

TECHNIKA

1-3'90

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA

SPECIAL ISSUE



POLSKIE NOWOŚCI
POLAND'S NEWS

1990/91

Polskie zakłady lotnicze PZL

Polish Aviation Works PZL

PEZETEL — Przedsiębiorstwo Handlu Zagranicznego Spółka z o.o./FOREIGN TRADE ENTERPRISE Ltd.

Al. Stanów Zjednoczonych 61
04-028 Warszawa 50, Poland
tel. 10-80-01, telex 812815, 814651
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 Wojciech Kowalczyk



INSTYTUT LOTNICTWA / AERONAUTICAL INSTITUTE

Al. Krakowska 110/114
00-973 Warszawa-Okęcie, Poland
tel. 46-00-11, 46-09-93, telex 813537
Naczelny Dyrektor/General Manager:
doc. dr hab. inż. Konrad Tott



PAŃSTWOWE ZAKŁADY LOTNICZE WARSZAWA-OKĘCIE / GOVERNMENT AVIATION WORKS

Al. Krakowska 110/114
00-973 Warszawa-Okęcie, Poland
tel. 46-00-31, telex 814649 owskpl
Naczelny Dyrektor/General Manager:
mgr Ryszard Leja
Wyroby / Activities:
Samoloty / Aircraft, śmigła / propellers



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

ul. Grochowska 306/310
03-842 Warszawa, Poland
tel. 10-20-01, telex 813739 pl
Naczelny Dyrektor/General Manager:
inż. Ryszard Kapłon
Wyroby / Activities:
Przyrządy pokładowe / Flying instruments,
Wypożyczenie lotnicze / Aircraft equipment



WYTWÓRNIA SPRZĘTU KOMUNIKACYJNEGO PZL-MIELEC / TRANSPORT EQUIPMENT MANUFACTURING CENTRE

ul. Ludowego Wojska Polskiego 3
39-300 Mielec, Poland
tel. 70-00, telex 0632293
Naczelny Dyrektor/General Manager:
inż. Jan Szymański
Wyroby / Activities: Samoloty / Aircraft



WYTWÓRNIA SPRZĘTU KOMUNIKACYJNEGO PZL-RZESZÓW / TRANSPORT EQUIPMENT MANUFACTURING CENTRE

ul. Obrońców Stalingradu 120
35-078 Rzeszów, Poland
skr. poczt. / PO Box 340
tel. 46-100, telex 0632411 pl
Naczelny Dyrektor/General Manager:
mgr inż. Tadeusz Cebulak
Wyroby / Activities:
Silniki lotnicze / Aero engines



PRZEDSIĘBIORSTWO DOŚWIADCZALNO-PRODUKCYJNE SZYBOWNICTWA PZL-BIELSKO / GLIDER WORKS

ul. Cieszyńska 325
43-300 Bielsko-Biała, Poland
tel. 250-21
telex 035259 pl
Naczelny Dyrektor/General Manager:
mgr Juliusz Borth
Wyroby / Activities:
Szybowce / Gliders



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

ul. Przdowników Pracy 1
21-045 Świdnik, Poland
tel. 130-61, 120-61, telex 642301(02, 03)
Naczelny Dyrektor/General Manager:
mgr inż. Jerzy Bojko
Wyroby / Activities: Śmigłowce / Helicopters



WYTWÓRNIA SPRZĘTU KOMUNIKACYJNEGO PZL-KALISZ / TRANSPORT EQUIPMENT MANUFACTURING CENTRE

ul. Częstochowska 140
62-800 Kalisz, Poland
tel. 773-51, telex 0462231(32)
Naczelny Dyrektor/General Manager:
inż. Jan Kołodziej
Wyroby / Activities:
Silniki lotnicze / Aero engines



WYTWÓRNIA SPRZĘTU KOMUNIKACYJNEGO PZL-KROSNO / TRANSPORT EQUIPMENT MANUFACTURING CENTRE

ul. Żwirki i Wigury 6
38-400 Krosno n. Wisłokiem, Poland
tel. 229-11, telex 65247 pl
Naczelny Dyrektor/General Manager:
inż. Jan Czerniecki
Wyroby / Activities:
Podwozia / Landing gear, Szybowce / Gliders



