainer. Fot.: J. Stanisławski



Rys. 5. Rolniczy PZL M18 Dromader/PZL M18 Dromader ag-plane. Fot.: L. Zielaskowski

unit for the An-28 aircraft is planned to be undertaken and propellers AW-24 for this aeroplane are just being put into production.

Development plans. At present, the main task for the factory is completion of testing the Orlik, development of training cabins and diagnostic devices for this aircraft and



Rys. 6. Rolniczy PZL M21 Dromader Mini/PZL M21 Dromader Mini ag-plane

gowych i urządzeń diagnostycznych do tego samolotu oraz wprowadzenie samolotu i urządzeń pomocniczych do produkcji. W opracowaniu znajduje się projekt następcy Wilgi — samolotu Wilga 88 oraz prowadzone są prace nad następcą Kruka.

WSK PZL-Mielec

Istniejąca już 47 lat wytwórnia PZL w Mielcu produkuje seryjnie samoloty: rolniczy i wielozadaniowy transportowy An-2, rolniczy PZL-M18 Dromader, pasażerski An-28 oraz szkolno-treningowy odrzutowy Iskra. Od 1945 r. w Mielcu zbudowano ponad 12 000 samolotów.

An-2 produkowany jest już 25. rok. W połowie ub.r. zbudowano 10-tysięczny egzemplarz tego samolotu w Mielcu. Samolotów An-2 łącznie w Polsce, ZSRR i ChRL zbudowano przeszło 1,5 raza więcej niż słynnego samolotu Douglas DC-3 Dakota, który był rekordzistą wśród samolotów transportowych pod względem liczby zbudowanych egzemplarzy. Równocześnie An-2 jest najliczniej budowanym samolotem rolniczym na świecie, gdyż w tej wersji zbudowano ponad 5500 egzemplarzy An-2. An-2 polskiej produkcji jest używany w 21 krajach. Następcą wersji rolniczej An-2 dla Związku Radzieckiego ma być An-3, którego produkcja ma być realizowana przez polski przemysł lotniczy.

PZL-M18 Dromader — jest samolotem rolniczym, którego zbudowano ponad 250 egzemplarzy. Jego odmiana dwumiejscowa, z kabiną dla mechanika, nosi oznaczenia M18A. Dromader może być stosowany z wyposażeniem rolniczym lub pożarniczym. Znalazł zastosowanie do zwalczania pożarów lasów w wielu krajach. Dromadery zakupiło 15 krajów: Bułgaria, Czechosłowacja, Francja, Grecja, Jugosławia, Kanada, Kuba, Maroko, NRD, Suazi, Trynidad, Turcja, USA, Wenezuela i Węgry.

PZL TS-11 Iskra jest odrzutowym samolotem szkolno-treningowym. W produkcji znajduje się już ponad 20 lat. Jest nadal produkowany, w kolejnej ulepszonej wersji z silnikiem o powiększonym ciągu. Iskrę używa lotnictwo polskie i indyjskie.

An-28 — to samolot lokalnej komunikacji, którego pierwszy egzemplarz seryjny zbudowany w PZL-Mielec wykonał

introdukcją tego samolotu i urządzeń pomocniczych do produkcji. Projekt następcy Wilgi, i.e. the Wilga 88 aeroplane, is being prepared and work at an aircraft to replace the Kruk is carried on.

WSK PZL-Mielec

The PZL-Mielec manufacturing plant which has already been existing for 47 years carries on lot production of the following aeroplanes: agricultural and multipurpose transport An-2, agricultural PZL-M18 Dromader, passenger An-28 and jet basic trainer Iskra. More than 12 000 aeroplanes have been built at Mielec since 1945.

The An-2 has already been manufactured for 25 years. In mid last year, the 10 000-th aircraft of this type was made at Mielec. The total number of the An-2 aeroplanes built in Poland, USSR and China was over 1.5 times greater than that of the famous Douglas DC-3 Dakota which was a record holder among transport aeroplanes as regards the number



Rys. 8. Rolniczy PZL An-2/PZL An-2 ag-plane. Fot.: L. Zielaskowski



Rys. 9. Rolniczy śmigłowiec PZL Mi-2/PZL Mi-2 ag-helicopter. Fot.: W. Hołtyś

of aircraft ever built. At the same time, the agricultural version of An-2 has been made in greatest number in the world in this category. Since more than 5500 An-2 ag-planes have been built. The Polish-made An-2 aircraft is used in 21 countries. A successor of the agricultural version of the An-2 for the USSR is to be the An-3, which is to be manufactured by the Polish aircraft industry.

The **PZL-M18 Dromader** is an ag-plane. The number of Dromaders having been built exceeded 250. Its two-seat version, with an engineer cabin, is designated M18A. The Dromader may be used with agricultural of fire-fighting equipment. Dromaders were sold to many countries to be used in fighting against forest fires. In general, 15 countries bought Dromaders: Bulgaria, Canada, Czechoslovakia, France, GDR, Greece, Hungary, Morocco, Swaziland, Trinidad, Turkey, USA, Wenezuela, Yugoslavia.

The **PZL TS-11 Iskra** is a jet basic trainer. It has already been manufactured for over 20 years and at present it is made in a succeeding improved version with an engine of increased thrust. The Iskra is used by Polish and Indian aviation.

The **An-28** is a commuter and the first aircraft of this type built within lot production performed its first flight on 22-nd July 1984. Construction of next four aeroplanes was in progress in 1984. This year the factory commenced



Rys. 7. Samolot treningowy TS-11 Iskra/TS-11 Iskra trainer. Fot.: L. Zielaskowski

Polskie zakłady lotnicze PZL/Polish Aviation Works PZL

ZRZESZENIE WYTWÓRCÓW SPRZĘTU LOTNICZEGO I SILNIKOWEGO PZL/ASSOCIATION OF AIRCRAFT AND ENGINE INDUSTRY

ul. Miodowa 5
00-251 Warszawa, Poland
tel. 26-14-41÷9
telex: 814-281
Przewodniczący/President:
mgr Tadeusz Ryczaj
Dyrektor Naczelny/General Manager:
mgr inż. Jan Stojanowicz

PEZETEL — PRZEDSIĘBIORSTWO HANDLU ZAGRANICZNEGO Spółka z ogr. odpow./FOREIGN TRADE ENTERPRISE Ltd.

Al. Stanów Zjednoczonych 61, 00-991 Warszawa 44
Skr. poczt./PO Box 6
tel. 10-80-01
telex 813314 pzl.pl.
Naczelny Dyrektor/General Manager:
mgr Jerzy Krężlewicz
Dyrektor Biura Sprzętu Lotniczego/Manager Aviation Department:
mgr Kazimierz Niepsuj
Kierownik Działu Reklamy/Manager of Publicity Department:
mgr inż. Janusz Matuszewski

INSTYTUT LOTNICTWA/AERONAUTICAL INSTITUTE

Al. Krakowska 110/114
02-256 Warszawa-Okęcie, Poland
tel. 40-00-11, 46-09-93
telex: 813537
Naczelny Dyrektor/General Manager:
Prof. dr hab. inż. Zbigniew Dzygadlo

WYTWÓRNIĄ SPRZĘTU KOMUNIKACYJNEGO PZL-WARSZAWA-OKĘCIE/TRANSPORT EQUIPMENT MANUFACTURING CENTRE

Al. Krakowska 110/114
02-256 Warszawa-Okęcie, Poland
tel. 46-00-31, 46-11-73
telex 814649
Naczelny Dyrektor/General Manager:
inż. Jerzy Milczarek

WYTWÓRNIĄ SPRZĘTU KOMUNIKACYJNEGO PZL-WARSZAWA II/TRANSPORT EQUIPMENT MANUFACTURING CENTRE

ul. Grochowska 306/310
03-840 Warszawa, Poland
tel. 10-20-01, 10-23-62
telex 013739
Naczelny Dyrektor/General Manager:
mgr inż. Jan Janicki

WYTWÓRNIĄ SPRZĘTU KOMUNIKACYJNEGO PZL-MIELEC/TRANSPORT EQUIPMENT MANUFACTURING CENTRE

ul. Ludowego Wojska Polskiego 3
39-300 Mielec, Poland
tel. 7000
telex 0632293
Naczelny Dyrektor/General Manager:
mgr Tadeusz Ryczaj

WYTWÓRNIĄ SPRZĘTU KOMUNIKACYJNEGO PZL-RZESZÓW/TRANSPORT EQUIPMENT MANUFACTURING CENTRE

ul. Obrońców Stalingradu 120
35-078 Rzeszów, Poland
skr. poczt./PO Box 340
tel. 46 100; 46 200
telex: 83411
Naczelny Dyrektor/General Manager:
mgr inż. Józef Rokoszak

PRZEDSIĘBIORSTWO DOŚWIADCZALNO-PRODUKCYJNE SZYBOWNICTWA PZL-BIELSKO/GLIDER WORKS

ul. Cieszyńska 325
43-300 Bielsko-Biała, Poland
tel. 250-21
telex: 935259
Naczelny Dyrektor/General Manager:
inż. Jerzy Cieśla

WYTWÓRNIĄ SPRZĘTU KOMUNIKACYJNEGO IM. ZYGMUNTA PUŁAWSKIEGO PZL-ŚWIDNIK/TRANSPORT EQUIPMENT MANUFACTURING CENTRE

21-040 Świdnik, Poland
tel. 120-61, 120-71
telex: 84212, 84302
Naczelny Dyrektor/General Manager:
mgr inż. Andrzej Zeh

WYTWÓRNIĄ SPRZĘTU KOMUNIKACYJNEGO PZL-KALISZ/TRANSPORT EQUIPMENT MANUFACTURING CENTRE

ul. Częstochowska 140
62-800 Kalisz, Poland
tel. 773-51
telex: 046384
Naczelny Dyrektor/General Manager:
mgr inż. Antoni Kolano

WYTWÓRNIĄ SPRZĘTU KOMUNIKACYJNEGO PZL-KROSNO/TRANSPORT EQUIPMENT MANUFACTURING CENTRE

38-400 Krosno n. Wisłokiem, lotnisko
tel. 229-11
telex: 83263
Naczelny Dyrektor/General Manager:
mgr inż. Jan Czarnecki

cd. ze s. 48

ZUSAMMENFASSUNGEN

GLASS A.: Polnische Flugzeugindustrie in den achtziger Jahren. TLiA, XL Jhrg., 1985, H. 4÷5, S. 1

Die Darstellung umfasst die Tätigkeit der Flugzeugbetriebe, die hergestellten Erzeugnisse sowie die Arbeiten an Prototypen und Entwürfen.

WOLF T.: PZL-130 Orlik — Schul- und Trainingsflugzeug der neuen Formel. TLiA, XL Jhrg., 1985, H. 4÷5, S. 6

Es wird die Konstruktion des Flugzeuges und des ganzen Systems, d.h. der Trainingskabinen und Einrichtungen für Diagnostik behandelt.

SZUBA L.: PZL-106 als Flugzeug zur Feuerbekämpfung. TLiA, XL, Jhrg., 1985, H. 4÷5, S. 13

Es wird die für die Feuerbekämpfung bestimmte Version des Flugzeuges und dessen Ausrüstung vorgestellt.

An-28 — Flugzeug für den Nahverkehr. TLiA, XL Jhrg., 1985, H. 4÷5, S. 15

In dem Beitrag wird die Geschichte der Produktionsaufnahme dieses Flugzeuges geschildert.

MALINOWSKI J.: Anwendung der Agrarflugzeuge für nicht landwirtschaftliche Zwecke. TLiA, XL Jhrg., 1985, H. 4÷5, S. 39

Die Darstellung bezieht sich auf das Hydrosäen und die Bekämpfung von Waldbränden mit Hilfe der Agrarflugzeuge.

GLASS A.: Polnische Flugzeuge mit Kolbenmotor für Schulung und Training. TLiA, XL Jhrg., 1985, H. 4÷5, S. 44

Es wird die Entwicklung der einzelnen Arten von Schulflugzeugen in Polen in der Nachkriegszeit erörtert.

СОДЕРЖАНИЯ

ГЛЯСС А.: Восемьдесятые годы в польской авиационной промышленности. TLiA, т. 40, 1985 г., № 4÷5, с. 1

Описана деятельность авиационных заводов, их продукция а также проекты и прототиповые работы.

ВОЛЬФ Т.: P3JL-130 Орлик как учебно-тренировочный самолет новой формулы. TLiA, т. 40, 1985 г., № 4÷5, с. 6

Описана конструктивная компоновка самолета и всей системы т. е. тренажеров и диагностических установок.

ШУБА Л.: Самолет P3JL-106 в противопожарном варианте. TLiA, т. 40, 1985 г., № 4÷5, с. 13

Описан противопожарный вариант самолета Крук и его пожаротушительная аппаратура.

Самолет местного сообщения Ан-28. TLiA, т. 40, 1985 г. № 4÷5, с. 15

Описано введение в производство этого самолета.

МАЛИНОВСКИ Ю.: Несельскохозяйственные применения сельскохозяйственных самолетов. TLiA, т. 40, 1985 г., № 4÷5, с. 39

Описаны гидросевы и тушение лесных пожаров при использовании сельскохозяйственных самолетов.

ГЛЯСС А.: Польские учебно-тренировочные самолеты с поршневыми двигателями. TLiA, т. 40, 1985 г., № 4÷5, с. 44

Описано развитие отдельных видов учебных самолетов в Польше после второй мировой войны.

pierwszy lot 22 lipca 1984 r. W 1984 r. zaawansowana została budowa następnych czterech egzemplarzy. Wytwórnia przystąpiła w br. do seryjnej produkcji tego samolotu na potrzeby Związku Radzieckiego. W 1985 r. planowane jest zbudowanie 30 samolotów An-28.

Inne konstrukcje lotnicze. Prowadzone są prace przy dwusilnikowym samolocie służbowym **PZL-M20 Mewa** (odmiana licencyjna samolotu Piper Seneca II) mające na celu wy-



Rys. 10. Śmigłowiec PZL Kania/PZL Kania helicopter. Fot.: R. Nyc



Rys. 11. Śmigłowiec PZL Sokół/PZL Sokół helicopter

eliminowanie importowanego osprzętu i wyposażenia. Produkcja samolotu ma być wznowiona po podjęciu w 1986 r. produkcji silników PZL-F6A przez wytwórnię WSK PZL-Dębica. W próbach znajduje się prototyp samolotu rolniczego **PZL-M21 Dromader Mini** napędzanego silnikiem PZL-3SR o mocy 441 kW. W wytwórni prowadzone są prace konstrukcyjne nad ulepszeniem samolotów znajdujących się w produkcji oraz opracowaniem nowych typów mogących zastąpić dotychczas produkowane. Jedną z takich prac jest projekt samolotu **PZL-M24 Dromader Super**. Wytwórnia produkuje w kooperacji ze Związkiem Radzieckim elementy do aerobusu **II-86** (usterzenia, sloty, klapy i wysięgniki silnikowe).

WSK PZL-Świdnik

Wytwórnia powstała 35 lat temu i od 30 lat produkuje



Rys. 12. Szybowiec SZD-48 Jantar Std 3/SZD-48 Jantar Std 3 sail-plane

series production of this aircraft for the Soviet Union. 30 An-28 aeroplanes are planned to be made in 1985.

Other aircraft designs. Work at twin-engine executive aircraft PZL-M20 Mewa (licence version of the Piper Seneca II) is carried on, aiming at elimination of imported equipment and accessories. Production of this aircraft is to be resumed after manufacture of the PZL-F6A engine is started at WSK PZL-Dębica in 1986. A prototype of the **PZL-M21 Dromader Mini** ag-plane driven with the PZL-3SR engine of 441 kW max power is under tests. Design work to improve the aeroplanes of current production and to develop new aircraft types which could replace those made hitherto is carried on at the factory. One of the jobs within this scope is design of the **PZL-M24 Dromader Super** aeroplane. The factory makes, in co-operation with the Soviet Union, components for the **II-86 airbus** (control surfaces, slats, flaps and engine pylons).

WSK PZL-Świdnik

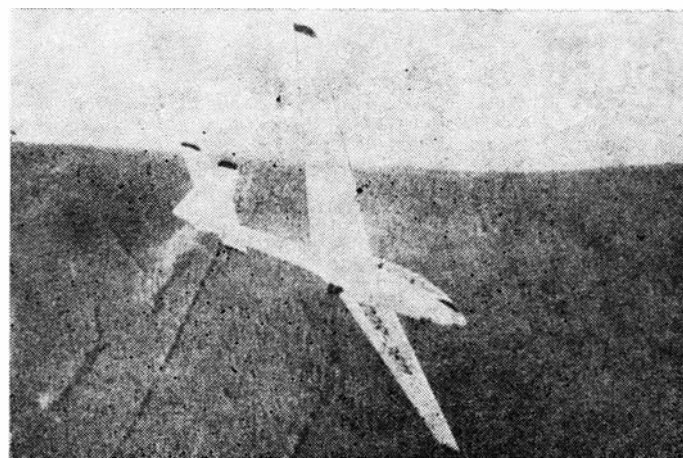
This factory was established 35 years ago and it has been making helicopters for 30 years. Its main products are the Mi-2 helicopters. At present, the PZL W-3 Sokół helicopter is being introduced into lot production. About 6000 helicopters have been manufactured at Świdnik from the commencement of helicopter production.

The **Mi-2** is a multi-purpose helicopter which has been made for 20 years. More than 4000 helicopters of this type have been made in many versions, most of them being passenger and agricultural helicopters. The Mi-2 helicopters are exported to many countries and the Soviet Union is the main customer.

The **PZL Kania/Kitty Hawk** is a helicopter developed from the Mi-2 and driven with Allison 250C-20 engines. It is planned to be exported.

The **PZL W-3 Sokół** is a multi-purpose helicopter and it is to be the main product of the factory in the second half of 1980's. The first prototype of the Sokół performed its first flight in 1979.

Other aircraft designs. The PZL-Świdnik factory participates in production of assemblies for the II-86 and An-28 aeroplanes and, moreover, carries on design work at a new agricultural helicopter designated W-4.



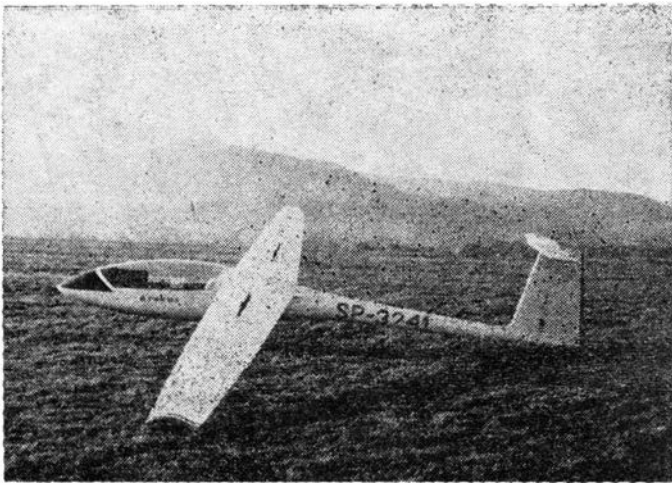
Rys. 13. Szybowiec dwumiejscowy SZD-50 Puchacz/SZD-50 Puchacz two-seat glider

PDPS PZL-Bielsko

Next year the PZL-Bielsko Glider Works will celebrate the 40-th anniversary of commencing glider production. About 4750 gliders have been made in this factory up to the present and, besides, other aircraft factories have manufactured several hundred gliders designed at the Bielsko Works. At present Junior, Jantar Std 3, Jantar 2B and Puchacz gliders are manufactured.

The **SZD-51 Junior** is a laminate Club Class glider put into production last year. It is a successor of the Pirat glider which was built to reach the total number of more than 800 off.

The **SZD-50 Puchacz** is a laminate two-seat training glider. 100 gliders of this type have been built up to the present. It is exported to Argentina, Austria, Denmark, Finland, FRG, GDR, Greece, Sweden, Turkey, U.K. and USSR — the most of them being sold to the GDR.



Rys. 14. Szybowiec SZD-52 Krokus/SZD-52 Krokus sailplane. Fot.: M. Lempart

śmigłowce. Zasadniczą produkcję wytwórni stanowią śmigłowce Mi-2. Obecnie wchodzi do produkcji seryjnej śmigłowce PZL W-3 Sokół. Od chwili podjęcia produkcji śmigłowców przez zakład — wyprodukowano w Świdniku ok. 6000 śmigłowców.

Mi-2 — to śmigłowiec wielozadaniowy, produkowany od 20 lat. Zbudowano go ponad 4000 szt. w wielu wersjach, najczęściej w pasażerskiej i rolniczej. Śmigłowce Mi-2 są eksportowane do wielu krajów. Głównym ich odbiorcą jest Związek Radziecki.

PZL Kania/Kitty Hawk — jest śmigłowcem rozwiniętym z Mi-2, napędzanym silnikami Allison 250C-20. Śmigłowiec jest przewidziany na eksport.

PZL W-3 Sokół — to śmigłowiec wielozadaniowy, który ma być głównym produktem wytwórni w drugiej połowie lat osiemdziesiątych. Pierwszy prototyp Sokoła wykonał pierwszy lot w 1979 r.

Inne konstrukcje lotnicze. PZL-Świdnik bierze udział w produkcji zespołów do samolotów Il-86 oraz An-28. Ponadto prowadzi prace projektowe nad nowym śmigłowcem rolniczym W-4.

PDPS PZL-Bielsko

Zakłady szybowcowe PZL-Bielsko za rok będą obchodziły 40 lat swej produkcji szybowców. Dotychczas wyprodukowano w zakładach ok. 4750 szybowców, a ponadto inne zakłady przemysłu lotniczego zbudowały kilkadziesiąt szybowców skonstruowanych w zakładach w Bielsku. Obecnie w produkcji znajdują się szybowce: Junior, Jantar Std 3, Jantar 2B oraz Puchacz.

SZD-51 Junior — to szybowiec laminatowy klasy klubowej wprowadzony do produkcji w ub.r. Jest on następcą szybowca Pirat, którego zbudowano ponad 800 szt.

SZD-50 Puchacz jest dwumiejscowym laminatowym szybowcem szkolnym. Zbudowano go dotychczas 100 szt. Jest eksportowany do Argentyny, Austrii, Danii, Finlandii, Grecji, NRD, RFN, Szwecji, Turcji, Wlk. Brytanii i ZSRR — najczęściej do NRD.

SZD-48 Jantar Standard 3 to szybowiec laminatowy klasy standard. Dotychczas zbudowano 605 szybowców Jantar Standard, w tym 445 SZD-48. Są one użytkowane w 18 krajach.

SZD-42 Jantar 2B jest laminatowym szybowcem klasy otwartej o doskonałości 50. Wszystkich Jantarów klasy otwartej zbudowano dotychczas 175, w tym 93 Jantary 2B.

SZD-52 Krokus jest dalszym rozwinięciem Jantara Standard. W wersji zawodniczej z klapami SZD-52-4 szybowiec ma doskonałość 43,5. Pierwsze egzemplarze Krokusa zostały w br. przeznaczone do udziału w mistrzostwach szybowcowych.

Inne konstrukcje lotnicze. W opracowaniu znajduje się projekt szybowca klasy otwartej o rozpiętości 22/24 m (z odejmowanymi końcówkami skrzydeł) Jantar 22/24. Zakłady prócz szybowców produkują helmfony lotnicze.

WSK PZL-Krosno

Wytwórnia w Krośnie, specjalizująca się w produkcji podwozi lotniczych i amortyzatorów, zaprojektowała i buduje prototyp taniego dwumiejscowego metalowego szybowca szkolnego **KR-03 Puchatek**, który ma wykonać pierwszy lot w br.

The **SZD-48 Jantar Standard 3** is a laminate Standard Class glider. 605 Jantar Standard gliders, including 445 of the SZD-48 type, have been made up to the present. They are used in 18 countries.

The **SZD-42 Jantar 2B** is a laminate Open Class sailplane with the best glide ratio of 50. The total number of Open Class Jantars built up to the present reached 175, including 93 Jantars of the 2B type.

The **SZD-52 Krokus** is a further development version derived from the Jantar Standard. Its high-performance version SZD-52-4, provided with flaps, has the best glide ratio of 43.5. The first Krokus sailplanes were assigned this year to participate in the Glider Championship.

Other aircraft designs. An Open Class glider with wing span of 22/24 m (with detachable wing tips), named Jantar 22/24, is being designed. Apart from the gliders, the factory manufactures also flying headsets.

WSK PZL-Krosno

The factory at Krosno, specialized in production of air-



Rys. 15. Szybowiec SZD-42-2 Jantar 2B/SZD-42-2 Jantar 2B sailplane. Fot.: M. Lempart

craft landing gears and shock absorbers, has designed and is constructing a prototype of an inexpensive metal two-seat training glider **KR-03 Puchatek** which is planned to be flown for the first time this year.



Rys. 17. Polski przemysł lotniczy/Polish aircraft industry

PZL-130 Orlik — samolot szkolno-treningowy nowej formuły

Światowy kryzys paliwowo-energetyczny, który zmienił kryteria techniczno-ekonomiczne w dzisiejszym świecie, nie ominął również lotnictwa wojskowego. Wymusił m.in. gwałtowną ekonomizację procesu szkolenia pilotów, polegającą na dążeniu do rozszerzenia udziału w tym szkoleniu lekkich samolotów z napędem śmigłowym, kilkakrotnie tańszych w eksploatacji od odrzutowych. Przed tymi samolotami postawiono jednak nowe wymagania: przejście w maksymalnym stopniu szkolenia prowadzonego dotychczas na drogich szkolnych samolotach odrzutowych, umożliwienie uczniowi płynnego, bezpiecznego przejścia na następny typ — odrzutowy szkolno-bojowy.

Odpowiedzią konstruktorów były konstrukcje samolotów nowej generacji: francuski TB30 Epsilon, brazylijski Embraer 312 Tucano, szwajcarski Pilatus PC-9, angielski NDN-1 Firecracker, chilijski T-35 Pillan czy projektowany obecnie w Australii A.20 Wamira.

Wspólną cechą tych samolotów jest celowe nadanie im wielu właściwości samolotów bojowych jako sposobu zrealizowania ww. wymagań. Każdy z nich dostosowany jest jednak do potrzeb różnych użytkowników, ich systemów szkolenia, struktury sprzętowej i innych uwarunkowań. Świadczy o tym chociażby rozpiętość użytych zespołów napędowych: od silników tłokowych o mocy ok. 220 kW (300 KM) do turbin o mocy 736 kW (1000 KM).

System PZL-130 Kolegium — oferta kompleksowa

W końcu lat siedemdziesiątych również w Polsce pojawiła się potrzeba podniesienia ekonomii i efektywności szkolenia pilotów.

Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego PZL Warszawa-Okęcie w 1980 r. przedstawiła koncepcję kompleksowego, nowoczesnego i opartego na krajowych realiach technicznych sprzętowego rozwiązania zagadnień szkolenia, proponując „System 130”. W ciągu pięciu lat dopracowano go i obecnie jako System PZL-130 „Kolegium” ma się składać z trzech elementów:

- wyspecjalizowanego samolotu szkolno-treningowego PZL-130 Orlik w różnych wersjach,
- naziemnego symulatora lotu PZL-130 „Profesor”,
- urządzenia diagnostycznego PZL-130 „Inspektor”.

Proponowany system wpływa z naszego rozeznania, że będzie on mógł spełnić wymagania techniczno-ekonomiczne stawiane nowoczesnemu sprzętowi na lata dziewięćdziesiąte i dłużej.



Rys. 1. Pierwszy prototyp/First prototype

PZL-130 Orlik — a basic trainer of new formula

The world crisis in the field of fuels and energy, having changed the system of technical and economic criteria in the world of today, did not spare military aviation either. It forced e.g. rapid economization of pilot training methods consisting in the trend to expand employment of light propeller-driven aeroplanes of operating cost several times lower than that of jet aircraft. However, such aeroplanes must meet new requirements: they have to take over, to maximum possible extent, the training which has been conducted hitherto on expensive jet trainers and to make it possible for pilot-cadets to smoothly and safely advance to the next aircraft type, i.e. jet combat trainer.

Aircraft constructors responded to this demand by preparing designs of aeroplanes of new generation, such as e.g. French TB30 Epsilon, Brazilian Embraer 312 Tucano, Swiss Pilatus PC-9, British NDN-1 Firecracker, Chilean T-35 Pillan or an aircraft being designed at present in Australia and named A.20 Wamira.

These aeroplanes have one common feature — they have been intentionally given many characteristics of combat aircraft which is a way to meet the above requirements. Each aircraft is adapted, however, to needs of different users, their training systems, fleet structure and other circumstances. This is evident e.g. from the range of power plants having been used: from piston engines of about 220 kW (300 hp) power to 736 kW (1000 hp) turbines.

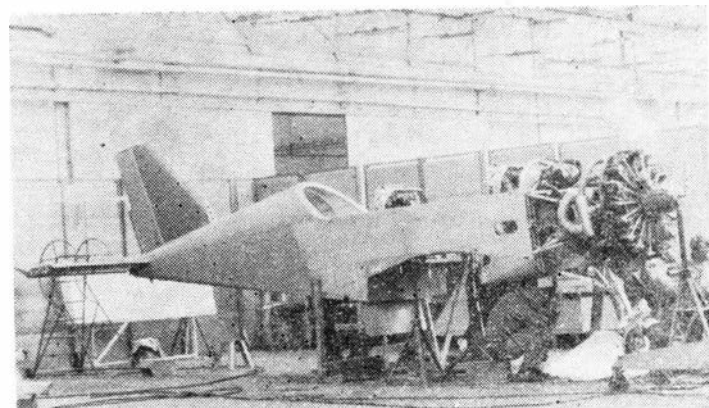
PZL-130 Kolegium System — a complex offer

At the end of 1970's, the need to improve economy and efficiency of pilot training emerged also in Poland.

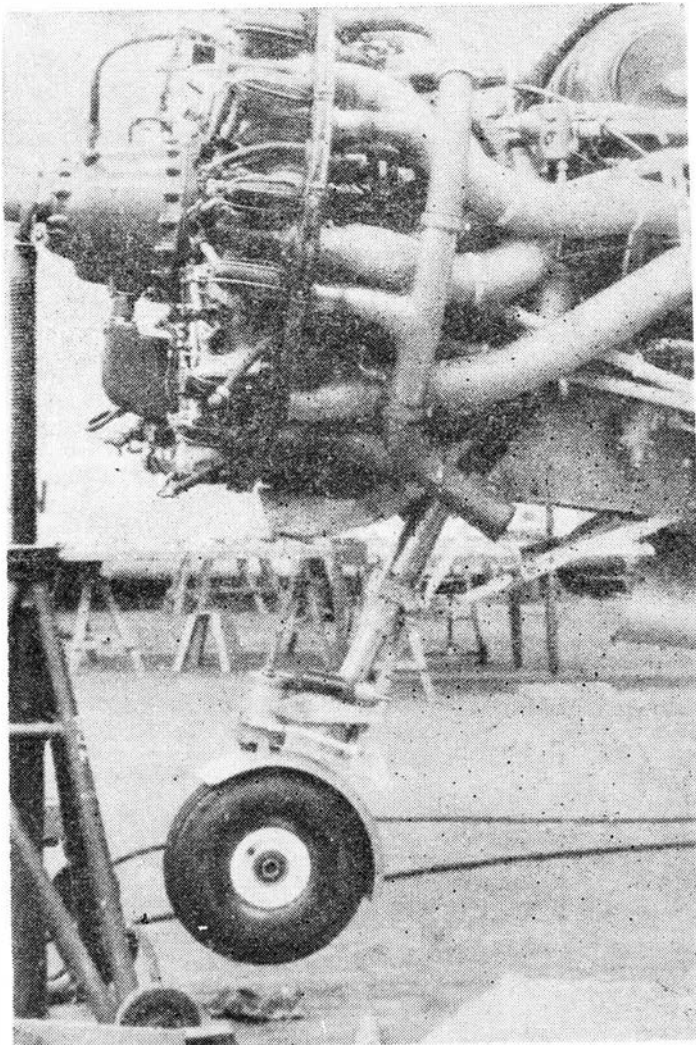
In 1980, the PZL-Warszawa-Okęcie Transport Equipment Manufacturing Centre presented a concept of complex and modern solution of fleet and equipment problems of pilot training, based on Polish technological realities. This concept was named "130 System". It was polished up for the next five years and now, as the "PZL-130 Kolegium" System, it is to consist of three components:

- PZL-130 Orlik specialized basic trainer in various versions,
- PZL-130 Profesor ground flight simulator,
- PZL-130 Inspektor aircraft diagnostic device.

The offer of this system results from our knowledge that it will be able to meet the technical and economic requirements of modern fleet and equipment in 1990's and even later.



Rys. 2. Montaż kadłuba/Fuselage assembly



Rys. 3. Silniki i podwozie/Engine and nose-wheel

Naturalne jest, że samolot jako obiekt diagnozowania i symulacji poprzedza urządzenia towarzyszące, które są ponadto bardziej pracochłonne w projektowaniu. Należy zasygnalizować, że:

— symulator PZL-130 „Profesor” jest na etapie modelu funkcjonalnego poprzedzającego urządzenie prototypowe. Jest oparty na minikomputerze i ma układ wizualizacji z obrazem generowanym cyfrowo. Symulator zapewni przygotowanie naziemne, zapozna wstępnie ucznia z właściwościami lotnymi, nauczy procedur awaryjnych, pozwoli nawet na wstępną selekcję uczniów i bardzo bezpieczne rozpoczęcie szkolenia podstawowego na Orliku,

— urządzenie diagnostyczne PZL-130 „Inspektor” jest w fazie opracowywania projektu wstępnego jego pierwszej wersji. Ma on być wyposażony w miniprocessor pozwalający na zautomatyzowanie czynności diagnostycznych. „Inspektor” powinien pozwolić na tanią i sprawną obsługę samolotów wg stanu technicznego.

Orlik — samolot nowej generacji

Głównym elementem systemu „Kolegium” jest samolot PZL-130 Orlik. Jest on obecnie jedynym w krajach RWPG przedstawicielem nowej rodziny śmigłowych samolotów szkolno-treningowych, dopasowanym do naszego systemu i struktury sprzętowej.

W Orliku konsekwentnie zastosowano wiele rozwiązań nadających mu cechy charakterystyczne dla samolotu odrzutowego, wyrabiające u ucznia-pilota nawyki pilotażu takiego samolotu. Wymagało to niekonwencjonalnego podejścia do zagadnienia właściwości lotnych, osiągow i konstrukcji samolotu, odbiegającego od kanonów projektowania samolotu lekkiego. Te specjalne cechy, które możemy nazwać symulacyjnymi należy podzielić na dwie grupy:

• Symulacyjne cechy pilotażowe

Sygnalizowanie w pilotażu właściwości typowych dla odrzutowca (jak np. sposób reagowania na stery, wpływ mocy na sterowanie samolotem, możliwości lotu przy szerokim

It is obvious that an aircraft, being an object of diagnosing and simulation, must arise before the accompanying equipment, the design of which is, besides, more labour consuming. Information should be added that:

— the PZL-130 Profesor simulator is now at the stage of functional model which comes before prototype devices; it is based on a minicomputer and has a visualization system with digitally generated image; the simulator will provide ground preparation of the pilot-cadet will initially familiarize him with flight characteristics of the aircraft, will teach him emergency procedures and even will make it possible to carry out preliminary selection of cadets and start very safely the primary training on the Orlik;

— the PZL-130 Inspektor diagnostic device is now at the stage of working out a predesign of its first version; it is to be provided with a miniprocessor allowing to automatize diagnostic operations. The Inspektor is expected to facilitate inexpensive and efficient servicing of aeroplanes in accordance with their technical condition.

Orlik — an aircraft of new generation

The PZL-130 Orlik aeroplane is the main component of the „Kolegium” system. At present it is the only representative of new family of propeller-driven basic trainers within the CMEA countries, fit to our fleet system and structure.

Many design solutions, giving the Orlik numerous features characteristic for a jet aircraft and forming in the pilot-cadet certain habits necessary for pilotage of an aeroplane of this type, have been consistently employed in it. This required an unconventional approach to the problems of flying qualities, performance and design of this aeroplane which did not fall within light aircraft designing canons. These special characteristics, which could be referred to as simulation features, may be classified in two groups described below:

• Pilotage simulation features

Simulation of pilotage characteristics typical for a jet aircraft (such as e.g. the way the aircraft responds to controls, influence of engine power on handling of the aeroplane, possibilities of flying at wide range of incidence angles, increased inertia of thrust growth) has been achieved owing to the employment of such design solutions as wings of low aspect ratio (equal to 5), engine of suitable surplus power, high-speed propeller of small diameter and control system so designed that forces on flying controls vary in appropriate way and aircraft manoeuvrability suits the purpose. Moreover, the landing gear makes it possible to increase the landing speed (for training purposes) up to ca. 180 km/h and this, in combination with the characteristics mentioned above, gives the possibility to familiarize the pilot-cadet with various landing approach trajectories and speeds, depending on the way the engine power and control surfaces are operated. It is to be stressed that, irrespective of all these pilotage simulation features, the Orlik is an aircraft easy to be safely mastered by a pilot-cadet (this has already been confirmed by tests) and its aerobatic behaviour is correct.

• Ergonomic simulation features

The aeroplane cockpit has been so designed that the pilot-cadet might be familiarized with the layout of a military aircraft cabin. It is similar, from the ergonomic point



Rys. 4. Otwarta osłona kabiny/Open cockpit canopy

zakresie kątów natarcia, zwiększona bezwładność przyrostu ciągu) uzyskano dzięki zastosowaniu wielu rozwiązań: skrzydła o małym wydłużeniu, wynoszącym 5, silnika o odpowiednio dobranym nadmiarze mocy, wysokoobrotowego śmigła o małej średnicy oraz dzięki odpowiedniemu doborowi przebiegu sił na sterownicach i sterowności. Ponadto podwozie pozwala (na potrzebę szkolenia) podwyższyć prędkość lądowania do ok. 180 km/h, co w połączeniu z ww. cechami stwarza możliwość zapoznania ucznia z różnymi trajektoriami podejścia do lądowania i na różnych prędkościach, w zależności od sposobu sterowania mocą i sterami.

Należy podkreślić, że przy wszystkich tych symulacyjnych cechach pilotażowych Orlik jest samolotem łatwym do bezpiecznego opanowania przez ucznia-pilota (co już potwierdziły próby) i prawidłowo zachowuje się w akrobacji.

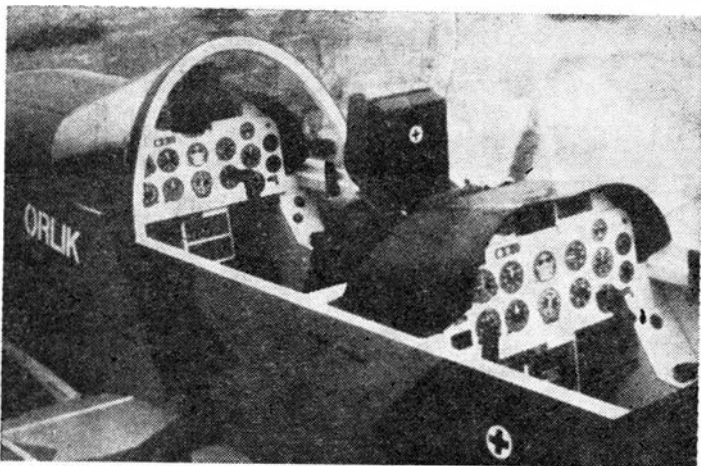
• Symulacyjne cechy ergonomiczne

Kabina samolotu została tak zaprojektowana, aby zaznaczyć ucznia-pilota z układem kabiny samolotu wojkowego. Jest ona ergonomicznie podobna do kabiny samolotu następnego w procesie szkolenia.

Dzięki ww. symulacyjnym właściwościom PZL-130 Orlik może wypełnić zadania szkoleniowe od szkolenia podstawowego do bezpiecznego przejścia ucznia na samolot szkolno-bojowy. Kilkakrotnie tańszy płatowiec, o kilkunastokrotnie tańszej eksploatacji niż dla szkolnego odrzutowego TS-11 Iskra to obniżenie kosztów szkolenia oraz, dzięki możliwości taniego zwiększenia liczby godzin wylatanych przez ucznia, poprawienie jakości i bezpieczeństwa szkolenia.

Orlik — samolot dostosowany do polskich warunków

Przyjęte rozwiązania konstrukcyjne samolotu są wynikiem rodzimych uwarunkowań technicznych oraz przeprowadzonej analizy obecnej struktury szkolenia, jej głównych niedomagań i prognozy optymalnych kierunków ewolucji. Samolot jest tak zaprojektowany, aby bez większych trudności został włączony do obecnego systemu szkolenia lotniczego. Wyznacznikami tego systemu są: rozpoczynanie szkolenia w APRL i użycie w dalszych etapach szkolnego samo-



Rys. 5. Makieta kabiny/Mock-up of cockpit

lotu odrzutowego TS-11 Iskra, który będzie eksploatowany jeszcze przez dłuższy czas. Jednocześnie Orlik umożliwi ewolucję systemu szkolenia.

Projektując PZL-130 Orlik, realizowano następujące dodatkowe wymagania wynikające z krajowych uwarunkowań:

- samolot wykonany z krajowych lub z importowanych z krajów RWPG komponentów,
- napęd dostosowany do warunków użytkowania obowiązujących w kraju i w krajach RWPG,
- prosty, tani płatowiec, trwały eksploatacyjnie,
- kabina skorelowana z TS-11 Iskra,
- niezawodne w naszych warunkach i krajów RWPG instalacje,
- podwozie pozwalające na użytkowanie także z lotnisk trawiastych.

Napęd

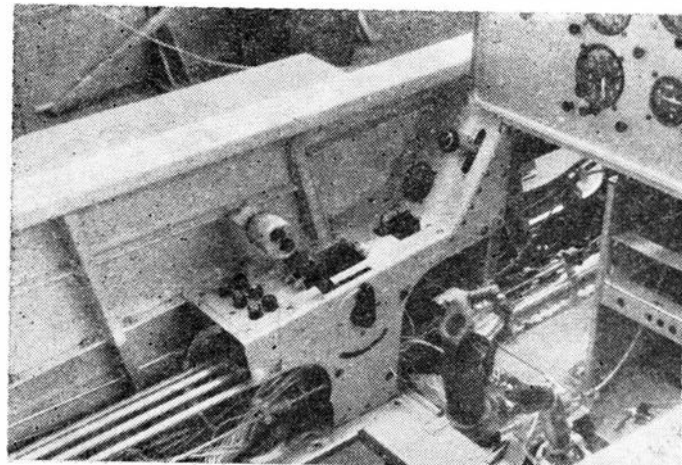
Przyjęto za jednostkę napędową gwiazdowy silnik tłokowy o mocy ok. 243 kW (330 KM) typu M-14Pm produkcji

of view, to the cabin of the aircraft coming next in the training process.