ZAKŁADY SPRZĘTU TECHNICZNEGO I TURYSTYCZNEGO AVIOTEX / TECHNICAL AND TOURISTIC EQUIPMENT WORKS

ul. Zegrzyńska 6
05-120 Legionowo, Poland
tel. 74-22-21, telex 813952
Naczelny Dyrektor/General Manager:
inż. Józef Łazarczyk
Wyroby / Activities:
Spadochrony / Parachutes



Polskie zakłady lotnicze PZL

Polish Aviation Works PZL

PEZBTEL — Przedsiębiorstwo Handlu Zagranicznego Spółka z o.o. / FOREIGN TRADE ENTERPRISE Ltd.

Al. Stanów Zjednoczonych 61
04-028 Warszawa 50, Poland
tel. 10-80-01, telex 812815, 814651
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 Wojciech Kowalczyk



INSTYTUT LOTNICTWA / AERONAUTICAL INSTITUTE

Al. Krakowska 110/114
00-973 Warszawa-Okęcie, Poland
tel. 46-00-11, 46-09-93, telex 813537
Naczelny Dyrektor / General Manager:
doc. dr hab. inż. Konrad Tott



PAŃSTWOWE ZAKŁADY LOTNICZE WARSZAWA-OKĘCIE / GOVERNMENT AVIATION WORKS

Al. Krakowska 110/114
00-973 Warszawa-Okęcie, Poland
tel. 46-00-31, telex 814649 owskpl
Naczelny Dyrektor / General Manager:
mgr Ryszard Leja
Wyroby / Activities:
Samoloty / Aircraft, śmigła / propellers



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

ul. Grochowska 306/310
03-842 Warszawa, Poland
tel. 10-20-01, telex 813739 pl
Naczelny Dyrektor / General Manager:
inż. Ryszard Kapłon
Wyroby / Activities:
Przyrządy pokładowe / Flying instruments,
Wyposażenie lotnicze / Aircraft equipment



WYTWÓRNIA SPRZĘTU KOMUNIKACYJNEGO PZL-MIELEC / TRANSPORT EQUIPMENT MANUFACTURING CENTRE

ul. Ludowego Wojska Polskiego 3
39-300 Mielec, Poland
tel. 70-00, telex 0632293
Naczelny Dyrektor / General Manager:
inż. Jan Szymański
Wyroby / Activities: Samoloty / Aircraft



WYTWÓRNIA SPRZĘTU KOMUNIKACYJNEGO PZL-RZESZÓW / TRANSPORT EQUIPMENT MANUFACTURING CENTRE

ul. Obrońców Stalingradu 120
35-078 Rzeszów, Poland
skr. poczt. / PO Box 340
tel. 46-100, telex 0632411 pl
Naczelny Dyrektor / General Manager:
mgr inż. Tadeusz Cebulak
Wyroby / Activities:
Silniki lotnicze / Aero engines



PRZEDSIĘBIORSTWO DOŚWIADCZALNO-PRODUKCYJNE SZYBOWNICTWA PZL-BIELSKO / GLIDER WORKS

ul. Cieszyńska 325
43-300 Bielsko-Biała, Poland
tel. 250-21
telex 035259 pl
Naczelny Dyrektor / General Manager:
mgr Juliusz Borth
Wyroby / Activities:
Szybowce / Gliders



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

ul. Przdowników Pracy 1
21-045 Świdnik, Poland
tel. 130-61, 120-61, telex 642301(02, 03)
Naczelny Dyrektor / General Manager:
mgr inż. Jerzy Bojko
Wyroby / Activities: Śmigłowce / Helicopters



WYTWÓRNIA SPRZĘTU KOMUNIKACYJNEGO PZL-KALISZ / TRANSPORT EQUIPMENT MANUFACTURING CENTRE

ul. Częstochowska 140
62-800 Kalisz, Poland
tel. 773-51, telex 0462231(32)
Naczelny Dyrektor / General Manager:
inż. Jan Kołodziej
Wyroby / Activities:
Silniki lotnicze / Aero engines



WYTWÓRNIA SPRZĘTU KOMUNIKACYJNEGO PZL-KROSNO / TRANSPORT EQUIPMENT MANUFACTURING CENTRE

ul. Żwirki i Wigury 6
38-400 Krosno n. Wistokiem, Poland
tel. 229-11, telex 65247 pl
Naczelny Dyrektor / General Manager:
inż. Jan Czerniecki
Wyroby / Activities:
Podwozia / Landing gear, Szybowce / Gliders



ZAKŁADY SPRZĘTU TECHNICZNEGO I TURYSTYCZNEGO AVIOTEX / TECHNICAL AND TOURISTIC EQUIPMENT WORKS

ul. Zegrzyńska 6
05-120 Legionowo, Poland
tel. 74-22-21, telex 813952
Naczelny Dyrektor / General Manager:
inż. Józef Łazarczyk
Wyroby / Activities:
Spadochrony / Parachutes





MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XLV STYCZEŃ—MARZEC 1990

TECHNIKA

1-3'90

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA

Wytwórnice PZL w 1990 r.

W drugiej połowie 1989 r. zamówienia eksportowe dla polskiego przemysłu lotniczego zmniejszyły się. Przemysł ten obecnie dostosowuje się do nowej sytuacji gospodarczej poszukując możliwości międzynarodowej kooperacji w produkcji lotniczej oraz badając szanse podjęcia produkcji nielotniczej.

PZL-Warszawa-Okęcie

Nadal podstawowymi wyrobami wytwórni są wielozadaniowe Wilgi i rolnicze Kruki. W produkcji znajdują się dwie wersje samolotu PZL-104 Wilga, którego łącznie zbudowano 890 szt.: Wilga 35 i Wilga 80. Prototyp nowej wersji, Wilga 35M, napędzanej silnikiem M-14P o większej mocy, ma w 1990 r. wykonać pierwszy lot. W 1989 r. Wilgi wyeksportowano m.in. do Australii.

Samolot szkolno-sportowy PZL-110 Koliber jest produkowany obecnie na eksport w wersji Koliber 150 napędzanej silnikiem Lycoming o mocy 110 kW (150 KM). Do końca 1989 r. wyprodukowano 37 kolibrów.



Rolniczy turbośmigłowy PZL-106BT Turbo Kruk ● The PZL-106BT Turbo Kruk turboprop ag-plane. Fot. A. Glass

Rolniczy PZL-106 Kruk jest obecnie produkowany w dwóch wersjach: turbośmigłowej PZL-106BT-601 Turbo Kruk i tłokowej PZL-106BS Kruk napędzanej silnikiem o mocy 736 kW (1000 KM). Wyprodukowano 246 Kruków, w tym 11 Turbo Kruków.

Prototyp turbośmigłowego samolotu treningowego PZL-130TM-601 Turbo Orlik, który wykonał pierwszy lot 12.01.1989 r., ukończył już próby w locie i seria informacyjna dla WP znajduje się w produkcji. Obecnie jest opracowywana jego nowa wersja PZL-130TB Turbo Orlik bis napędzana akrobacyjną wersją silnika M601E. Ta wersja Orlika ma jednoczęściową osłonę kabiny, fotele wyrzeliwane, rozpiętość zwiększoną do 9,0 m, dwuszczelinowe klapy o zwiększonej

PZL Works in 1990

In the second half of 1989 the amount of foreign orders for Polish aircraft industry decreased. At present the industry is trying to adjust itself to the new economy and is looking for international cooperation in aircraft production and making the revue of opportunities for non-aeronautical production.

PZL-Warszawa-Okęcie

The basic products are, as previously, the multipurpose Wilga airplane and Kruk ag-planes. The Wilga 35 and the Wilga 80 airplanes — two versions of PZL-104 Wilga, of which 890 have been built, are currently in production. A prototype of new version, the Wilga 35M powered by more powerful M-14P radial engine, is scheduled for the first flight this year. In 1989 Wilga planes have been sold also to Australia.

The PZL-110 Koliber trainer and tourer is manufactured for export under designation Koliber 150 and is powered by 110 kW (150 hp) Lycoming engine. Up to 1989 37 Koliber airplanes have been manufactured.