Owing to the above simulation features, the PZL-130 Orlik is able to fulfil training tasks from primary training up to safe advancing the pilot-cadet to a combat trainer. The airframe being several times cheaper than that of the TS-11 Iskra jet trainer and the operating cost of the former aircraft being reduced more than ten times in comparison with that of the latter will make the training less expensive, and the possibility to increase the pilot-cadet's flight hours without excessive cost will improve the training quality and safety.

Orlik — an aircraft adapted for Polish circumstances

The assumed design solutions of this aircraft result from Polish technical conditions and from analysis of the present training structure, its major imperfections and anticipated optimum development directions. The aircraft is so designed that it might be easily introduced to the present system of flying training, characterized by initiation of the training in the Aeroclub of the Polish People's Republic and use,



Rys. 6. Lewa strona kabiny/Backboard of pilot cockpit

at subsequent training stages, of the TS-11 Iskra jet trainer which will remain in service for a long time. On the other hand, the Orlik makes possible evolution of the training system.

The PZL-130 Orlik was designed to meet the following additional requirements resulting from Polish realities:

- the aircraft must be made of materials and components available in Poland or imported from CMEA countries;
- the propulsion system should be adapted for service conditions existing in Poland and in CMEA countries;
- the airframe should be simple, inexpensive and durable in service;
- the cockpit should be correlated with that of the TS-11 Iskra;
- the aircraft systems should be reliable in conditions occurring in Poland and CMEA countries;
- the landing gear should make it possible to operate the aircraft also from grassy aerodromes.

Power plant

A radial piston engine of the M-14Pm type made by the USSR and modified by WSK-Okecie, developing power of ca. 243 kW (330 hp), was decided to be used as the power plant. The modification consisted in removal of the reduction gear, thus allowing to employ a high speed propeller of small diameter, designed by WSK-Okecie. At the same time, the rated speed of the engine was limited from 2900 rev/min down to 2700 rev/min, hence the rated power was reduced from 264 kW (360 hp) down to 243 kW (330 hp) for the genuine M-14P and modified M-14Pm engines respectively.

This modification rendered the power plant better matching the required aircraft characteristics:

- the propeller of small diameter made it possible to use a landing gear of moderate height;
- the high operating speed of the propeller permitted to achieve better efficiency at high flying speeds.

The M-14Pm engine provides sufficient power surplus necessary to obtain the special pilotage characteristics men-

ZSRR, zmodyfikowany przez WSK-Okęcie. Modyfikacja polegała na usunięciu reduktora. Pozwoliło to zastosować własnej konstrukcji wysokoobrotowe śmigło o małej średnicy. W silniku jednocześnie ograniczono obroty z 2900 obr/min do 2700 obr/min, obniżając moc z 264 kW (360 KM) dla oryginalnego M-14P do 243 kW (330 KM) dla M-14Pm (modyfikowanego).

Dzięki modyfikacji, zespół napędowy został lepiej dopasowany do specyfiki samolotu:

- śmigło małej średnicy pozwoliło na zastosowanie niezbyt wysokiego podwozia,
- wysokoobrotowe śmigło zapewniło lepszą sprawność przy dużych prędkościach lotu.

Silnik M-14Pm daje dostateczny nadmiar mocy, niezbędny do uzyskania wymienionych poprzednio szczególnych właściwości pilotażowych, decydujących o wartości samolotu. Jednocześnie zastosowanie napędu o mocy 243 kW (330 KM) czyni Orlika jednym z najlżejszych wyspecjalizowanych samolotów nowej generacji do szkolenia pilotów wojskowych.

M-14Pm jest w pełni dostosowany do warunków eksploatacji w Polsce i krajach RWPG. Pracuje na powszechnie używanych olejach i paliwie. Jego obsługa jest podobna do pochodzącego z tej samej rodziny krajowego AI-14R. W przyszłości przewiduje się zastosowanie wersji rozwojowej AI-14R modernizowanej przez WSK-Kalisz na zamówienie WSK-Okęcie.

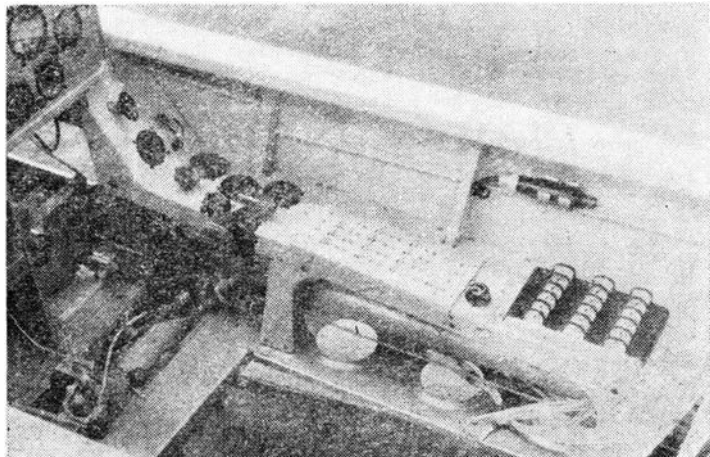
Zabudowując M-14Pm na Orliku, starano się maksymalnie dla układu gwiazdowego, mocując je do struktury samolotu. z silnikiem gwiazdowym. Znacznie odsuniętą płaszczyznę śmigła od płaszczyzny cylindrów, starannie kształtując geometrię osłon silnika tak, aby niekorzystny wpływ bryły silnika na sprawność śmigła był jak najmniejszy. Również starannie ukształtowano dyfuzorowe wnętrza wlotu powietrza do silnika, tak aby wykorzystując długość wlotu, uzyskać wyrównanie warunków chłodzenia wszystkich cylindrów. Jest to jedyny chwyt powietrza w osłonach silnika, z którego za pomocą giętkich przewodów dostarczane jest powietrze do układu dolotowego, chłodnicy oleju, nadmuchów i wentylacji kabiny.

Osłony silnika zamontowano w sposób niekonwencjonalny dla układu gwiazdowego, mocując je do struktury samolotu. Uniknięto w ten sposób nadmiernych drgań będących przyczyną pękań osłon mocowanych na silniku oraz niepożądanych szczelin.

Płatowiec

Dla uzyskania taniego, prostego konstrukcyjnie i sprawnego wytrzymałościowo płatowca w projektowaniu PZL-130 Orlik zrealizowano wiele przedsięwzięć. Wkładając wiele wysiłku konstrukcyjnego, zminimalizowano liczbę różnych części, wprowadzając daleko posuniętą unifikację, w efekcie zmniejszono ich liczbę o połowę w stosunku do np. samolotu PZL-104 Wilga.

Wysokoobciążone węzły wykonano z metali lekkich przez frezowanie do zastąpienia w przyszłości odlewami lub odkuwkami. Zastosowano zgrzewanie elementów usztywniających pokrycie. Spawanie wprowadzono w nielicznych przypadkach. Zastosowano w miejscach uzasadnionych elementy integralne. Wszystkie elementy o powierzchni nierozdzielnej, wyjąwszy osłony silnika, wykonane są z kompozytów szklano-epoksydowych, tworzywa ABS i szkła organo-



Rys. 7. Prawa strona kabiny/Starboard of pilot cockpit



Rys. 8. Przed pierwszym lotem/Before the first flight. Fot.: J. Stanisławski

tioned above which are essential for the use value of this aircraft. At the same time application of a 243 kW (330 hp) power plant renders the Oriik one of the lightest specialized aeroplanes of new generation for training of military pilots.

The M-14Pm engine is fully conformed to the aircraft service conditions existing in Poland and other CMEA countries. It requires fuel and oils of common use. Its maintenance and service is similar to that of the Polish-made AI-14R coming from the same engine family. In future, a development version of the AI-14R, being worked out by WSK-Kalisz to order of WSK-Okęcie, is planned to be used.

When installing the M-14Pm engine on the Orlik, efforts were made to neutralize the bad points inherent in the arrangement of an aircraft with a radial engine. The propeller plane was shifted to a considerable distance from the cylinder plane, and the engine cowlings were shaped with great care so that the detrimental effect of the engine body on the propeller efficiency was minimized. The diffuser-type internal surfaces of the engine air intake were also shaped very carefully to equalize the cooling conditions for all cylinders by making use of the air intake length. It is the only air intake in the engine cowlings from which air is supplied through elastic ducts to the engine air inlet system, oil cooler, blow-in system and cabin ventilation.

The engine cowlings were installed in a way which was unconventional for the radial engine configuration, i.e. they were fastened to the aircraft structure. Thus excessive vibrations, which could bring about cracking of cowlings attached to the engine, and undesired gaps were avoided.

Airframe

A lot of measures were taken when designing the PZL-130 Orlik to obtain an inexpensive airframe of simple design and correct structural strength. The designers spent much effort to minimize the number of components, commonizing them to a high degree, which resulted in the fact that the total number of parts was reduced by a half in comparison to that of e.g. the PZL-104 Wilga aircraft.

Highly loaded critical structural components were made from light alloys by milling but they are to be replaced in future by castings or forgings. Skin stiffeners were pressure welded, whilst fusion welding was employed in quite rare situations. Integral components were used where it was justified. All the parts of undevelopable surfaces, except the engine cowlings, were made of glass-epoxy composites, ABS and organic glass. These endeavours aimed at optimum adaptation of the design for manufacturing capabilities of WSK-Okęcie.

To achieve high durability of the airframe, the designers in particular made a point of avoiding stress concentrations and proper applying of forces, ceaselessly conducting stress analysis. The finite element method and computer-based calculation system NASTRAN was employed for this purpose. To ensure the chosen design solutions to be the optimum, they were always selected from among a number of versions.

The airframe geometry was so assumed that all the skin components, except the engine cowlings, made one-curve surfaces and, as far as possible, the internal design was simplified with maintaining good aerodynamic characteristics. This was possible due to the use of numerical method of description of the geometry as well as numerical mo-

nicznego. Działania te wynikały z optymalnego dopasowania się do możliwości wytwarzania w WSK-Okęcie.

Aby uzyskać wysoką trwałość płatowca przy konstruowaniu, dbano szczególnie o unikanie koncentracji naprężeń, prawidłowość wprowadzania sił, prowadząc ciągłą analizę wytrzymałościową. Posługiwano się przy tym metodą elementów skończonych — komputerowym systemem obliczeniowym NASTRAN. W celu wybrania optymalnych rozwiązań konstrukcyjnych zawsze rozpatrywano kilka wariantów.

Geometria płatowca została przyjęta tak, aby wszystkie pokrycia poza osłonami silnika były rozwijalne, i o ile to możliwe, upraszczała konstrukcję wewnętrzną przy zachowaniu dobrych właściwości aerodynamicznych. Było to możliwe dzięki zastosowaniu opisu numerycznego geometrii i numerycznego modelowania oraz modyfikacji bryły. W dalszym etapie wykonawczym prototypu pozwoliło to pominać rozrysowanie płytowe całego samolotu i rozrysowywać tylko poszczególne części. Dzięki temu cykl wykonania prototypu skrócono w przybliżeniu o 1 rok.

Skrzydło

W skrzydle Orlika zastosowano profil laminarny NACA 64₂215 z uwagi na małe współczynniki oporu C_{x0} przy sporej grubości względnej, co pozwoliło zmieścić wahaczowe podwozie z szerokimi oponami i zbiorniki o dużej pojemności. Łagodne oderwanie i dość duży współczynnik siły nośnej C_z , przy dodatnich i ujemnych kątach oraz staranny dobór wzniosu i skręcenia pozwolił na uzyskanie korzystnych właściwości lotnych w szerokim zakresie prędkości i konfiguracji lotu.

Z uwagi na zwartość skrzydła, niewielką rozpiętość i jego wysokie obciążenia charakterystyczne dla samolotu akrobacyjnego, nośny keson wykonano jako całość. Przyjęta konstrukcja wielopodłużnicowa kesonu, z usztywniającymi profilami omegowymi, nadaje skrzydłu dużą sztywność skrętną i giętną, ważną również dla utrzymania szczelności integralnych zbiorników.

Skrzydło przylega do spodu kadłuba. Ma cztery identyczne okucia główne, przymocowane do dwu wzmocnionych żeber ramowych. Przednie okucia są bezpośrednio zawieszane na okuciach kadłubowych, natomiast tylne za pomocą przegubowych łączników. Siły wzdłuż skrzydła przenoszone są przez dwa dodatkowe łączniki. Układ pozwala nie wprowadzać dodatkowych obciążeń kadłuba podczas uginania się skrzydła. Okucia podwozia są mocowane za tylną ścianką kesonu do wzmocnionych żeber ramowych.

Kierując się trwałością zmęczeniową kesonowe wzierniki technologiczno-kontrolne umieszczono na górnej powierzchni skrzydła, mimo że niesie to ze sobą określone trudności w zachowaniu geometrii profilu.

Z myślą o możliwości naprawy i przyszłej instalacji przeciwbloedzeniowej zastosowano odejmowany nosek.

Nieznaczna modyfikacja w części splywowej profilu skrzydła pozwoliła na uzyskanie stałego przekroju lotki i klapy, a w konsekwencji identycznych żeberek.

Kadłub

Geometria kadłuba została tak ukształtowana, aby nadać jej minimalny przekrój poprzeczny przy zapewnieniu dobrej widoczności z kabiny. Szerokość kadłuba w części kabinowej z uwagi na silnik o sporej średnicy przyjęto na 900 mm, co powoduje nieznaczne przewężenie za silnikiem, nieszkodliwe aerodynamicznie. Stała szerokość kadłuba w rejonie skrzydła warunkuje najmniejsze opory interferencyjne bez dodatkowych owiewek. Wpisanie osłon kabiny w geometrię i duże pochylenie przedniej szyby zmniejszają opory kadłuba. Podniesiona tylna część kadłuba pozwala na stosowanie przy starcie i lądowaniu dużych kątów natarcia.

Z uwagi na obszerną, długą kabinę jakiej wymagały funkcje Orlika oraz potrzebę wielu wykrojów i luków w kadłubie, problemem było nadanie strukturze odpowiedniej sztywności. Opanowano to przez dosztywnienie podczepionym kesonem i stworzenie w przedniej części kadłuba bryły zamkniętej. Nadano również odpowiednie przekroje profilom burtowym i przypodłogowym. Okucia mocowania skrzydła wprowadzone są we wzmocnione wręgi.

Część spodnia kadłuba to nie pracujące pokrywy, łatwo wymienne w przypadku uszkodzenia przy lądowaniu ze schowanym podwoziem. Jest to istotne dla samolotu szkolnego.

delling and modification of the body, and at further prototype building stages it permitted to omit the necessity to make detailed panel drawings of the entire aircraft, with the need to make only drawings of individual components being maintained. Owing to this, the prototype building cycle was shortened by approx. 1 year.

Wing

A laminar aerofoil section NACA 64₂215 was used for the Orlik's wing because of its low drag coefficients C_{x0} at considerable relative thickness which made it possible to accommodate in it rocker-type landing gear with wide tyres and fuel tanks of high capacity. Smooth flow separation and pretty high lift coefficient C_z at positive and negative angles as well as careful selection of wing dihedral and twist allowed to obtain desirable flying characteristics within wide range of flight speeds and configurations.

In consideration of compact wing design, low span and high wing load typical for an aerobatic aircraft, the load carrying torque box was made as one unit. The assumed multispar torque box design with stiffening omega-formers gave the wing high torsional and flexural rigidity which was also important for maintaining leak tightness of the integral fuel tanks.

The wing adjoins to the fuselage bottom. It is provided with four identical main mounting lugs fastened to two reinforced frame-type ribs. The front mounting lugs are directly attached to the fuselage brackets whilst the rear ones are fixed through double-pivot links. Forces acting along the wing are transmitted by two additional links. The system makes it possible not to introduce any additional fuselage loads from wing deflection. The fuselage mounting brackets are fastened to reinforced frame-type ribs aft of the rear wall of the torque box.

In consideration of fatigue life, the torque box inspection openings are situated on the top wing surface, though this entails certain problems with maintaining the aerofoil geometry.

To improve repairability and to facilitate planned installation of a de-icing system, the wing tip was designed to be removable.

Slight modification of the wing profile at its trailing edge portion permitted to obtain constant aileron and flap section and, in consequence, identical ribs.

Fuselage

The fuselage geometry was so designed that the fuselage was given minimum cross-section and, at the same time, good cockpit visibility was obtained. The fuselage width at the cockpit portion was assumed to be 900 mm because of the engine of pretty large diameter, and this resulted in slight waisting behind the engine, harmless from the aerodynamic point of view. Constant fuselage width within the wing area causes the interference drag to become minimum without any additional fairings. The cockpit canopy smoothly inscribed into the fuselage geometry and the windscreen strongly inclined minimize the fuselage drag. Raised rear portion of the fuselage makes it possible to take off and land with large incidence angles.

The roomy and long cockpit which was required because of the Orlik functions as well as the need to incorporate many openings and hatches in the fuselage caused that obtaining of adequate rigidity of the structure was a problem. This problem was solved by adding a torque box at the bottom side of the fuselage and by creating a closed body in the front fuselage portion. Side and floor-adjacent profiles were also given suitable cross-sections. The wing fastening brackets were incorporated into reinforced frames.

The bottom fuselage portion is formed by non-structural covers and panels readily replaceable in the case of being damaged when belly landing, which is important for a training aircraft.

The engine cowlings and wheel bay covers are integral components made of sheet metal, consisting of skin and pressed stiffeners pressure welded together.

The cockpit canopy was designed under inspiration of glider solutions and made in co-operation with PDPS PZL-Bielsko. Its frame is a monolithic "tube" of glass-epoxy composite, consisting of two three-dimensionally shaped zee-sections glued together and provided with integrally formed internal and external handles. The panels are glued to the frame and this solution, apart from giving the canopy high smoothness, prevents panel cracking which could

Oslony silnika oraz pokrywy podwozia są integralnymi elementami blaszanymi, składającymi się ze zgrzanych razem: pokrycia i tłoczonego usztywnienia.

Konstrukcja osłon kabiny została zainspirowana rozwiązaniami szybowcowymi i wykonana przy współudziale IPDS PZL-Bielsko. Rama jest monolityczną „rurą” z kompozytu szklano-epoksydowego, sklejoną z dwu przestrzennych zetowników z ukształtowanymi integralnie uchwyta- mi zewnętrznymi i wewnętrznymi. Szyby są do ramy przyklejone, co oprócz dużej gładkości kabiny zabezpiecza przed pękaniem występującym w przypadku, gdyby zastosowano śruby łączące. Wiatrochron wykonany jest podobnie. W efekcie uzyskano sztywne, lekkie i bardzo estetyczne oszklenie, o dobrej powtarzalności kształtu. Zastosowanie odchylania osłony na bok, sześciopunktowe mocowanie tj. trzy zawiasy i trzy zamki o dużym skoku dociągnięcia oraz samochodowy gumowy prufil uszczelniający pozwalają szczelnie zamknąćabinę.

Usterzenia

Poza doбором usterzeń tak, aby utrzymać odpowiednie zapasy stateczności statycznej i dynamicznej, szczególną uwagę zwrócono na prawidłową pracę usterzeń w korkociągu. Z tego względu usterzenie poziome przesunięto znacznie do tyłu w stosunku do pionowego oraz dano powierzchnię boczną pod usterzeniem poziomym.

W konstrukcji zunifikowano niektóre części sterów. Żeberka części spływowej oraz obsady mocujące stery na osi obrotu przy kadłubie są identyczne.

Kabina

Kabina PZL-130 Orlik jest zaprojektowana z uwzględnieniem zasad ergonomii i nowoczesnej stylistyki. Charakteryzuje się jasnością informacji wizualnej i czystością formy architektonicznej.

Dużo uwagi poświęcono prawidłowemu usytuowaniu pilotów o różnych wymiarach w stosunku do sterownic, manipulatorów oraz wskaźników na pulpitych i tablicach. Szybkiemu dopasowaniu pilota służy wahaczowe zawieszenie fotela poruszanego siłownikiem elektrycznym. Pasy są przy- mocowane do struktury fotela. Sterownice nożne również mają wygodnie sterowaną trójpołożeniową regulację. Zapew- niono bardzo dobrą widoczność z kabiny. Fotel instruktora może być przez regulowanie przewyższony do ok. 100 mm w stosunku do fotela ucznia. Fotele dopasowane są do użycia spadochronów plecowych i siedzeniowych wraz z sy- stemami ratowniczymi. Wyposażone są w zagłówki.

Pulpitom i tablicy nadano budowę modułową, co umoż- liwia łatwe dopasowanie kabiny do kabiny dowolnego samo- lotu, następnego w systemie szkolenia. Tablica przyrzą- dów jest w całości szybko wyjmowalna po odłączeniu zbior- czej wiązki elektrycznej i prostego mocowania. Pulpity mają budowę segmentową z możliwością wymiany całych partii. W pierwszych egzemplarzach samolotu kabina jest skore- lowana z kabiną TS-11 Iskra. Zastosowano m.in. identyczny układ przyrządów nawigacyjnych ze sztucznym horyzontem o podobnym systemie obrazowania oraz identyczne ergono- miczne sterowanie klapami, podwoziem i hamulcami.

Instalacje

W Orliku zastosowano dwa rodzaje instalacji siłowych: elektryczną i pneumatyczną.

Siłowniki elektryczne wygodne w zabudowie zastosowano w miejscach, gdzie awaria układu i zablokowanie sterowa- nego elementu nie stanowią zagrożenia bezpieczeństwa lotu. Są to: sterowanie klapami i fotelami oraz sterowanie try- merami i zasłonkami silnika.

W instalacjach wymagających zdublowania zastosowano dwuobwodowy system pneumatyczny. Wybór pneumatyki był podyktowany dostosowaniem silnika M-14Pm do współ- pracy z nią. Instalacja ta jest także, poza trudnościami opanowania w fazie doświadczalno-projektowej, bardziej niezawodna i dostosowana do krajowej specyfiki użytko- wania. Pneumatyczne sterowanie zastosowano do chowania podwozia, układu hamulcowego i rozruchu silnika.

Złożone, z uwagi na dopuszczenie samolotu do akrobacji, są instalacje olejowa i paliwowa. W instalacji olejowej zapewniono ciągły pobór oleju, stosując zbiornik z obrotowym chwytem oleju. W instalacji paliwowej zastosowano zbiornik opadowy — „pułapkę”. Pracuje on tak, że w pozycji lotu plecowego zapas paliwa zatrzymany w tym zbiorniku zapewnia pracę silnika przez 3 minuty.

occur if connecting bolts were used. The windscreen is made in similar manner. As a result, a rigid, light and very aesthetic canopy of good form repeatability was obtained. Side hinged type of the canopy, its six-point mounting (i.e. three hinges and three locks of long fastening travel) and automobile-type rubber sealing profile make its possible to hermetically close the cabin.

Control surfaces

Apart from such design of the control surfaces that appro- priate static and dynamic stability margins might be main- tained, special attention was paid to operation of the control surfaces during spin. For this reason the elevator unit was significantly shifted rearwards in relation to the rudder and an inferior fin was provided under the elevator.

The tail unit was designed to commonize some compo- nents of the control surfaces. The trailing edge ribs and mountings holding the control surfaces on their axes of rotation at the fuselage are maintained identical.

Cabin

The cabin of the PZL-130 Orlik aircraft was designed with taking into consideration the ergonomics and modern stylistics principles. It is characterized by clarity of visual information and purity of its architectonic form.

Great attention was paid to properly situate pilots of various size in relation to the flying controls and to controls and indicators on the control and instrument panels. Fast adjustment of the pilot's position is facilitated by the rocker type support of the pilot's seat, operated by an electric actuator. Pilot's harness is fastened to the seat structure. The foot-operated controls may also be con- veniently set in three adjustment positions. Excellent cock- pit visibility has been ensured. The instructor's seat can be adjusted to take a position by ca. 100 mm higher than the cadet's one. The seats, provided with head-rests, are adapted for back and seat parachutes with rescue systems. The control and instrument are of modular design which faci- litates adaptation of this cabin to a cockpit of any air- craft which will follow within the training system. The instrument panel is quickly removable as a single unit, after disconnection of a collective wire harness and a simple mounting. The control panels are of segment design with a possibility to replace complete units. In the first aero- planes of this type the cabin was correlated with that of the TS-11 Iskra aircraft, e.g. an identical arrangement of navigation instruments with an artificial horizon of similar display system and identical, from the ergonomic point of view, control of flaps, landing gear and brakes were used.

Systems

Two types of actuator systems, i.e. electrical and air- operated, have been used in the Orlik.

Electrical actuators, convenient in installation, have been employed in such points where failure of the system and lack of operation of the controlled component do not cause any hazard to the flight safety, i.e. in seat position, flaps, trimmer and engine courtain control systems.

The systems where duplication is required are arranged as air-operated. The pneumatic type of these systems has been chosen because the M-14Pm engine is adapted for such applications. Systems of this type are also more reliable and better suit Polish realities of aircraft operation (except certain problems to be solved at the construction stage). The air control is used for landing gear retraction, brake and engine starting systems.

The lubricating oil and fuel supply systems are compli- cated because of aerobatic approval of this aircraft. In the oil system, continuous oil drawing has been ensured by the use of an oil tank with a rotary oil intake. In the fuel supply system, a gravity "trap" fuel tank has been employed which during inverted flight makes it possible to supply the engine with fuel for 3 minutes from the "trapped" fuel reserve.

When installing the systems on the airframe, their main components were grouped together. Components of the fuel supply and brake systems are contained in a compartment situated in the left front part of the aircraft; the right front compartment comprises components of the pneumatic systems and a compartment in the rear fuselage portion accommodates components of the electric system.

Umieszczając instalacje na płatowcu, grupowano jej główne agregaty. W lewym przednim łuku znajdują się agregaty instalacji paliwowej i hamulcowej, w prawym przednim — agregaty instalacji pneumatycznej, w łuku w tylnej części kadłuba — agregaty instalacji elektrycznej.

Podwozie

Podwozie Orlika zaprojektowano tak, aby samolot mógł być użytkowany z lotniska trawiastego. Z tych względów zastosowano szerokie niskociśnieniowe bezdętkowe opony.

W podwoziu głównym zastosowano optymalne dla takich warunków rozwiązanie wahaczowe, ułatwiające demontowanie i wymianę amortyzatora.

Podwozie przednie z uwagi na szczupłość miejsca uwzględniając silnikiem gwiazdowym z jednej strony a wymaganiem zdolności pochłonięcia dużej energii z drugiej, było zadaniem trudniejszym. Przyjęto układ teleskopowy z dość wyrafinowanym amortyzatorem wielokomorowym.

W podwoziach użyto wielu elementów z innych samolotów: koła, hamulce oraz amortyzator podwozia głównego z PZL-104 Wilga, koło podwozia przedniego ze śmigłowca Sokół, tłumik drgań shimmy z PZL-106 Kruk.

Rozwój konstrukcyjny Orlika

Zespół konstrukcyjny prowadzi prace nad udoskonaleniem prototypów oraz przygotowaniem do uzyskania w końcu 1985 r. certyfikatu wg FAR-23. Kontynuuje się działania związane z wprowadzeniem pozostałych elementów Systemu PZL 130 „Kolegium”. Równolegle realizowane są projektowe prace rozwojowe.

W wyposażenie dodatkowe

Konstruowane są elementy wzbogacające możliwości zastosowania samolotu:

— układ komplikacyjny ingerujący we wskazania przyrządów, sterowany z kabiny instruktora, który zwiększy możliwości ćwiczeń w sytuacjach awaryjnych,

— instalacja przeciwołodzienna, która umożliwi loty w trudnych warunkach atmosferycznych, a tym samym zwiększy zakres warunków z jakimi uczeń-pilot powinien się zapoznać,

— proste elementy uzbrojenia podwieszane pod skrzydłami, które pozwolą na zastosowanie szkolenia bojowego.

Wersja rozwojowa

W dalszym rozwoju samolotu PZL-130 Orlik jest przewidziane zastosowanie silnika turbinowego, uzasadnionego szczególnie w przypadku szkolenia od podstawowego do wprowadzenia ucznia na samolot szkolno-bojowy. Prowadzi się obecnie prace rozpoznawcze nad uzyskaniem krajowego turbinowego zespołu napędowego odpowiedniego dla Orlika.

Z wersją turbinową i ścisłą współpracą z użytkownikiem wiążemy dalsze prace nad rozszerzeniem zadań symulacyjnych samolotu.

Landing gear

The Orlik's landing gear has been so designed that the aircraft might be operated from grassy airfields. That is why wide, low pressure, tubeless tyres have been used.

The main landing gear is of the rocker type which is the optimum for such conditions. This facilitates removal and replacement of shock absorbers.

Design of the nose gear was a more difficult task because a compromise had to be achieved between the space demand resulting from the requirement of absorbing large amount of energy on one hand and the space available restricted by the radial engine on the other. A telescopic system with a quite sophisticated multi-chamber shock absorber has been chosen.

In the landing gear, many components of other aircraft have been used: brakes, wheels and shock absorbers of the main landing gear have been adapted from the PZL-104 Wilga aeroplane, nose wheel — from the Sokół helicopter and shimmy-damper — from the PZL-106 Kruk.

Design development of the Orlik

The designers' team are carrying on work at bringing the prototypes to perfection and are preparing them to obtain the certificate according to FAR 23 which planned for the end of 1985. Actions related to introduction of the remaining components of the PZL-130 Kolegium System are continued and, in parallel, other design development work is performed.

Accessories

Components to expand application capability of this aircraft, i.e.:

— complicating system modifying instrument readings, controlled from the instructor cabin, to increase the possibility of exercising emergency procedures;

— anti-icing system to make possible flights in heavy weather conditions and thus to widen the range of flight conditions with which a pilot-cadet should be familiarized;

— simple underslung armament equipment attached to the wings to permit combat training, are under construction.

Development version

Application of a turbine engine, which is justified especially when the training covers the range from primary training to advancing the pilot-cadet to a combat trainer, is planned for the further stages of development of the PZL-130 Orlik. Work to examine the possibilities of obtaining a Polish-made turbine power plant suitable for the Orlik is now carried out.

Further work at widening of the simulation functions of this aircraft at our factory will be focussed at the turbine version and at close co-operation with the user.

KSIAZKI LOTNICZE

STUTZER H.: Die deutschen Militärflugzeuge 1919—1934. Wyd. Mittler, Herford 1984. s. 240, cena DM 49,80 —

O ile samoloty z okresu I czy II wojny światowej są opisane w wielu książkach, to konstrukcje z lat dwudziestych i pierwszej połowy lat trzydziestych na ogół są pomijane. Dlatego książka poruszająca tę tematykę należy raczej do rzadkości. Układ książki jest dość oryginalny.

W pierwszym rozdziale przedstawiony jest rozwój niemieckiego lotnictwa wojskowego, poczynając od ograniczeń wprowadzonych przez Traktat Wersalski, poprzez tworzenie ośrodków szkoleniowych pod firmą szkół cywilnych lub poza granicami kraju, tworzenie w 1930 r. tzw. eskadr reklamowych oraz kolejne plany rozbudowy lotnictwa z lat 1932—1934.

Rozdział drugi zawiera tylko rysunki w podziale 1:144. Dla większych samolotów rysunki są dokładniejsze. Osobny rozdział tworzą opisy techniczne oraz krótkie dzieje

poszczególnych typów samolotów. Natomiast dane techniczne samolotów są zestawione w tabelach. Ponadto zamieszczone



są tabele z danymi technicznymi silników. Rysunki i tabele ułożone są chronologicznie, zaś opisy alfabetycznie. Aby odnaleźć opis, dane i rysunek samolotu — trzeba skorzystać z tabelarycznego indeksu. Zdjęć w książce nie zamieszczono. A.G.

JANUSZEWSKI S.: Leonardo ze Wdowa. Seria: Miniatury lotnicze. KAW, Rzeszów 1984, s. 92, cena zł 40,—

Książka Januszeńskiego pokazuje sylwetkę oryginała i wynalazcy Adama Ostoi-Ostaszewskiego, który w 1876 r. wykonał model sterowca, w 1889 r. opracował pierwszy latający na ziemiach polskich model (zbudowany i próbowany) samolotu i do tego z silnikiem odrzutowym, następnie w 1908 r. przystąpił do budowy pionowzlotu Stibor-2, który miał wirnik jak śmigłowiec i dodatkowo napęd odrzutowy i śmigło ciągnące. 1909 r. Ostaszewski zaprojektował samolot Ost-1, który został zbudowany we Francji, jak pierwszy samolot zaprojektowany przez Polaka. Prace Ostaszewskiego nad silnikiem pneumatycznym i gazowym nie dały pozytywnych rezultatów. Dzieje i działalność tego pioniera polskiego lotnictwa, a zarazem fantasty, zostały barwnie opisane. Pozycja ta rozszerza wiedzę o historii polskiego lotnictwa. A.G.

Samolot PZL-106 w wersji pożarniczej

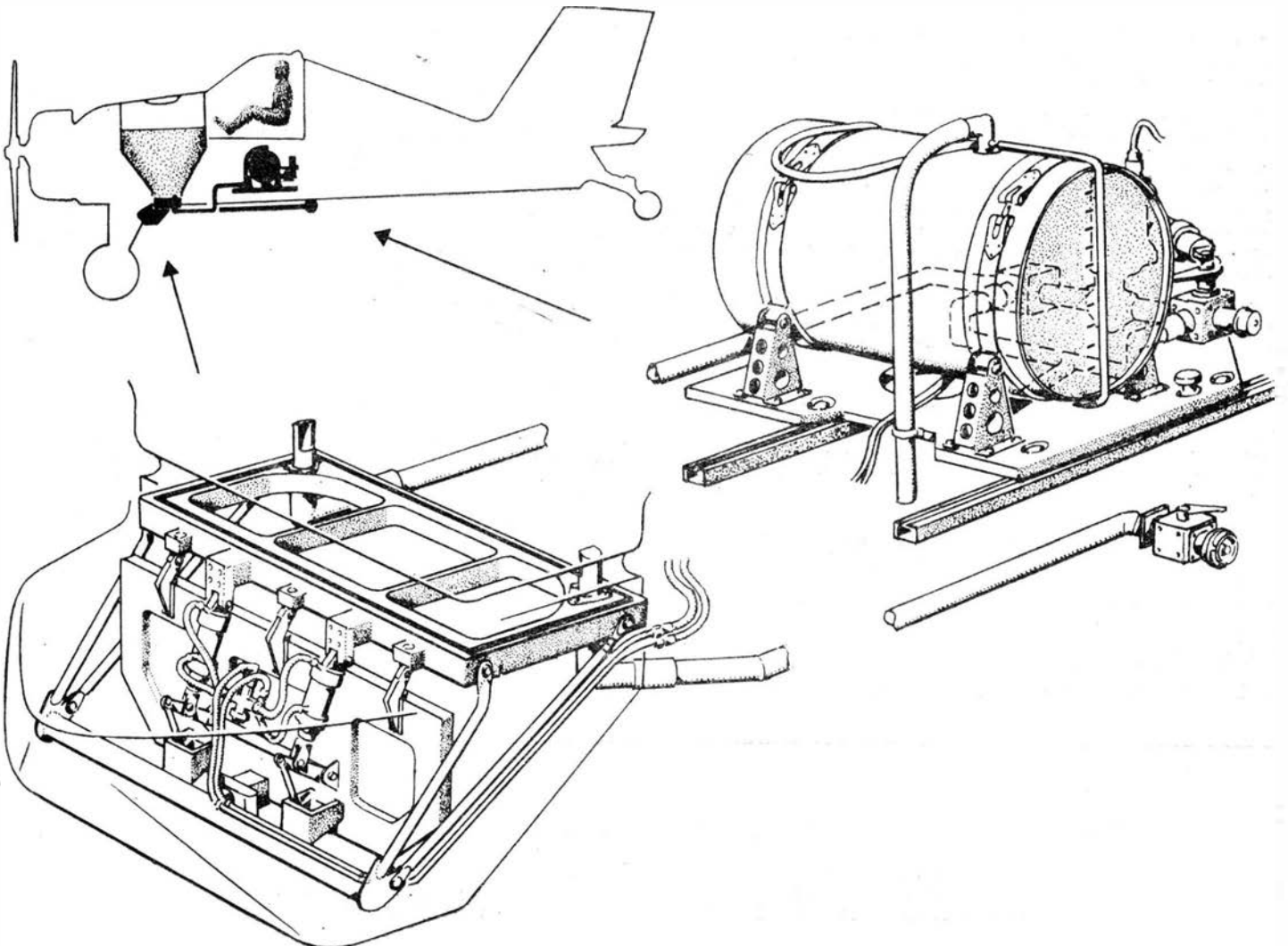
1985 r. jest drugim rokiem działania nowego systemu ochrony przeciwpożarowej lasów w Polsce przy użyciu odpowiednio przygotowanych do tego celu samolotów. System polega na zorganizowaniu stałych baz-ładowisk w pobliżu kompleksów leśnych, z których od marca do późnej jesieni będą operować specjalne eskadry samolotów. W skład każdej eskadry wchodzi jeden lekki samolot do patrolowania terenów leśnych i kilka samolotów przystosowanych do zrzutu „bomb” wodnej lub pianowej. W eskadrach tych używane są dwa typy samolotów produkowanych przez WSK PZL-Warszawa-Okęcie, tj. PZL-104 Wilga i PZL-106 Kruk: PZL-104 jako patrolowy, PZL-106 do bezpośredniego gaszenia pożaru.

Samolot PZL-106 Kruk wyposażono w urządzenie do zrzutu „bomb” wodnej oraz agregat do tankowania, przechowywania i dozowania środka zwilżającego lub spieniającego. Urządzenie do zrzutu „bomb” wodnej lub pianowej mocowane jest do wylotu zbiornika chemikaliów pod samolotem w miejsce urządzeń rolniczych. Samo urządzenie składa się z ramy, pokrywy, ogranicznika wychylenia pokrywy z owiewką oraz instalacji napełniania zbiornika środkami gaszącymi. Prostokątny otwór wylewowy w ramie ma po-

Fire-fighting version of the PZL-106 aircraft

1985 is the second year of functioning of a new forest fire protection system in Poland which employs aeroplanes specially adapted for this purpose. This system consists in establishing of permanent bases — airfields situated close to forest complexes — from which special aircraft groups will be operated. Each aircraft group consists of one light aeroplane for forest patrolling and several aeroplanes capable to drop a water or foam "bomb". Two types of aircraft manufactured by WSK PZL-Warszawa-Okęcie, i.e. PZL-104 Wilga and PZL-106 Kruk, are used in these groups: the PZL-104 serves as patrol aircraft and the PZL-106 is used directly for fire extinguishing.

The PZL-106 Kruk is provided with water bombing equipment and a device for loading, storage and metering of a wetting or foaming agent. The water or foam bombing equipment is attached to the outlet of the tank for chemicals beneath the aeroplane instead of agricultural devices. The bombing equipment proper consists of frame, door, door travel limiting stop with a fairing and a system for filling the tank with extinguishing medium. A rectangular discharge opening in the frame is provided with a door operated by pneumatic actuators. Opening and closing of



Rys. Wyposażenie wersji pożarniczej Kruka/The equipment of fire-fighting version of the Kruk aircraft

krywę napędzaną silownikami pneumatycznymi. Otwarciem i zamknięciem steruje pilot podczas lotu z kabiny za pośrednictwem instalacji elektrycznej — przyciskami na dźwigni gazu, jak przy sterowaniu urządzeniami rolniczymi.

Samolot po wylądowaniu może być natychmiast napełniany wodą lub innym środkiem gaśniczym przez instalację napełniania, której typowa końcówka strażacka „52” pozwala użyć do tego typowego agregatu pompującego. Kończówka do napełniania wraz z kulowym zaworem odcinającym przymocowana jest do lewego stopnia tak, jak instalacja napełnienia zbiornika ciekłymi chemikaliami w wersji rolniczej. Ilość środka gaśniczego w głównym zbiorniku kontroluje pilot na ziemi i w locie na wskaźniku ciężaru chemikaliów jak w wersji rolniczej.

Drugą, niezależną częścią wyposażenia gaśniczego samolotu jest agregat składający się ze zbiornika (74 l), pompy elektrycznej, zespołu zaworów z instalacją pneumatyczną i wskaźnika ilości cieczy w zbiorniku. Wszystkie te elementy przymocowane są do sklejkowej palety, tworząc agregat, który służy do czerpania środków zwilżających lub spieniających z naziemnych pojemników do własnego zbiornika za pomocą pompy elektrycznej, a następnie za pomocą tej samej pompy do przetłoczenia w czasie lotu wymaganej ilości do zbiornika głównego, w którym powstaje przed zrzutem mieszanina z wodą. Cały agregat zamocowany jest w sposób szybkozłączny w kadłubie samolotu pod kabiną pilota. Pracą agregatu steruje pilot elektrycznie tak na ziemi, jak i w locie kontrolując ilość środka zwilżającego lub spieniającego za pomocą wskaźnika umieszczonego w kabine.

Każdy samolot PZL-106 może być użyty w omawianej wersji po dokonaniu niewielkich uzupełnień, umożliwiających podłączenie instalacji elektrycznej i pneumatycznej agregatu oraz wykonaniu trzech dodatkowych wzniesień w kadłubie umożliwiających podłączenie przewodów do tankowania dodatkowego środka. Uzupełnienia te nie ograniczają dotychczasowych funkcji samolotu rolniczego.

Czas przebrojenia samolotu z dowolnej wersji rolniczej na wersję do gaszenia pożarów i odwrotnie wynosi ok. 1 h przy udziale 2 osób.

Opisane urządzenia są najnowszą wersją powstałą z doświadczeń trwających już od 1981 r.

Pierwsze urządzenie zabudowane na samolocie PZL-106A pozwalało na zrzut 750 l wody lub innego środka gaśniczego w czasie poniżej 1,5 s. Wielkość utworzonej plamy — powyżej 700 m² (dawka > 0,5 l/m²). Urządzenie to przeszło próby typu i roczną eksploatację w NRD z bardzo dobrym wynikiem.

Nowe urządzenie montowane obecnie na samolotach PZL-106BR, BS i AS pozwala zrzucać 1300 l środka gaśniczego w czasie 1,5 s w postaci „bomby” wodnej szczególnie korzystnej przy gaszeniu pożarów leśnych. Zastosowanie dodatkowego agregatu ze zbiornikiem na środek spieniający pozwala pilotowi użyć najlepszej postaci środka gaszącego do gaszenia danego pożaru, tzn. czystej wody, wody z niewielką ilością środka spieniającego (działa jako zwilżacz) lub wody z dużym (5%) dodatkiem środka spieniającego (wówczas otrzymuje się „bombę” piany).

Technika gaszenia pożarów opracowana przez firmę, przy współpracy z instytucjami naukowymi Polski i NRD daje bardzo dobre rezultaty. Prowadzone są dalsze prace rozwojowe dotyczące urządzeń, które umożliwią regulację czasu zrzutu, a tym samym wielkość uzyskiwanej plamy. Jest to bardzo ważne, ponieważ inne są wymagania przy gaszeniu pożaru traw (ładunek o płytkiej penetracji) i inne wysokiego lasu (ładunek o głębokiej penetracji).

the door during flight are controlled by the pilot from the cabin through the electric system, with the use of push-buttons installed on the throttle lever, like when controlling operation of agricultural equipment.

Upon landing, the aeroplane may be loaded immediately, with water or other extinguishing medium through the filling system provided with a standard "52" fire-hose connector which makes it possible to use for this purpose a typical pumping unit. The filling hose connector, together with a ball-type cut-off valve, is attached to the port-side foot-plate, like the liquid chemicals loading system in the agricultural version. The amount of the extinguishing medium in the main tank is monitored to the pilot, both when on ground and when airborne, by the chemicals weight gauge, like in the agricultural version.

Another separate part of the fire extinguishing equipment of this aircraft is an auxiliary unit consisting of tank (of 74 l capacity), electric pump, pneumatic system with a set of valves and liquid content gauge. All these components are installed on a plywood panel and form a unit which draws a wetting or foaming agent from ground containers to the aircraft tank by means of the electric pump and then, with the use of the same pump, transfers a required quantity of this agent during flight to the main tank to form a water mixture before this mixture being discharged. The entire unit is installed in the aircraft fuselage beneath the pilot's cockpit and is fastened with the use of quick-attach couplers. The unit operation is controlled by the pilot electrically both when on ground and when airborne, and the quantity of the wetting or foaming agent is monitored with a gauge installed in the cabin.

This version can be obtained from any standard PZL-106 aircraft by making small complementary adaptations to connect the electric and pneumatic systems of the auxiliary unit and by making three additional inspection openings in the fuselage to make it possible to connect the hoses for filling the auxiliary tank. These adaptations do not cause any limitations to the previous functions of this aircraft which still can be used as an ag-plane.

The time of adaptation of any agricultural version of this aircraft to the fire-fighting functions and vice versa, when performed by 2 persons, is about 1 hour.

The devices described above are the latest version developed on the ground of experience having already been collected since 1981.

The first fire fighting equipment installed on the PZL-106A aircraft was capable to discharge 750 l of water or other extinguishing medium in time less than 1.5 s. The are covered by the dropped medium exceeded 700 m² (the dose was greater than 0.5 l/m²). This equipment passed the type validation tests and one-year service period in the GDR with very good result.

The new equipment, installed at present on PZL-106BR, BS and AS aeroplanes, is capable to discharge 1300 l of extinguishing medium in time of 1,5 s which forms a water "bomb" especially advantageous when extinguishing forest fires. The use of the auxiliary unit with the foaming agent tank makes it possible for the pilot to apply the optimum type of extinguishing medium for a specific case, i.e. pure water, water with small addition of a foaming agent (which acts then as a wetting agent) or water mixed with large amount (5%) of the foaming agent (a foam "bomb" is then obtained).

The method of fire fighting developed by our company in collaboration with scientific institutes of Poland and GDR gives very good results. Further development work at devices with adjustable discharge time, thus making it possible to control the size of the area covered by the discharged medium, are carried on. This is very important because the requirements differ from each other when extinguishing grass fire (shallow penetration mode) and high forest fire (deep penetration mode).

Prenumerata roczna najpewniejszą formą nabycia naszego czasopisma. Cena prenumeraty:

— normalna roczna	960 zł	— ulgowa roczna	300 zł
— normalna półroczna	480 zł	— ulgowa półroczna	150 zł
— normalna kwartalna	240 zł	— ulgowa kwartalna	75 zł

Samolot lokalnej komunikacji An-28

Prototyp turbośmigłowego samolotu lokalnej komunikacji An-14M napędzany silnikami TWD-850 wykonał pierwszy lot we wrześniu 1969 r. Następny prototyp otrzymał w 1973 r. oznaczenie An-28, a w 1975 r. został wyposażony w silniki TWD-10. Trzeci egzemplarz, noszący początkowo znaki rejestracyjne CCCP-19754, a następnie CCCP-48105 był wystawiony na Międzynarodowym Salonie Lotniczym w Paryżu w 1979 r.

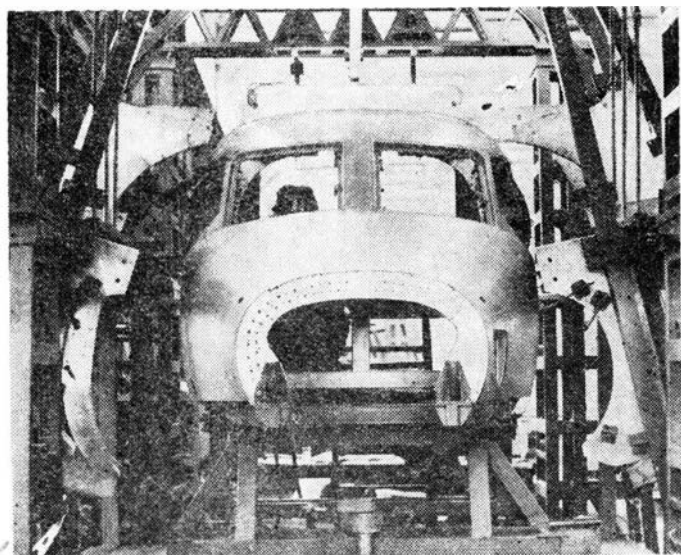
Samolot An-28 zaprojektował w biurze konstrukcyjnym Olega K. Antonowa zespół, którego konstruktorem prowadzącym jest inż. Dmitrij Kiwa. Samolot jest przeznaczony na linie lokalne Aeroflotu i ma zastąpić samoloty An-2. Samolot może być użytkowany w klimacie gorącym i z lotnisk położonych w górach dzięki dużej prędkości wznoszenia. Dostosowany jest także do użytkowania w klimacie arktycznym m.in. dzięki instalacji przeciwbłodzeniowej. Ma dobre właściwości krótkiego startu i lądowania i przeznaczony jest do użytkowania z lotnisk trawiastych. Samolot może być używany w wersji pasażerskiej, towarowej i sanitarnej. Przewidziana jest również możliwość opracowania wersji do poszukiwań geologicznych, wersji rolniczej i pożarniczej.

Dzięki automatycznemu slotom samolot nie wchodzi w korkociąg przy przeciągnięciu. W przypadku awarii jednego silnika na wierzchu skrzydła z pracującym silnikiem automatycznie otwiera się spoiler powodujący, że skrzydło z niepracującym silnikiem przechyli się tylko o 12° w 5 s, zamiast o 30° (jak ma to miejsce bez slotu). Rozwiązanie to stanowi patent O. K. Antonowa.

W lutym 1978 r. zostały przeprowadzone polsko-radzieckie rozmowy, w wyniku których polski przemysł lotniczy podjął się seryjnej produkcji tego samolotu na potrzeby Związku Radzieckiego. Wkrótce wytwórnia WSK PZL-Mielec przystąpiła do opracowywania licencyjnej dokumentacji technicznej samolotu oraz dokumentacji oprzyrządowania produkcyjnego. W 1983 r. został zbudowany pierwszy płatowiec i ze-



Rys. 1. Pierwszy zbudowany w Polsce An-28-CCCP-28800/First Polish-built An-28 — CCCP-28800



Rys. 2. Przód kadłuba w przyrządzie montażowym/Cockpit in jig.

Commuter airliner An-28

A prototype of the An-14M turbo-prop commuter airliner, powered by TWD-850 engines, was flown for the first time in September 1969. In 1973 the next prototype was designated An-28 and in 1975 it was equipped with TWD-10 engines. The third aeroplane of this series, having initially civil markings CCCP-19754 and then CCCP-48105, was presented at the International Air Show in Paris in 1979.

The An-28 was designed at the Oleg K. Antonov's design office by a team headed by Dmitrij Kiwa. It was intended to be used on short range Aeroflot airlines and replace the An-2 aeroplanes. It can be used in the hot climate zone and operated from airfields situated in mountains owing to its high rate of climb. It is also adapted for service in the arctic climate zone since it is provided with e.g. a de-icing system. It has good STOL characteristics and is designed to be operated from grassy aerodromes. This aircraft is available in passenger, cargo transport and ambulance versions. Possibilities to work out geological survey, agricultural and fire fighting versions have also been taken into consideration.

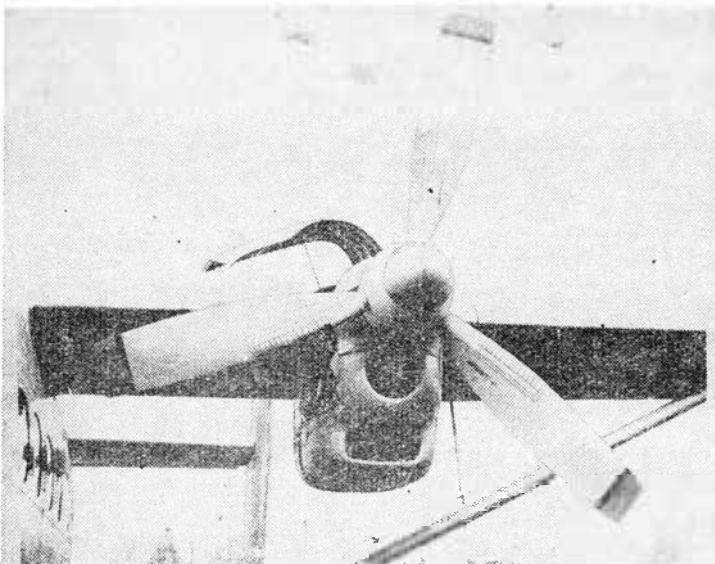
Owing to automatic slats, the aeroplane does not go into spin at stall. In case of failure of one engine, a spoiler opens automatically on the top side of the wing with the operating engine and this causes the aeroplane to bank into the "dead" engine only by 12° in 5 s instead of 30° (as it takes place without the slat). This design is patented by O. K. Antonov.



Rys. 3. Kadłuby pierwszych samolotów An-28/Fuselages of the first batch of An-28s

In February 1978, negotiations between Poland and the Soviet Union were carried out which brought the result that the Polish aircraft industry undertook series production of this aeroplane for the USSR. Soon the WSK PZL-Mielec factory commenced preparation of licence technical documentation of the aircraft and documentation of production tooling. In 1983 the first airframe was built and assemblies for the remaining part of the pre-production lot, which consisted of five aeroplanes, were made. The sample aeroplane marked CCCP-48105, being a reference production standard, was granted a temporary type certificate in 1982. As a result of testing this aircraft, a decision was taken that the aeroplanes of lot production would not have any door on the left side of the crew compartment.

The chief designer responsible for co-ordination of work at the An-28 aircraft at the WSK PZL-Mielec factory is Czesław Kolisz, M.Sc.Eng. Official tests carried out on prototypes in the USSR, changes in materials and manu-



Rys. 4. Śmigło/Propeller

spoly do pozostałych egzemplarzy z serii informacyjnej liczącej 5 szt. Egzemplarz CCCP-48105, stanowiący wzorzec produkcyjny, otrzymał w 1982 r. tymczasowy certyfikat typu. W wyniku prób samolotu zdecydowano, że samoloty seryjne nie będą miały drzwi z lewej strony kabiny załogi.

W WSK PZL-Mielec głównym konstruktorem prowadzącym samolot An-28 jest mgr inż. Czesław Kolisz. W wyniku prób państwowych przeprowadzonych na prototypach w Związku Radzieckim oraz w wyniku zmian materiałów, technologii i w związku z uściśleniem geometrii — podczas opracowywania dokumentacji seryjnej wprowadzono do niej 21 tys. zmian konstrukcyjnych. W produkcji samolotu biorą również udział inne zakłady lotnicze. W WSK PZL-Świdnik wykonywane są metalowe elementy klejone, np. słoty i części stateczników. WSK PZL-Krosno wykonuje podwozia, a WSK PZL-Wrocław — elementy instalacji hydraulicznej. WSK PZL-Warszawa-Okęcie ma podjąć produkcję ustereń. Silniki PZL-10 (TWD-10B) produkuje WSK PZL-Rzeszów.

W dniu 22 lipca 1984 r. inż. pil. Tadeusz Pakuła i radziecki pilot doświadczalny Władimir Tierski wykonali pierwszy lot na pierwszym An-28 zbudowanym w Mielcu. Samolot otrzymał znaki CCCP-28800 i po próbach fabrycznych został przekazany do prób do Związku Radzieckiego.

W 1984 r. zostały zmontowane pozostałe cztery egzemplarze An-28 z serii informacyjnej. W 1985 r. zaplanowane jest zbudowanie 30 samolotów. Przewidziane jest rozwinięcie produkcji do 200 szt. rocznie. Samolot ten ma być produkowany nie tylko w drugiej połowie lat osiemdziesiątych, lecz także w pierwszej połowie lat dziewięćdziesiątych.

EL/137/K/85

A.G.

facturing methods and modifications connected with defining precise geometry of this aircraft resulted in ca. 21 000 design changes introduced to the lot production documentation during its preparation.

Other aircraft factories participate also in production of this aeroplane. Metallic glued components, e.g. slats and components of the tailplane and fin, are made at WSK PZL-Świdnik. Landing gears are manufactured at WSK PZL-Krosno and components of hydraulic systems are made at WSK PZL-Wrocław. WSK PZL-Warszawa-Okęcie is planned to start production of control surfaces. The PZL-10 (TWD-10B) engines are manufactured at WSK PZL-Rzeszów.

The first flight on the first An-28 aeroplane built at Mielec was performed on 22-nd July 1984 by Tadeusz Pakuła, Eng. Pil., and Soviet test pilot Władimir Tierski. This aeroplane was marked CCCP-28800 and after factory tests it was sent for tests to the Soviet Union.

The remaining four An-28 aeroplanes of the pilot lot were assembled in 1984. It is planned that 30 aeroplanes will be built in 1985. The production is planned to be developed up to 200 aeroplanes a year. This aircraft is expected to be made not only in the second half of 1980's but also in the first half of 1990's.



Rys. 5. Ośłona silnika/Engine cowling
Zdjęcia L. Zielański

KSIAZKI LOTNICZE

CZERNI S.: Słownik lotniczo-kosmonautyczny polsko-angielsko-rosyjski. WKiŁ, Warszawa, 1984 r., s. 500, cena zł 500,—

Jest to obszerny słownik obejmujący nie tylko terminologię związaną ze sprzętem lotniczym i kosmicznym oraz jego eksploatacją, lecz także występującą w sporcie samolotowym, szybownictwie, spadochroniarstwie, modelarstwie i medycynie lotniczej. Podano także wyrażenia gwarowe oraz skróty, przy czym skróty nazw instytucji polskich nie są tłumaczone na języki obce. Słownik składa się z trzech części: część pierwsza jest polsko-angielsko-rosyjska, pozostałe dwie: angielsko-polska i rosyjsko-polska. Potrzeba wydania obcojęzycznego słownika lotniczego była duża, gdyż jest to pierwszy słownik lotniczy do powszechnego

użytku wydany u nas po wojnie. Kilkanaście lat temu ukazały się nieduże słowniki lotnicze rosyjsko-polski i angielsko-polski, wydane na potrzeby wojsk lotniczych. Trafiły one jednak tylko do wąskiego kręgu odbiorców.

A.G.

NĚMEČEK V.: Atlas letadel, t. 4. Dvoumotorová pistová dopravní letadla. Nadas, Praha, 1984, s. 176, cena Kčs 26.—

Kolejny tom z cyklu poświęconego samolotom pasażerskim zawiera opisy 100 dwusilnikowych samolotów tłokowych. 51 ważniejszych typów ma dwustronicowe opisy z rysunkiem w trzech rzutach, 49 mniej ważnych — opisy jednostronicowe bez rysunku. Każdy typ jest zilustrowany fotografią.

Ponadto zamieszczono 16 barwnych sylwetek w tekście i 5 na okładce. Z polskich



samolotów w książce znalazły się: RWD-11, PZL-41 Wicher, LWD Miś i CSS-12.

A.G.

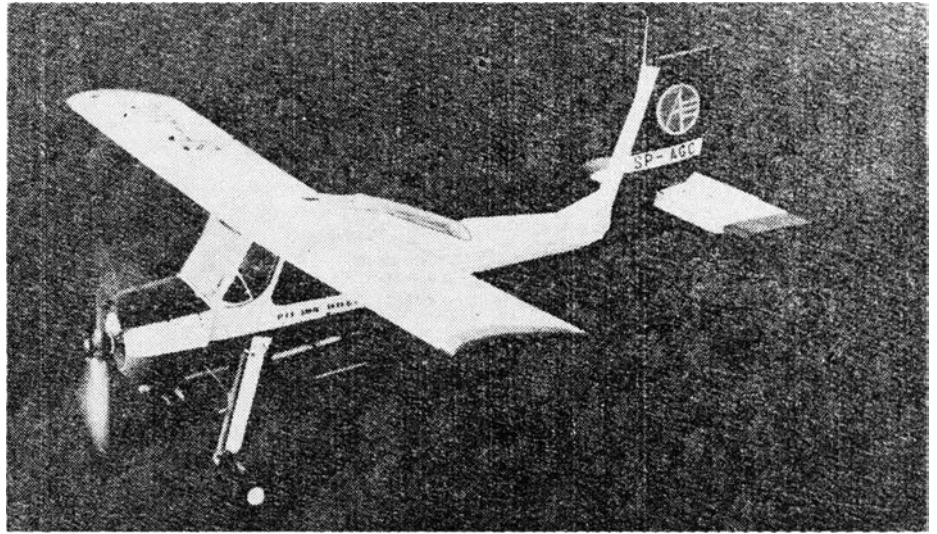
Type: Four-seat general-purpose light aircraft

DESIGN: Single-engine high-wing aircraft with conventional tail unit and tailwheel type landing gear. All-metal construction. The aircraft is especially applied for operations from small airfields due to short take-off and landing run and steep climb and descent.

Wings: Cantilever high-wing monoplane of rectangular form. Wing section NACA 2415 of thickness/chord ratio 15%. Dihedral 1°. All-metal single-spar structure with leading-edge torsion box and beaded metal skin. Each wing attached to fuselage by three bolts, two at spar and one at forward fitting. All-metal aerodynamically and mass-balanced slotted ailerons with beaded metal skin. Tab on starboard aileron. Ailerons can be dropped to supplement flaps during landing. Manually-operated all-metal slotted flaps with beaded metal skin. Fixed all-metal slat along full span of wing and over fuselage.

Fuselage: All-metal semi-monocoque structure with beaded metal skin, built in two sections and riveted together. Forward section incorporates wing spar carry-through structure. Rear section is in the form of a tail cone. Cabin floor is of metal sandwich structure with a paper honeycomb core covered with foam rubber. Cabin of passenger version accommodates four persons in pairs with adjustable front seats. Baggage compartment aft of seats. Upwards-opening door on each side of cabin, jettisonable in emergency. In the parachute training version the starboard door is removed and replaced by two tubular uprights with a central connecting strap and the starboard front seat is rearward-facing; jumps are facilitated by a step on the starboard side and by a parachute hitch. A controllable towing hook can be attached to the tail landing gear permitting to tow a single glider of up to 650 kg weight or two/three gliders of up to 1125 kg total combined weight. Glass-fibre hopper for chemical slung under the fuselage of agricultural version.

Tail unit: Braced cruciform tail of all-metal structure with stressed skin. Single-spar tailplane attached to fuselage by a single centre fitting and supported by a single aluminium alloy strut on each side. Two-spar sweptback fin of semi-monocoque structure. Rudder and one-piece elevator are aerodynamically horn-balanced



Fot. L. Zielaskowski

and mass-balanced. Trim tab in centre of elevator trailing-edge.

Landing gear: Non-retractable tailwheel type. Semi-cantilever main legs of rocker type with oleo-pneumatic shock-absorbers. Main wheels with low-pressure tyres size 500 × 200 mm and hydraulic brakes. Steerable tailwheel with tyre size 255 × 110 mm carried on rocker frame with oleo-pneumatic shock-absorber. Metal ski landing gear optional.

Power plant: One 194 kW (260 hp) PZL AI-14RA nine-cylinder radial supercharged geared engine driving a PZL US-122000 two-blade constant speed wooden propeller of 2.65 m diameter. Two fuel tanks in each wing with total capacity of 190 litres. Refuelling point of each side of fuselage, below the wing. Oil capacity 16 litres. Engine starting effected pneumatically by a built-in system of 7 litre capacity at 4900 kPa (50 kg/cm²) pressure.

Equipment: Hydraulic system rated at 3900 kPa (40 kg/cm²) pressure. Electrical system powered by DC generator and 24 V 10 Ah battery. RS-6102, R-869 II or King KY15 VHF com, ARL-1601, ARK-9 or King KR85 ADF, GB-1 gyro-compass, AGK-47W or GH-28B artificial horizon, GPK-48 gyroscopic direction indicator.

DESIGN DEVELOPMENT: First prototype of PZL-104 known as Wilga 1 with a 133 kW (180 hp) WN-6B engine was flown

for the first time on 24 April 1962. It was followed by Wilga 2 with completely redesigned fuselage and tail unit, Wilga C with a 172 kW (225 hp) Continental 0-470 engine and Wilga 3 with a 195 kW (260 hp) PZL AI-14R engine. This last model was flown for the first time on 31 December 1965 and was built in small quantities as Wilga 3A for flying club use. In 1967 the basic design was further modified — improved cabin comfort, redesigned landing gear. This new version is known as Wilga 35 when fitted with a AI-14R engine (first flight on 28 July 1967) and Wilga 32, with a Continental 0-470 engine and shorter main landing gear legs (first flight on 12 September 1967). Wilga 35 production was started in 1968. The agricultural version designated Wilga 35R was flown for the first time on 13 February 1978 and five-seat version for four parachute jumpers was tested in September 1978. A modified version of Wilga 32 was produced in Indonesia as Lipnur Gelatik 32. A floatplane version of Wilga 35 — Wilga 35H — fitted with Canadian CAP-3000 floats was successfully tested in Canada (first flight on 31 October 1979). The Wilga 80, built in accordance with FAR 23 requirements, was first flown on 30 May 1979 (Wilga 80H — floatplane version). Current production models are Wilga 35A and Wilga 80. More than 800 Wilgas had been built by the end of 1984 for customers in 21 countries.

TECHNICAL DATA

Dimensions

Wing span	11.12 m
Length overall	8.10 m
Height overall	2.96 m
Wheel track	2.75 m
Wheelbase	6.70 m
Wing area	15.50 m ²
Wing aspect ratio	7.95
Wing chord (constant)	1.40 m
Tailplane span	3.70 m
Tailplane area	3.16 m ²
Vertical tail area	1.89 m ²

Weights and loadings

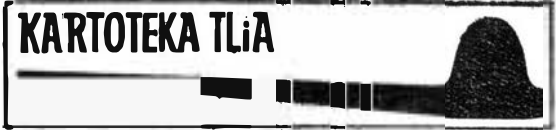
Weight empty, equipped	900 kg
Max T-O and landing weight	1300 kg

Max wing loading	83.9 kg/m ²
Max power loading	6.7 kg/kW

Performance at max T-O weight

Never-exceed speed	279 km/h
Max level speed	192 km/h
Max cruising speed	182 km/h
Economical cruising speed	142 km/h
Stalling speed, power on	66 km/h
Max rate of climb at S/L	4.6 m/s
Service ceiling	4000 m
T-O run	80 m
T-O to 15 m obstacle	186 m
Landing from 15 m obstacle	230 m
Landing run	95 m
Range with max fuel, 30 min reserves	620 km
Fuel consumption	40 l/h
EO/137K/85	W.K.

PZL-110 Koliber



Type: Two/three-seat primary training and light aircraft

DESIGN: Single-engine low-wing aircraft with conventional tail unit and tricycle landing gear. All-metal construction.

Wings: Cantilever low-wing monoplane of rectangular form. Wing section NACA 83A416 (modified). Dihedral 7° beginning at root. Incidence 4°. All-metal single-spar structure. Wide-chord slotted ailerons with ground-adjustable tabs. Full-span automatic slats. Long-span slotted flaps. Ailerons and flaps covered with corrugated metal skin. No anti-icing equipment.

Fuselage: Light alloy semi-monocoque structure. Cabin with two seats side by side and a bench seat at rear. Large rearward-sliding canopy. Dual control columns. Heating and ventilation as standard equipment.

Tail unit: Cantilever all-metal structure with corrugated skin and mass-balanced control surfaces. Fixed-incidence tailplane. One trim tab in elevator and one ground-adjustable tab on rudder.

Landing gear: Non-retractable tricycle type. Oleo-pneumatic shock-absorbers and hydraulic disc brakes. Castoring nosewheel.

Power plant: One 85 kW (116 hp) PZL-Franklin 4A-235-B31 flat-four engine driving a PZL US-135000 two-blade fixed-pitch propeller of 1.78 m diameter. Aluminium alloy fuel tanks in each wing of total capacity 97 litres. Refuelling points on wings. Oil capacity 6 litres.



Equipment: 12 V electrical system with alternator and 18 Ah battery. Instrument panel fitted with an anti-glare visor and designed to take full radio-navigation equipment. Normal flight instrumentation. VHF transceiver, ADF, gyro attitude indicator, turn indicator and direction indicator optional.

DESIGN DEVELOPMENT: PZL-110 Koliber is licence-built modified version of SOCATA Rallye 100ST with 85 kW (116 hp) PZL-Franklin engine replacing 74.5 kW (100 hp) Rolls-Royce Continental engine. The Rallye aircraft having its origin in

a competition organized in 1958 was developed by the old-established Morane-Saulnier Co. The prototype MS880A Rallye-Club with 67 kW (90 hp) engine flew for the first time on 10 June 1959 and the initial production version were MS880B Rallye-Club and MS885 Super Rallye. FAA certification was obtained on 21 November 1961. The SOCATA Rallye 100ST obtained SGAC certification on 4 October 1974. A total of above 1200 Rallye aircraft of 100 series i.e. 100S, 100T, 100ST have been built by the end 1977. PZL-110 Koliber, a Rallye 100ST reengineered with PZL-Franklin 4A-235-B, was flown for the first time on 18 April 1978. The production in Poland of PZL-110 was started in 1979 and a total of 20 had been built by the end of 1984.

TECHNICAL DATA

Dimensions

Wing span	9.74 m
Length overall	7.20 m
Height overall	2.80 m
Wheel track	2.03 m
Wheelbase	1.71 m
Wing area	12.66 m ²
Wing aspect ratio	7.57
Wing chord (constant)	1.30 m
Tailplane span	3.67 m
Tailplane area	3.48 m ²
Vertical tail area	1.74 m ²
Cabin length	2.25 m
Cabin width	1.13 m

Weights and loadings

Weight empty, standard equipment	516 kg
Max T-O and landing weight	

normal category	850 kg
utility category	770 kg
Max wing loading	66.6 kg/m ²
Max power loading	10.0 kg/kW

Performance (at max T-O weight)

Never-exceed speed	270 km/h
Max level speed at S/L	195 km/h
Max cruising speed at S/L	170 km/h
Stalling speed	
flaps down	76 km/h
flaps up	89 km/h
Max rate of climb at S/L and A UW	3.1 m/s
830 kg	
Service ceiling	3500 m
T-O run	155 m
T-O on 15 m obstacle	380 m
Landing from 15 m obstacle	274 m
Max range	740 km
Fuel consumption	18 l/h
EO/137/K/85	

W.K

Type: Single-seat agricultural aircraft of 1000 kg chemical load

DESIGN: Single-engine low-wing aircraft with conventional tail unit and tailwheel type landing gear. All-metal structure.

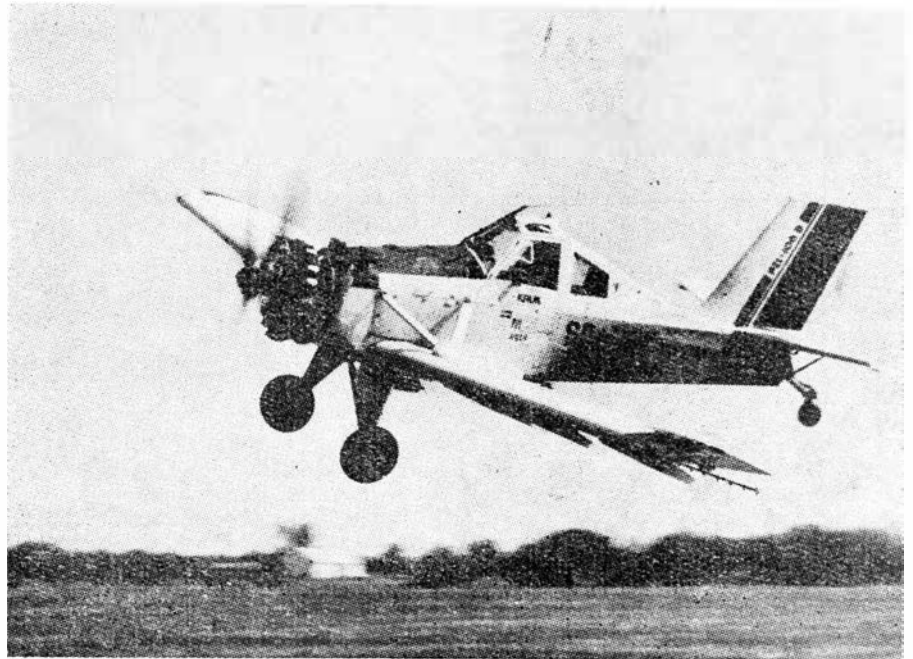
Wings: Braced low-wing monoplane with upwards deflected tip bottom surfaces. NACA 2415 wing section with constant chord throughout the span. Dihedral 4° beginning at root. Incidence 6°. Sweep back 1° at quarter-chord. All-metal semi-monocoque two-spar duralumin structure with integral fuel tanks. Glassfibre wing tips. Four-part fixed slat all along the span. Slotted ailerons and flaps of duralumin structure with polyester fabric skin. Streamlined duralumin Vee type bracing struts.

Fuselage: Welded steel tube structure covered with glassfibre and light alloy quick-detachable panels to provide access for fuselage structure inspection. Enclosed pilot's cockpit with flight engineer's seat at rear is ventilated and heated. Excellent visibility from pilot's seat due to its high placing. Combined window/door on each side of cockpit. Cockpit structure is strengthened to withstand 40 g impact. Glass-fibre hopper for 1300 litres of chemicals forward of cockpit. Quick-dumping system can release total content of hopper in about 5 s. Hopper can be easily replaced by a special container with instructor's seat, controls, basic instruments and wind-screan in order to convert any of PZL-106B Kruk aircraft into two-seat training version.

Tail unit: Braced cruciform tail of duralumin structure. Single strut on each side. Fixed surfaces with metal skin, rudder and elevators with polyester skin. Trim tab in port elevator.

Landing gear: Non-retractable tailwheel type with oleo-pneumatic shock-absorbers. Main wheels with low-pressure tyres size 800 × 260 mm each carried on Vee struts and half-axle. Pneumatically operated disc brakes. Parking brakes. Steerable tailwheel with tubeless tyre size 350 × 135 mm.

Power plant: One 441 kW (600 hp) PZL-3SR seven-cylinder radial supercharged



Fot. J. Kończak

geared engine driving a PZL US-133000 four-blade constant speed metal propeller of 1540 rpm and 3.1 m diameter. Total fuel capacity 560 litres. Gravity refuelling point on each wing and semi-pressurized refuelling point on starboard side of fuselage. Oil capacity 54 litres. Carburettor fitted with air filter. NACA type engine cowlings as standard equipment; in tropics aircraft operated without engine cowlings.

Equipment: Pneumatic system rated at 4900 kPa (50 kg/cm²) for brakes and agricultural equipment. Electrical system powered by 27.5 V DC generator and battery for engine starting, pneumatic system control, semi-pressurized refuelling, aircraft lights, board instruments and VHF, transceiver.

Agricultural equipment: Windmill-driven centrifugal pump for, liquid chemicals and tunnel-type distributor for dry chemicals. Pneumatically operated hopper intake for

dry chemicals loading optional. Maximum flow rates: 25 kg/s for powder, 35 kg/s for granulates, 10 kg/s for grains, 18 l/s for water solutions and 4.5 l/s oil solutions. Effective chemical swath width 30÷35 m.

DESIGN DEVELOPMENT: PZL-106B aircraft was designed in 1979 by a PZL-Okęcie team led by Andrzej Frydrychewicz. The first prototype was flown for the first time on 15 May 1981 by Witold Łukomski. PZL-106B is the development version of the PZL-106A aircraft, that was produced in 1979÷1982. A total of 144 PZL-106As had been built including 54 exported to East Germany; about 80 aircraft are being used by Polish agricultural air service team in Egypt. The prototype of PZL-106BS with a 746 kW (1000 hp) ASz-621R radial engine flew for the first time on 8 March 1982. The prototype of the PZL-106BR, powered by PZL-3SR geared radial engine, flew for the first time on 8 July 1983.

TECHNICAL DATA

Dimensions

Wing span	15.00 m
Length overall	9.25 m
Height	3.32 m
Wheel track (static)	3.10 m
Wheelbase	7.41 m
Propeller ground clearance (tail up)	0.38 m
Wing area	31.69 m ²
Wing aspect ratio	7.1
Wing chord (constant)	2.16 m
Tailplane span	5.77 m
Tailplane area	7.56 m ²
Vertical tail area	2.88 m ²

Weights and loadings

Weight empty, standard equipment	1750 kg
Normal T-O weight with 1000 kg of chemicals	3000 kg

Max T-O and landing weight in normal category

Max chemicals load	1000 kg
Max wing loading	94.7 kg/m ²

Performance at 3000 kg AWW

Never-exceed speed	270 km/h
Max level speed at S/L	225 km/h
Cruising speed at 75% max continuous power	194 km/h
Operating speed	150÷160 km/h
Stalling speed at S/L	90 km/h
Max rate of climb at S/L	4.35 m/s
Service ceiling	4700 m
T-O and landing run with agricultural equipment	220/210 m
T-O to 15 m obstacle with agricultural equipment	400 m
Landing from 15 m obstacle	355 m
Range with max fuel	930 km
Fuel consumption	94 l/h

PZL-M18 Dromader

KARTOTEKA TLiA

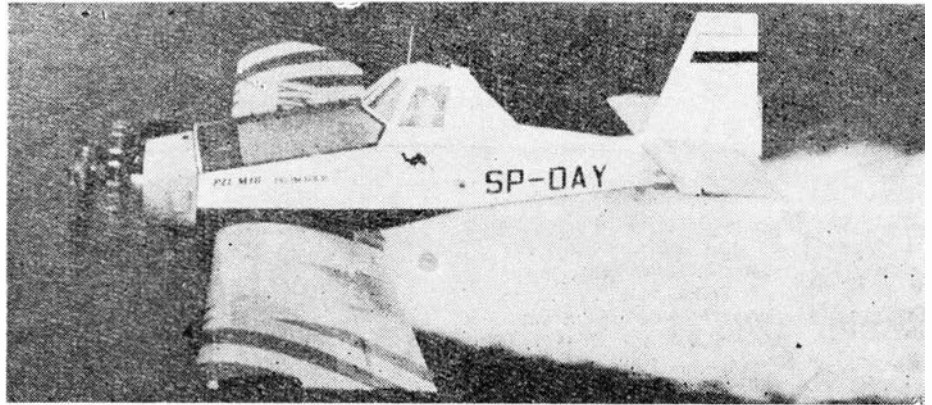
Type: Single-seat agricultural aircraft

DESIGN: Single-engine low-wing aircraft with conventional tail unit and tail-wheel type landing gear. All-metal structure with external surface corrosion proof finished with polyurethane and epoxy. Due to high payload M18 aircraft is especially applied for large cultivation area operation and forest fire fighting.

Wings: Cantilever low-wing monoplane of rectangular form. Plane consists of central part and two outer parts with tapered tips. Wing central part sections NACA 4416 at root and NACA 4412 at end, wing outer part section NACA 4412. Dihedral 1°25' for central part and 6° for outer parts. Wing incidence 3°. Single-spar duralumin wing structure; spar with steel cap. All-metal slotted ailerons mass- and aerodynamically balanced, actuated by push-rods. Electric driven trim tab. Flettner tab. All-metal slotted flaps in central and outer parts, hydraulically locked in any positions. Integral fuel tanks forwards of spar in each wing outer part. Built-in jacking and tie-down points in wings and aft fuselage.

Fuselage: All-metal structure with main frame of helium-arc welded chrome-molybdenum steel tubes oiled internally against corrosion. Duralumin side panels quick-detachable by the use of camloc fasteners for airframe inspection and cleaning. Fixed stainless steel bottom covering. Enclosed pilot's cockpit with glassfibre top and rear parts, sealed and ventilated. Quick-opening door on each side. Portside door emergency jettisonable. Cockpit structure withstands 40 g impact. Adjustable pilot's seat and shoulder-type safety harness. Adjustable rudder pedals. Baggage compartment aft of seat. Glassfibre hopper of 2500 litre capacity forward of cockpit. Transparent rear wall of hopper with indicator of chemical level. Deflector cable from cabin to fin.

Tail unit: All-metal structure. Vertical and horizontal units with corrugated skin. Braced tailplane of rectangular form. Elevator and rudder aerodynamically and mass-balanced. Elevator actuated by push-rods, rudder — by cables. Trim tabs in



Fot. L. Zieliński

elevator, actuated by push-rods. Trim tab in rudder, electric driven.

Landing gear: Non-retractable tailwheel type. Main wheels with oleo-pneumatic shock-absorbers, low-pressure tyres size 800X260 mm, hydraulic disc brakes, parking brake and wire cutters. Fully-castering tailwheel with oleo-pneumatic shock-absorber and tyre size 380X150 mm, lockable for take-off and landing. Towing lugs on main landing gear.

Power plant: One 736 kW (987 hp) PZL ASz-62IRM18 nine-cylinder radial supercharged engine, geared, driving a PZL AW-2-30 four-blade constant speed aluminium propeller of 3.3 m diameter. Electric-inertial starting system. Fuel usable capacity 490 litres. Gravity-feed tank in central part of wings. Optional: enlarged (712 litres) fuel tanks, long ferry fuel system, engine cylinder shields for winter operations.

Equipment: Hydraulic system of pressure 10 000÷15 000 kPa (100÷150 kg/cm²) actuating flaps, wheel brakes and ag-equipment. Electrical system powered by 27.5 V 100 A generator and 24 V 28 Ah battery. Standard equipment included navigation lights, landing lamps, taxiing light, two rotating beacons, cockpit light and instrument panels lights, transceiver, artificial horizon. Option items: transceivers (King KX-170B, KX-175B, KY-195B), radio direction indicator (King KI-201C), radio compass ARL-1691,

gyro-compass, intercom, night operation lights, fuel residue signalling lamp, stall warning, hopper light.

Agricultural equipment: 2500 litres capacity hopper. Aircraft can be equipped with three agricultural systems: 1 — system for spraying with 54/96 nozzle on spraybeams; 2 — system for fine spraying with eight/six atomizers; 3 — system for dusting with high output spreader. Windmill-driven pumps for liquid chemical. Provision for water bombing installation for fire suppression.

DESIGN DEVELOPMENT: The M18 Dromader was designed in 1976 by a PZL-Mielec team led by Józef Oleksiak. The aircraft meets the requirements of FAR 23, amendment 16. First prototype was flown on 27 August 1976 by Andrzej Pamuła and second prototype — on 2 October 1976 by Tadeusz Gołębiowski. The fire-fighting version was tested for the first time on 11 November 1978. In late 1980 version M18A was built. Polish type certificate was awarded on 27 September 1978, Canadian on 18 April 1980, French on 9 December 1980, American on 23 January 1981 and Yugoslavian on 16 June 1981. Up to 1984 25+ aircraft were built. The aircraft is used by operators in Poland, Hungary, Cuba, Yugoslavia, USA, Greece, Canada, Bulgaria, Turkey, Czechoslovakia, France, GDR, Suazi, Trinidad, Venezuela and Morocco.

TECHNICAL DATA

Wing span	17.70 m
Length overall	9.47 m
Height overall	3.70 m
Wheel track	3.48 m
Propeller ground clearance (tail up)	0.23 m
Wing area	40.00 m ²
Wing aspect ratio	7.8
Wing chord (constant)	2.28 m
Tailplane span	5.60 m
Tailplane area	6.50 m ²
Vertical tail area	3.55 m ²
Weight empty	2610 kg
Payload FAR 23	1050÷1350 kg
Max T-O weight FAR 23	4200 kg
Payload CAM 8	1550÷1850 kg
Max T-O weight CAM 8	4700 kg
Wing loading	105 kg/m ²
Power loading	5.7 kg/kW
g limits FAR 23	+3.4/-1.4
g limits CAM 8	+3.0/-1.2
Never-exceed speed	280 km/h
Max level speed	256 km/h

Performance without ag-equipment

Cruising speed at S/L	205 km/h
Stalling speed, power off flaps up	119 km/h
flaps down	111 km/h
Max rate of climb at S/L	6.9 m/s
Service ceiling	6500 m
T-O run (ground)	275 m
Landing run (ground)	330 m
T-O run (concrete)	200 m
Landing run (concrete)	190 m
Max range, no fuel reserves	590 km
Performance with spreader equipment	
Max level speed	210 km/h
Cruising speed at S/L	190 km/h
Operating speed	160÷190 km/h
Stalling speed, power off flaps up	119 km/h
flaps down	111 km/h
Max rate of climb at S/L	5.8 m/s
T-O run (ground)	280 m
Landing run (ground)	320 m
T-O run (concrete)	200 m
Landing run (concrete)	120 m

EO137/K/85

A.G.

PZL-130 Orlik (Eaglet)

KARTOTEKA TLiA



Type: Military basic trainer

DESIGN: Single-engine, two seat all-metal low-wing monoplane with retractable landing gear.

Wings: Tapered, NACA 64215 (modified) wing section, dihedral 5°, incidence 6° at root and -3° at tip. One-piece all-metal multispar box structure. Four integral fuel tanks in torque box. Torque box skin panels stiffened by omega-formers, riveted. Trailing-edge part skin panels stiffened by L-formers, electrically spot welded. Removable wing nose. All-metal Friese aerodynamically and mass-balanced ailerons, trim tab on port aileron. Ailerons deflection 25° up and 15° down. Single-slotted all-metal flaps. Max flaps deflection 40°. Constant chord flaps and ailerons. Fibreglass-epoxy wingtips, landing lights in port wingtip.