The PZL-106 Kruk ag-plane is manufactured in PZL-106BT-601 Turbo Kruk turboprop version and PZL-106BS Kruk version — the latter powered by 736 kW (1000 hp) radial engine. The amount of manufactured Kruk aircraft totalled 246, including 11 Turbo Kruk planes.

The prototype of PZL-130TM-601 Turbo Orlik turboprop trainer, which was first flown on January 12, 1989 has completed the flight test programme and the information batch for Polish Air Force is manufac-



Samolot treningowy PZL I-22 Iryda ● The PZL I-22 trainer. Fot. L. Zielaskowski

tured. Now under development is a new version of this aircraft, the PZL-130TB Turbo Orlik bis, powered by aerobatic version of M601E engine. This version has one-piece cockpit canopy, ejection seats, wing

rozpiętości, sterowane koło przednie i 6 podskrzydłowych punktów podwieszenia. Masa całkowita wzrosnąć do 2700 kg. Ponadto w 1990 r. ma być ukończona certyfikacja samolotu PZL-130T Turbo Orlik napędzanego silnikiem PT6A. Wersja ta jest przeznaczona na eksport do krajów zachodnich.



PZL-Mielec wznowił produkcję samolotu służbowego PZL M-20 Mewa ● The PZL M-20 Mewa executive aircraft is a new in production at PZL-Mielec. Fot. W. Hołysz

Pierwszy z trzech prototypów samolotu PZL-105 Flaming (w okresie projektowania samolot nazywano Wilga 88), napędzany silnikiem M-14P, wykonał pierwszy lot 19.12.1989 r. Następne dwa prototypy (w tym jeden napędzany silnikiem Lycoming) zostaną oblatane w 1990 r. 4 ÷ 6-miejscowy wielozadaniowy Flaming ma być następcą Wilgi 35.

PZL-Mielec

Wyprodukowano już 11 500 szt. znanego rolniczego, lekkiego samolotu transportowego An-2. Ponad 7 tys. samolotów An zbudowano w wersji rolniczej. An-2 jest eksportowany do ponad 20 krajów.

Od 1984 r. PZL-Mielec produkuje 17-miejscowy dwusilnikowy samolot turbośmigłowy lokalnej komunikacji An-28. Samolot jest budowany w wersji pasażerskiej i transportowej. W opracowaniu znajduje się dalsza wersja tego samolotu z przedłużonym kadłubem i silnikami PT6A.

Jednym z osiągnięć wytwórni jest samolot rolniczy PZL M-18 Dromader, którego do 1990 r. zbudowano 500 szt. Jest on eksportowany do 20 krajów. Jest także produkowana jego dwumiejscowa wersja treningowa oznaczona PZL-M18AS. Dalszym rozwinięciem tego samolotu jest PZL M-24 Dromader Super napędzany silnikiem K9 o mocy 880 kW (1200 KM). W opracowaniu znajduje się prototyp jego wersji turbośmigłowej M-24T Dromader Super Turbo. Polsko-radziecki zespół konstruktorów projektuje nowy turbośmigłowy samolot rolniczy MK-1 (M od Mielec i K od Kijów).

W PZL-Mielec jest produkowany 6-miejscowy samolot dyspozycyjny PZL M-20 Mewa, który jest licencyjną wersją samolotu Piper Seneca II napędzanego dwoma silnikami Continental.

W użyciu znajduje się ponad 80 samolotów lokalnej komunikacji An-28 ● Over 80 An-28 aircraft is now flying. Fot. A. Glass



span increased to 9 meters, double-slotted flaps of increased span, steerable nose wheel and six underwing hard points. T-O weight will be increased to 2700 kg. The PT6A — powered version of PZL-130T Turbo Orlik is scheduled to complete certification in 1990. This version is expected to be exported to Western countries.

The first of three PZL-105 Flaming (in project stage named Wilga 88) flying prototypes, powered by M-14P engine, flew for the first time on December 19, 1989. The next two prototypes (one of them powered by Lycoming O-720 engine) are scheduled to fly in 1990. The Flaming, a successor to Wilga 35, is a multipurpose 4 ÷ 6 seater.