Fuselage: Rectangular-elliptic section, all-metal semi-monocoque structure. Skin panels stiffened by L-formers, electrically spot welded, riveted to frames. Nose gear space and systems bays in fuselage forward part. In central fuselage part, up of wing fuel collector tank, underfuselage flap section and main wheels spaces. Cone-form rear fuselage part. On port side of fuselage, aft of cabin electric and navigation equipment bay. Rear fuselage cone integral with inferior fin, manufactured in ABS.

Accommodation: Crew seats in tandem, cabin interior designed in combat aircraft style. Modular instruments and equipment panels. Electrically adjustable seats accommodate for back and seat parachutes, aerobic harnesses fixed to seats. Cabin interior heated and ventilated. Removable windshield. Canopy with emergency ejection, opened on right side. Glassfibre-epoxy windshield and canopy frames. Luggage compartment aft of rear seat.

Tail unit: Classic type. Rectangular form tailplane with NACA 0010-64 (modified) airfoil section. Trapezoidal form vertical tail unit with NACA 0010-64 (modified) airfoil section and sweepback. One-piece two-spar horizontal stabilizer, skin panels stiffened by L-formers, electrically spot welded, riveted ribs. Two-sections one-spar elevator. Trim tab on port elevator section. Elevator deflection 30° up and down. One-spar vertical stabilizer integral with rear fuselage part. One-spar rudder with trim tab. Rudder deflection 30° either way. Aerodynamically and mass-balanced elevator and rudder, rudder horn balanced. Tail unit tips manufactured in ABS.

Flying controls: Full dual controls (sticks and adjustable pedals). Aileron controls — torque tube on fuselage right side and rods. Elevator controls — rods and cables, first rod in aileron torque tube. Rudder controls — cables. Electrically actuated flaps and trim tabs. Power plant — flexible controls; forward and rear control sectors connected by rods.

Landing gear: Tricycle nosewheel type, pneumatically retractable. Telescope-type nose gear, nosewheel on semi-fork with shimmy-damper and centring device. Mainwheels on rockers. Hydraulic disc brakes pneumatically operated. Oleo-pneumatic shock absorbers. Tubeless low pressure tyres. Tyres size: nosewheel — 400X140,



Fot.: J. Stanislawski

mainwheels — 500X200. All gears emergency pneumatically extended.

Power plant: 9-cylinder, radial type air-cooled Vedenyev M-14Pm engine of 213 kW (330 hp). All-metal three-blade constant-speed PZL US-142 propeller, pitch steering by R-2 regulator with engine oil use. Pneumatic starter. Engine mount welded of steel tubes. Engine cowings electrically spot welded of light alloy.

Systems: Fuel system — four integral tanks in wing torque box and collector tank, total capacity 430 litres (inner fuel tanks 2X110 litres, outer fuel tanks 2X100 litres), electrical auxiliary pump; system accommodate for aerobatics (inverted flight time to 60 s). Pneumatic system — pressure 4,9 MPa, two independent systems: main for engine starting, landing gear and wheel brake steering; emergency system for same functions except landing gear retraction; external source connector. Oil system — oil tank capacity 26 litres, cooler with thermostatic valve; system accommodate for aerobatics. Electrical system — 24 V, 3000 W generator, 24 V/18 Ah battery, voltage regulator with overvoltage relay, external DC-power connector. Cabin heating system — electric heater with blower. No hydraulic system.

Equipments: On each panel: magnetic compass, airspeed indicator, altimeter, rate of climb indicator, gyromagnetic compass, turn and bank indicator, clock, manifold pressure gauge, r.p.m. indicator, 2 fuel quantity gauges, engine indicator (fuel pressure, oil pressure, oil temperature), cylinder head temperature indicator, carburettor air temperature indicator, stall warning indicator, attitude gyro, accelerometer, flaps position steering panel, gear position indicator, voltmeter, pneumatic main and emergency system manometer, wheel brake manometer, failure signalization system. 720-channel UHF com and ADF standard, intercom, first aid kit

and fire extinguisher. Provision for radio-altimeter.

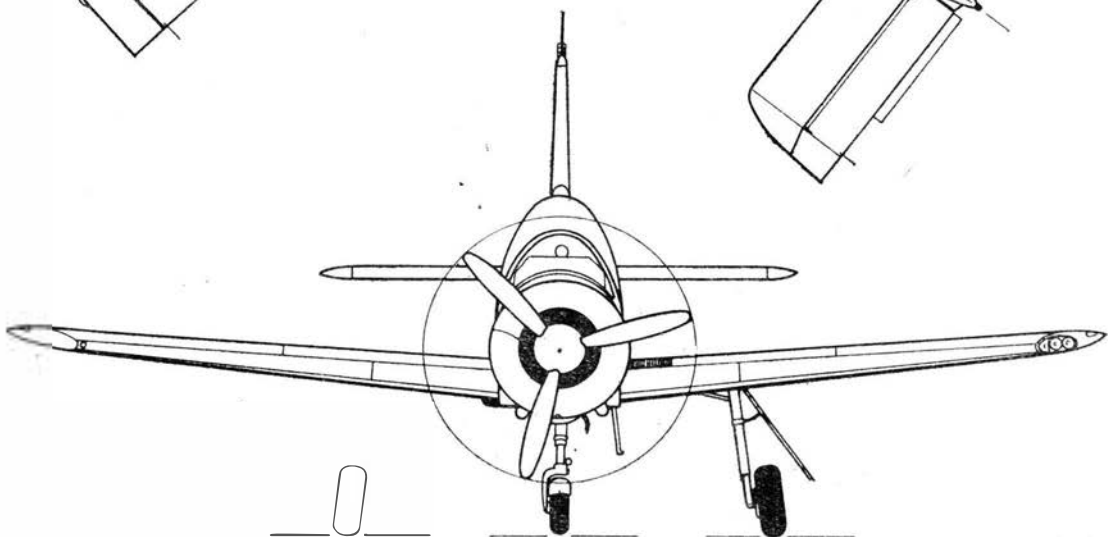
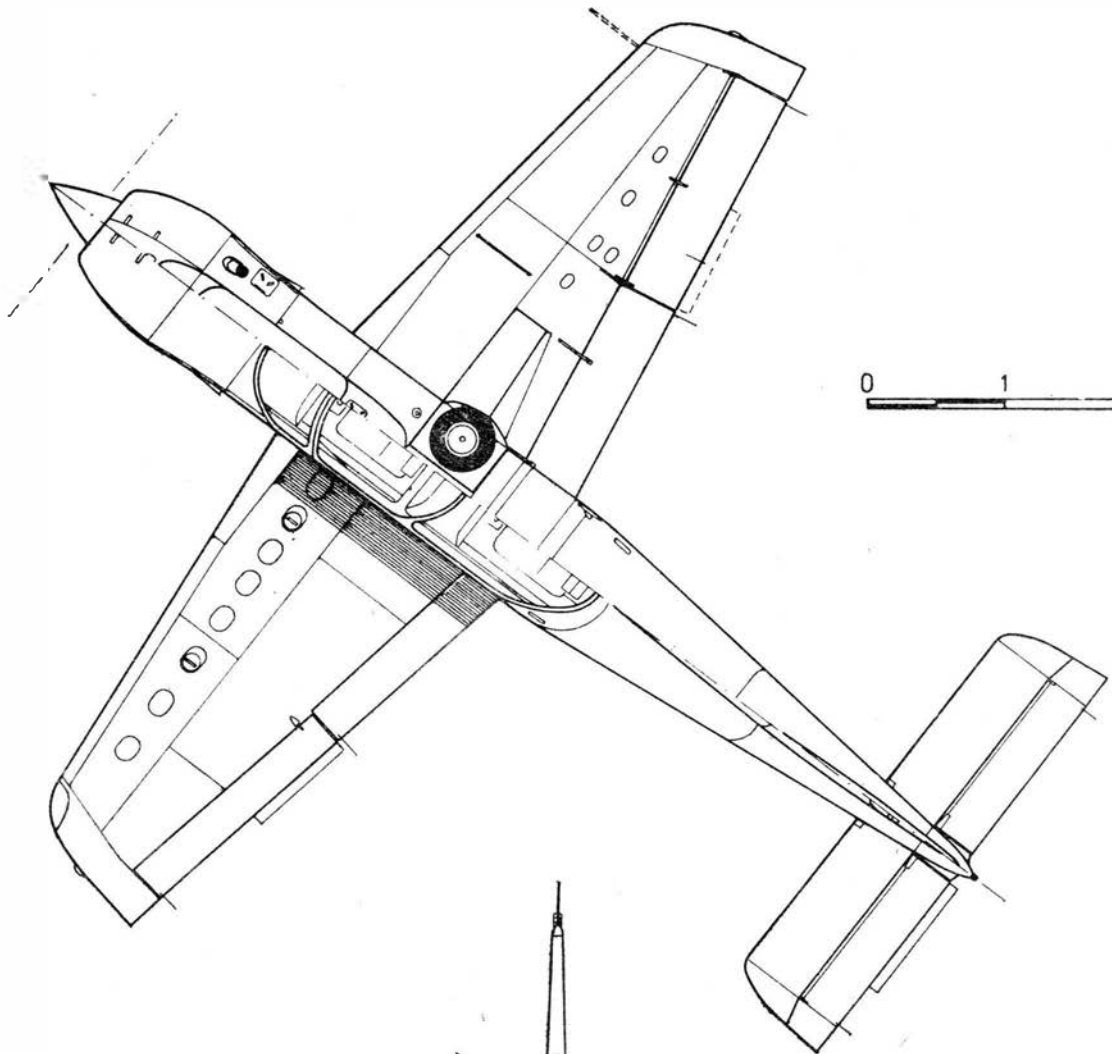
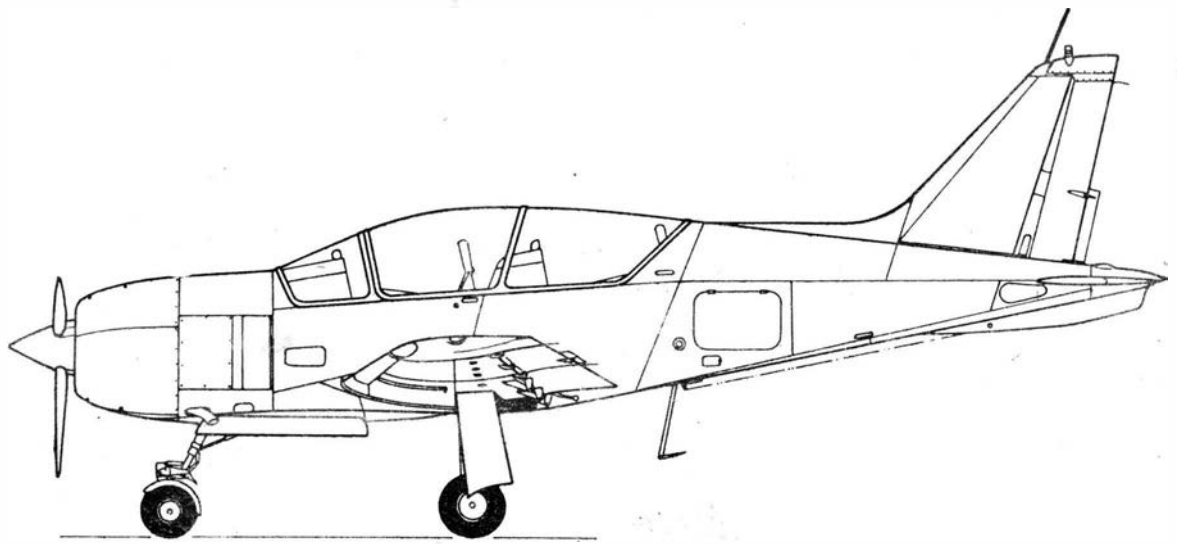
Armament: Provision for gunsight, gun camera and armament control system. Two underwing pylons for bombs, rocket pods or special pods.

DESIGN DEVELOPMENT: The PZL-130 Orlik tender design was ready in 1980 (designed by A. Frydrychewicz M.Sc.Eng.). Chief of the PZL-130 programme is T. Wolf M.Sc.Eng. Work for preliminary design was started in autumn 1981, however work for detail design after a year. First prototype (SP-PCA) was roll-out 3 September 1984 and first flown did 12 October 1984 (test pilot W. Lukomski M.Sc.Eng.). The PZL-130 Orlik is destined for primary and basic training and it is made for economy training of jet aircraft pilots as a result of aerodynamic characteristics. The designers has foreseen the plane for preselection instruction, basic handling, aerobatics, instrument flying, navigation, formation flying, aerial combat training, air gunnery and ground attack, reconnaissance and target acquisition, target towing. Modular design of cockpit equipment makes possible to exchange his for other equipment like combat aircraft or makes possible so mount equipment imitators in "flying operational simulator" system. PZL-130 Orlik construction meet the FAR-23 requirements. The plane is element of new training system (this system is working out now). The new training system consist of flight simulator, PZL-130 Orlik aircraft and electronic diagnostic system for estimating technical state of aircraft. New versions of aircraft — flying operational simulator and turboprop version are to be designed in foreseeable future. Other version with extended wingtips (wingspan 9.00 m) is provided. The basic aerodynamic characteristics confirmed themselves during first flying tests.

TECHNICAL DATA (performance for 1300 kg, estimated)

Wing span	8.00 m
Length overall	8.45 m
Height	4.00 m
Wing chord at root	2.00 m
Mean aerodynamic chord	1.62 m
Tailplane span	3.50 m
Tailplane chord	0.825 m
Wheelbase	2.22 m
Wheeltrack	3.10 m
Propeller diameter	1.95 m
Propeller clearance	0.30 m
Cabin length	2.95 m
Max fuselage width	0.90 m
Wing area	12.30 m ²
Flaps area (total)	1.37 m ²
Ailerons area (total)	1.38 m ²
Tailplane area	2.75 m ²
Elevator area (aft of axe)	0.94 m ²
Vertical tail area	2.11 m ²
Rudder area (aft of axe)	0.65 m ²

Luggage bay capacity	0.17 m ³
Wing aspect ratio	5.20
Tailplane aspect ratio	4.45
Empty mass (std)	947 kg
Max T-O mass	1500 kg
Fuel mass	310 kg
Max wing loading	122 kg/m ²
Max power loading	6.2 kg/kW
Never-exceed speed (V _{NE})	560 km/h
Max level speed	385 km/h
Cruising speed	360 km/h
Manoeuvring speed (V _A)	344 km/h
Stalling speeds, flaps up	130 km/h
Stalling speed, flaps down	104 km/h
Rate of climb	7.4 m/s
Service ceiling	7000 m
Max range	2240 km
Max endurance	6 h 35'
T-O run (concrete)	330 m
Landing run (concrete)	243 m
Ultimate load factor (1300 kg)	n = +7.0 to -3.5
Ultimate load factor (1500 kg)	n = +6.0 to -3.0
EO/137/K/85	T.M.





Samolot szkolno-treningowy

KONSTRUKCJA. Jednosilnikowy, dwumiejscowy metalowy dolnopłat z chowanym podwoziem.

Plat. Obrys trapezowy, profil NACA 64-215 (mod), wznios 5°, kąat zaklinowania przy kadłubie 0°, kąat zaklinowania przy końcówce -3°. Konstrukcja niedzielona, kesonowa, wielopodłużnicowa, całkowicie metalowa. Wewnątrz kesonu 4 integralne zbiorniki paliwowe. Pokrycie kesonu usztywnione omegówkami, nitowane. Pokrycia części spływowej usztywnione kątownikami giętymi z blachy, zgrzewane. Nosek odcjmowalny. Lotki typu Friese, metalowe, wyważone masowo i aerodynamicznie; na lewej lotce klapka wyważająca. Wychylenia lotek: 25° w górę i 15° w dół. Klapy szczelinowe, metalowe. Maksymalny kąat wychylenia klap 40°. Lotki i klapy o stałej cięciwie. Końcówki skrzydeł z kompozytu szklano-epoksydowego, w lewej końcówce reflektory do lądowania.

Kadłub. Przekrój prostokątny sklepiony eliptycznie od góry, kształt rozwijalny. Konstrukcja półkorupowa, metalowa. Ushywnienia pokryć zgrzewane. W przedniej części kadłuba mieści się skrzynka podwozia przedniego, a po obu jej stronach wnęki zespołów instalacji pokładowych. W miejscu przejścia skrzydła przez kadłub znajduje się zbiornik rozchodowy instalacji paliwowej, wnęki kół podwozia głównego oraz środkowy, podkadłubowy segment klapy. Tylna część kadłuba ma kształt stożka. Z lewej strony kadłuba za kabiną mieści się luk wyposażenia elektrycznego i radionawigacyjnego. Tył kadłuba zakończony jest owiewką z tworzywa termoplastycznego tworzącą jedną całość z pletwą podkadłubową pod usterzeniem.

Kabina. Miejsca załogi w układzie pobosobnym, wnętrze kabiny starannie zaprojektowane ergonomicznie i utrzymane w stylu samolotu bojowego. Tablice przyrządów, pulpity boczne i pulpity środkowe modułowe, łatwo wymienne. Fotele regulowane elektrycznie, przystosowane do spadochronów siedzeniowych i plecowych; pasy bezpieczeństwa mocowane do foteli, pięciopunktowe. Fotel tylny usytuowany 65 mm wyżej niż przedni. Kabina ogrzewana i przewietrzana. Oszklenie kabiny dwuczęściowe: odcjmowalny wiatrochron i otwierana na bok w prawo osłona. Osłona kabiny może być zrzucona awaryjnie. Ramy wiatrochronu i osłony z kompozytu szklano-epoksydowego, szyby klejone do ram. Wsiadanie do kabiny ułatwia chowany do kadłuba stopień i uchwyt umieszczony z lewej strony za kabiną. Za tylnym fotelem znajduje się bagażnik dostępny z kabiny.

Usterzenie. Usterzenie w układzie klasycznym. Obrys usterzenia poziomego prostokątny, profil NACA 0010-64 (mod). Obrys usterzenia pionowego trapezowy, profil NACA 0010-64 (mod) usterzenie pionowe skośne. Statecznik poziomy dwudźwigarowy, niedzielony, z pokryciem usztywnionym przez kątowniki gięte z blachy, zgrzewanym. Ster wysokości z dwóch jednakowych segmentów, jednodźwigarowy; na lewym segmencie klapka wyważająca. Wychylenie steru wysokości 30° w górę i w dół. Statecznik pionowy dwudźwigarowy,

połączony na stałe z tylną częścią kadłuba. Ster kierunku jednodźwigarowy, zaopatrzony w klapkę wyważającą. Wychylenia steru kierunku po 30° w obie strony. Stery wyważone masowo i odciążone aerodynamicznie. Końcówki stateczników i sterów z tworzywa termoplastycznego ABS. Przed statecznikiem pionowym na grzbiecie kadłuba znajduje się trójkątna owiewka z tworzywa ABS. Usterzenie pionowe uzupełnione pletwą podkadłubową.

Sterowanie. Sterownice (drążki i regulowane pedały) zdwojone. Układ sterowania lotkami — rura skrętna usytuowana po prawej stronie kadłuba i popychacze. Układ sterowania sterem wysokości — popychacze (pierwszy z nich umieszczony wewnątrz rury skrętnej lotek) i linki w tylnej części kadłuba. Układ sterowania sterem kierunku — linkowy. Klapy wychylane elektrycznie — siłownik elektromechaniczny oddziałuje bezpośrednio na podkadłubowy segment klapy połączony popychaczami z kłapkami skrzydłowymi. Klapy wyważające sterowane elektrycznie. Zespół napędowy sterowany za pomocą popychaczy giętkich, sektory sterowania ucznia i instruktora spleięte popychaczami.

Podwozie. Trójkątowe z kołem przednim, chowane pneumatycznie do wnęk kadłubowych i skrzydłowych. Podwozie przednie teleskopowe, koło zawieszone na półwielu, samonastawne, zaopatrzone w tłumik drgań poprzecznych i mechanizm samocentrującego. Podwozie główne z kołami na wahaczach. Koła główne zaopatrzone w hydrauliczne hamulce tarczowe sterowane różnicowo pneumatycznie. Amortyzacja podwozia olejowo-powietrzna. Ogumienie bezdętkowe niskociśnieniowe. Wymiary ogumienia: przednie 400X140; główne — 500X200. Awaryjne wypuszczanie podwozia — pneumatyczne.

Zespół napędowy: 9-cylindrowy, gwiazdowy, chłodzony powietrzem silnik gaźnikowy bezreduktorowy Wiedeniejew M-14Pm o mocy 243 kW. Śmigło trójkopatowe, metalowe o stałych obrotach PZL US-142; sterowanie skoku śmigła regulatorem R-2 z wykorzystaniem oleju z silnika. Rozruch silnika pneumatyczny. Silnik zawieszony za pośrednictwem amortyzatorów gumowych na łożu spawanym z rur stalowych. Osłony silnika duralowe, zgrzewane. Zespół napędowy przystosowany do pełnej akrobacji.

Instalacja. Paliwowa — 4 integralne zbiorniki skrzydłowe i zbiornik rozchodowy, łączna pojemność 430 l (2 zbiorniki w przykadłubowych częściach skrzydeł po 110 l i 2 w zewnętrznych częściach skrzydeł po 100 l), elektryczna — pompa pomocnicza, zawór odcinający; instalacja przystosowana do akrobacji (czas lotu odwróconego do 60 s). **Pneumatyczna** — ciśnienie robocze 4,9 MPa, dwuobwodowa: obwód główny do rozruchu silnika, wypuszczania i chowania podwozia oraz sterowania hamulcami kół; obwód awaryjny wykonuje wszystkie funkcje obwodu głównego oprócz chowania podwozia; instalacja pneumatyczna wyposażona jest w złącze do zasilania zewnętrznego. **Olejowa** — pojemność zbiornika 28 l, chłodnica z termostatem; instalacja przystosowana do akrobacji. **Elektryczna** — napięcie 24 V, prądnicą 3000 W, akumulator 24 V/18 Ah, regulator napięcia z przekątnikiem nadnapięciowym, poszczególne obwody za-

bezpieczone bezpiecznikami automatycznymi; instalacja zaopatrzona w gniazdo zasilania zewnętrznego. Ogrzewcza — nagrzewnica elektryczna z dmuchawą.

Wyposażenie. Busola magnetyczna, prędkościomierz, wysokościomierz, sztuczny horyzont, girybusola, zakrętomierz z chyłomierzem, wariometr, zegar, manowakuometr, kontroler silnika (ciśnienie paliwa, ciśnienie oleju, temperatura oleju), obrotomierz, termometr cylindrów, 2 paliwomierze, termometr gaźnika, sygnalizator przeciągnięcia, przyspieszeniomierz, układ sygnalizacji awarii, sygnalizator położenia klapy, sygnalizator położenia podwozia, rakietnica sygnalizacyjna, manometr obwodu głównego instalacji pneumatycznej, manometr obwodu awaryjnego instalacji pneumatycznej, manometr hamulców; zestawy przyrządów i wskaźników zdwojone. Radiostacja UHF 720-kanalowa, radiokompas, telefon pokładowy. W kabine apteczka pierwszej pomocy i gaśnica. Przewidziana możliwość zabudowy radiowysokościomierza.

Uzbrojenie. Przewidziana możliwość montażu celownika, układu sterowania uzbrojeniem i fotokarabinu oraz podwieszania na dwóch zaczepach podskrzydłowych uzbrojenia w postaci bomb, zasobników z pociskami niekierowanymi lub zasobników z wyposażeniem do innych zadań. Przewidywana masa na podwieszeniach — do 250 kg.

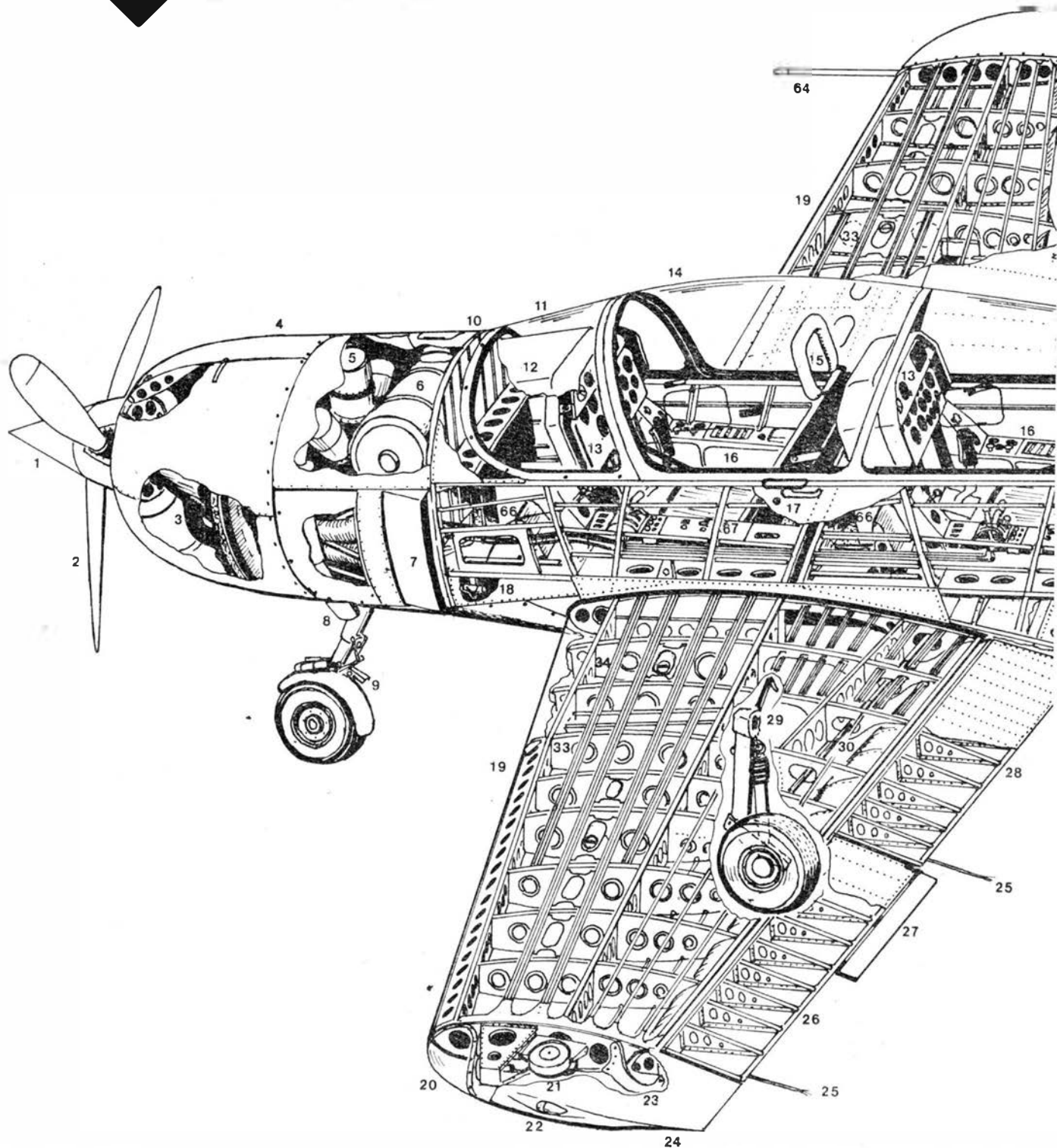
ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Projekt ofertowy samolotu powstał w 1980 r. Został on opracowany przez mgra inż. Andrzeja Frydrychewicza. Konstrukctorem prowadzącym został mgr inż. Tomasz Wolf. Prace nad projektem wstępnym rozpoczęto jesienią 1981 r., projekt techniczny zaś w rok później. Budowę pierwszego prototypu SP-PCA zakończono 3 września 1984 r., oblatano go 12 października 1984 r. (pilot doświadczalny W. Łukomski). Próby statyczne rozpoczęto jesienią 1984 r. Dwa następne prototypy (SP-PCB, SP-PCC) były gotowe w grudniu 1984 r. a wykonały pierwsze loty 14.01.85 i 29.12.84. Samolot przeznaczony jest do szkolenia podstawowego i treningu, a dzięki swym właściwościom aerodynamicznym może być wykorzystywany do ekonomicznego treningu pilotów samolotów odrzutowych. Przewiduje się jego zastosowanie do szkolenia preselekcyjnego, szkolenia w pilotażu podstawowym, akrobacji, lotów wg przyrządów w dzień i w nocy, szkolenia nawigacyjnego, lotów grupowych, szkolenia w walce powietrznej, nauki strzelania do celów powietrznych i naziemnych, nauki bombardowania, rozpoznania i wskazywania celów oraz do holowania celów latających. Modułowy układ wyposażenia kabiny ma w przyszłości umożliwić jego wymianę na inne, maksymalnie zbliżone do wyposażenia docelowego samolotu bojowego bądź zabudowę imitatorów wyposażenia w systemie „latającego symulatora”. Samolot PZL-130 Orlik zbudowano wg przepisów FAR-23. Stanowi on element opracowywanego obecnie systemu szkolenia, w skład którego mają ponadto wchodzić: naziemny symulator lotu oraz komputerowy system diagnostyczny do oceny stanu technicznego samolotu. Przewiduje się opracowanie wersji samolotu ze wzbogaconym wyposażeniem (latający symulator) i wersji napędzanej silnikiem turbosmigłowym. W przygotowaniu jest także wersja z przedłużonymi końcówkami skrzydeł (rozpiętość 9,00 m).

DANE TECHNICZNE
(osiągi obliczeniowe dla masy 1300 kg)

Rozpiętość	8,00 m
Długość	8,45 m
Wysokość	4,00 m
Cięciwa skrzydła u nasady	2,00 m
Cięciwa skrzydła na końcu	1,11 m
Średnia cięciwa aerodyn.	1,02 m
Rozpiętość usterzenia poz.	3,50 m
Cięciwa usterzenia poz.	0,825 m
Baza podwozia	2,22 m
Rozstaw podwozia	3,10 m
Średnica śmigła	1,95 m
Prześwit śmigła	0,30 m
Długość kabiny	2,95 m
Szerokość kadłuba	0,90 m
Pow. nośna	12,3 m ²
Pow. klap	1,37 m ²
Pow. lotek	1,38 m ²
Pow. usterzenia poz.	2,75 m ²
Pow. steru wys. (za osią obr.)	0,94 m ²
Pow. usterzenia pion.	2,11 m ²
Pow. steru kierunku (za osią obr.)	0,65 m ²

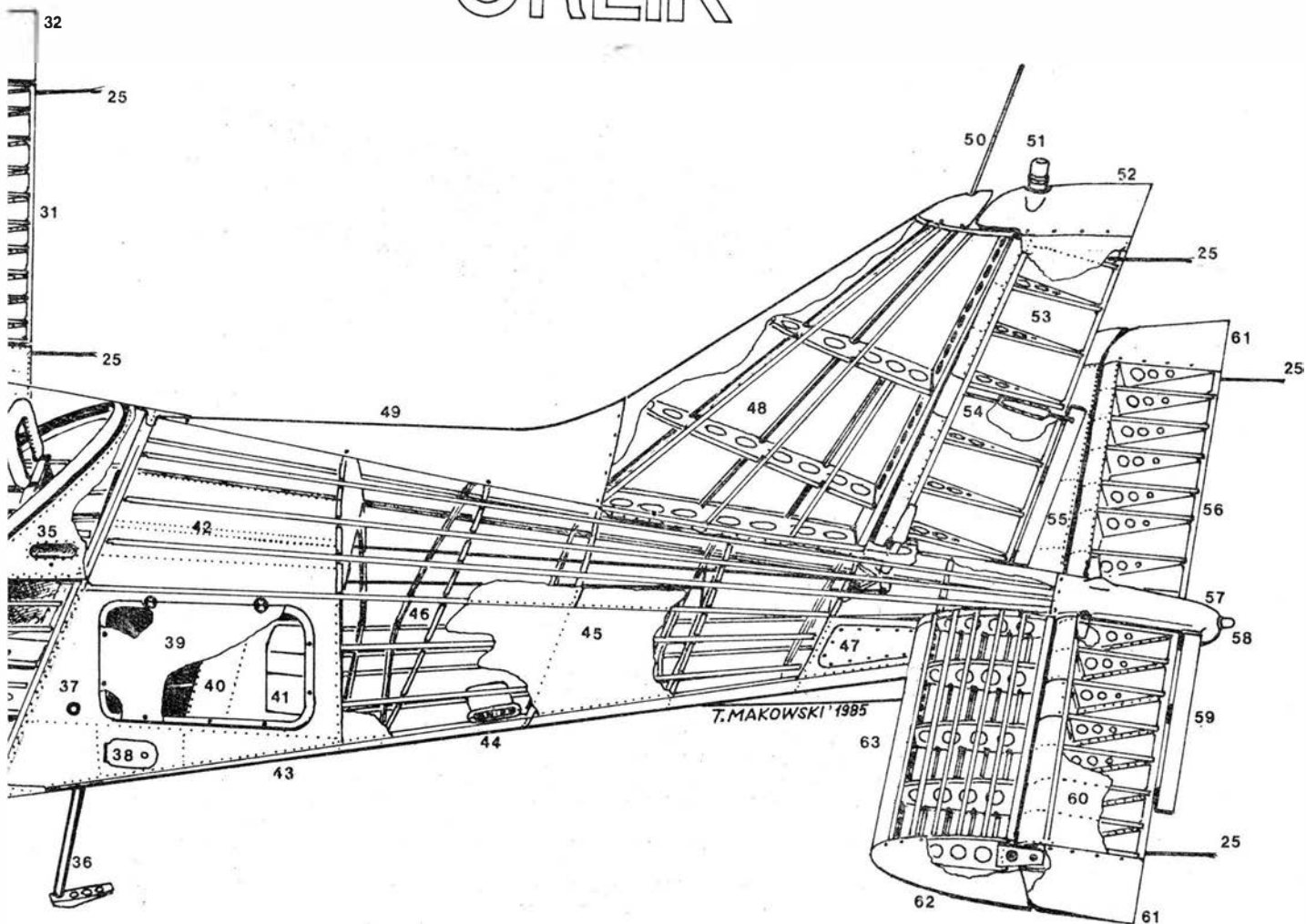
Pojemność bagażnika	0,17 m ³
Wydłużenie skrzydła	5,20
Wydłużenie usterz.	4,45
Masa własna	947 kg
Masa start. maks.	1500 kg
Masa paliwa	310 kg
Obciążenie pow. maks.	122 kg/m ²
Obciążenie mocy maks.	6,2 kg/kW
Prędkość dopuszcz. (V _{NE})	560 km/h
Prędkość maks.	385 km/h
Prędkość przel.	360 km/h
Prędkość ewolucyjna (V _A)	344 km/h
Prędkość przeciągn. bez klap	130 km/h
Prędkość przeciągn. z kłapkami	104 km/h
Wznoszenie	7,4 m/s
Pułap	7000 m
Zasięg maks.	2240 km
Długość trwania lotu maks.	6 h 35'
Rozbieg (beton)	330 m
Dobieg (beton)	243 m
Współ. obc. dopuszcz. (1300 kg)	n = +7,0 do -3,5
Współ. obc. dopuszcz. (1500 kg)	n = +6,0 do -3,0
EO137/K/85	T.M.

PZL-130



- | | |
|--|--|
| 1 — Kołpak śmigła/Spinner | 18 — Zawór odcinający instalacji paliwowej/Cut-off valve of fuel |
| 2 — Śmigło PZL US-142/PZL US-142 propeller | 19 — Nosek skrzydła/Wing nose |
| 3 — Silnik M-14Pm/M-14Pm engine | 20 — Oslona reflektorów lądowania/Landing lights visor |
| 4 — Osłony silnika/Engine cowlings | 21 — Nadajnik busoli giromagnetycznej/Gyromagnetic compass transmitter |
| 5 — Prądnica/Generator | 22 — Światło pozycyjne/Navigation light |
| 6 — Zbiornik oleju/Oil tank | 23 — Wspornik lotki/Aileron support |
| 7 — Kłapa wylotowa powietrza chłodzącego silnik/Exhaust flap of engine cooling air | 24 — Lewa końcówka skrzydła/LH wingtip |
| 8 — Rura wydechowa/Exhaust pipe | 25 — Rozpraszacz ładunków statycznych/Static discharger |
| 9 — Podwozie przednie/Nose landing gear | 26 — Lotka lewa/LH aileron |
| 10 — Przegroda ogniowa/Firewall | 27 — Kłapka wyważająca lotki/Aileron trim tab |
| 11 — Wiatrochron/Windscreen | 28 — Kłapa skrzydłowa/Wing flap |
| 12 — Osłona tablicy przyrządów/Instruments panel shield | 29 — Podwozie główne/Main landing gear |
| 13 — Tablica przyrządów/Instruments panel | 30 — Popychacz lotki/Aileron control rod |
| 14 — Osłona kabiny/Canopy | 31 — Lotka prawa/RH aileron |
| 15 — Fotel pilota/Pilot seat | 32 — Prawa końcówka skrzydła/RH wingtip |
| 16 — Prawy pulpit boczny/RH side panel | 33 — Zewnętrzny integralny zbiornik paliwowy/Outer integral fuel tank |
| 17 — Klamka/Canopy handle | 34 — Wewnętrzny zbiornik paliwowy/Inner integral fuel tank |
| | 35 — Uchwyt/Grip |

ORLIK



- | | |
|---|---|
| 6 — Chowany stopień/Retractable step | 53 — Struktura steru kierunku/Rudder structure |
| 7 — Przycisk stopnia/Step pusher | 54 — Mechanizm klapki wyważającej/Trim tab mechanism |
| 8 — Złącze zasilania zewnętrznego instalacji elektrycznej/External DC-power connector | 55 — Klapka wyważająca steru kierunku/Rudder trim tab |
| 9 — Pokrywa łuku wyposażenia/Equipment bay cover | 56 — Prawy segment steru wysokości/RH elevator section |
| 10 — Łuk wyposażenia/Equipment bay | 57 — Końcówka kadłuba z pletwą podkadłubową/Rear fuselage cone inferior fin |
| 11 — Akumulator/Battery | 58 — Tylne światło pozycyjne/Rear navigation light |
| 12 — Podłoga bagażnika/Luggage bay floor | 59 — Klapka wyważająca steru wysokości/Elevator trim tab |
| 13 — Tylna część kadłuba/Rear fuselage part | 60 — Lewy segment steru wysokości/LH elevator section |
| 14 — Rakietnica sygnalizacyjna z 4 nabojami/4-cartridge Very pistol | 61 — Końcówka steru wysokości/Elevator tip |
| 15 — Pokrycie kadłuba/Fuselage skin | 62 — Końcówka statecznika poziomego/Horizontal stabilizer tip |
| 16 — Struktura kadłuba/Fuselage structure | 63 — Statecznik poziomy/Horizontal stabilizer |
| 17 — Pokrywka wziernika/Inspection panel | 64 — Rurka Pitota/Pitot probe |
| 18 — Struktura statecznika pionowego/Vertical stabilizer structure | 65 — Klapa podkadłubowa/Underfuselage flap section |
| 19 — Płetwa grzbietowa/Dorsal fin | 66 — Pedale steru kierunku/Rudder pedals |
| 20 — Antena radiostacji UHF/UHF-com antenna | 67 — Lewy pulpit boczny/LH side panel |
| 21 — Lampa antykolizyjna/Anticollision light | |
| 22 — Końcówka steru kierunku/Rudder tip | |

Type: Short-range transport aircraft

VERSIONS:

- Passenger transport for 15÷17 passengers (or up to 20 passengers in high-density configuration).
- Cargo transport (1750 kg cargo, cargo winch of capacity 500 kg).
- Executive version for six/seven passengers.
- Ambulance version for six stretchers and five seated patients and a medical attendant.
- Crew training version.
- Optional:** Geophysical survey version, photogrammetry version and other.

Design: Twin-turboprop all-metal braced high-wing monoplane with non-retractable tricycle-type landing gear.

Wings: High-wing monoplane with single bracing strut each side. Wing section R-II-14. Constant chord centre-section, tapered outer panels with 2° dihedral. Conventional two-spar all-metal structure. Full span automatic leading-edge slats. Single-slotted ailerons. Double-slotted flaps. Trim tab in port aileron. Spoiler forward to each aileron and flap. The spoilers are automatically actuated in case of failure of one of the engines, they reduce the aircraft yaw. Anti-icing of wing leading-edges by engine bleed air.

Fuselage: All-metal semi-monocoque structure. Underside of rear fuselage upswept and made up to calmshell door. Short stub-wing extends from each side of the lower fuselage, carrying the main landing gear units, and providing lower attachments for the wing bracing struts. Crew of one or two on flight deck, which has bulged side windows and windscreen electric anti-icing. Cabin of passenger version contains 17 seats in six rows at 72 cm pitch, or up to 20 seats in high-density configuration, with double units on starboard side of aisle. Seats fold back against walls when aircraft is operated as a freighter or in mixed passenger/cargo role. The seat attachments providing cargo tie-down points. Provision for forward and rear baggage compartments, toilet, and wardrobe space. Entire cabin heated, ventilated and soundproofed. Electrically actuated ramp-door under upswept rear fuselage provides passenger access, with steps, and can slide forward under cabin to facilitate direct loading of freight from



Fot. L. Zielaskowski

trucks on to cabin floor. Manually operated overhead winch on rails, capacity 500 kg, for handling cargo. Emergency exit at rear on starboard side. Six/seven-passenger executive version has four folding tables, which can be joined together in pairs to give working tops measuring 160×55 cm.

Tail unit: Cantilever all-metal structure. Twin fins and rudders mounted on inverted-aerofoil no-dihedral tailplane. Fixed leading-edge slat under full span of tailplane leading-edge. Trim tab in each rudder. Balance tab in port elevator. Anti-icing of leading-edges by engine bleed air.

Landing gear: Non-retractable tricycle type, with single wheel on each unit. Main units have wide tread balloon tyres, size 720×320 mm, pressure 3.5 MPa, and are mounted on stub-wings which curve forward and downward at front serve as mudguards. Steerable and self-centering nosewheel, with size 595×185 mm tyre. Multi-disc brakes on mainwheels. No nosewheel brake. Provision for skis.

Power plant: Two 714 kW (960 hp) PZL-10S (TWD-10B) turboprop engines, each driving an AW-24AN three-blade controllable- and reversible-pitch metal propeller of 2.80 m diameter. Electric anti-icing of propellers, spinners, engine air intakes and pilot head. Two 310 litre centre-wing and two 670 litre outer-wing integral fuel tanks; total fuel capacity 1960 litres. Oil capacity 16 litres per engine.

Systems: Engine bleed air is used for cabin heating and anti-icing of wing and

tail leading-edges and control surfaces. Anti-icing of flight deck windows, propeller blades, spinners and engine air intakes is by electrical system, supplied by two 16 kW starter/generators for 200/115 V three-phase AC power, two 1 kW generators for 36 V AC, and a 6 kW 27 V DC generator, with two 25 Ah nickel-cadmium batteries for emergency supply. Landing light in nose. Engine extinguisher system.

Equipment: Two Balkan-5 UHF com, two R-855 UM short-wave emergency radio, SPU-6 intercom, Jardo-1A radio, ARK-15M radio compass, MRP-66 marker beacon receiver, RW-5 radio altimeter, PNP-72-4M, PNP-72-6M and Griebien-1 navigation unit, two AGK-77 artificial horizons, ARG-74-15 reserve artificial horizon, and optional SAU-8 autopilot and BUR-1 recorder.

DESIGN DEVELOPMENT: The prototype of Oleg Antonov designed light general purpose aircraft, initially designated An-14M, flew for the first time in the USSR in September 1969. The production designation An-28 was allocated during 1973. In April 1975 the prototype flew for the first time with TWD-10 turboprops. The aircraft was displayed at the Paris Air Show in June 1979. In 1978 was announced that series production of An-28 was entrusted to PZL-Mielec in Poland. In 1982 the An-28 has been given a provisional type certificate by the Soviet authorities. At PZL-Mielec is built an initial batch of aircraft during 1983÷1984. First Polish-built An-28 flew for the first time on 22 July 1984.

TECHNICAL DATA

Dimensions

Wing span	22.07 m
Length overall	13.10 m
Height overall	4.90 m
Wing mean aerodynamic chord	1.886 m
Wing area	39.72 m ²
Wing aspect ratio	12.3
Wheel track	3.40 m
Wheel base	4.44 m
Cabin length (excl. flight deck)	5.26 m
Max cabin width	1.74 m
Max cabin height	1.60 m

Weights and loadings

Weight empty	3750 kg
Max payload	2000 kg
Max fuel load	1567 kg
Max T-O weight	6500 kg
Normal wing loading	153.5 kg/m ²

Max power loading g limit	4.64 kg/kW 3.8
------------------------------	-------------------

Performance (at max T-O weight)

Max cruising speed at 3000 m	350 km/h
Econ. cruising speed	335 km/h
T-O speed	135 km/h
Landing speed (flaps down)	125 km/h
Max rate of climb at S/L	11.7 m/s
Rate of climb at S/L, one engine out	3.5 m/s
Service ceiling	6000 m
Required runway length (NLGS-2)	525 m
T-O run	260 m
Landing run	170 m
Max altitude of airfield	3000 m
Range with max payload, no reserves	560 km
Range with max fuel (with 1000 kg payload), 30 min reserves	1365 km
Fuel consumption	295 l/h

EO/137/K/85

A.G.

PZL TS-II Iskra bis DF

KARTOTEKA TLiA



Type: Tandem, two-seat basic and advanced jet trainer, with capability for combat and reconnaissance training

DESIGN: Single-engine mid-wing all-metal aircraft with conventional tail unit and tricycle landing gear.

Wings: Cantilever mid-wing monoplane. Wing section NACA 64209 at root, NACA 64009 at tip. Sweepback at quarter-chord 7°. Dihedral 4°. All-metal torsion box structure with two steel main spars and duralumin stressed skin. Hydraulically servo-assisted, aerodynamically balanced ailerons. Hydraulically actuated two-section double-slotted flaps (max deflection 47°) and airbrakes. One boundary layer fence on each wing. Anti-flutter weight fairing near each wing tip.

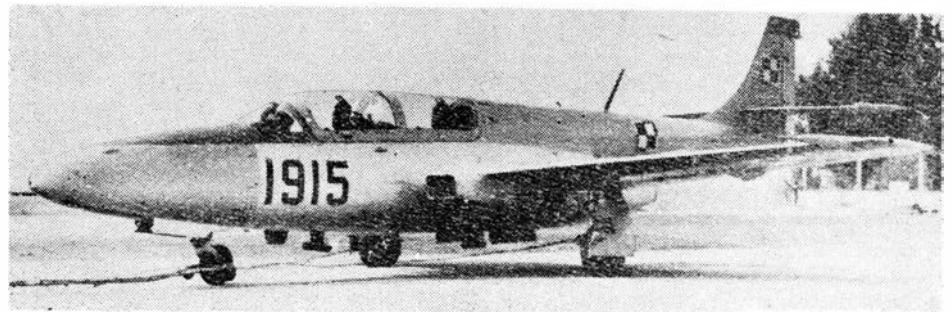
Fuselage: All-metal semi-monocoque structure of pod and boom type. The front section of welded steel tube structure, protected with GRP fairing, serves as armament and radio, electric and oxygen systems compartment. The windscreen of organic glass 10 mm gauge, the hydraulically operated rearward hinged upward-opened jettisonable canopy of organic glass of 8 mm gauge. Crew of two in tandem on ejection seats. Dual controls standard. Cockpit pressurized and air-conditioned. Aft of the cockpit — fuel tank. In the tail boom a compartment for hydraulic accumulators. Aft of the air-intakes, beneath wing roots, the compartment for hydraulic and electric systems.

Tail unit: Cantilever all-metal structure. Two-spar fin, integral with fuselage. Variable incidence two-spar tailplane, actuated electrically. Mass and aerodynamically balanced elevators and rudder. Anti-flutter weight fairing projecting from each half of tailplane at tip. Ground — adjustable tab on rudder. Fixed balance tab in port elevator.

Landing gear: Retractable tricycle type with single wheel on each unit. Nosewheel retracts forward, mainwheels inwards into wing-root air intake trunks. Hydraulic actuation, with pneumatic emergency extension. Mainwheels size 600x180 mm, tyre pressure 0.538 MPa. Nosewheel size 400x150 mm, tyre pressure 0.345 MPa. Oleo-pneumatic shock absorbers. Disc brakes

TECHNICAL DATA

Dimensions	
Wing span	10.06 m
Wing chord	
at tip	1.152 m
at root	2.254 m
Wing aspect ratio	5.7
Length overall	11.15 m
Height overall	3.50 m
Tailplane span	3.84 m
Wheel track	3.47 m
Wheelbase	3.44 m
Wing area	17.50 m ²
Ailerons area (total)	1.48 m ²
Flaps area (total)	1.74 m ²
Fin area	1.55 m ²
Rudder area	0.70 m ²
Tailplane area	2.38 m ²
Elevators area	1.16 m ²
Weights and loadings	
Weight empty	2560 kg
Normal T-O weight	
with 570 litres internal fuel	3243 kg
with 1200 litres internal fuel	3734 kg
Max T-O weight (with external armament)	3840 kg



Fot. L. Zielaskowski

on mainwheels. Castoring and selfcentering nosewheel, with shimmy damper.

Power plant: One 1079 daN PZL SO-3W turbojet engine, mounted in fuselage aft of cockpit section, with nozzle under tailboom. Fuel in two 315 litre integral wing tanks, one rubber 500 litre fuselage main-tank and one rubber 70 litre fuselage collector tank. Total fuel capacity 1200 litres. Fuel system permits up to 40 s of inverted flight.

Systems: Hydraulic system, pressure 14 MPa, for actuation of ailerons, flaps, airbrakes, landing gear, canopy and mainwheel brakes. The pressure source is pump driven by turbojet engine. Pneumatic system, pressure 11.8 MPa, for cockpit pressurization, anti-icing and gun charging. Emergency pneumatic system for landing gear extension, flaps, and emergency braking. Electric power provided by 28.5 V GSR-ST-600 AV generator and 24 V 28 Ah battery, for engine starting, instruments, lights, adjustment of tailplane incidence, armament control system and control of hydraulic and pneumatic systems. 115 V converter for AC power for radio, 36 V converter for artificial horizons and gyro-compass. Air-conditioning system is supplied from engine compressor bleed-air. The oxygen system ensures oxygen supply for 100 minutes, from bottles of total capacity 10 l. The ethyl alcohol anti-icing and CO₂ fire extinguishing (with two 4 litre bottles) systems are standard.

Avionics and equipment: Standard avionics include R-800, R-802G or R-802W VHP

com (of. 120-350 km range at 1000-10 000 m altitude), ARK-9 or ARL-1601 radio compass (of 180 km range), RW-UM radio altimeter, MRP-56P marker beacon receiver and IFF. Provision for three cameras: one in each air intake fairing and one in fuselage floor beneath rear cockpit.

Armament: One 23 mm cannon in nose on starboard side, with S-13 gun camera. Four attachments for a variety of underwing stores, including rocket bombs of up to 100 kg, eight-barrel rocket pods and 7.62 mm gun pods.

DESIGN DEVELOPMENT: Designed by the design team of Docent Ing. T. Sołtyk. The TS-II was first flown on 5 February 1960. Quantity production began at PZL-Mielec in 1963. The aircraft entered service in 1964. Early production aircraft were powered by a 766 daN HO-10 turbojet. Since 1967 Iskras have been powered by the SO-1 and since 1969 by the SO-3 turbojet, both 981 daN. About 500 Iskras has been built. There have been five different versions of the Iskra: Iskra bis A — two-seat primary and advanced trainer; Iskra bis B — two-seat primary and advanced trainer with two underwing hardpoints for external weapons; Iskra bis C — two-seat reconnaissance version; Iskra bis D — two-seat advanced and combat trainer with four underwing hardpoints (in 1976 50 aircraft of this version were supplied to India). Until 1981 in production is only Iskra bis DF, similar to Iskra bis D, powered by 1079 daN SO-3W turbojet.

Max landing weight	3500 kg
Max wing loading	219 kg/m ²
Max power loading	3.56 kg/daN
g limits (ultimate)	+8.0/-4.0
Performance (at normal T-O weight with full internal fuel)	
Never-exceed speed	M=0,8 (750 km/h)
Max level speed	
at 5000 m	770 km/h
at 3000 m	760 km/h
Normal cruising speed	600 km/h
Unstick speed	190 km/h
Stalling speed, flaps down	
at 3500 kg weight	177 km/h
at 3100 kg weight	170 km/h
Max rate of climb at S/L	19 m/s
Time to 5000 m	5 min 18 s
Time to 11 000 m	26 min 0 s
Service ceiling	11 500 m
T-O run	660 m
T-O to 15 m, flaps down	1100 m
Landing from 15 m, flaps down	1200 m
Landing run	720 m
Range at 7000 m with max fuel	1260 km
EO/137/K/85	

A.G.

Type: Single-engine general-purpose biplane

VERSIONS:

- An-2P (passenger with seating for 12 passengers),
- An-2PK (five seat executive),
- An-2P-Photo (photogrammetry),
- An-2R (agricultural, 1300 kg liquid or dry chemicals),
- An-2S (ambulance, 6 stretchers and medical attendants),
- An-2T (transport, 1500 kg cargo or 12 passengers),
- An-2TD (for parachute jumping),
- An-2TP (cargo-passenger),
- An-2M (on floats).

The following details apply to the PZL An-2P.

Wings: Unequal-span single-bay biplane. Wing section R-IIS 14% (constant). Dihedral, both wings, approx. 2°48'. All-metal two-spar structure, fabric covered aft of front spar. Differential ailerons and full-span automatic leading-edge slats on upper wings, slotted trailing-edge flaps on both upper and lower wings. Flaps operated electrically, ailerons mechanically.

Fuselage: All-metal stressed-skin semi-monocoque structure. Crew of two on flight deck, with access via passenger cabin. Standard accommodation for 12 passengers, in four rows of three with centre aisle. Two foldable seats for children in aisle between first and second rows. Toilet at rear cabin on starboard side. Overhead racks for up to 160 kg of baggage, with space for coats and additional 40 kg of baggage between rear pair of seats and and toilet. Emergency exit on starboard side at rear. Walls of cabin are lined with glass-wool mats to reduce internal noise level. Cabin heating and starboard windscreen de-icing by engine bleed air; port and centre windscreen are electrically de-iced. Cabin ventilation by ram-air intakes. Air-conditioning system in An-2R.

Tail unit: Braced metal structure. Fabric-covered tailplane. Elevators and rudder operated mechanically. Electrically-operated trim tab in rudder and elevator.

Landing gear: Non-retractable split-axle type, with long-stroke oleo shock-absorbers. Main wheel tyres size 800x260 mm, pressure 230 kPa (2.3 kg/cm²). Pneumatic brakes on main units. Fully-castering and self-centering tailwheel with electro-pneumatic lock. Interchangeable ski landing gear available optionally.

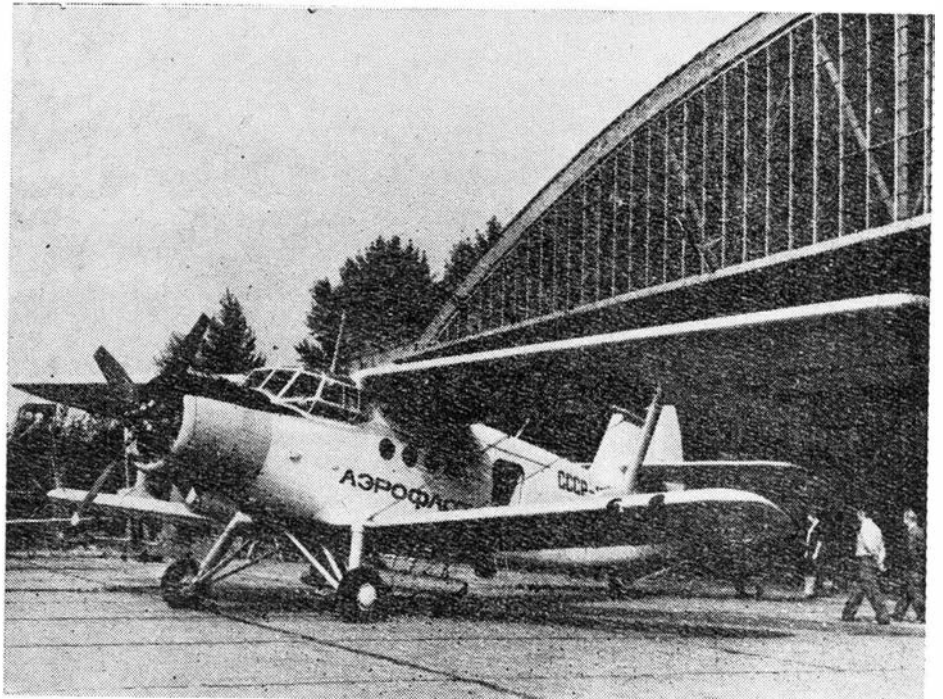
TECHNICAL DATA

Dimensions

Wing span	18.18 m
Length overall (tail down)	12.40 m
Height overall (tail down)	4.00 m
Wheel track	3.45 m
Propeller diameter	3.60 m
Wing area	71.6 m ²

Weights and loadings

Weight empty	3450 kg
Max T-O weight	5500 kg



Fot. L. Zielaskowski

Power plant: One 736 kW (987 hp) PZL ASz-62IR nine-cylinder radial aircooled engine, driving an AW-2 four-blade variable pitch metal propeller. Six fuel tanks in upper wing, with total capacity of 1200 litres. Oil capacity 120 litres.

Systems: Compressed air cylinder, of 8 litres capacity, for pneumatic charging of shock-absorbers and operation of tail-wheel lock at 5000 kPa (50 kg/cm²) pressure and operation of main-wheel brakes at 1000 kPa (10 kg/cm²). DC electrical system is supplied with basic 27 V power by an engine-driven generator and a storage battery. CO₂ fire extinguishing system with automatic fire detector.

Equipment: Dual controls and blind-flying instrumentation standard. R-860 HF and R-842 VHF radio transceivers (or RS6102A or Becker AR400 or Marco KX-170), RW-UM radio altimeter, ARK-9 radio compass, MRP-56P marker beacon receiver, GB-1 gyro-compass, GPK-48 gyroscopic direction indicator, and SPU-7 intercom.

DESIGN DEVELOPMENT: The prototype of this large biplane was designed to a specification of the Ministry of Agriculture

and Forestry of the USSR and made its first flight on 31 August 1947. It was powered by a 560 kW (760 hp) ASH-21 engine and was known as the SKh-1. In 1948 design went into production in the USSR as the An-2, with a 736 kW (987 hp) ASH-62 engine. Licence rights were granted to China, where the first locally-produced An-2 was completed in December 1957. Since 1960, apart from a small Soviet-built quantity of a developed version known as the An-2M, the continued production of the An-2 has been the responsibility of the Polish PZL factory at Mielec, the origin licence arrangement providing for two basic versions: the An-2T transport and An-2R agricultural version. First Polish-built An-2 was flown on 23 October 1961. Since beginning An-2 production, PZL-Mielec has made numerous improvements to the airframe of the An-2R, resulting in an increase in TBO from 900 hr in 1961 to 1500 hr in 1970 and 2000 hr in 1973, and service life of 15 000 hr. More than 90 per cent of aircraft deliveries were for export, chiefly to the USSR. Since 1960 — 10 000 An-2s were built including 5500 of the agricultural version.

Useful load	2050 kg
Max wing loading	76.82 kg/m ²
Max power loading	5.5 kg/hp

Performance (at AOW of 5250 kg)

Max level speed at 1500 m	253 km/h
Econ. cruising speed	185 km/h
Stalling speed	90 km/h
Max rate of climb at S/L	3 m/s
Service ceiling	4400 m
T-O run (grass)	170 m
T-O to 10.7 m (grass)	320 m
Landing run (grass)	185 m
Range at 1000 m with 700 kg payload	1370 km
EO/137K/85	

A.G.

PZL Kania/Kitty Hawk

KARTOTEKA TLiA

Type: Nine/ten-seat general-purpose light utility helicopter

VERSIONS:

- passenger, for 9 passengers,
- executive, for 8 passengers,
- training, with dual controls,
- ambulance, with 2 stretchers, 1 seat and 2 seats for medical attendants,
- cargo, for max 1200 kg internal cargo,
- flying crane, with external cargo sling (max 800 kg external cargo),
- rescue, with 120 kg hoist and optional emergency floats,
- agricultural (for spreading, dusting or spraying),
- special (photogrammetric, TV, IR etc.).

DESIGN: Twin-engine helicopter with three-blade main rotor, two-blade tail rotor and non-retractable tricycle landing gear, powered by two Allison 250-C20B turbo-shaft engines.

Rotor system: Three-blade fully articulated main rotor and two-blade tail rotor. Longitudinal, lateral and collective pitch control of main rotor by three hydraulic boosters. Rotor brake fitted. Main and tail rotor blades, as well as horizontal stabilizer, fully fibreglass-epoxy. Electrical de-icing system for rotor blades, with de-icing and system-out warning, optional.

Rotor drive: Transmission includes main, intermediate and tail gearboxes, each with an individual lubrication system. Main gearbox equipped with free wheel units, oil cooling system, oil temperature/pressure gauges and switches, tachogenerator with low and high rpm warning, air compressor. Engine drive steel shafts with two crowned tooth couplings each. Tail rotor drive shaft made of duraluminium tubes and same crowned tooth couplings, equipped with anti-friction bearings.

Fuselage and tail unit: Conventional semi-monocoque fuselage and circular-section tailboom with horizontal stabilizer. Cockpit with pilot (on port side) and copilot or passenger adjustable and removable seats, each fitted with safety belt. Dual controls optional. Two three-place centre bench seats over fuel tank compartment at cabin and a single or double seat at rear of cabin, all removable — for carriage of cargo, stretchers, agricultural or other specialized equipment — and fitted with safety belts. Jettisonable doors on each cockpit side (port door of sliding type) and larger passenger/cargo door at rear on port side of the cabin. Additional emergency exit (removable window) each side. Windscreen wiper for pilot standard, for copilot optional. Cabin floor with cargo and stretcher tiedown rings. Hoist and cargo-sling attachment points standard. Cabin soundproofing and ventilation standard. Cabin heating, carpets, dual windows, heated pilot windscreen etc. optional. Luggage compartment rear of cabin. Cockpit and cabin bulb lighting and illumination systems standard.

Landing gear: Non-retractable tricycle type with tail skid. Twin-wheel castoring nose unit, single wheel on each main unit. Main wheels fitted with pneumatic brakes. Oleo-pneumatic shock-absorbers on all units, including tailskid. Main-wheel tyres size 600 X 180 mm, pressure 450 kPa (4.5 kg/cm²).



Nosewheel tyres size 400 X 125 mm, pressure 350 kPa (3.5 kg/cm²).

Power plant: Two Allison 250C20B turbo-shaft free power turbine engines, installed side-by-side above cabin, each rated at 313 kW (420 shp) for T-O, 30 min and O.E.I. max continuous power, 276 kW (370 shp) for normal cruise. Automatic and manual torque sharing control systems standard. Two separate fuel boost systems with fuel filter bypass switch, fuel pressure gauge and switch each, connected by cross-feed. Usable fuel capacity of 600 litres standard and additional 423 litres in auxiliary tanks optional. Fuel quantity gauge and fuel reserve warning fitted. Two separate oil systems with oil cooling, oil temperature/pressure gauges, oil filter bypass pop-up, and chip warning each. Each engine equipped with starter-generator, engine fuel pump effective for cruise after both boost pumps out, N1 and N2 tachogenerators, TOT gauge and switch, start control as well as engine out warning. Dual engine inlet de-icing standard. Each engine compartment equipped with fire detecting system and with automatic and manual fire extinguishing systems.

Systems: Hydraulic system with hydraulic pressure gauge and switch standard. Compressed air system with air pressure in air accumulator and system gauges standard. Ventilation with individual control of fresh air flow standard. Casey heaters with individual control of hot air flow and central control of air temperature optional. DC electrical system based on two 28 V 150 A starter-generators and a 25 Ah nickel-cadmium battery with ground receptacle, and ground/battery power, battery overtemperature and generator out

warnings standard. 16 kVA AC generator and/or 115 V 250 A static inverter optional. This AC system equipped with AC generator and AC 115 V warnings. Fluorescent tube cabin lighting and/or individual lights optional.

Equipment basic: Dual anticollision lamp, navigation lights, hand fire extinguisher, board tool kit, first aid kit, full range of power plant and systems control, monitoring and warning instrumentation, attitude ind, airspeed ind, turn and slip ind, magnetic compass, gyro-compass, HSI, altitude ind, ROC ind, VHF com 1, mechanical clock.

Optional radio-nav. equipment: Digital ADF (VOR 1) or RNav (VOR 2), audio panel, VOR/LOC/GS converter, transponder, altitude encoder, marker beacon receiver, DME, VHF comm 2, radar altimeter, HF com.

Operational equipment: According to mission: 800 kg cargo sling, 120 kg hoist, stretchers and casualty care equipment and agricultural spreading (2 disc spreaders), dusting (2 pneumatic dusters), LV spraying (62 jets) or ULV spraying (6 atomizers) with 500 or 600 litres hopper.

DESIGN DEVELOPMENT: First flight — June 3, 1979 Allison/FAA DER approval of power plant installation — November 6, 1980. Polish CACA Type Certificate (Supplement Type Certificate acc. to FAR 29 Amdt 12 to Mi-2 Type Certificate) as Cat. B multipurpose utility helicopter — October 1, 1981. Two preproduction demonstrators flying under CACA supervision — proving tests required in FAR Parts 127, 133, 135, 137. New advanced rotor blades and other new components, as well as new optional equipment, in tests on prototypes.

TECHNICAL DATA

Dimensions

Main rotor diameter	14.56 m
Tail rotor diameter	2.70 m
Length overall, rotors turning	17.35 m
Length of fuselage	11.95 m
Height to top of rotor hub	3.75 m
Stabilizer span	1.84 m
Fuselage: max width	1.60 m
Wheelbase	2.63 m
Wheel track	3.05 m
Cabin: length inc. flight deck	4.07 m
max width	1.50 m
max height	1.62 m
Cabin volume	7.76 m ³
Baggage compartment volume	0.40 m ³
Floor area	5.86 m ²
Main rotor blades, each	2.40 m ²
Horizontal stabilizer	0.70 m ²
Main rotor disc	166.50 m ²

Weights

Weight empty, standard	2000 kg
------------------------	---------

Normal T-O weight		3350 kg
Max T-O weight		3550 kg
Performance (at normal T-O weight)	ISA	ISA + 15°C
Never-exceed speed (V_{NE}) at S/L	210	190 km/h
Max cruising speed at S/L	210	190 km/h
Econ. cruising speed at S/L	190	190 km/h
Rate of climb, T-O power, S/L	7.93	6.34 m/s
Rate of climb, normal cruise, power, S/L	5.90	4.58 m/s
Rate of climb, one engine out, max cont. power, S/L	1.08	0.47 m/s
Hover ceiling, out of ground effect, T-O power	1090	500 m
Hover ceiling, in ground effect, T-O power	2250	1650 m
Service ceilings (limited)	4000	4000 m
Range, standard fuel, 30 min reserve	402	397 km
Range with aux. tanks, 30 min reserve	710	700 km
Fuel consumption, at econ. cruising speed, S/L	228	228 l/h
EO/137K/85		A.G.

Type: Twin-turbine general-purpose light helicopter

VERSIONS:

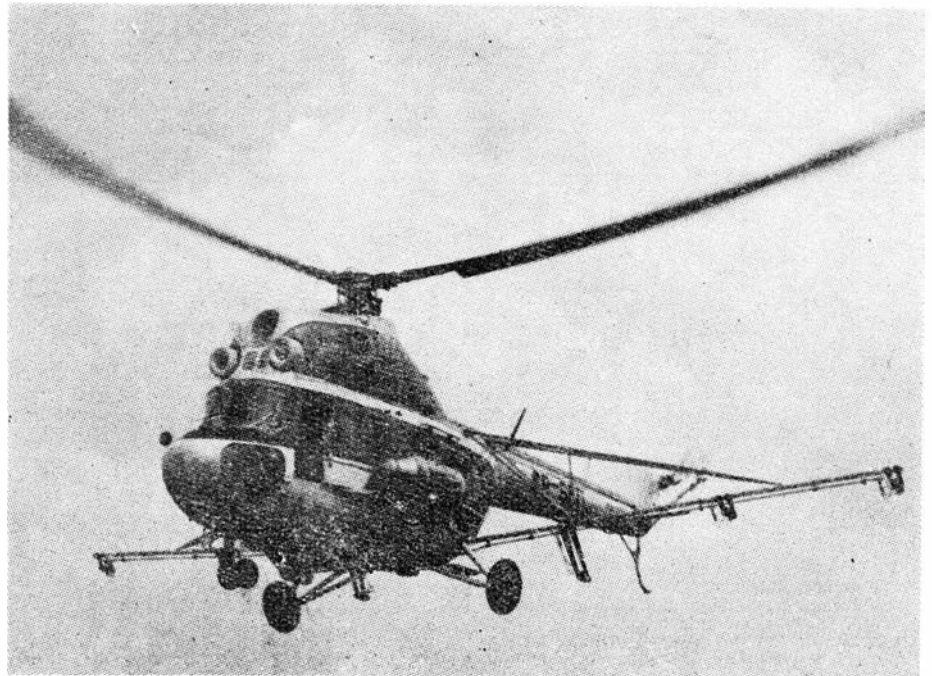
- convertibly passenger/cargo transport,
- passenger-only, for 6 to 8 passengers,
- ambulance,
- agricultural,
- search and rescue, with external hoist,
- freighter, with external cargo sling,
- pilot training,
- photogrammetric,
- television (for transmission from the air),
- with 260 kg capacity hoist.

Rotor system: Three-blade main rotor fitted with hydraulic blade vibration dampers. All-metal blades of NACA 230-13M section. Flapping, drag and pitch hinges on each blade. Main rotor blades and those of two-blade tail rotor, each consists of an extruded duraluminium spar with bonded honeycomb trailing-edge pockets. Anti-flutter weights on leading-edges, balancing plates on trailing-edges. Hydraulic boosters for longitudinal, lateral and collective pitch controls. Coil spring counter-balance mechanism in main and tail rotor systems. Pitch-change centrifugal loads on tail rotor carried by ribbon-type steel torsion elements. Electrical blade de-icing system for main and tail rotors. Rotor brake fitted.

Fuselage: Conventional semi-monocoque structure of pod and boom type, made up of three main assemblies: the nose, central section and tailboom. Skin is of sheet duralumin, bonded and spot-welded or riveted to longerons and frames. Main load-bearing joints are of steel alloy. Normal accommodation for one pilot on flight deck. Seats for up to eight passengers in the cabin. All seats are removable for carrying up to 700 kg of internal freight. Pilot's sliding window jettisonable in emergency. Ambulance version has accommodation for four stretchers and a medical attendant or for two stretchers and two sitting casualties. Side-by-side seats and dual controls in pilot training version. Cabin heating, ventilation and air-conditioning standard. Electrical de-icing of windscreen.

Tail unit: Variable-incidence horizontal stabilizer controlled by collective-pitch lever.

Landing gear: Non-retractable tricycle type, plus tailskid. Twin-wheel nose unit. Single wheel on each main unit. Oleo-pneumatic shock-absorbers on all units,



including tailskid. Main shock-absorbers designed to cope with both normal operating loads and possible ground resonance. Main-wheel tyres size 600 X 180 mm, pressure 450 kPa (4.5 kg/cm²). Nosewheel tyres size 400 X 125 mm, pressure 350 kPa (3.5 kg/cm²). Pneumatic brakes on main wheels. Metal ski landing gear optional.

Power plant: Two 295 or 330 kW (400 or 450 shp) Polish-built Isotov PZL GTD-350 turbo-shaft engines, mounted side by side above cabin. Fuel in single rubber tank, capacity 600 litres, under cabin floor. Provision for carrying a 238 litre external tank on each side of cabin. Oil capacity 25 litres. Engine air intake de-icing by engine bleed air. Main rotor shaft driven via gearbox on each engine; three-stage main gearbox, intermediate gearbox and tail rotor gearbox. Main rotor/engine r.p.m. ratio 1:24.6. Freewheel units permit disengagement of a failed engine and also autorotation.

Systems: Cabin heating, by engine bleed air, and ventilation; heat exchangers warm atmospheric air for ventilation system. Hydraulic system, for cyclic and collective pitch control boosters. Pneumatic system

for main wheel brakes. AC electrical system, with two engine-driven starter/generators and 20 V 16 kVA three-phase alternator. 24 V DC system, with two 28 Ah lead-acid batteries. Standard equipment includes two transceivers, gyro-compass, radio compass, radio altimeter, intercom system and IFR panel. Electrically-operated wiper for pilot's windscreen. Fire extinguishing system, for engine bays and main gearbox compartment.

DESIGN DEVELOPMENT: The Mi-2, announced in the autumn of 1961, was designed in the USSR by the Mikhail L. Mil bureau. Development on the Mi-2 prototype, continued in the USSR until the helicopter had completed its initial type trials programme. Then, in accordance with an agreement signed in January 1964, further development, production and marketing of the Mi-2 were assigned exclusively to the Polish aircraft industry, which had flown its own first unit of the Mi-2 in November 1965. Production by WSK-Świdnik began in 1965, and this factory had since built over 4000 in 24 versions for both civil and military customers.

TECHNICAL DATA

Dimensions

Diameter of main rotor	14.55 m
Length overall, rotors turning	17.42 m
Length of fuselage	11.40 m
Height to top of rotor hub	3.75 m
Main rotor blades area (each)	2.40 m ²
Main rotor disc area	166.0 m ²

Weights and loadings

Basic operating weight	2365 kg
Max payload, excl. pilot, oil and fuel	800 kg
Normal T-O weight	3550 kg
Max T-O weight	3700 kg
Max disc loading	22.4 kg/m ²

Performance (at normal T-O weight)

Max level speed at 500 m	210 km/h
Max cruising speed at 500 m	200 km/h
Econ. cruising speed for max range at 500 m	190 km/h
Econ. cruising for max endurance at 500 m	100 km/h
Max rate of climb at S/L	4.5 m/s
Service ceiling	4000 m
Hovering ceiling in ground effect	2000 m
Hovering ceiling out of ground effect	1000 m
Minimum landing area	30 X 30 m
Range at 500 m with max internal and auxiliary fuel, 30 min reserves	580 km
Range at 500 m with max payload, 5% fuel reserves	170 km
EO/137/K/85	A.G.

14-miejscowy śmigłowiec wielozadaniowy

WERSJE:

- pasażerska, dla 12 pasażerów,
- transportowa, z dźwigarką pokładową na 150 kg, zabierająca 2100 kg ładunku podwieszanego,
- sanitarna, dla 4 chorych na noszach i jednej osoby obsługi medycznej,
- szkolno-treningowa z podwójnym układem sterowniczym.

KONSTRUKCJA. Dwusilnikowy turbiniowy śmigłowiec z czterołopatowym wirnikiem nośnym, trójłopatowym wirnikiem ogonowym i stałym podwoziem trójzespolowym.

Wirniki. Czterołopatowy przegubowy wirnik nośny i trójłopatowy wirnik ogonowy. Wirnik nośny ma wahadłowy tłumik drgań, zapewniający spokojny lot i niski poziom drgań. Łopatki obu wirników z laminatu szklano-epoksydowego. Końcówki łopat wirnika nosnego — trapezowe. Trzy wzmocnienia hydrauliczne wspomagające sterowanie podłużne, poprzeczne i skoku ogólnego wirnika nośnego oraz jeden wzmocniacz do sterowania wirnikiem ogonowym. Wał wirnika nośnego wyposażony w hamulec. Łopatki wirnika z termoelektryczną instalacją odlodzeniową.

Przeniesienie napędu. Transmisja napędu przez przekładnię główną, przekładnię pośrednią i przekładnię wirnika ogonowego. Wał transmisyjny wirnika ogonowego z rury duralowej ze sprzęgłami zębatymi. Od przekładni głównej napędzane są prądnice prądu stałego i zmiennego, dwie pompy olejowe i sprężarka powietrza.

Kadłub. Konstrukcja półskorupowa ze stópów lekkich. Belka ogonowa o przekroju kołowym z integralnym statecznikiem. Statecznik poziomy laminatowy jednodźwigarowy nic sprzężony ze sterowaniem wirnikiem. Miejsca załogi obok siebie, pilota z lewej, mechanika z prawej strony. Fotele regulowane, wyposażone w pasy bezpieczeństwa. Kabina dla 12 pasażerów. Fotele demontowalne do pomieszczenia w kablinie ładunku. Bagażnik z tyłu kabiny. Wymiary wewnętrzne kabiny: długość 3,20 m, maks. szerokość 1,55 m, maks. wysokość 1,40 m. Drzwi odsuwane po obu

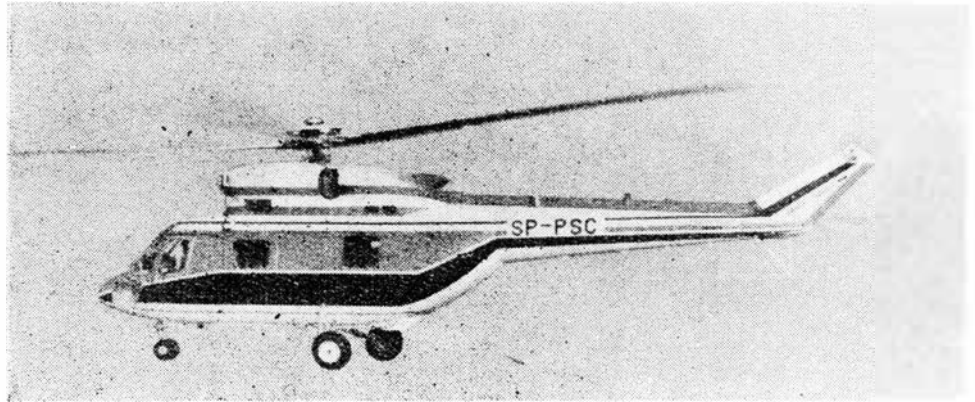
DANE TECHNICZNE

Wymiary

Srednica wirnika głównego	15,70 m
Srednica wirnika ogonowego	3,03 m
Długość z wirnikami	18,85 m
Długość kadłuba	14,10 m
Wysokość do szczytu głowicy wirnika	4,12 m
Rozpiętość statecznika	3,45 m
Rozstaw kół	3,40 m
Rozstęp osi podwozia	3,55 m
Powierzchnia wirnika nośnego	193,6 m ²
Powierzchnia wirnika ogonowego	7,2 m ²

Masy

Masa własna min.	3600 kg
Masa własna wersji wielozadaniowej	3637 kg
Masa użyteczna	2800÷3100 kg
Maks. ładunek płatny w kablinie	1800 kg
Maks. ładunek podwieszany	2100 kg
Normalna masa całkowita	6100 kg
Masa całkowita maks.	6350 kg



Fot. L. Zietaskowski

bokach kabiny: z tyłu kabiny po prawej stronie duże (wysokość 1,20 m, szerokość 1,25 m) pasażerskie lub towarowe, z przodu kabiny po lewej stronie o wysokości 1,20 m i szerokości 0,95 m. Szyby wiatrochronu ogrzewane. Wycieraczki na szymbach wiatrochronu przed miejscami załogi. Kabina ogrzewania, wentylowana i z izolacją dźwiękową.

Podwozie. Stałe, trójzespolowe z płożą ogonową. Podwozie przednie dwukołowe, niesterowne, samonostawne. Podwozie główne z kołami pojedynczymi wyposażonymi w hamulce pneumatyczne. Amortyzatory olejowo-powietrzne. Rozmiar kół głównych 700 X 250 mm, kół przednich 400 X 140 mm. Istnieje możliwość zastąpienia kół metalowymi nartami.

Zespół napędowy. Dwa silniki turbowalowe PZL-10W (produkowane przez PZL-Rzeszów wersja rozwojowa silnika Głuszenkow TWD-10) o mocy startowej i 30-minutowej 640 kW (870 KM), maks. mocy trwałej 515 kW (700 KM) i mocy maks. chwilowej 760 kW (1000 KM) 8-minutowej. Zespół napędowy jest wyposażony w elektroniczny układ sterowania mocą i zasilaniem w paliwo wraz z automatycznym równoważeniem momentu obrotowego oraz regulacją obrotów silników. Silniki i przekładnia główna są zawieszane na łożu ramowym

eliminującym możliwość przesunięcia zespołu napędowego z powodu deformacji struktury kadłuba. Elastyczne zbiorniki paliwa umieszczone pod podłogą kabiny mają łączną pojemność 1700 l. Istnieje możliwość umieszczenia w kablinie dodatkowego zbiornika o pojemności 1100 l. Silniki mają zdwojoną instalację przeciwpożarową. Każda komora silnikowa ma instalację przeciwpożarową uruchamianą automatycznie i ręcznie.

Instalacje. Dwa niezależne układy hydrauliczne do sterowania wirnikiem nośnym i ogonowym, odblokowaniem dźwigni skoku oraz do zasilania tłumika sterowania kierunkowego. Układ pneumatyczny uruchamia tylko hamulce kół głównych. Instalacja elektryczna na prąd stały i zmienny. Ogrzewanie kabiny powietrzem upustowym ze sprężarek silników. Światła nawigacyjne i antykollizyjne. Instalacja wentylacyjna i tlenowa na zamówienie.

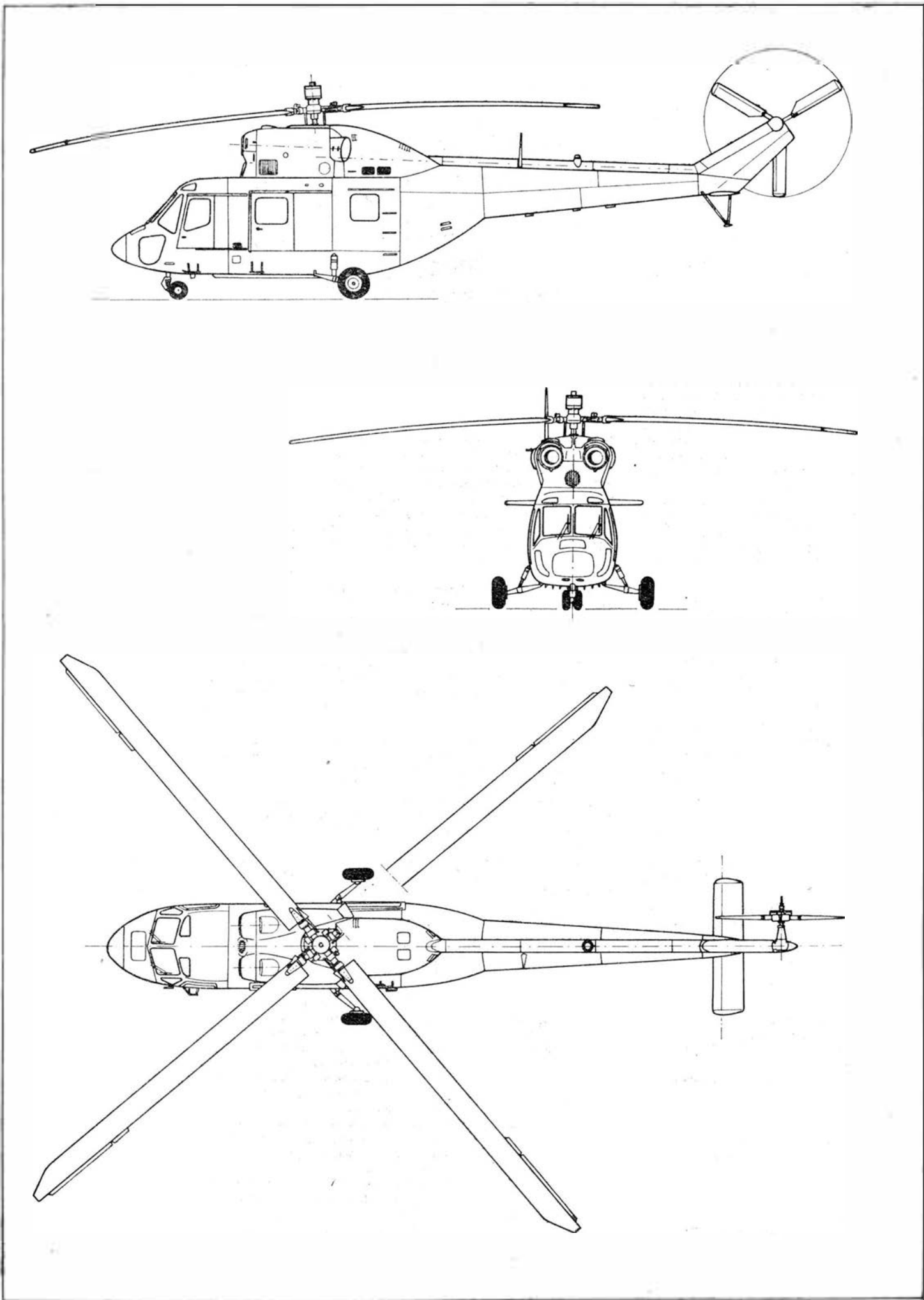
Wyposażenie. Wyposażenie radionawigacyjne do lotów w warunkach IFR. Dwukanałowy pilot automatyczny. Sygnalizator.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. PZL W-3 Sokół został zaprojektowany w PZL-Świdnik pod kierunkiem mgr. inż. Stanisława Kamińskiego. Pierwszy z pięciu prototypów wykonał pierwszy lot 16.XI.1979 r. Obecnie śmigłowiec jest wprowadzany do produkcji.

Osiągi (przy norm. masie całkowitej na 500 m ISA)

Prędkość dopuszczalna maks.	270 km/h
Prędkość maks. (pozioma)	255 km/h
Prędkość przelotowa maks.	235 km/h
Prędkość przelotowa ekonom.	220 km/h
Wznoszenie maks. na 0 m	8,5 m/s
Wznoszenie pionowe maks. na 0 m	1,5 m/s
Wznoszenie na jednym silniku, na 0 m	0,85 m/s
Pułap praktyczny	5000 m
Pułap zawisu z wpływem ziemi	2650 m
Pułap zawisu bez wpływu ziemi	1950 m
Zasięg z rezerwą 5% paliwa	680 km
Zasięg bez rezerwy	715 km
Zasięg z dod. zbiorn. z rezerwą 5%	1160 km
Zasięg z dod. zbiorn. bez rezerwy	1225 km
Czas lotu	
— maks. z rezerwą 5% paliwa	3 h 50 min
— maks. bez rezerwy	4 h 0,5 min
— maks. z dod. zbiorn. z rezerwą 5%	6 h 41 min
— maks. z dod. zbiorn. bez rezerwy	7 h 0,5 min

A.G.



Type: Fourteen-seat general-purpose medium weight helicopter

VERSIONS:

- passenger, for 12 passengers,
- frighter, with 2100 kg capacity external cargo sling and 150 kg capacity onboard hoist,
- ambulance, for 4 patients on stretchers and a medical attendant,
- pilot training, with dual controls.

DESIGN: Twin-turboshaft helicopter with four-blade main rotor, three-blade tail rotor and non-retractable tricycle landing gear.

Rotor system: Four-blade fully articulated main rotor and three-blade tail rotor. Main rotor has a pendular Salomon type vibration absorber, providing smooth flight and low vibrations levels. Blades of both rotors constructed of laminated glassfibre reinforced with epoxy resin. Main rotor blades have tapered tips. Three hydraulic boosters for longitudinal, lateral and collective pitch control of main rotor, and one booster for tail rotor control. Electrically de-icing system for rotor blades. Rotor brake fitted.

Rotor drive: Transmission driven via main rotor, intermediate and tail rotor gearboxes. Tail rotor drive shaft of duralumin tube with splined couplings. On the main rotor gearbox there are installed generator and alternator, two hydraulic pumps, air compressor.

Fuselage and tail unit: Conventional light alloy semi-monocoque fuselage with circular section tailboom and fin integral with tailboom structure. Horizontal stabilizer, under the end of tailboom, has a single spar, is built up of fiberglass-epoxy, and is not interconnected with the main rotor control drive. Cockpit with pilot (on port side) and flight engineer, side by side. Adjustable seats with safety belts. Dual controls and dual flight instrumentation optional. Accommodation for 12 passengers in main cabin. Seats removable for carriage of internal cargo. Luggage space at rear of cabin. Internal cabin dimensions: length 3.20 m, max width 1.55 m, max height 1.40 m. Door on each side of



Fot. L. Zielaskowski

flight deck: large (height 1.20 m, width 1.25 m) sliding door for passenger and/or cargo loading at rear of cabin on starboard side; second slide door (height 1.20 m, width 0.95 m) on port side at forward end of cabin. Windscreen wiper for pilot and co-pilot. Cabin sound-proofing, ventilation and heating standard.

Landing gear: Non-retractable tricycle type with tail-skid. Twin-wheel castoring nose unit; single wheel on each main unit. Main wheel fitted with pneumatic brakes. Oleo-pneumatic shock-absorbers on all units. Main-wheel tyres size 700 X 250 mm, nosewheel tyres size 400 X 140 mm. Metal ski landing gear optional.

Power plant: Two PZL-10W (PZL-Rzeszów development of Glushenkov TVD-10) turboshaft engines, each with rating 640 kW (870 shp) for T-O and 30 min, max continuous rating 515 kW (700 shp) and emergency rating 769 kW (1000 shp) for 8 min. Power plant is equipped with electronic fuel control and power governing, incorporating automatic torque sharing control as well as an automatic engine rpm trimming system. Engines and main rotor gearbox are mounted to a bed frame, eliminating any drive misalignment due to deformations of the fuselage structure.

Bladder fuel tanks beneath cabin floor with total capacity of 1700 litres. 1100 litres auxiliary fuel tanks on flight deck optional. Dual engine inlet de-icing standard. Each engine bay equipped with automatic and manual fire extinguishing system.

Systems: Two independent hydraulic systems for controlling main and tail rotors, unlocking collective pitch control lever, and feeding damper of directional steering system. Pneumatic system for main-wheel brakes only. Electrical system providing both AC and DC power. Automatic power control system linking power plant and rotor pitch for optimum performance. Fire detection and extinguishing system. Cabin heating by engine bleed air. Air-conditioning and oxygen systems optional. Anticollision lamps and navigation lights.

Avionics and equipment: Standard IFR nav/com avionics. Two-axis autopilot standard. Stability augmentation warning system.

DESIGN DEVELOPMENT: The PZL W-3 Sokół was designed by a team headed by S. Kamiński at PZL-Swidnik works. First of five prototypes was flown for the first time on 16 November 1979. The series production of the Sokół is started in 1985.

TECHNICAL DATA

Dimensions

Main rotor diameter	15.70 m
Tail rotor diameter	3.03 m
Length overall, rotors turning	18.85 m
Length of fuselage	14.10 m
Height to top of rotor head	4.12 m
Stabilizer span	3.45 m
Wheel track	3.40 m
Wheelbase	3.55 m
Main rotor disc	193.6 m ²
Tail rotor disc	7.2 m ²

Weights

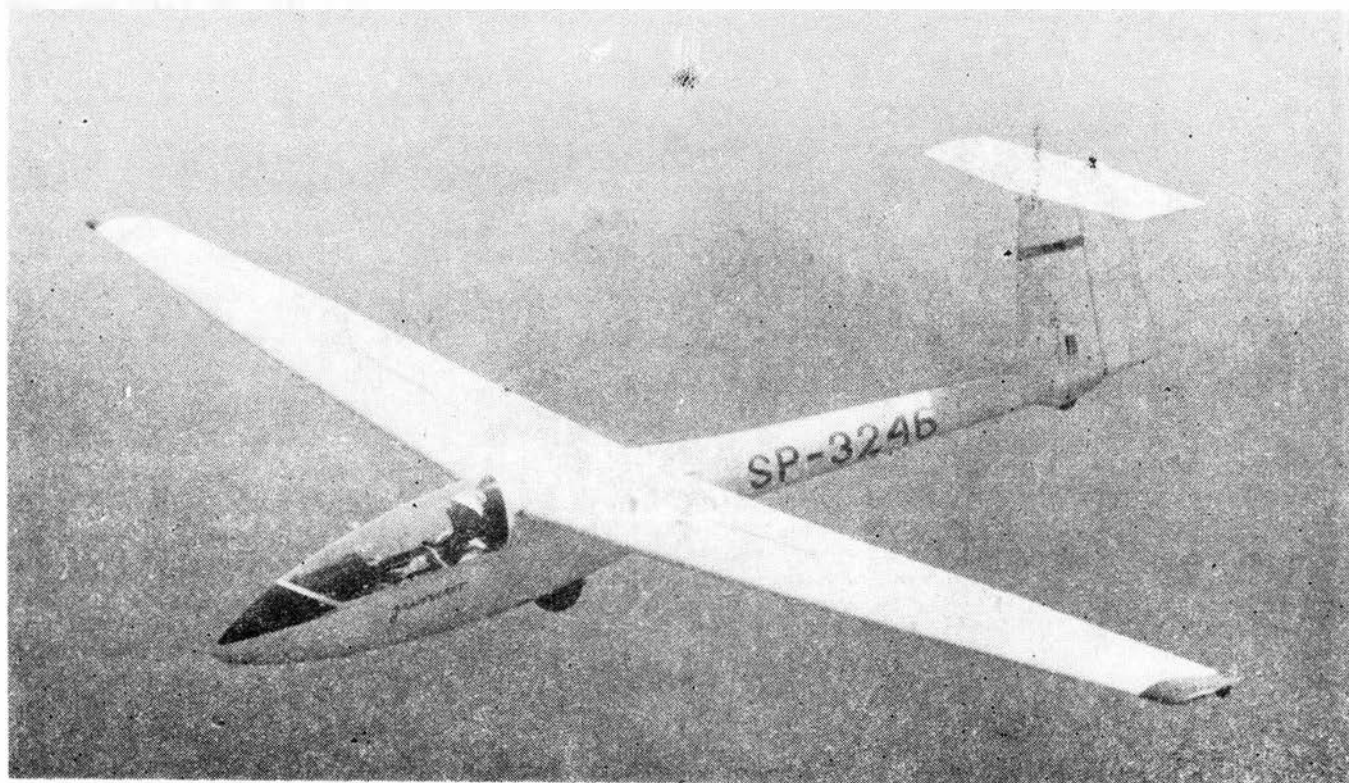
Minimum basic weight empty	3600 kg
Basic operating weight empty (general-purpose versions)	3637 kg
Useful load	2800-3100 kg
Max payload internal	1800 kg
Max payload external	2100 kg
Normal T-O weight	6100 kg
Max T-O weight	6350 kg

Performance (at normal T-O weight at 500 m, ISA)

Never-exceed speed	270 km/h
Max level speed	255 km/h
Max cruising speed	235 km/h
Economical cruising speed	220 km/h
Max rate of climb at S/L	8.5 m/s
Max vertical rate of climb at S/L	1.5 m/s
Rate of climb at S/L, one engine out	
— at emergency rating	0.85 m/s
Service ceiling	5000 m
Hovering ceiling IGO (in ground effect)	2650 m
Hovering ceiling OGO (out of ground effect)	1950 m
Range, standard fuel, 5% reserves	680 km
Range, standard fuel, no reserves	715 km
Range, with auxiliary fuel, 5% reserves	1160 km
Range, with auxiliary fuel, no reserves	1225 km
Endurance	
standard fuel, 5% reserves	3 h 50 min
standard fuel, no reserves	4 h 05 min
with auxiliary fuel, 5% reserves	6 h 41 min
with auxiliary fuel, no reserves	7 h 05 min

EO/17/K/85

A.G.



Fot. W. Gorgolewski

Type: Single-seat Club Class glider

DESIGN: Shoulder-wing glassfibre-epoxy sailplane with T-tail and non-retractable mono-wheel landing gear.

Wings: Cantilever shoulder-wing monoplane of double-tapered form. Wing sections: FX-SO 1-196 at root and SO 1/2-158 at tip. Dihedral 3°. No sweep at quarter-chord. Single-spar monocoque structure. Glassfibre sandwich skin with foam core. 1-section spar with box-type root part. Metal root rib. Duralumina single-plate airbrakes on upper wing surface only. Airbrake box, the airbrake push-rod actuating system as well as ailerons — suspended on the spar. Monocoque glassfibre aileron hinged in five points and actuated in one point by push-rod system. Automatic engagement of the airbrake actuating system and the aileron actuating system during assembling the wing with the fuselage. The wing tips with skids protecting the ailerons.

Fuselage: All-glassfibre monocoque structure stiffened in the rear part with the glassfibre semi-frames and foam ribs. The steel-tube welded framework in the central

part; the wings and undercarriage are attached to it. One-piece cockpit canopy side hinged. Seat arranged to obtain sitting-like pilot's position. The backrest adjustable on ground, rudder pedals adjustable in flight. Cabin ventilation with adjustable air blow onto the canopy and the pilot. Front and bottom towing hooks. Hooks actuated by cables.

Tail unit: Cantilever T-tail of glassfibre sandwich structure with foam core. Fin integral with fuselage. In the fin integrally-mounted aileron. Fabric-covered rudder. Horizontal tail unit with tailplane and elevator. Mass-balanced elevator with spring trim operated from the cockpit. Elevator actuated by push-rods, rudder by cables.

Landing gear: Non-retractable semi-recessed main wheel of 350 mm diameter. Disc brake on main wheel, actuated by cable. Tailwheel of 200 mm diameter.

Equipment: The instrument panel with standard equipment: airspeed indicator, altimeter, variometer, turn indicator and altimeter, variometer, turn indicator and transceiver and oxygen equipment.

DESIGN DEVELOPMENT: The SZD-51 Junior Club Class sailplane was designed in the years 1979-1980 to meet the requirement for an advanced training glider and so-called "small sport". The requirements included: easy pilotage, low landing and circling speed, proper stalling and spin characteristics, effective airbrake and wheel brake, allowable range of weight of a pilot with parachute; 55 to 110 kg without the need of use of balancing weight, easy ground handling, maintenance, servicing and repairs and over 2000 h service life. The aerodynamic prototype, the SZD-50-0 Junior, was flown for the first time on 31 December 1980. In the years 1981-1982 the technical drawings for the SZD-51-1 Junior production prototype were made and the prototype was flown for the first time in 1983. This prototype has the shape unchanged in relation to the SZD-50-0, but its structure and manufacturing methods are quite new, making possible of one-day cycle of making wings, fuselage and tail unit in negative moulds. The series production of the SZD-51-1 Junior begun in 1984.

TECHNICAL DATA

Dimensions

Wing span	15.0 m
Length overall	6.69 m
Height overall	1.54 m
Wing area	12.51 m ²
Wing aspect ratio	18
Mean aerodynamic chord	0.83 m
Cockpit width	0.62 m
Cockpit height	0.88 m
Tailplane span	2.75 m

Weights and loadings (at pilot weight 90 kg)

Weight empty, equipped	245 kg
------------------------	--------

Max T-O weight	580 kg
Max wing loading g limits	2.9 kg/m ² +5.3/-2.65

Performance

Best glide ratio	35
at	78 km/h
Min. sinking speed	0.6 m/s
at	72 km/h
Stalling speed	69 km/h
Max permissible speed	220 km/h
Max acro-tow speed	140 km/h

EO134/K85 A.G.



Fot. M. Lempart

Type: Single-seat high-performance Standard Class sailplane

DESIGN: High-wing glassfibre sailplane with T-type tail unit and retractable mono-wheel landing gear.

Wings: Cantilever high-wing monoplane of tapered form. Wing section NN-8. Dihedral 1°30'. The leading edge perpendicular to the glider longitudinal axis of symmetry. Glassfibre single-spar ribless structure with double-cell torsion box. Glassfibre sandwich wing skin with foamed core. The aileron hinged in five points and actuated in one point by push-rods and special kinematics system housed completely in the wing. The airbrake plates (upper and lower) made of duralumin sheet are housed in the separate boxes and actuated by push-rod system with polyamid conical gear set. The wing tips with skids protecting the ailerons. 150 litres of water ballast in the wing tanks.

Fuselage: The monocoque glassfibre stressed structure stiffened in the rear part with the semi-frames and fin ribs. The steel-tube framework in the central part

where the wings, undercarriage and pilot's safety harness are attached. The undercarriage housing covered with glassfibre door. Cockpit cover consists of two pieces: Perspex fixed windscreen and closed with two locks canopy. The instrument panel can be shifted back after removing central front screw to allow the access to all the instruments. Rudder pedals equipped with adjustable stops allowing the accurate setting. Airbrake and wheel brake levers are separated.

Tail unit: Cantilever T-tail of glassfibre sandwich structure with foamed core. Fin integral with fuselage. Tailplane to fuselage fittings are fixed on rear spar and auxiliary front spar. Mass-balanced elevator with spring trim operated from the cockpit. Elevator actuated by push-rods, rudder — by cables housed in the polyamid tubes.

Landing gear: Mechanically-retractable mono-wheel with tyre size 350 X 235 mm. Tail wheel of 200 mm diameter. Disc brake of main wheel. Optional e.g. towing hook on the main wheel fork.

Equipment: Standard equipment consists of airspeed indicator, altimeter, variometer,

turn; indicator and compass. Optional items: artificial horizon, transceiver and oxygen equipment.

DESIGN DEVELOPMENT: SZD-48 Jantar Standard sailplane was designed by Władysław Okarnus on the basis of SZD-41A Jantar Standard glider which flew for the first time on 3 October 1973 and was put into production in 1974 (a total of 160 SZD-41As had been built for customers in 18 countries, when the production was ended). The main changes introduced into SZD-48 sailplane in respect to SZD-41A are the following: wing shifted up for about 10 cm, new wing to fuselage fairing, fuselage shorter for about 40 cm, tailplane and fin lowered for 10 cm, water ballast increased up to 150 kg. SZD-48 flew for the first time on 10 December 1977 piloted by January Roman. On 16 April 1982, the SZD-48-3 Jantar Standard 3 sailplane was flown for the first time. A total of 120 Jantar Standard 3s had been built by the end of 1984. A total of 445 SZD-48 had been built by the end of 1984 and a total of 605 of all Jantar Standards.

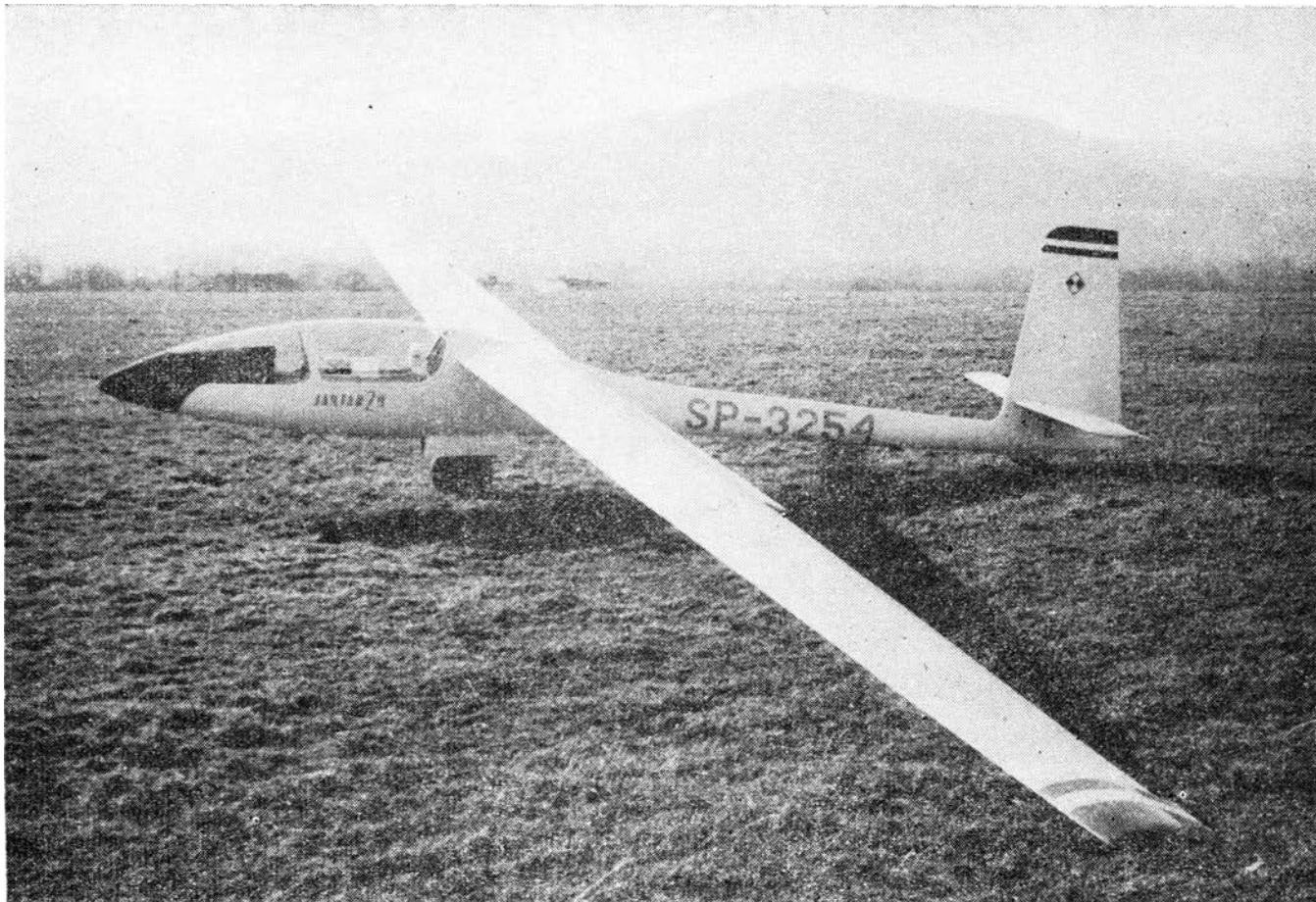
TECHNICAL DATA

Dimensions

Wing span	15.00 m
Length overall	6.85 m
Height over tail	1.51 m
Wing area	10.66 m ²
Wing aspect ratio	21.1
Wing chord at root	0.95 m
Wing chord at tip	0.45 m
Mean standard chord	0.742 m
Tailplane span	2.43 m
Tailplane area	1.26 m ²
Vertical tail area	1.03 m ²

Weights and loadings

Weight empty, equipped	271 kg
Max T-O weight	
without water ballast	320 kg
with water ballast	540 kg
Max wing loading	50 kg/m ²
Performance	at 326 kg
Best glide ratio	40
at	95
Min sinking speed	0.69
at	75
Stalling speed	68
Max permissible speed	285
Max aero-tow speed	150
EO/137/K/85	W.K.



Fot. M. Lempart

Type: Single-seat high-performance Open Class sailplane

DESIGN: Shoulder-wing glassfibre sailplane with conventional tail unit and retractable mono-wheel landing gear.

WINGS: Cantilever shoulder-wing monoplane of tapered form. Wortmann wing sections: FX-67-K-170 at root, FX-67-K-150 at tip. Dihedral 2°. No sweep at quarter-chord. Wing built in two parts of single-spar ribless structure with glassfibre/foamed core sandwich skin. Spar flanges of glassfibre composites and spar walls of glassfibre/foamed core sandwich construction. One-piece slotless ailerons of glassfibre/foamed core sandwich structure hinged in six points and actuated in two points. Elasticity-type flaps hinged on the wing upper skin. Flap travel +8°/-8°. Light alloy DFS-type airbrakes above and below each wing. Ailerons, flaps and brakes actuated by push-rods carried in ball bearings. Provision in wing for 167 litres of water ballast.

Fuselage: All-glassfibre monocoque structure. Centre part has a steel tube welded frame coupling together the wings, fuselage and landing gear. Two-piece canopy. Windscreen fixed, rear part hinged. Semi-reclining seat with ground-adjustable backrest. Rudder pedals adjustable in flight. Excellent air-ventilation of the cockpit. Provision for extra e.g. towing hook enabling easy winch-launching.

Tail unit: Cantilever cruciform tail of glassfibre/foamed core sandwich structure. Fin integral with fuselage, carries integrally-mounted VHF aerial. Elevator actuated by push-rods. Elevator trimming realized by spring locked in the proper position with knob on control stick and ground-adjustable tabs. Rudder operated by cables running in tubes located in the fuselage.

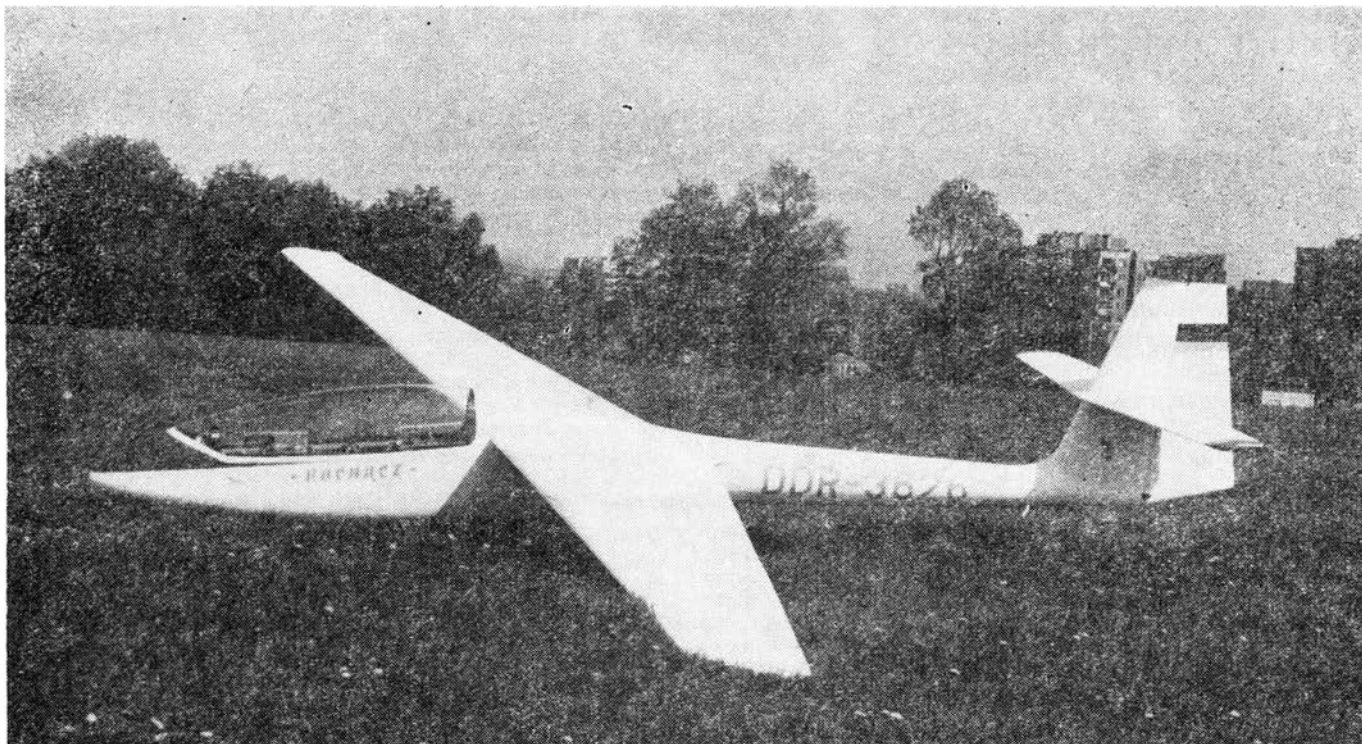
Landing gear: Mechanically-retractable mono-wheel of 400 mm diameter (tyre pressure 236 kPa) with two axial rubber shock-absorbers and disc brake. Tail wheel of 200 mm diameter.

Equipment: Normal cockpit instrumentation plus VHF transceiver, artificial horizon and oxygen equipment.

DESIGN DEVELOPMENT: The first production version of Jantar Open Class sailplane — designed by Adam Kurbiel — was SZD-38A Jantar 1, which was flown for the first time on 7 August 1973. A total of 57 Jantar 1s had been built by the beginning of 1976, when the production was ended, for customers in 9 countries. The second version was SZD-42-1 (formerly marked as SZD-42A) Jantar 2 flown on 2 February 1976 — a total of 23 had been built. SZD-42-2 Jantar 2B was first flown on 13 March 1978. The basic changes introduced in respect to earlier versions are as follows: wing shifted up for 12.5 cm, wing to fuselage incidence lowered by 1°30', water ballast increased up to 167 kg, modified elevator trimming, canopy hinged instead of free opened. A total of 93 Jantar 2Bs had been built by the end of 1984 and total of 175 of all Open Class Jantars.

TECHNICAL DATA

				Performance		at 432 kg	at 649 kg
Dimensions		Tailplane area	1.35 m ²	Best glide ratio		50,3	50,3
		Vertical tail area	1.20 m ²	at		87	103 km/h
		Weights and loadings		Min sinking speed		0,46	0,53 m/s
Wing span	20.5 m	Weight empty, equipped	362 kg	at		80	95 km/h
Length overall	7.18 m	Max T-O weight		Stalling speed		63	80 km/h
Height over tail	1.76 m	without water ballast	482 kg	Max permissible speed in rough air		250	250 km/h
Wing area	14.25 m ²	with water ballast	649 kg			200	200 km/h
Wing aspect ratio	29.2	Max wing loading	45.6 kg/m ²	Max acro-tow speed		140	140 km/h
Wing chord at root	0.90 m	g limits at 54°C	+5.30/-2.65	EOI:37/K/85			W.K.
Mean standard chord	0.731 m						
Tailplane span	2.60 m						



Fot. M. Lempart

Type: Two-seat performance training sailplane

DESIGN: High-wing glassfibre sailplane with conventional tail unit and double-wheel monorace-type landing gear.

Wings: Cantilever high-wing monoplane of tapered form. Wing section of Wortmann's laminar aerofoils. Wing consists of outer and inner parts of glassfibre single-spar structure with sandwich skin. Wing of ribless structure. Box-spar with rowing flanges. The main fitting with a horizontal pin. 20% plain ailerons of sandwich structure hinged in six points and actuated by push-rods in one point. Single-plate DFS metal airbrakes on upper and lower wing surfaces. Wing fitted to fuselage with four pins.

Fuselage: Glassfibre monocoque structure integral with the fin. Two plywood frames at the central part connected with undercarriage, spars and upper and lower floor. Cockpit of tandem arrangement with one-

-piece McCaplex canopy, side hinged. Cockpit with adjustable ventilation. In the case of standard cockpit equipment the instrument panel for rear seat optional. Front pedals adjustable in flight. Bottom seat adjustable. Front and bottom towing hooks SZD or TOST type.

Tail unit: Cantilever cruciform tail of glassfibre sandwich structure with fabric-covered rudder and elevator. Tailplane fitted to fin by tube spar and front pins. Trimming tab on elevator. Elevator actuated by push-rods. Rudder operated by cables.

Landing gear: Double-wheel, with nose wheel, monorace type. Non-retractable semi-recessed main wheel with tyre size 350 x 135 mm has shock-absorber and disc brake independent of airbrakes control. Fixed nose wheel size 255 x 110 mm without brake. Tail skid.

Equipment: Standard equipment consisting of PR-250s airspeed indicator, W-12s altimeter, PR-03, total energy variometer,

EZS-3 electric turn indicator and BS-1 compass, all of PZL production. Optional: RS 6101-1 VHF transceiver and TA-03A oxygen equipment with 8 l bottle.

DESIGN DEVELOPMENT: SZD-50 Puchacz sailplane was designed by Adam Meus to meet the OSTIV-1976 regulations and JAR-22 regulations. The first prototype provisory marked as SZD-50-1 Dromader was flown for the first time on 21 December 1976. SZD-50-2 Puchacz flew for the first time on 20 December 1977 and its production version — on 13 April 1979. SZD-50-3 Puchacz sailplane has been granted the Polish, LBA (FRG), Austrian, Canadian and Swedish type certificates. Puchacz is built for domestic use and for the customers in Argentina, Austria, Denmark, Finland, GDR, Great Britain, Greece, FRG, Sweden, Turkey and the USSR. The current version, SZD-50-3, has a larger horizontal tail situated 30 cm higher on the fin and an enlarged rudder. A total of 100 had been built by the end of 1981.

TECHNICAL DATA

Dimensions

Wing span <i>rozp.</i>	16.67 m
Length overall <i>dot</i>	3.38 m
Height over tail <i>dot</i>	2.04 m
Wing area	18.16 m ²
Wing aspect ratio	15.3
Wing chord at root	1.60 m
Wing chord at tip	0.551 m
Mean standard chord	1.178 m
Tailplane span	4.20 m
Tailplane area	2.79 m ²
Vertical tail area	1.37 m ²

Weights and loadings

Weight empty, equipped 3600 + 10 kg

Max T-O weight	570 kg
Max wing loading g limit	31.4 kg/m ²
	+5.30/-2.65

Performance

Best glide ratio	30
at	96 km/h
Min sinking speed	0.70 m/s
at	78 km/h
Stalling speed	60 km/h
Max permissible speed	
in smooth air	215 km/h
in rough air	160 km/h
Max acro-tow speed	150 km/h
Max winch-launching speed	110 km/h

EO/137/K/85

A.G.

DANE TECHNICZNE STATKU POWIETRZNEGO

- 1 — wymiary
- 2 — rozpiętość (skrzydła)
- 3 — długość (całkowita)
- 4 — wysokość (c.)
- 5 — w. w linii lotu
- 6 — w. na postoju (samolotu z kołem tylnym)
- 7 — długość całkowita (śmigłowca), wirniki w ruchu
- 8 — wysokość do głowicy wirnika
- 9 — rozstaw kół (podwozia)
- 10 — baza podwozia
- 11 — cięciwa skrzydła (stała)
- 12 — cięciwa końcowa, c. na końcu
- 13 — c. nasadowa, c. przykadłubowa
- 14 — średnia cięciwa aerodynamiczna, SCA
- 15 — ś. c. geometryczna
- 16 — wydłużenie skrzydła
- 17 — skos (skrzydła)
- 18 — s. ujemny (s.), skos do przodu
- 19 — wznios (s.)
- 20 — w. ujemny
- 21 — wychylenie klap
- 22 — w. powierzchni sterowej
- 23 — rozpiętość usterzenia poziomego
- 24 — średnica śmigła
- 25 — prześwit śmigła nad ziemią (w linii lotu)
- 26 — średnica wirnika nośnego (śmigłowca)
- 27 — ś. śmigła ogonowego (śmigłowca)
- 28 — szerokość drzwi
- 29 — wysokość d.
- 30 — długość kabiny (łącznie z kabiną pilotów)
- 31 — (wewnętrzna) szerokość kabiny
- 32 — (w.) wysokość k.
- 33 — szerokość przejścia między rzędami foteli
- 34 — podziałka (wzdłużna) foteli (pasażerskich)
- 35 — powierzchnie
- 36 — powierzchnia skrzydła, p. nośna
- 37 — powierzchnia (jednej) łopaty wirnika nośnego (śmigłowca)
- 38 — p. tarczy wirnika nośnego (ś.)
- 39 — p. usterzenia poziomego
- 40 — p. u. pionowego
- 41 — p. lotek (obu)
- 42 — p. klap (obu)
- 43 — p. statecznika pionowego
- 44 — p. steru kierunku
- 45 — p. statecznika poziomego
- 46 — p. steru wysokości (całkowita)
- 47 — p. podłogi (kabiny)
- 48 — objętości, pojemności
- 49 — objętość kabiny
- 50 — pojemność zbiorników paliwa
- 51 — objętość bagażnika
- 52 — ciężary (masy) i obciążenia
- 53 — ciężar własny, wyposażony; masa własna
- 54 — c. w. z wyposażeniem standardowym, m. w. z w. s. c. do startu, m. do s.; c. całkowity, m. całkowita; c. w locie, m. w l.
- 56 — c. do lądowania, m. do lądowania
- 57 — c. (m.) w kategorii normalnej
- 58 — c. (m.) w k. użytkowej
- 59 — c. (m.) w k. ograniczonej (dla samolotów rolniczych)
- 60 — c. bez paliwa, m. b. p.
- 61 — c. do kołowania, m. do k.
- 62 — c. handlowy, m. handlowa; c. płatny, m. płatna
- 63 — c. użyteczny, m. użyteczna; c. rozporządzalny, m. rozporządzalna
- 64 — (maks.) ciężar paliwa; (m.) masa p.
- 65 — udźwig chemikaliów (samolotu rolniczego)
- 66 — obciążenie powierzchni (nosnej) (skrzydła)
- 67 — o. tarczy wirnika (nośnego)
- 68 — o. mocy
- 69 — o. ciągu
- 70 — ograniczenia przeciążeń
- 71 — osiągi
- 72 — prędkość nieprzekraczalna (w eksploatacji)
- 73 — maks. p. startu za wyciągarką (dla szybowca)
- 74 — prędkość maksymalna (lotu poziomego)
- 75 — maks. p. przelotowa
- 76 — ekonomiczna p. p.
- 77 — p. robocza, p. eksploatacyjna (samolotu rolniczego)
- 78 — p. podejścia, p. zbliżania
- 79 — p. lądowania (z klapami wychylonymi)
- 80 — p. oderwania
- 81 — p. przeciągnięcia bez gazu, w konfiguracji gładkiej
- 82 — p. p. z klapami, p. p. w konfiguracji do lądowania
- 83 — (maks.) wznoszenie (przy ziemi), (m.) prędkość wznoszenia
- 84 — wznoszenie z jednym silnikiem nieczytanym
- 85 — czas wznoszenia na wysokość ... m
- 86 — pułap praktyczny
- 87 — pułap operacyjny, maks. wysokość eksploatacyjna
- 88 — pułap zawisu z wpływem ziemi (dla śmigłowca)
- 89 — p. z. bez wpływu z. (dla s.)
- 90 — doskonałość (szybowca)
- 91 — minimalne opadanie (s.)
- 92 — rozbieg
- 93 — długość startu (do wysokości 15 m)
- 94 — d. lądowania (z w. 15 m)
- 95 — dobieg
- 96 — trawa
- 97 — beton
- 98 — wymagana długość drogi startowej
- 99 — równoważna długość lotniska
- 100 — maksymalna wysokość lotniska npm
- 101 — minimalna powierzchnia do lądowania (śmigłowca)
- 102 — zasięg z pełnym paliwem, z. z pełnymi zbiornikami
- 103 — z. z maksymalnym ładunkiem
- 104 — zużycie paliwa
- 105 — rezerwy paliwa
- 106 — rezerwa na przelot 200 m. m. (na lotnisko zapasowe)
- 107 — r. na oczekiwaniu 45 minut (nad lotniskiem)

AIRCRAFT TECHNICAL DATA

- 1 — dimensions
- 2 — (wing) span
- 3 — (overall) length
- 4 — (o.) height
- 5 — h., tail up
- 6 — h., tail down
- 7 — length overall, rotors turning
- 8 — height to top of rotor hub
- 9 — wheel track, landing gear t.
- 10 — wheelbase, wheel base
- 11 — wing chord (constant)
- 12 — (wing) tip c.; w. c. at tip
- 13 — (w.) root c.; w. c. at root
- 14 — (w.) mean aerodynamic chord; MAC
- 15 — (w.) standard mean c.
- 16 — w. aspect ratio
- 17 — (w.) sweepback
- 18 — (w.) sweepforward
- 19 — (w.) dihedral
- 20 — (w.) anhedral, w. cathedral
- 21 — flap deflection
- 22 — control surface d.; c. s. displacement
- 23 — tailplane span
- 24 — propeller diameter
- 25 — p. ground clearance (tail up)
- 26 — main rotor diameter
- 27 — tail r. d.
- 28 — door width
- 29 — d. height
- 30 — cabin length (including flight deck)
- 31 — (internal) c. width
- 32 — (internal) c. height
- 33 — aisle (width)
- 34 — (passenger) seat pitch
- 35 — areas
- 36 — wing area
- 37 — main rotor blade a. (each)
- 38 — m. r. disc a.
- 39 — tailplane a.
- 40 — vertical tail a.
- 41 — ailerons a. (total)
- 42 — flaps a. (t.)
- 43 — fin a.
- 44 — rudder a.
- 45 — (horizontal) stabilizer a.
- 46 — elevator a. (total)
- 47 — (cabin) floor a.
- 48 — volumes
- 49 — cabin volume
- 50 — fuel capacity
- 51 — baggage compartment volume
- 52 — weights and loadings
- 53 — weight empty, equipped
- 54 — w. e., standard equipment
- 55 — (max.) takeoff w., max TO w., gross w., total w.
- 56 — (max.) landing w.
- 57 — (max.) normal category w.
- 58 — (max.) utility c. w.
- 59 — (max.) restricted c. w.
- 60 — zero-fuel w.
- 61 — ramp w., taxi w.
- 62 — payload (w.)
- 63 — useful l., utility load; disposable l.; d. w.
- 64 — (max.) fuel l.
- 65 — (max.) chemicals l.
- 66 — wing loading
- 67 — rotor disc l.
- 68 — power l.
- 69 — thrust l.
- 70 — g-limits
- 71 — performance
- 72 — never-exceed speed
- 73 — max. winch-launching s.
- 74 — max. level s.
- 75 — max. cruising s., max. cruise
- 76 — economical c. s.
- 77 — operating s., working s. (of ag-plane)
- 78 — approach s.
- 79 — landing s. (flaps down)
- 80 — unstick s.
- 81 — stalling s. power-off clean (configuration)
- 82 — s. s. flaps down, s. s. landing configuration
- 83 — (max.) rate of climb, ROC, climb (at S.L.)
- 84 — one engine inoperative c.
- 85 — time to ... m (altitude)
- 86 — service ceiling
- 87 — max operating altitude
- 88 — hover(ing) ceiling in ground effect
- 89 — h. c. out of g. e.
- 90 — best glide ratio (of sailplane or glider)
- 91 — minimum sinking speed (of s. or g.)
- 92 — takeoff run, TO run
- 93 — l. distance (over 15m/50ft obstacle)
- 94 — landing distance (over 15m/50ft obstacle)
- 95 — l. run
- 96 — grass
- 97 — concrete
- 98 — required runway length
- 99 — balanced field l.
- 100 — max airfield altitude
- 101 — minimum landing area (for helicopter)
- 102 — range with maximum fuel
- 103 — r. with m. payload
- 104 — fuel consumption
- 105 — f. allowances, f. reserves
- 106 — 200 nm diversion
- 107 — 45 min holding

K.D.

Pozarolnicze zastosowania samolotów rolniczych

Poza zabiegami agrolotniczymi w rolnictwie i leśnictwie polegającymi na chemicznym zwalczaniu chorób i szkodników roślin uprawnych i lasów, walce z chwastami, desykacji roślin oraz nawożeniu, wapnowaniu pól i upraw Zakład Usług Agrolotniczych WSK PZL-Warszawa-Okęcie wykonuje inne zabiegi takie jak: rekultywacja i zadarnianie skarp metodą awiohydroobsiewu oraz patrolowanie i gaszenie pożarów leśnych.

Rekultywacja i zadarnianie skarp metodą hydroobsiewu

Nawożenie oraz obsiewanie trawą nietypowych powierzchni jak np. hałd ziemi, wyrobisk, nasypów kolejowych itp., do których jest bardzo trudny dostęp, stwarzało bardzo wiele problemów, a czasami był niemożliwy do wykonania konwencjonalnymi metodami i zupełnie nieopłacalny do wykonania ręcznego. Dlatego, korzystając z amerykańskiego patentu z 1955 r., w Instytucie Badawczym Dróg i Mostów opracowano technologię wykonania tych zabiegów metodą hydroobsiewu.

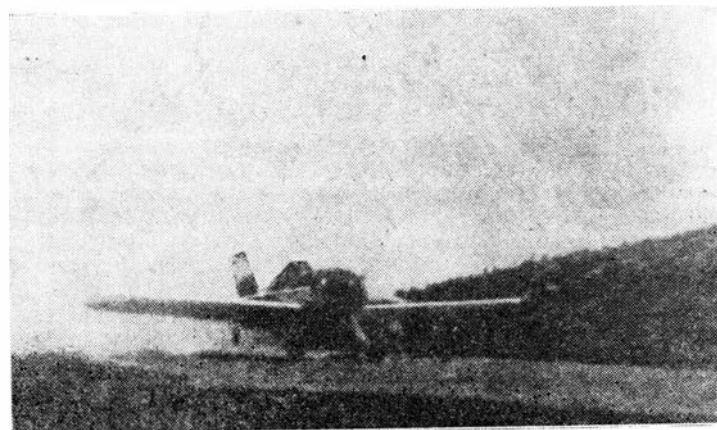
Metoda ta polega na pokrywaniu terenu mieszanką siewną zawierającą nasiona traw i roślin motylkowych, właściwie przefermentowane osady z oczyszczalni ścieków oraz w miarę możliwości wapno, nawozy, torf, trociny itp. Pokrywanie odbywa się za pomocą urządzeń podających mieszankę pod dużym ciśnieniem. Mieszanka taka dobrze przywiera do obsianej powierzchni, nie spływa po skarpach, a jej ciemny kolor ułatwia kontrolę równomierności pokrycia podłoża.

Technologia ta wymaga podania minimum 20÷40 t mieszanki na hektar. Przy tak dużej dawce oraz dużych powierzchniach (np. wyrobiska po kopalni węgla brunatnego) zabieg ten może wykonać jedynie samolot rolniczy.

W 1982 r. Instytut Badawczy Dróg i Mostów wspólnie z Zakładem Usług Agrolotniczych przeprowadził udaną próbę awiohydroobsiewu samolotem An-2R.

W 1983 r. próby te były kontynuowane na samolocie PZL-106AS Kruk. Pozytywne rezultaty prób i modyfikacja urządzeń na samolocie Kruk pozwoliły Oddziałowi ZUA we Wrocławiu przystąpić w 1984 r. do realizacji zabiegów nawożenia i awiohydroobsiewu skarp hałd Kopalni Węgla Brunatnego w Bełchatowie oraz na stawie osadowym w Zakładzie Górniczym Lubin.

W Kopalni Węgla Brunatnego w Bełchatowie do awiohydroobsiewu zastosowano samolot PZL-106 wyposażony w urządzenie do zrzutu jednorazowego ładunku mieszanki ściekowo-nasiennej wynoszącej 900 kg. Loty wykonywano na wysokości 5÷20 m w zależności od skłonu i powierzchni pola. Najlepszą równomierność rozkładu masy, celność i regularny kształt powstałego śladu substancji pościekowej na podłożu uzyskuje się, gdy lot roboczy wykonywany jest



Rys. 1. Start samolotu PZL-106 Kruk w Bełchatowie/Take-off PZL-106 Kruk in Belchatov. Fot.: B. Witkowski

Non-agricultural applications of ag-planes

Apart from agricultural air operations carried out for agriculture and forestry, consisting in chemical forest and cultivated plant disease and pest control, weed killing, plant desiccation and aerial top-dressing, land and crop liming, the Agricultural Air Service Enterprise at WSK PZL-Warszawa-Okęcie performs also other operations such as land reclamation and sod formation on slopes with the aerial hydroseeding method or patrolling and forest fire fighting.

Land reclamation and sod formation on slopes with the hydroseeding method

Fertilization and sowing of non-typical very hard to reach land surfaces, e.g. earth dumps, excavations, railway embankments, etc., with grass caused a lot of problems and sometimes was impossible to be performed with conventional methods, being also absolutely unprofitable when carried out manually. That is why a practical method to perform such operations by hydroseeding, with making use of an American patent from 1955, was worked out at the Roads and Bridges Research Institute.

This method consists in covering the land with a sowing mixture containing seeds of grass and papilionaceous plants, properly digested sludge from a sewage treatment plant and, as far as possible, lime, fertilizers, peat, sawdust etc. The land covering is performed with the use of special devices which feed the mixture under high pressure. Such mixture adheres properly to the sown area, does not flow down the slopes and its dark colour facilitates monitoring of the land covering uniformity.

This method requires to apply at least 20 to 40 metric tons of the mixture per hectare. The so great dosage and large ground areas (e.g. excavations left by a brown coal mine) cause that this operation can be performed by an ag-plane only.

In 1982, the Roads and Bridges Research Institute in co-operation with the Agricultural Air-Service Enterprise carried out a successful trial of aerial hydroseeding with the use of an An-2R aeroplane.

In 1983 these trials were carried on with the use of a PZL-106AS Kruk aircraft. Satisfactory results of the trials and modification of the equipment used on the Kruk aeroplane made it possible for the Wrocław Division of the Agricultural Air Service Enterprise to start in 1984 operations of aerial top-dressing and hydroseeding on slopes of dumps of the Brown Coal Mine at Bełchatów and on banks of a subsidence pond at the Mining Works at Lubin.

The aerial hydroseeding at the Brown Coal Mine at Bełchatów was performed with the use of a PZL-106 aircraft equipped with a device for single drop of a sludge-seed mixture charge of 900 kg total weight. The flights were performed at the altitude of 5 to 20 m depending on the field slope and area. The best uniformity of the mass distribution, drop accuracy and regularity of the shape of the sludge-seed mixture trace on the ground could be obtained when the working flight was performed at altitude of 10 m. A single aeroplane can perform 40 operating flights for 8 working hours and this gives the total covered area of ca. 20 hectares. It has been found that for a single drop the effective covering of the ground can be achieved on an area of approx. 500 m² (13×45 m). Working dose of 1.8 l/m² was obtained which could be converted into the maximum spray rate of 907 l/s.

In autumn 1983 the Olsztyn Division of the Agricultural Air Service Enterprise in co-operation with Petrochemia-Plock made attempts to add earth to a settling tank with post-flotation deposits of crude oil and, on obtaining satisfactory results, commenced work within this scope in 1984, using an An-2R airplane with modified hopper for che-

na wysokości 10 m. Jeden samolot w ciągu 8 h pracy może wykonać 40 lotów operacyjnych, co daje powierzchnię pokrycia ca 20 ha. Podczas jednego zrzutu efektywne pokrycie podłoża stwierdza się na powierzchni ok. 500 m² (13×45 m). Uzyskano dawkę roboczą 1,8 l/m², co dało maksymalny wydatek sekundy 907 l/s.

Jesienią 1943 r. Oddział ZUA w Olsztynie wspólnie z Petrochemią Płock dokonał prób nawiezenia ziemią zbiornika osadowego z osadami poflotacyjnymi ropy naftowej i, po uzyskaniu pozytywnych rezultatów, w 1984 r. przystąpił do prac w tym zakresie. Wykorzystano tu samolot An-2R ze zmodyfikowanym zbiornikiem na chemikalia z podwójnie zwiększonym otworem wysypowym.

W 1984 r. Oddział ZUA w Szczecinie rozpoczął próby nawiezenia ziemią hald poflotacyjnych fosforytowej rudy Zakładów Chemicznych Police.

Pozostała do rozpracowania rekultywacja hald kopalni siarki w Machowie, hald pyłowych Elektrociepłowni w Koninie oraz wiele tego typu obiektów w Polsce, oczekujących na wyniki przeprowadzonych eksperymentów.

Patrolowanie i gaszenie pożarów leśnych

Ważną funkcją, którą samoloty pełnią w lesie jest patrolowanie obszarów leśnych w celu możliwie szybkiego wykrywania pożarów, określenia ich miejsca z dokładnością do 200 m i alarmowania naziemnych organów ochrony przeciwpożarowej.

Początek zastosowania sprzętu latającego do wykrywania pożarów leśnych w Polsce datuje się od 1960 r. Pierwsze przedsięwzięcia w tym zakresie objęły współdziałanie z Aeroklubem PRL, lotnictwem sanitarnym oraz lotnictwem wojskowym. Wykrywanie pożarów i przekazywanie meldunków odbywało się w czasie normalnych przelotów samolotów (treningowych, transportowych, ratowniczych).

W 1965 r. podjęto próby stałego patrolowania obszarów leśnych na terenie województw o większym zagrożeniu pożarowym. Do dokonywania lotów patrolowych wykorzystywane były cztery samoloty typu Jak-12 i śmigłowiec SM-1. W latach 1968÷1969 włączono do patrolowania samoloty PZL-101 Gawron i PZL-104 Wilga. Jednocześnie prowadzone przez Instytut Badawczy Leśnictwa badania ustaliły, że najkorzystniejszy pułap lotu wynosi 400÷500 m, pozwalając na obserwację pasa lasu o szerokości 30 km.

W latach następnych ustalono wymagania dot. samolotu patrolowego: m.in. prędkość 250 km/h, miejsca w samolocie dla minimum dwóch osób, oszklenie i dobra widoczność kabiny itp. Obecnie produkowany samolot PZL-110 Koliber spełnia te wymagania.

Poważnym postępowaniem w walce z pożarami było wprowadzenie lotnictwa do zwalczania pożarów leśnych. W 1967 r. do przeprowadzenia prób gaszenia pożarów wytypowano samolot An-2R, początkowo przy użyciu typowych urządzeń agrolotniczych, a później w latach 1971÷1974 przy użyciu urządzenia prototypowego.

Badania samolotu M18 Dromader przeprowadzone były w latach 1978÷1979. Wytypowanie tego samolotu do gaszenia pożarów lasów podyktowane zostało możliwością zastosowania w dnie zbiornika specjalnej kłapy umożliwiającej jednoczesny zrzut całej zawartości zbiornika przy zapewnieniu dawki wynoszącej 1 l/m².

Poza samolotem M18 Dromader przeprowadzono próby gaszenia pożarów na samolocie PZL-106AS Kruk i, po uzyska-



Rys. 3. PZL M18 Dromader podczas gaszenia pożarów leśnych/The PZL M18 Dromader in forest fire-fighting action. Fot.: L. Zieliński

mials which had the discharge opening of doubled cross-section.

In 1984 the Szczecin Division of the Agricultural Air Service Enterprise started trials to add earth to post-floation dumps of phosphorite ore of Chemical Works at Police.

Land reclamation is a problem which is still waiting its solution in such cases as dumps of the brimstone mine at Machów or dust dumps of the Heat and Power Generating Plant at Konin and there are many areas of this type in Poland waiting for results of experiments carried out.

Patrolling and forest fire fighting

One of important functions performed by aeroplanes in forestry is patrolling of forest areas in order to detect a possible forest fire as early as possible, to determine its location with accuracy not worse than 200 m and to alarm ground fire protection functions.

Application of aircraft for detection of forest fires in Poland began in 1960. The first actions in this field consisted in collaboration between fire fighting services and Aeroclub of the Polish People's Republic, Ambulance Air Service and Air Force. Fire detection and reporting took place during normal aircraft flights (training, transport, rescue etc.).

In 1965 attempts were made to regularly patrol forest areas in provinces of greater fire hazard. The patrol flights were performed by four aeroplanes Jak-12 and one helicopter SM-1. In the years 1968÷1969, PZL-101 Gawron and PZL-104 Wilga aeroplanes were also employed for this service. At the same time, investigations carried out by the Forestry Research Institute revealed that the most suitable flight altitude is 400 to 500 m which makes it possible to observe a forest strip 30 km wide.

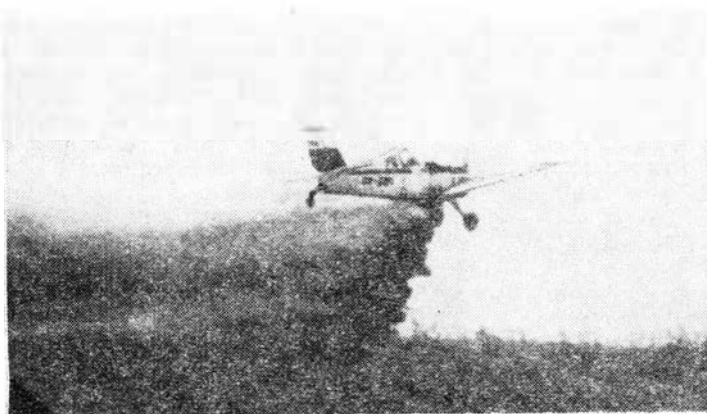
In the subsequent years, requirements of a patrol aircraft were established: speed of 250 km/h, at least two seats, ample glazing and good cockpit visibility and the like. The PZL-110 Koliber aeroplane, being now in production, meets these requirements.

Substantial progress in this field ensued when aircraft was used in forest fire fighting. In 1967, the An-2R aeroplane was chosen for trials of fire extinguishing. Initially, typical air agricultural equipment was used for this purpose, but later, in the years 1971÷1974, a special prototype device was employed.

The M18 Dromader aircraft was tested within this scope in the years 1978÷1979. This aeroplane was chosen for forest fire fighting because of a possibility to incorporate in the tank bottom a special door which would permit to rapidly discharge the entire tank content with the dose of 1 l/m² being ensured.

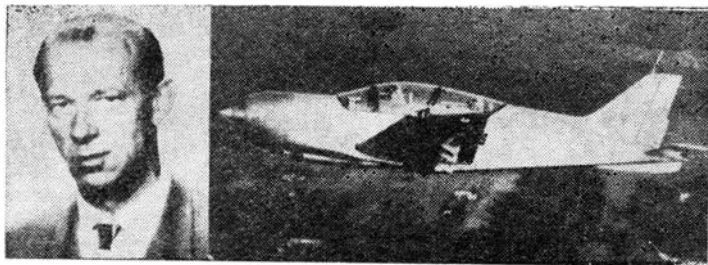
Apart from the M18 Dromader, the PZL-106AS Kruk aeroplane was also used for fire fighting trials and, obtaining satisfactory results, this type of aircraft was also introduced to patrolling and forest fire fighting service.

In the years 1980÷1983, the Forest Fire Protection Department of the Forestry Research Institute completed the



Rys. 2. PZL-106 Kruk podczas hydroobsiewu. Hydroseeding from PZL-106 Kruk. Fot.: B. Witkowski

Opinie pilotów doświadczalnych



O samolocie PZL-130 Orlik — mówi mgr inż. WITOLD ŁUKOMSKI

Po pierwszych godzinach lotów na samolocie PZL-130 Orlik można już wstępnie ocenić jego właściwości pilotażowe. Orlik jako samolot przeznaczony do szkolenia pilotów zawodowych w dużym stopniu przypomina pilotaż samolotu „szybkiego”. Zwarta konstrukcja o małych skrzydłach we wszystkich fazach lotu sprawia wrażenie dużej prędkości. Podczas startu odczuwa się przede wszystkim czasy poszczególnych etapów. Proporcje tych czasów oraz sterowność samolotu w fazie startu są podobne do samolotów „szybkich”. W locie sterowność samolotu i siły na sterownicach umożliwiają wykonywanie ewolucji z dużą łatwością. Czas reakcji na wychylenie sterownic jest tak krótki, że odnosi się wrażenie „sterowania myślą”. Profil podejścia do lądowania i przebieg lądowania są typowe dla samolotów „ciężkich”. Ergonomia kabiny jest dobra, stwarza pilotowi łatwość sterowania i sprzyja przyjemnemu samopoczuciu.

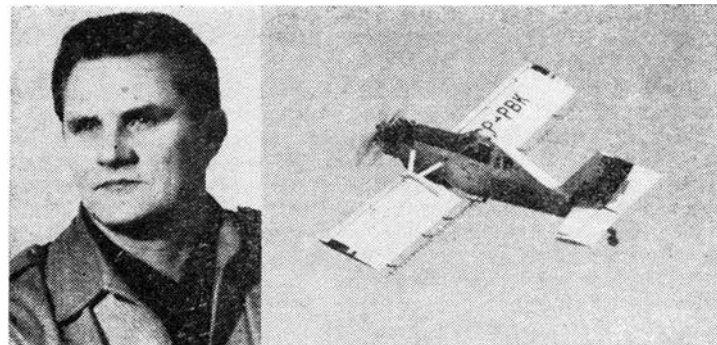
O samolocie PZL-106BR Kruk — mówi mgr inż. JERZY WOJNAR

Samolot PZL-106BR jest rozwinięciem samolotu PZL-106A. PZL-106BR został wyposażony w nowe skrzydło oraz nowy reduktorowy silnik PZL-3SR. Skrzydło o zmienionym profilu zostało wyposażone w kłapy zmniejszające długość startu i lądowania. Ponadto samolot ma zbiorniki paliwowe o powiększonej w stosunku do PZL-106A pojemności — umożliwia to powiększenie zasięgu, ułatwiając tym samym przebazowanie samolotu na większe odległości. Zmiana silnika umożliwiła zastosowanie śmigła o większej średnicy, a w konsekwencji zwiększenie ciągu i zmniejszenie hałasu. W efekcie powstał nowoczesny samolot rolniczy nowej generacji. Stał się on bardziej ekonomiczny w porównaniu z PZL-106A, uzyskano zmniejszenie zużycia paliwa o ok. 20% przez skrócenie czasu nawrotu w akcji nad polem dzięki zastosowaniu kłap. Skrócenie długości startu i lądowania

Opinions of test pilots

On the PZL-130 Orlik aeroplane — WITOLD ŁUKOMSKI, M.Sc.Eng., said:

After first several hours of flights on the PZL-130 Orlik aeroplane, it is already possible to give a preliminary opinion of its flying characteristics. The Orlik, being an aeroplane designed for training professional pilots, resembles to a high degree, as regards its pilotage, a "high speed" aircraft. Its compact design with small wings gives an impression, in all flight phases, of high speed. During take-off a pilot can feel, first of all, times of individual stages of this manoeuvre. Proportions between these times as well as controllability of this aircraft during take-off are similar to those of "high speed" aeroplanes. During flight the aircraft controllability and efforts on flying controls make it possible for the pilot to perform individual manoeuvres with great ease. The time of response to actuation of the flying controls is so short that the pilot has the impression of "control by thought". The profile of landing approach and the course of landing are typical for "heavy" aeroplanes. Arrangement of the cabin from the ergonomics point of view is good and gives the pilot ease of flying and psychical comfort.



Fot. J. Kończak

On the PZL-106BR Kruk aeroplane — JERZY WOJNAR, M.Sc.Eng., said:

The PZL-106BR aeroplane is a development version of the PZL-106A. The PZL-106BR has been provided with wings of new design and a new geared engine PZL-3SR. The wing with modified profile has been equipped with flaps reducing the take-off and landing distance. Moreover, this aeroplane has fuel tanks of increased capacity as compared to that of the PZL-106A, and this allows to extend the aircraft range, thus facilitating to make ferry flights

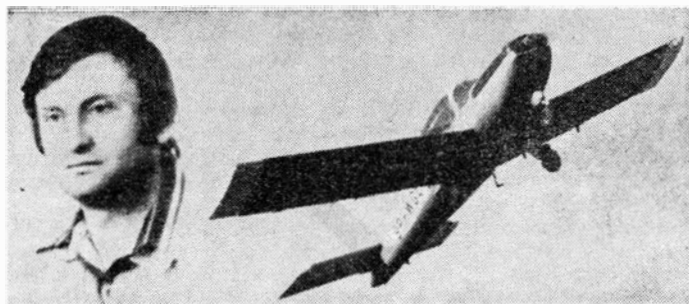
cd. ze s. 40

niem pozytywnych rezultatów, włączono ten typ samolotu do patrolowania i gaszenia pożarów leśnych.

W latach 1980-1983 Zakład Ochrony Przeciwożarowej Lasu Instytutu Badawczego Leśnictwa zakończył prace badawcze w tym zakresie. W 1984 r. Zarząd Lasów Państwowych powierzył Zakładowi Usług Agrolotniczych całość spraw związanych z wykrywaniem i zwalczaniem pożarów leśnych na terenie całego kraju. W tym samym roku powołano dwie pierwsze Lotnicze Bazy Leśne w Szczecinie i Warszawie, zaś w 1985 r. powołano do działania pięć Leśnych Baz Lotniczych zlokalizowanych na terenie Okręgowych Zarządów Lasów Państwowych uznanych za najbardziej zagrożone pożarowo. Bazy te będą działać w Szczecinie, Warszawie, Kielcach, Piłce i Lubinie. W latach następnym powstaną dwie dalsze bazy, co pozwoli na objęcie całego kraju akcją patrolowania i gaszenia pożarów leśnych. Każda z Lotniczych Baz Leśnych będzie wyposażona w samolot patrolowy PZL-104 Wilga oraz trzy samoloty gaśnicze — dwa samoloty M18 Dromader i jeden samolot PZL-106AS Kruk. Bazy będą wyposażone także w: urządzenia naziemne do załadunku samolotów wodą i środkami gaśniczymi (deteor), środki łączności — radiostacje, radiotelefony, sygnalizacyjne itp., środki transportu oraz inne niezbędne środki do samodzielnego prowadzenia akcji. Eskadry działac będą przez 6 miesięcy licząc od 1 marca, tj. w okresie największego zagrożenia pożarowego lasów. Możliwość pracy w ciągu całego dnia gwarantuje dwuzmianowa załoga.

research work at this subject. In 1984, the State Forest Administration turned over the entirety of problems connected with forest fire detection and fighting throughout the whole country to the Agricultural Air Service Enterprise. In the same year, two first Forest Air Bases in Stettin and Warsaw were established and in 1985 five Forest Air Bases were organized in those areas controlled by individual District Administrations of State Forest which were considered to be jeopardized to the highest fire hazard. These bases will operate in Stettin, Warsaw, Kielce, Piła and at Lubin. Two other bases will be established in the next years which make it possible to cover the whole country with the patrolling and forest fire fighting activity. Each of the Forest Air Bases will be equipped with a patrol PZL-104 Wilga aircraft and three fire fighting aeroplanes, i.e. two M18 Dromaders and one PZL-106AS Kruk. The bases will also be provided with: ground equipment for loading the aeroplanes with water and extinguishing media (deteor), communication means (radio stations, radio-telephones, signalling devices etc.), transport means and other equipment necessary for unaided performing of fire fighting operations. They will fulfil their functions for six months, starting from 1st March, i.e. during the period of the greatest forest fire hazard. They will be capable to operate for the whole daytime which will be ensured by two-shift system of work.

wania rozszerzyło możliwości eksploatacyjne samolotu, pozwalając na operowanie z mniejszych lądowisk. Samolot jest przyjemny w pilotażu i nie wymaga stosowania nadmiernych sił na sterownicach. Ponadto stosunkowo trudno doprowadzić go do prędkości przeciągnięcia, ostrzeżenie przed nim wyraźnie drganiem usterzenia wyczuwalnymi na drążku sterowym. Jest to cecha szczególnie ważna dla samolotu rolniczego latającego zazwyczaj na niskich pułapach i przy ziemi, dla którego prędkości stosowane w nawrocie są bliższe prędkości przeciągnięcia.



O samolocie PZL-110 Koliber — mówi mgr inż. TADEUSZ DUNOWSKI

Jakie cechy powinien mieć samolot szkolno-treningowy i czy ma je PZL-110 Koliber?

Aby odpowiedzieć na to pytanie, należy najpierw uściślić pojęcie samolot szkolno-treningowy. W pewnych sytuacjach nawet samolot Il-62 jest także samolotem szkolnym. Przedstawiając charakterystyczne cechy samolotu PZL-110 Koliber należy pamiętać, że jest on przeznaczony do szkolenia podstawowego i początkowego treningu pilotów. Ważną cechą, którą powinien mieć samolot szkolenia podstawowego jest taka jego konstrukcja, która umożliwia wczesne przełamanie oporów psychicznych ucznia przed pierwszym samodzielnym lotem.

Właściwości pilotażowe samolotu PZL-110 Koliber takie jak: gradienty sił w układzie sterowania, zachowanie się samolotu w przeciągnięciu i w korkociągu pozwalają w sposób bezpieczny stosunkowo wcześniej powierzyć samolot młodemu, z reguły niedoświadczonemu pilotowi. Wielokrotnie obserwowałem, że po pierwszych samodzielnych lotach u uczniów występuje skokowy wzrost umiejętności i wzrost tempa przyswajania dalszych, znacznie trudniejszych elementów lotu.

Następną ważną cechą samolotu szkolno-treningowego jest możliwość bezpiecznego, bezkolizyjnego włączenia się do ruchu lotniczego — do ruchu innych statków powietrznych.

Samolot PZL-110 Koliber ma doskonałą widoczność z kabiny pilota, umożliwia to łatwe obserwowanie ruchu innych samolotów i napotkanych przeszkód terenowych. Dobra radiostacja RS-6102 zabudowana na samolocie PZL-110 Koliber zapewnia prawie doskonałą łączność ze wszystkimi służbami ruchu lotniczego. Umiejętność prowadzenia korespondencji radiowej, którą uczniowie-piloci muszą opanować i niezawodność tej łączności jest w obecnym czasie niezbędnym warunkiem bezpiecznego latania. Można powiedzieć, że bez dobrego radia nie ma latania. Wyposażenie nawigacyjne składające się z: busoli, żyroskopowego wskaźnika kursu i radiokompasu nie odbiega od wyposażenia samolotów eksploatowanych w Aeroklubie, ZUA, PUL czy w lotnictwie sanitarnym. Należy dodać, że niezbyt absorbujący pilotaż umożliwia uczniom-pilotom prowadzenie korespondencji radiowej, nawigacji oraz rozwiązywanie zadań taktycznych związanych z lotem, co przy zbyt „trudnym” samolocie byłoby niemożliwe.

W początkowym okresie szkolenia ważne jest, aby istniała możliwość zademonstrowania i samodzielnego wykonania przez młodych pilotów figur akrobacji, a zwłaszcza korkociągu. Trzeba powiedzieć wyraźnie, że samolot PZL-110 Koliber nie jest typowym samolotem akrobacyjnym, niemniej umożliwia szkolenie pilotów w zakresie podstawowej akrobacji. Wszystkie dozwolone dla PZL-110 Koliber figury akrobacji można na nim wykonać poprawnie i niewątpliwie młodzi piloci będą mieli dużo satysfakcji wykonując je samodzielnie.

Nie mniej ważną od poprzednio omówionych cechą jest możliwość dalszego szkolenia i treningu po uzyskaniu przez uczniów licencji pilota turystycznego, która to licencja kończy okres szkolenia podstawowego.

for greater distances. The new engine made it possible to use a propeller of extended diameter and, in consequence, to increase thrust and to reduce noise. All this brought in result creation of a modern agricultural aircraft of new generation. It became more economical in comparison with the PZL-106A, the fuel consumption was decreased by approx. 20% by shortening the turn back time during operation over a field owing to application of flaps. Shortening of the take-off and landing distance increased operational capability of the aircraft due to possibility to operate it from smaller airfields. This aeroplane is convenient in pilotage and does not require to use excessive efforts on the flying controls. Besides, it is relatively difficult to be brought to the stalling speed, warning distinctly the pilot of such conditions by vibrations of the control surfaces transmitted to the control stick. The feature is especially important for an ag-plane which usually flies at low altitudes or hedgehops and turns back with speeds close to the stalling speed.

On the PZL-110 Koliber aeroplane — TADEUSZ DUNOWSKI, M.Sc.Eng., said:

What features should have a training aeroplane and has them the PZL-110 Koliber?

To answer this question, it is necessary first to precise the notion "training aeroplane". In certain circumstances, even the Il-62 is also a training aeroplane. When presenting characteristic features of the PZL-110 Koliber, one should remember that it is designed for basic and primary training of pilots. An important feature which should be demonstrated by a basic trainer is its such design that makes it possible for a pupil to early overcome his psychological resistance against his first solo flight.

The flying characteristics of the PZL-110 Koliber aeroplane such as gradients of forces in the flying controls system and behaviour of the aircraft at stalling and spin allow to entrust it relatively early to young and, as a rule, unexperienced pilots in a safe manner. I observed many times that the first solo flights were followed by rapid increase in pupils' skill and growth of the rate of acquiring subsequent, much more difficult, flight elements.

Another important feature of a basic trainer is its ability to join air traffic, i.e. traffic of other aircraft, safely and without causing collision situations.

The PZL-110 Koliber aeroplane has perfect cockpit visibility which facilitates observation of surrounding air traffic and encountered ground obstacles. A good built-in radio set RS-6102 on the PZL-110 Koliber ensures almost excellent communication with all air traffic services. Skill in carrying on radio correspondence which must be mastered by pupil pilots and reliability of such communication are at present essential conditions of safe flying. One can say that there is no flying without good radio. The navigational equipment consisting of compass, gyro direction indicator and automatic direction finder, does not differ from that of aeroplanes used by Aeroclub, Agricultural Air Service, Air Service Enterprise or Air Ambulance Service. It should be added that the easy pilotage, which does not absorb pilot's attention too much, allows the pupil to carry on radio correspondence and navigation, as well as to solve tactical problems connected with the flight, which would be impossible if the aeroplane were too difficult to handle.

During the initial period of training it is important that a possibility should exist to demonstrate and to be performed by young pilots themselves aerobatic manoeuvres, especially the spin. It should be stressed that the PZL-110 Koliber is not a typical aerobatic aircraft, however it makes it possible to train pilots within the scope of basic aerobatics. All the aerobatic manoeuvres which are allowed for the PZL-110 Koliber may be performed correctly on this aeroplane and young pilots will undoubtedly be very much satisfied with doing them themselves.

Another feature which is not less important than those discussed above is a possibility to carry on further training of the pupils after they have gained the private pilot certificate, granting of which terminates the primary training period.

Low fuel consumption which directly affects the operating cost causes this aircraft to be readily used for further developing pilots' skill after completion of training.

The PZL-110 Koliber is surely an "easy" aircraft for those who can fly but it will always be, to some extent, a "difficult" one for learners.

The question asked at the beginning can be answered

Niskie zużycie paliwa, co ma bezpośredni wpływ na koszty eksploatacji, preferuje ten samolot do dalszego treningu pilotów po zakończeniu szkolenia.

Samolot PZL-110 Koliber jest na pewno samolotem „łatwym” dla tych, którzy umieją latać, natomiast zawsze do pewnego stopnia będzie samolotem „trudnym” dla tych, którzy dopiero uczą się latać.

Na postawione pytanie można odpowiedzieć jednoznacznie. Samolot PZL-110 Koliber ma wszelkie niezbędne cechy samolotu szkolno-treningowego i można sobie tylko życzyć, aby Kolibrów było jak najwięcej.

explicitly: the PZL-110 Koliber aeroplane has all necessary features of a basic training aircraft and we can only wish there were as many Kolibers as possible.

**On the PZL-104 Wilga aeroplane —
JERZY JĘDRZEJEWSKI, M.Sc.Eng., said:**

The PZL-104 Wilga aeroplane occupies special position among Polish aircraft design. It is an indigeneous design which holds the following records among products of the Polish aircraft industry:

— it is Wilga that has reached so far the greatest number of aeroplanes having been manufactured among the aircraft of Polish design (at present, aeroplanes of serial numbers exceeding 800 leave the factory);

— it is Wilga again which has been manufactured for the longest time among the aircraft designed in Poland, i.e. form more than 20 years, and there is no sign for its production to be ceased in the nearest future.

Both records result, of course, from special features of this aircraft which has been designed courageously and originally within a rather non typical category, having no exact equivalents in the world.

The Wilga has a set of features specially adapted for conditions in which must operate aeroclubs carrying on parallel activity in glider, parachute and aeroplane sections. The needs of the two former sections are met to a particularly high extent, but it has become evident that the Wilga may be quite useful for aeroplane sections as well.

The main requirement to be satisfied in gliding is to make airborne as many gliders in as short time and at as low cost as possible. The Wilga is unrivalled within this scope because after a short towing-off one or more gliders it can climb very fast and its optimum rate of climb is so selected that it is at the same time the optimum for the most of modern gliders. Such a climb can be carried on at maximum continuous power without the risk to overheat the engine.

These excellent take-off and climb characteristics have been achieved due to application of a geared motor which permits to use an extremely low speed propeller of large diameter and, resulting from that, extremely high efficiency at low speeds. This has led to achieving a relatively short joint time of the take-off and climb phases.

Another important stage is descent after releasing the glider. At this phase, another design solution plays the essential role, namely the engine curtain is controlled from cockpit which allows to quickly descend with the engine fully throttled back without any hazard of overheating it, and this is a problem for majority of competitors.

The use of high-lift devices and very efficient disc brakes causes that landing becomes very short and after really several seconds the airplane is ready to tow-off another glider.

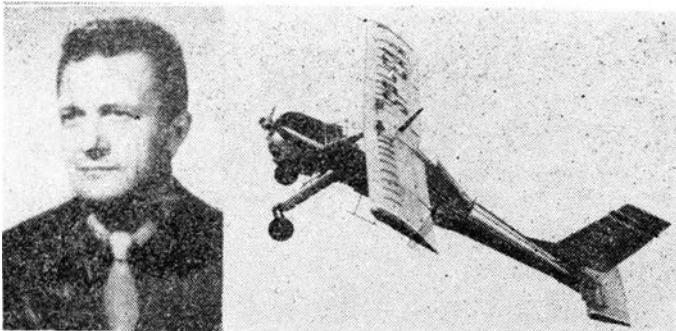
Owing to all these features the total time of one full cycle is extremely short. This aeroplane can make airborne more gliders per a unit of time than its possible competitors.

The same characteristics are very useful in parachute jumping and besides, low flight speed, excellent visibility and ease of getting out of the cabin are of great importance for safety of jumps, in particular the training ones.

Due to simple and easy pilotage, this aircraft may also be handled by pilots of very little experience and be used for fulfilment of great variety of tasks purely of the aeroplane type.

On the other hand, this "flying tractor" proved to be capable to play an important role in aeroplane sports, having achieved numerous triumphs, from setting up a record of Poland in flight altitude in the C-1-B class up to the latest successes of Polish pilots in the Air Rally World Championship and World Championship in Precision Flying. One of important reasons for these triumphs is, undoubtedly, excellent cockpit visibility of this aircraft making it possible not only to carry on precise navigation but also to thoroughly observe the ground which is indispensable at identification of photos and locating of hidden signs.

It is to be pointed out that the long-lasting production of the Wilga results not only from the luckily assumed starting concept but also from the fact that the factory reacts ceaselessly to all signals coming from the market and from the users of this aircraft. One of effects of such



**O samolocie PZL-104 Wilga —
mówi mgr inż. JERZY JĘDRZEJEWSKI**

Samolot PZL-104 Wilga zajmuje szczególną pozycję wśród polskich konstrukcji lotniczych. Jest konstrukcją rodzimą, która wśród produktów polskiego przemysłu lotniczego osiągnęła następujące rekordy:

— Wilga jest samolotem konstrukcji polskiej, który jak dotąd został wyprodukowany w największej liczbie egzemplarzy (w chwili obecnej opuszczają zakład samoloty o kolejnych numerach fabrycznych przekraczających 800),

— Wilga jest także samolotem polskiej konstrukcji utrzymującym się w produkcji najdłużej, bo już ponad 20 lat, i nic nie wskazuje na to, ażeby jej produkcja w najbliższym czasie była zakończona.

Obydwa rekordy są oczywiście wynikiem szczególnych cech samolotu, który zaprojektowano śmiało i oryginalnie w kategorii raczej nietypowej, bez jakichś pełnych odpowiedników w świecie.

Wilga ma zespół cech szczególnie przystosowany do warunków działania aeroklubów prowadzących równoległe działalność w sekcjach szybowcowej, spadochronowej i samolotowej. Szczególnie uwzględnia ona potrzeby dwóch pierwszych, ale okazało się, że i sekcje samolotowe mogą też mieć niemalże pożytek.

Główna potrzeba szybowników to możliwość szybkiego wyniesienia w powietrze jak największej liczby szybowców w jak najkrótszym czasie i przy możliwie niskich kosztach. Wilga jest tu bezkonkurencyjna, bo po krótkim starcie z szybowcem (lub szybowcami) potrafi bardzo prędko nabierać wysokości, a optymalną prędkość w czasie wznoszenia ma tak dobraną, że jest ona jednocześnie najkorzystniejszą prędkością dla większości współczesnych szybowców. Wznoszenie to może być kontynuowane na maksymalnej mocy trwałej bez obawy o przegrzanie silnika.

Te doskonałe cechy startu i wznoszenia są rezultatem zastosowania silnika reduktorowego, który pozwala wykorzystywać wyjątkowo niskoobrotowe śmigło o dużej średnicy i w efekcie wyjątkowo dużej sprawności na małych prędkościach. W rezultacie uzyskujemy stosunkowo krótki łączny czas faz startu i wznoszenia.

Następną istotną fazą jest wytracanie wysokości po wyczepieniu się szybowca. Tu zasadniczą rolę odgrywa inne rozwiązanie konstrukcyjne, a mianowicie sterowanie z kabiny zaslonki silnika, pozwalające na szybkie wytracanie wysokości przy całkowicie zdławionym silniku bez obawy o przechłodzenie silnika, z czym ma kłopoty większość konkurentów.

Lądowanie dzięki mechanizacji skrzydła i bardzo skutecznemu hamulcom tarczowym jest bardzo krótkie i dosłownie po kilku sekundach samolot jest już gotowy do startu z następnym szybowcem.

Dzięki tym wszystkim cechom całkowity czas jednego pełnego cyklu jest wyjątkowo krótki. Samolot wyholowuje w powietrze w jednostce czasu więcej szybowców niż jego ewentualni konkurenci.

Te same cechy są przydatne w zastosowaniu spadochronowym, przy czym mała prędkość lotu, doskonała widoczność i łatwość opuszczania kabiny mają istotne znaczenie dla bezpieczeństwa skoków, szczególnie szkolnych.

Ze względu na prostotę i łatwość pilotażu samolot może być pilotowany już przez pilotów bardzo mało zaawansowanych i służyć do realizacji bardzo wielu zadań czysto samolotowych.

Okazało się również, że ten „latający traktor” może odegrać znaczącą rolę w sporcie samolotowym, począwszy od ustanowienia rekordu Polski w wysokości lotu w klasie C-1-B aż do ostatnich sukcesów polskich pilotów w Samolotowych Rajdowych Mistrzostwach Świata i Mistrzostwach Świata w Lataniu Precyzyjnym. Jednym z istotnych elementów składających się na te sukcesy jest niewątpliwie doskonała widoczność z kabiny tego samolotu pozwalająca nie tylko na precyzyjną nawigację, ale także na doskonałe penetrowanie terenu niezbędną przy identyfikacji zdjęć i odszukiwaniu ukrytych znaków.

Trzeba sobie zdawać sprawę, że Wilga swoją długotrwałą produkcję zawdzięcza nie tylko szczęśliwej koncepcji wyjściowej, ale również ciągłemu reagowaniu wytwórni na sygnały napływające z rynku i od użytkowników. Efektem takiej działalności była m.in. całkowita wymiana urządzeń radionawigacyjnych na lekkie i nowoczesne urządzenia produkcji krajowej czy zastosowanie tłumików hałasu. Wiele wysiłku włożono też w dostosowanie samolotu do różnych i trudnych warunków nawierzchni, przez zastosowanie specjalnego podwozia, kół balonowych i bardzo skutecznych hamulców tarczowych. Zastosowanie nart stałych i nart przestawialnych umożliwiło korzystanie na przemian z nawierzchni suchych i pokrytych śniegiem, tak ważne w lataniu górskim. Zastosowanie pływaków ujawniło, że Wilga może być również doskonałym samolotem wodnym. Pojawiły się też inne możliwości zastosowania samolotu np. do zdjęć lotniczych, holowania reklam, zabiegów agrotechnicznych oraz do innych bardzo specjalistycznych zadań.

Dzięki niskiemu poziomowi hałasu, wygodnym fotelom i innym zaletom ergonomicznym, latanie na Wildze nie męczy.

activity was e.g. complete replacement of radio navigational aids by light and modern Polish-made equipment or application of noise suppressors. Great effort was also made to adapt the aircraft to various and difficult airfield surface conditions by the use of a landing gear of special type, wheels with full balloon tyres and very efficient disc brakes. The application of fixed or retractable skis made it possible to use alternately dry and snow-covered airfields which is so important when flying in mountains. The use of floats revealed that the Wilga may also be an excellent hydroplane. Other applications of this aircraft became apparent as well, e.g. for air photography, advertisement, towing, agricultural service, and for other very special purposes.

Owing to low noise level, comfortable seats and other good points from the ergonomic point of view, flying on the Wilga does not make anybody tired.

All this causes that there are still more and more pilots, and not only pilots, who are enthusiasts of this aircraft.

It gives me a feeling of great satisfaction that I could participate in tests and development of this aircraft almost from the very beginning. I think that in the present period, when feeling of frustration and crisis of belief in capabilities of the national industry is so frequently observed among young people and a part of Polish community, the example of the Wilga, which undoubtedly is a success, is peculiarly valuable and worth to be stressed.

Wszystko to sprawia, że wciąż rośnie rzesza pilotów i nie tylko pilotów, którzy są entuzjastami tego samolotu.

Sprawia mi osobistą satysfakcję, że niemal od początku mogłem uczestniczyć w próbach i rozwoju tego samolotu. Wydaje się, że w okresie tak częstych wśród młodzieży i części społeczeństwa nastrojów frustracji i kryzysu wiary w możliwości narodowego przemysłu, przykład Wilgi będącej niewątpliwym sukcesem jest szczególnie cenny i godny podkreślenia.

EO/137/K/85

Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ

Polskie tłokowe samoloty szkolne i treningowe

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Polskie lotnictwo było zawsze lotnictwem średniej wielkości lub dużym, licząc w skali europejskiej. Tym samym należeliśmy do grupy państw, w której samoloty szkolne i treningowe z reguły były krajowej produkcji, a w większości i rodzimej konstrukcji. Dlatego nasi konstruktorzy i nasz przemysł zawsze dążyli do zaspokojenia potrzeb krajowych na samoloty szkolne i treningowe. Rozpatrzmy przebieg tych starań w 40-leciu PRL.

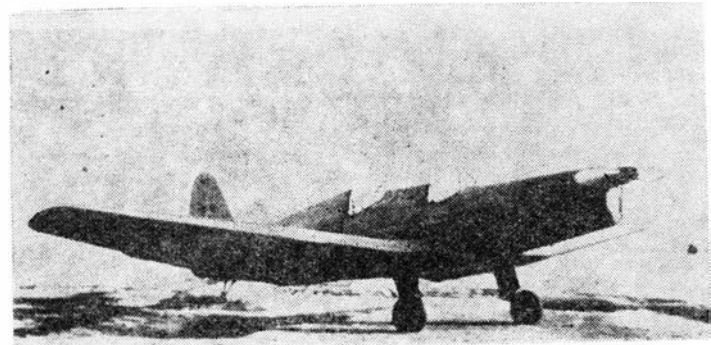
Do samolotów szkolnych można zaliczyć zarówno samolot napędzany silnikiem o mocy 50, jak i 500 kW. Dlatego, aby dostrzec proces rozwoju tych samolotów, trzeba podzielić je na kilka kategorii. Ponieważ są to samoloty dwumiejscowe, najsłuszniej jest ich kategorie powiązać z mocą silnika. Dlatego można by je podzielić na słabosilnikowe szkolno-sportowe o mocy rzędu 48 kW (65 KM), szkolno-sportowe o mocy 65÷100 kW (90÷135 KM), szkolno-treningowe lżejsze o mocy 105÷160 kW (140÷220 KM) oraz szkolno-treningowe cięższe o mocy powyżej 165 kW (225 KM). Te dwie ostatnie grupy można podzielić inaczej, np. na samoloty ze stałym i z chowanym podwoziem. Ponieważ z biegiem czasu moc samolotów w poszczególnych kategoriach ciągle wzrastała, można powiedzieć, że pierwsza kategoria zanikła, druga utrzymała swą nazwę przy przesunięciu zakresu mocy do 70÷180 kW (100÷245 KM) zaś część trzecia i czwarta tworzą dziś kategorie szkolno-treningową o mocy powyżej 185 kW (250 KM). Spróbujmy prześledzić rozwój polskich konstrukcji w każdej z tych kategorii.

Słabosilnikowe samoloty szkolne

W latach 1937÷1939 wystąpił nawrót do konstruowania ekonomicznych słabosilnikowych samolotów szkolno-sportowych o mocy rzędu 45÷50 kW. Wyrazem tego był zbudowany w Polsce RWD-23. Natomiast wśród samolotów, które w 1946 r. zakupiono dla polskiego lotnictwa sportowego było 130 samolotów Piper Cub o mocy 48 kW. Ugruntowało to pogląd, że dla aeroklubów najlepszy będzie ekonomiczny samolot szkolno-sportowy o mocy 48 kW. Dysponowano kilkoma silnikami Continental A-65 o tej mocy, przewidywano licencyjną produkcję silników czechosłowackich Walter Mikron III też o mocy 48 kW oraz w projektowaniu był prototyp silnika PZL-65 (nazwany później WN-1) pomysłu mgra inż. W. Narkiewicza. Dlatego Ministerstwo Komunikacji zamówiło w 1946 r. dla aeroklubów dwa prototypy samolotów tej kategorii: Żak w Lotniczych Warsztatach Doświadczalnych (LWD) w Łodzi i CSS-10A w Centralnym Studium Samolotów w Warszawie. Żak 1, konstrukcji mgra inż. T. Sołtyka, wykonał pierwszy lot 23 marca 1947 r., jego odmiana Żak 2 — 27 listopada 1947 r., zaś seria dziesięciu samolotów Żak 3 była gotowa 8 grudnia 1948 r. Wobec opóźnienia prac nad silnikiem PZL-65 samoloty te otrzymały silniki Mikron III. Samoloty, ze względu na słabe osiągi, zostały jednak uznane za mało przydatne do szkolenia i wykorzystywano je jako sportowe. Samolot CSS-10A — projektu prof. dr. inż. F. Misztala i mgra inż. S. Lassoty — wykonał pierwszy lot 3 września 1948 r. Jego mała prędkość wznoszenia (1,5 m/s) dyskwalifikowała go jako samolot szkolny. Wobec braku pozytywnych wyników oraz niepodjęcia w kraju produkcji silników PZL A-65 czy Mikron III — zaniechano dalszych prac w tej kategorii samolotów. W 1957 r. nasz przemysł lotniczy powrócił do tworzenia własnych konstrukcji lotniczych po przeszło 5-letniej przerwie. Wówczas inż. S. Lassota zaprojektował samolot szkolno-sportowy PZL-102 Kos A do istniejącego prototypu silnika WN-1 (PZL-65). Prototyp samolotu wykonał pierwszy lot 21 maja 1958 r. Próby samo-



Rys. 1. LWD Żak 3 (1948 r.)



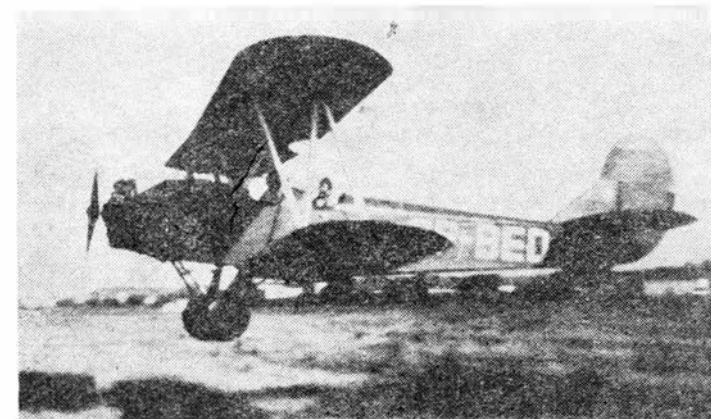
Rys. 2. CSS-10 C (1948 r.)

lotu wykazały jednak zbyt skromne osiągi z silnikiem o mocy 48 kW i wersję seryjną tego samolotu wyposażono w silnik o mocy 66 kW. Tym samym samolot przestał należeć do kategorii słabosilnikowych i znalazł się w następnej kategorii samolotów.

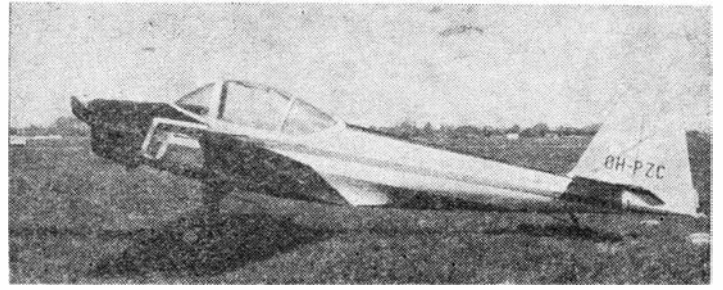
Podsumowując próby budowy słabosilnikowych samolotów szkolno-sportowych należy stwierdzić, że pod względem przydatności ich do szkolenia wypadły one negatywnie i w późniejszym okresie tak niska moc silnika nie była brana pod uwagę przy projektowaniu samolotów szkolnych.

Samoloty szkolno-sportowe

Następna kategoria samolotów — to samoloty szkolno-sportowe i szkolne o mocy 65÷100 kW (90÷135 KM). Pierwsze dwa samoloty tej kategorii powstały w LWD (Junak) i w CSS (CSS-10C). Pierwszy z nich został zamówiony w 1946 r. dla lotnictwa wojskowego, zaś drugi dla lotnictwa sportowego. **Junak 1**, oblatany 22 lutego 1948 r., miał przez analogię do używanego u nas radzieckiego samolotu UT-2 silnik M-11D o mocy 92 kW. Natomiast **CSS-10C**, oblatany 24 kwietnia 1949 r., był napędzany silnikiem Walter Minor 4-III o mocy 77 kW. Obydwa samoloty w wyniku prób otrzymały dobrą opinię. Zdecydowano jednak, że **Junak** będzie produkowany z silnikiem M-11FR o mocy 118 kW, którego licencyjną produkcję uruchomiono, czyli będzie samolotem szkolno-treningowym. Natomiast nieuruchomienie produkcji licencyjnej silnika Minor 4-III przekreśliło produkcję CSSa-10C. Równocześnie jednak zakupiono w Czechosłowacji samoloty Zlin Z-26 Trener dla aeroklubów z takimi właśnie silnikami. Dlaczego podjęto



Rys. 3. CSS-13 (1948 r.)



Rys. 4. PZL-102B Kos (1958 r.)

decyzję importu samolotów, zamiast tylko silników w celu użycia ich do CSS-10C — można tłumaczyć jedynie bardzo zawiłymi kryteriami, którymi kierowano się w stosunku do rodzimych konstrukcji lotniczych oraz poświęceniu przez przemysł większości swych wysiłków na uruchomienie produkcji licencyjnej odrzutowych samolotów myśliwskich.

W tym samym okresie, tj. w 1947 r., zapadła decyzja uruchomienia w Polsce licencyjnej produkcji radzieckiego samolotu szkolno-łącznikowego Po-2, pod oznaczeniem **CSS-13**, napędzanego silnikiem M-11D o mocy 92 kW, którego licencyjną produkcję również podjęto. Pierwszy licencyjny **CSS-13** był oblatany w grudniu 1948 r. Był on jedynym samolotem w kategorii samolotów szkolno-sportowych produkowanym seryjnie u nas. Zbudowano go 490 sztuk (bez sanitarnych S-13) w latach 1949÷1955.

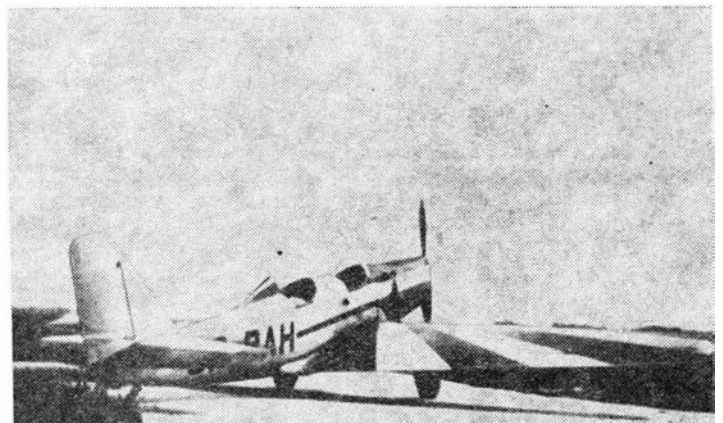
Następne konstrukcje w tej kategorii powstały po 1956 r. W WSK-Mielec 2 września 1957 r. został oblatany samolot **S-3 Kania 2** projektu mgra inż. E. Stankiewicza. Samolot ten napędzany był silnikiem M-11D. Próby w locie wykazały przydatność tego samolotu do szkolenia, lecz zaniechanie produkcji silnika oraz odchodzenie przez nasz przemysł w tym okresie od konstrukcji drewnianej spowodowało, że samolot nie wszedł do produkcji.

Drugim samolotem tej klasy był **PZL-102 Kos B** napędzany importowanym silnikiem Continental C-90 o mocy 66 kW. Zbudowano 10 samolotów tego typu na eksport. Mimo zainteresowania Australii samolotem, nie pokonano trudności z importem silników. Przerwanie prac nad konstrukcją krajowego silnika NP-2 o tej samej mocy spowodowało przerwanie produkcji samolotu.

Po raz trzeci powrócono u nas do koncepcji samolotu szkolno-sportowego w połowie lat siedemdziesiątych, po nabyciu przez polski przemysł praw do produkcji silników tłokowych Franklin, z których jeden F4A-235, ma moc 85 kW. Odrzucona została propozycja wznowienia produkcji samolotu **Kos B** i podjęto decyzję wzięcia licencji. Do



Rys. 5. PZL S-3 Kania 3 (1958 r.)

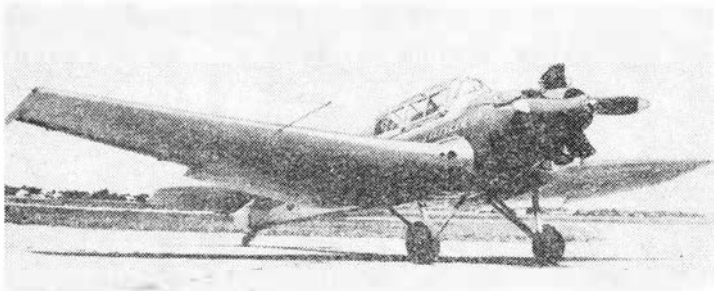


Rys. 6. Szkolno-treningowy CSS-11 (1949 r.)

prób porównawczych zakupiono samoloty Grumman Tr-2 Trainer (odmiana samolotu AA-1B) i Socata Rallye 100ST. Wybrano w 1976 r. drugi z nich. W 1979 r. pierwszy egzemplarz zmontowany w Polsce pod oznaczeniem **PZL-110 Koliber** wykonał pierwszy lot, a w 1984 r. powstały pierwsze egzemplarze tego samolotu zbudowane całkowicie w kraju. Zbudowano ich 15 sztuk, zaś dalsza produkcja uza-



Rys. 7. Szkolno-treningowy LWD Zuch 1 (1948 r.)



Rys. 8. LWD Junak 2 (1949 r.)

leżniona jest od rozwinięcia produkcji silników, spodziewanej w 1986 r. Samolotem Koliber zainteresowane są nasze aerokluby. W końcu lat siedemdziesiątych była proponowana odmiana Kolibra z silnikiem Franklin F6A o mocy 162 kW, oznaczona **PZL-111**, lecz do jej realizacji nie doszło.

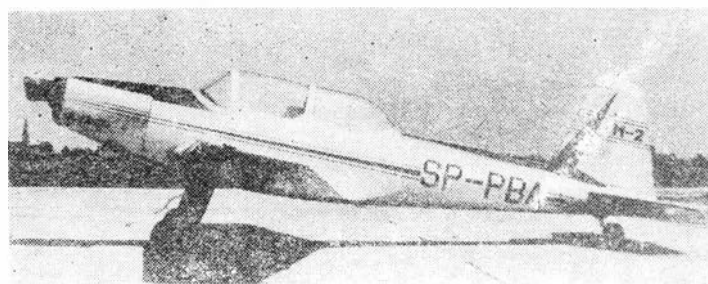
Samoloty szkolno-treningowe lżejsze

Podstawową klasą używanych u nas samolotów do szkolenia były i są samoloty szkolno-treningowe o mocy 105÷160 kW (140÷220 KM). Oblatane w 1949 r. samoloty **CSS-11** i **Zuch 1** (odmiana Junaka) napędzane silnikiem Walter Minor 6-III o mocy 118 kW nie weszły do produkcji z powodu rezygnacji z licencyjnej produkcji silnika do nich. Zbudowano tylko 6 egzemplarzy samolotu **Zuch 2** z niemieckimi silnikami Sh14A. Natomiast **Junak 2** z silnikiem M-11FR, oblatany 12 lipca 1949 r., był w WSK-Okęcie wyprodukowany w latach 1951÷1953 w serii 105 szt. W 1953 r. powstała odmiana tego samolotu z kołem przednim oznaczona **Junak 3**; w latach 1954÷1955 zbudowano ich 146 szt. Łącznie wszystkich Junaków wyprodukowano 256 szt. Był to najliczniej produkowany po wojnie polski tłokowy samolot szkolno-treningowy. Początkowo używany był w szkolnictwie wojskowym, a następnie w aeroklubach, którym służył do 1976 r.

Następcą Junaka miał być samolot budowany w WSK-Mielec. Zaprojektowany pod kierunkiem inż. S. Jachyry samolot **PZL M-2** został oblatany 26 czerwca 1958 r. Do prototypów zastosowano silnik czechosłowacki Praga Doris o mocy 162 kW (220 KM) o dużej zawodności. Egzemplarze seryjne miały otrzymać dopiero konstruowany silnik WN-6.



Rys. 9. Junak 3 (1953 r.)



Rys. 10. PZL M-2 (1958 r.)

Aeroklub PRL zmienił jednak wkrótce swe poglądy na samolot potrzebny dla aeroklubów i zamówił prototyp samolotu **PZL M-4 Tarpan** z chowanym podwoziem z kołem przednim, zaprojektowany przez zespół inż. J. Olenderka. Prototyp Tarpana wykonał pierwszy lot 7 września 1961 r. Wysoka cena samolotu spowodowała, że Aeroklub PRL wycofał zamówienie na samolot w 1964 r. W 1965 r. mgr inż. A. Frydrychewicz opracował kilka projektów ofertowych samolotu szkolno-treningowego z silnikiem WN-6 dla aeroklubu, lecz do zamówienia i zaprojektowania samolotu nie doszło.

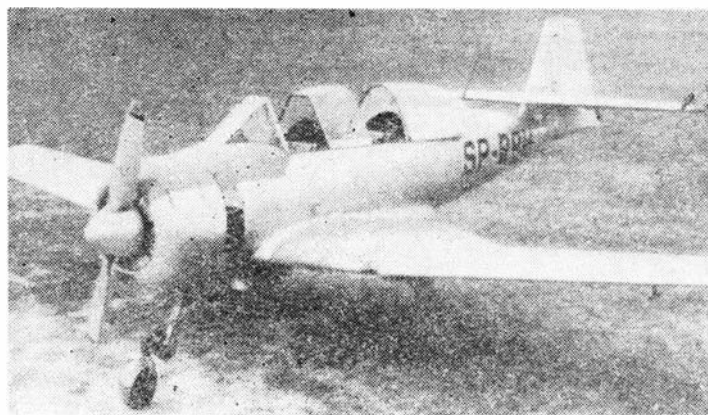


Rys. 11. PZL M-4 Tarpan (1961 r.)

W 1974 r. pod kierunkiem dra inż. B. Orłowskiego i mgra inż. J. Drozdowskiego powstał w WSK-Okęcie projekt wstępny samolotu szkolno-treningowego **PZL M10**, który miał być realizowany we współpracy z przemysłem jugosłowiańskim. Wkrótce jednak zrezygnowano z projektu i ze współpracy, zaś projekt ten jugosłowiański przemysł rozwiniął, tworząc samolot UTVA-75 oblatany w 1976 r. i produkowany seryjnie.

Samoloty szkolno-treningowe cięższe

W 1953 r. zostały określone wymagania jakie powinien spełniać wojskowy samolot szkolno-treningowy z chowanym podwoziem z kołem przednim, z bogatym wyposażeniem radionawigacyjnym, który powinien służyć do zaawansowanego treningu. Prototyp tego samolotu, oznaczonego **TS-8 Bies** i zaprojektowanego w Instytucie Lotnictwa pod kierunkiem mgra inż. T. Soltyka, wykonał pierwszy lot 23 lipca 1955 r. Samolot był napędzany silnikiem WN-3 o mocy 243 kW (330 KM) zaprojektowanym do tego samolotu przez mgra inż. W. Narkiewicza. W latach 1957÷1960 zbudowano



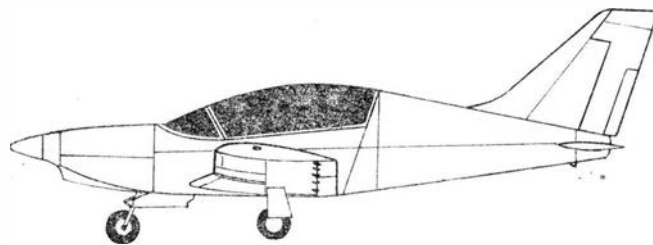
Rys. 12. TS-8 Bies (1956 r.)

242 Biesy. Ich produkcja seryjna zrealizowana była przez WSK-Mielec. Samoloty te służyły w szkolnictwie wojskowym, a następnie w aeroklubach do 1978 r.

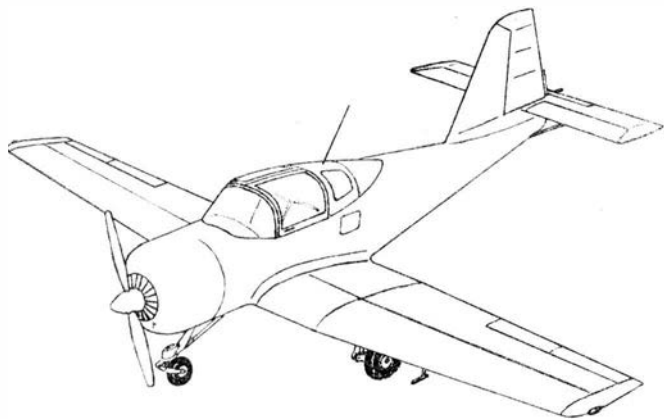
W 1972 r. dr inż. R. Orłowski i doc. inż. R. Lewandowski opracowali w Instytucie Lotnictwa projekt ofertowy samolotu szkolno-treningowego **Lazur** napędzanego silnikiem AI-14 o mocy 190 kW (260 KM). Miał to być samolot z miejscami załogi obok siebie, zbliżony do samolotu Jak-18T. Projekt nie został przeznaczony do realizacji.

Gdy w 1981 r. została stwierdzona potrzeba zaprojektowania nowego samolotu szkolno-treningowego, początkowo uznano silnik Franklin F6A o mocy 162 kW (220 KM) za najwłaściwszy dla takiego samolotu. Powstały trzy projekty ofertowe. Dr inż. R. Orłowski i doc. inż. R. Lewandowski przedstawili projekt samolotu ze śmigłem otunelowanym o układzie zbliżonym do samolotu Fantrainer. W WSK PZL-Mielec powstał projekt samolotu **PZL-M26 Iskierka**,

projekt dostosowano do silnika bezreduktorowego M-14P o mocy 220 kW (300 KM) oraz silnika AI-14 o mocy 206 kW (280 KM). Z powodu zmiany silnika samolot znalazł się w nieco wyższej klasie samolotów szkolno-treningowych niż początkowo zakładano. Projektowanie samolotu Iskierka opóźniło się i wystąpiły trudności z silnikiem do niego.

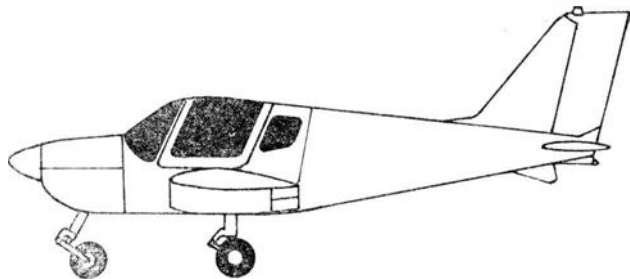


Rys. 15. PZL M26 Iskierka



Rys. 13. Projekt samolotu Lazur (1972 r.)

do którego przewidziano wykorzystanie elementów skrzydeł, tyłu kadłuba i usterzenia od samolotu PZL M20 Mewa. W WSK PZL-Warszawa-Okęcie pod kierunkiem mgra inż. A. Frydrychewicza powstał projekt samolotu **PZL-130 Orlik**. W trakcie projektowania tego samolotu wystąpiły opóźnienia przy produkcji silnika PZL-F6A. Wobec tej sytuacji



Rys. 14. Projekt samolotu PZL M10 (1974 r.)

Kilka wniosków

Konstruowanie i produkcja samolotów szkolnych należą do tradycji polskiego przemysłu lotniczego. Ich rozwój odbywał się w Polsce tylko w pewnych okresach, gdyż krajowi użytkownicy zgłaszali takie zapotrzebowanie w latach 1946÷1949, 1955÷1960 i w latach ostatnich. Brak prac prototypowych w tej kategorii samolotów na przełomie lat sześćdziesiątych i siedemdziesiątych, związany z usiłowaniami likwidacji przemysłu lotniczego, zmusił do importowania samolotów szkolnych. Z powyższej analizy wynika potrzeba projektowania nowej generacji samolotów szkolnych co 10 lat.

Wiele niepowodzeń, które spotkało zbudowane prototypy wynikało z dwóch przyczyn. Pierwszą przyczyną było to, że aeroklub miał zbyt mało sprecyzowane zdanie na temat jaki samolot jest potrzebny, zaś środkami na zakup dysponował w krótkich okresach. W wyniku tego współpraca między przemysłem a aeroklubem była w tej dziedzinie raczej dorywcza i nie prowadziła do wzajemnego zrozumienia potrzeb i możliwości. Wskutek tego albo równocześnie budowano wiele różnych prototypów, z których najwyżej jeden lub dwa miały szansę produkcji, lub nie prowadzono żadnych prac prototypowych. Drugą przyczyną był brak przewidującej i konsekwentnej polityki konstruowania i produkcji silników lotniczych. W latach 1946÷1949 produkcja czterech typów samolotów nie doszła do skutku z powodu zmian w programie produkcji silników. W latach 1955÷1961 również cztery typy samolotów nie mogły być produkowane z tych samych względów, chociaż dwa z nich miały perspektywy zbytu. W obecnym okresie opóźnienia w produkcji silników Franklin utrudniły rozwój Iskierki i przyhamowały produkcję Kolibra. Nie dotyczyło to Orlika, dzięki rezygnacji z silnika F6A i wykorzystaniu możliwości zastosowania znajdującego się od lat w produkcji silnika AI-14. Ponieważ nie sposób jest konstruować nowoczesne samoloty bez odpowiednich do nich silników, wynika z tego konieczność prac rozwojowych nad silnikiem bezreduktorowym AI-14 oraz konieczność jak najszybszego rozwinięcia produkcji silników PZL-Franklin.

POLSKIE PATENTY LOTNICZE

● Wyższa Szkoła Inżynierska w Koszalinie zgłosiła do opatentowania aerodynamiczno-grawitacyjną turbinę (autor: B. Staszczuk). Wynalazek zapewnia zwiększony moment obrotowy oraz wyższą sprawność turbiny.

Skrót opisu wynalazku (z jednym zastrzeżeniem) podano w BUP nr 2/1983 r., w klasie F 02 D, pod nr P.232166.

● Wyższa Szkoła Inżynierska w Koszalinie zgłosiła do opatentowania turbinę wiatrową o poziomej osi obrotu (autor: B. Staszczuk). Wynalazek rozwiązuje zagadnienie skonstruowania turbiny o wyższej sprawności.

Skrót opisu wynalazku (z jednym zastrzeżeniem) zamieszczono w BUP nr 2/1983 r., w klasie F 03 D, pod nr P.232173.

● Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych w Warszawie zgłosił do opatentowania sposób określenia rozpiętości sylwetki obiektu powietrznego (autor Z. Stefański).

Sposób polega na tym, że rozpoznawany obiekt omiata się parzystokrotnie i zmienokierunkowo wiązką antenową radiolokatora i określa rozróżniałość rozpiętości sylwetki odpowiadającą różnicy liczby impulsów w paczce przy jednokrotnym przesunięciu wiązki antenowej po rozpoznawczym obiekcie oraz ustalonej uprzednio

liczby impulsów w paczce przy jednokrotnym przesunięciu wiązki antenowej po stałym obiekcie punktowym. Następnie oblicza się rozpiętość sylwetki rozpoznawanego obiektu, której wielkość jest wprost proporcjonalna do rozróżniałości rozpiętości sylwetki, odległości rozpoznawanego obiektu powietrznego od radiolokatora i prędkości obrotu wiązki antenowej, a odwrotnie proporcjonalna do częstotliwości powtarzania impulsów sondujących.

Skrót opisu patentowego wynalazku, chronionego jednym zastrzeżeniem, podano w BUP nr 25/1982 r., w klasie G 01 S, pod nr P.234890 T.

W.Z.

Adres dla korespondencji:

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

Siedziba Redakcji:

ul. Bartycka 20, pok. 81

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

Wydawca

WYDAWNICTWO CZASOPISM I KSIĄZEK TECHNICZNYCH
SIGMA Przedsiębiorstwo Naczelnej Organizacji Technicznej

SPIS TREŚCI/CONTENTS

Str.

A. Glass: Lata osiemdziesiąte w polskim przemyśle lotniczym/1980's in Polish aircraft industry	1
T. Wolf: PZL-130 Orlik samolot szkolno-treningowy nowej formuły/PZL-130 Orlik — a basic trainer of new formula	6
KSIĄŻKI LOTNICZE	12
L. Szuba: Samolot PZL-106 w wersji pożarniczej/Fire-fighting version of the PZL-106 aircraft	13
Samolot lokalnej komunikacji An-28/Commuter airliner An-28	15
KSIĄŻKI LOTNICZE	16
KARTOTEKA TLiA:	
PZL-104 Wilga 35	17
PZL-110 Koliber	18
PZL-106BR Kruk	19
PZL-M18 Dromader	20
PZL-130 Orlik (Eaglet)	21
PZL-130 Orlik	23
PZL-130 Orlik (rysunek konstrukcyjny)	24
PZL An-28	26
PZL TS-11 Iskra bis DF	27
PZL An-2	28
PZL Kania/Kitty Hawk	29
PZL Mi-2	30
PZL W-3 Sokół	31
PZL W-3 Sokół	33
SZD-51-1 Junior	34
SZD-48-3 Jantar Standard 3	35
SZD-42-2 Jantar 2B	36
SZD-50-3 Puchacz	37
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Dane techniczne statku powietrznego/Aircraft technical data	38
J. Malinowski: Pożarolnicze zastosowania samolotów rolniczych/Non-agricultural applications of ag-planes	39
Opinie pilotów doświadczalnych/Opinions of test pilots	41
A. Glass: Polskie tłokowe samoloty szkolne i treningowe (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	44
POLSKIE PATENTY LOTNICZE	47
Adresy wytwórni lotniczych	II okł.
KSIĄŻKI LOTNICZE	III okł.

Na okładce: PZL-130 Orlik — rys. K. Świątek

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. W. Błaszczak, mgr inż. Z. Girulski, mgr inż. A. Glass, dr inż. H. Grzegorzczak, mgr inż. J. Grzegorzewski (wiceprzew.), mgr inż. F. Gwiżdż, dr inż. B. Jancelewicz, mgr inż. E. Kołodziński, doc. dr inż. T. Kostia, mgr inż. J. Kowalczyk, dr inż. A. Kowalski, mgr inż. T. Królikiewicz (przewodniczący), mgr inż. K. Kunachowicz, doc. dr inż. J. Lamparski, mgr inż. M. Młkuszka, mgr inż. A. Miśtorek, mgr inż. Z. Olszański, mgr inż. E. Puj-szo, mgr inż. Z. Stankiewicz, mgr inż. S. Trębacz, inż. R. Woliński, mgr inż. M. Zawadzki

WYDAWNICTWO
SIGMA
00-950 Warszawa
skrytka pocztowa 1004
ul. Białą 4

GLASS A.: Lata osiemdziesiąte w polskim przemyśle lotniczym. TLiA, t. XL, 1985, nr 4÷5, s. 1

Przedstawiono działalność wytwórni lotniczych, wyroby w produkcji oraz prace prototypowe i projektowe.

WOLF T.: PZL-130 Orlik samolot szkolno-treningowy nowej formuły. TLiA, t. XL, 1958, nr 4÷5, s. 6

Opisano koncepcję konstrukcji samolotu oraz całego systemu, tj. kabin treningowych i urządzeń diagnostycznych.

SZUBA L.: Samolot PZL-106 w wersji pożarniczej. TLiA, t. XL, 1985, nr 4÷5, s. 13

Przedstawiono wersję pożarniczą Kruka i jej wyposażenie przeciwpożarowe.

Samolot lokalnej komunikacji An-28. TLiA, t. XL, 1985, nr 4÷5, s. 15

Przedstawiono dzieje wprowadzenia samolotu do produkcji.

MALINOWSKI J.: Pożarolnicze zastosowania samolotów rolniczych. TLiA, t. XL, 1985, nr 4÷5, s. 39

Zaprezentowano hydroobsiew i gaszenie pożarów leśnych za pomocą samolotów rolniczych.

GLASS A.: Polskie tłokowe samoloty szkolne i treningowe. TLiA, t. XL, 1985, nr 4÷5, s. 44

Przedstawiono rozwój poszczególnych rodzajów samolotów szkolnych w Polsce po II wojnie światowej.

CONTENTS

GLASS A.: 1980's in Polish aircraft industry. TLiA, vol. XL, 1985, No. 4÷5, p. 1
Activity of aircraft manufacturing plants, their current products as well as prototype and design work, have been presented.

WOLF T.: PZL-130 Orlik — a basic trainer of new formula. TLiA, vol. XL, 1985, No. 4÷5, p. 6

The main concept of the design of this aircraft as well as the entire system including, besides, training cabins and diagnostic equipment, has been described.

SZUBA L.: Fire-fighting version of the PZL-106 aircraft. TLiA, vol. XL, 1985, No. 4÷5, p. 13

The fire-fighting version of the Kruk aircraft and its fire-fighting equipment have been presented.

Commuter airliner An-28. TLiA, vol. XL, 1985, No. 4÷5, p. 15

The history of introducing this aircraft to production has been described.

MALINOWSKI J.: Non-agricultural applications of ag-planes. TLiA, vol. XL, 1985, No. 4÷5, p. 39

Hydraulic seeding and forest fire fighting with the use of ag-planes have been described.

GLASS A.: Polish basic and advanced trainers with piston engines. TLiA, vol. XL, 1985, No. 4÷5, p. 44

Development of particular trainer types in Poland after the World War II has been presented.

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakł. nr 1. W-wa. Zam. 0163-1300/85. Nakład 9050 egz.

Cena pojedynczego egz. zł 80.—; cena rru 4—5/85 120 zł.—

Papier druk. sat. IV kl. 70 g. N-27.

Prenumerata roczna zł 960.—



20 lat Koła SITK przy ZRLiLK

Dnia 2 kwietnia 1982 r. minęło 20 lat od powstania Koła SITK przy Zarządzie Ruchu Lotniczego i Lotnisk Komunikacyjnych. Praca Koła, które obecnie skupia 140 członków, opiera się głównie na działalności pracowników służb technicznych i ruchu lotniczego. Członkowie Koła aktywnie uczestniczą w pracach związanych z modernizacją lotnisk oraz stałym unowocześnianiem urządzeń lotniczych służących usprawnieniu ruchu lotniczego i zwiększaniu jego bezpieczeństwa.

M.in. na lotnisku Warszawa-Okęcie zostały oddane do eksploatacji: automatyczna centrala telegraficzna w sieci AFTN, radar pierwotny i wtórny kontroli zbliżania, a obecnie w Centrum Kontroli Ruchu Lotniczego jest w trakcie uruchamiania nowoczesny system łączności radiowej samolot—ziemia. Poza tym został zmodernizowany układ elektroenergetyczny lotniska i system oświetlenia dróg startowych, a także uruchomiono nowe urządzenia instrumentalnego systemu lądowania ILS.

Koło SITK steruje działalnością wynalazczości pracowniczej. Wydatnie wzrosła liczba składanych projektów racjonalizatorskich, w dużej mierze istotnych dla zwiększenia bezpieczeństwa ruchu lotniczego.

Członkowie Koła oprowadzają po Centrum Kontroli Ruchu Lotniczego ok. 40 wycieczek rocznie ze stowarzyszeń naukowo-technicznych i wyższych uczelni.

Uchwały XXII Zwyczajnego Zjazdu Delegatów SITK

Jesienna Sesja XXII ZZZD SITK odbyła się 3 października 1981 r. W czasie obrad delegaci podjęli uchwałę nr 4 oraz uchwały zespołów branżowych XXII ZZZD.

Uchwała zespołu branżowego

IV. Transport lotniczy

1. Znaczenie lotnictwa cywilnego w systemach społeczno-ekonomicznych nowoczesnych państw jest duże i stale wzrasta. Dogodne położenie geograficzne Polski na mapie świata i jej pozycja w świecie — mimo przejściowych trudności gospodarczych — predestynują nasz kraj do rozwijania zarówno transportu lotniczego, jak i innych usług lotniczych. Rozwój lotnictwa cywilnego znajduje uzasadnienie przede wszystkim w jego wysokiej efektywności ekonomicznej. W zakresie przewozów pasażerskich na większe odległości, również na liniach krajowych o niewielkim nasileniu ruchu oraz w zakresie cennych przesyłek, efektywność transportu lotniczego jest w

porównaniu z innymi rodzajami transportu szczególnie wyraźna. Stanowisko w tych sprawach zajmowali aktywiści inżynierjno-techniczni zrzeszeni w SITK formułując odpowiednie wnioski od 1960 r. na organizowanych sympozjach, konferencjach naukowo-technicznych i na kolejnych kongresach techników polskich.

2. Fundamentem działalności rozwoju lotnictwa cywilnego jest jego organizacja. Opowiadamy się za nadal aktualnym wnioskiem z uchwały generalnej IV Kongresu Techników Polskich z 1961 r. o powołaniu państwowego organu koordynacyjnego, obejmującego swoim działaniem wszystkie organizacje lotnicze i przemysł lotniczy. Organ ten powinien wytyczać i realizować politykę lotniczą kraju, harmonizować funkcjonowanie i rozwój całego lotnictwa cywilnego, włącznie z zarządzaniem utworzonym w tym celu funduszem lotnictwa, oraz sprawować państwowy nadzór lotniczy nad całym lotnictwem cywilnym.

3. Organizacje lotnicze o charakterze przedsiębiorstw państwowych powinny odpowiadać trzem podstawowym zasadom: samodzielności, samorządności i samofinansowania zgodnie z ustawą sejmową z dn. 25.09.1981 r. z uwzględnieniem specyfiki lotniczej.

4. Za najpilniejsze do rozwiązania problemy lotnictwa cywilnego uważamy:

— rozbudowę infrastruktury lotniczej, a przede wszystkim rozbudowę portu lotniczego Okęcie i niezbędnych urządzeń kierowania ruchem lotniczym,

— wyposażenie lotnictwa komunikacyjnego w ekonomiczny sprzęt pozwalający na rozwój istniejących połączeń międzynarodowych i krajowych oraz transportu towarowego,

— zapewnienie przez przemysł krajowy produkcji sprzętu lotniczego odpowiedniego do zadań lotnictwa sportowego, sanitarnego, gospodarczego oraz lotniczego transportu lokalowego i dyspozycyjnego,

— doskonalenie organizacyjne bazy obsługowo-naprawczej,

— zorganizowanie właściwego systemu szkolenia specjalistów lotniczych na potrzeby całego lotnictwa cywilnego.

5. W celu zapewnienia warunków rozwoju transportu lotniczego w rozmiarach uzasadnionych jego efektywnością jest istotne, by decyzje o podziale zadań i ewentualnych środków społecznych między różne gałęzie transportu były podejmowane przy zastosowaniu podobnych zasad liczenia kosztów społecznych i podobnych kryteriów efektywności. W sytuacji gospodarczej naszego kraju powinien być preferowany rozwój tych gałęzi transportu, które wykażą

wyższą efektywność w danym obszarze działalności i większe możliwości samofinansowania. Przy spełnieniu tych warunków zasadą samofinansowania będzie można objąć nie tylko działające przedsiębiorstwa, lecz również jednostki infrastruktury i zaplecza.

*

Na posiedzeniu w grudniu 1981 r. Prezydium Zarządu Głównego SITK w związku z rezygnacją kol. Z. Hyli, stanowisko przewodniczącego Sekcji Głównej Lotniczej powierzono kol. R. Zarembie, który skompletował skład Sekcji.

Pierwsze posiedzenie Sekcji odbyło się 15 marca 1982 r. i poświęcone było sprawom organizacyjnym oraz programowi pracy w kadencji 1982÷1984 r. Sekcja ukonstytuowała się następująco: przewodniczący — kol. R. Zaremba, zastępcy przewodniczącego kol. kol.: E. Kołodziński, A. Liwotow, K. Szumielewicz, członkowie kol. kol.: J. Chojnacki, J. Czownicki, F. Gwiżdż, Z. Hyla, K. Kwiatkowski, T. Mierzwińska, J. Oficjalski, B. Prużyński, J. Rachwałski, J. Smoleński, B. Żarski, M. Zylicz.

Ramowy program pracy Sekcji na kadencję 1982÷1984 r. obejmuje:

— działalność organizacyjną (udział w pracach innych sekcji głównych i komisji głównych),

— realizację uchwał XXII ZZZD SITK (przez działalność konferencyjną i narady problemowe),

— realizację uchwał VIII/XX Kongresu Techników Polskich,

— reformę gospodarczą w lotnictwie (roboce spotkania środowiskowe na tematy: perspektywiczny plan rozwoju sieci lotnisk, modernizacja istniejących lotnisk i portów lotniczych, tabor lotniczy, szkolenie specjalistów lotniczych, ekonomika przedsiębiorstw lotnictwa cywilnego, działalność wiodących jednostek lotnictwa cywilnego w początkowym okresie działania reformy gospodarczej),

— działalność wydawniczą (współpraca z redakcją *Techniki Lotniczej i Astronautycznej*, przygotowanie wkładki lotniczej do kalendarzy NOT na lata 1983÷1984, przygotowanie materiałów szkoleniowych dla PLL LOT),

— narady naukowo-techniczne (organizacja czwartej konferencji pt. „Aktualne problemy polskiego lotnictwa” wspólnie z Sekcją Główną Lotniczą SIMP),

— współpracę z zagranicą (udział w okresowej konferencji komunikacji lotniczej w NRD, wymiana specjalistów z bratnią organizacją techniczną WRL).

Zaplanowano, że kolejne posiedzenia Sekcji będą poświęcone sytuacji przedsiębiorstw lotnictwa cywilnego w okresie stanu wojennego i w początkowym okresie wdrażania reformy gospodarczej.

PRENUMERATA ROCZNA
NAJPEWNIJSZĄ FORMĄ NABYCIA
NASZEGO CZASOPISMA



PEZETEL IS ALWAYS READY
TO MEET YOUR DEMAND AT ANY TIME

AG AVIATION SERVICES PEZETEL

PEZETEL'S RANGE OF SERVICES:

- pest control on cotton, rice, banana and other plantations,
- application of powdered, granular and liquid fertilizers,
- locust control,
- water hyacinth control,
- defoliation,
- destruction of weeds,
- bird control,
- tse-tse fly control,
- spreading of seeds,
- reduction of evaporation on large water surfaces.

PEZETEL'S APPLICATION METHODS:

- conventional spraying,
- ultra-low volume spraying,
- dusting,
- spreading of granulates.

PEZETEL uses Polish-built aircraft and ground-operated equipment and offers top quality services.

PEZETEL will also organize an ag aviation base provided with ag aircraft and ground equipment as well as train ag pilots and mechanics for you.

PEZETEL operates a fleet of over 200 An-2, PZL-M18 Dromader, PZL-104, PZL-106 Kruk fixed wing aircraft and Mi-2 helicopters. The area treated every year amounts to 7 000 000 acres, mainly in the Africa and Poland.

Exporter:
PEZETEL

Foreign Trade Enterprise of Aviation Industry
Aleja Stanów Zjednoczonych 61
03-965 Warszawa, POBox 61 Poland

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



PEZETEL
POLAND