Turbośmigłowy rolniczy PZL M-24 Dromader Super, najnowszy z rodziny Dromaderów liczącej 500 samolotów ● The PZL M-24 Dromader Super turboprop ag-plane, the newest from the family of Dromaders, which number totalled 500. Fot. L. Zielaskowski

PZL-Mielec

The production of famous An-2 light transport and agricultural airplane totalled 11 500 aircraft. Over 7 thousand of them have been manufactured in the agricultural version. The An-2 was exported to over 20 countries.

Since 1984 PZL-Mielec has been manufacturing the An-28 17-seat twin-turboprop light passenger plane. The aircraft is built in cargo and passenger versions. By now 100 aircraft have been manufactured. A further development of An-28, with stretched fuselage and powered by PT6A turboprops, is under design at PZL-Mielec.

One of the company's achievements is PZL M-18 Dromader ag-plane of which 500 units have been produced up to 1990. The aircraft is exported to 20 countries. A two-seat PZL M-18AS training version is



12-miejscowy śmigłowiec wielozadaniowy PZL Sokół ● The 12-seat PZL Sokół multipurpose helicopter. Fot. L. Zielaskowski

also manufactured. A further development is PZL M-24 Dromader Super, powered by 880 kW (1200 hp) K9 radial engine. Under development is turboprop M-24T Dromader Super Turbo prototype. The Polish-Soviet design group is developing the MK-1 (M for Mielec and K for Kiev) turboprop ag-plane.

Wytwórnia zbudowała 417 odrzutowych samolotów treningowych **TS-11 Iskra**. Obecnie przechodzi próby prototyp dwusilnikowego odrzutowego samolotu treningowego **PZL I-22 Iryda** napędzanego silnikami K-15.

PZL-Mielec bierze udział w kooperacji przy produkcji aerobusu **Ilyushin Il-96-300**. Od lutego 1988 r. wytwórnia produkuje usterzenia do tego samolotu, obecnie jedno miesięcznie.

PZL-Świdnik

Główny wyrób wytwórni w Świdniku, śmigłowiec **Mi-2**, został dotychczas wyprodukowany w serii 5390 szt. Śmigłowiec jest budowany w wielu wersjach, głównie w pasażerskiej, transportowej i rolniczej. Jego wersja napędzana dwoma silnikami Allison nosi nazwę **PZL Kania**.

W 1990 r. rozpoczęto produkcję 12-miejscowego śmigłowca wielozadaniowego **PZL W-3 Sokół**. W przyszłości ma on zastąpić Mi-2.

W opracowaniu znajduje się lekki czteromiejscowy śmigłowiec **PZL S-4** (oznaczany też SW-4) napędzany jednym silnikiem turbosłajowym GTD-350.

PZL-Bielsko

W zakładach szybowcowych w Bielsku w produkcji znajdują się trzy typy szybowców: **SZD-48 Jantar Standard** klasy standard (którego zbudowano dotychczas 782 egz.), szybowiec klasy klubowej **SZD-51 Junior** (zbudowano 153 szt.) i dwumiejscowy szkolny **SZD-50-3 Puchacz**, którego do 1990 r. wyprodukowano 225 szt.

15 sierpnia 1988 r. wykonał pierwszy lot prototyp nowego szybowca klasy standard **SZD-55-1**. Obecnie wytwórnia uruchamia jego produkcję.

W ostatnich dniach grudnia 1989 r. wykonał pierwszy lot prototyp szybowca klasy otwartej **SZD-56**. W opracowaniu znajduje się dwumiejscowy szybowiec **SZD-54**, który ma być następcą Puchacza.

PZL-Mielec is manufacturing also **PZL M-20 Mewa** 6 seat executive aircraft being a licence version of the Piper Seneca II powered by two Continental engines.

The company has manufactured 417 **TS-11 Iskra** jet trainers. Still under testing and development is the prototype of **PZL I-22 Iryda** twin-engine jet trainer powered by two K15 engines.

PZL-Mielec co-operates in the production of **Ilyushin Il-96-300** airbus. Since February 1988 the company is manufacturing the tail units, at a rate of one unit per month.

PZL-Świdnik

The main product of PZL-Świdnik is **Mi-2** 8-seat helicopter over 5390 of which have been built, up to now. This helicopter is being manufactured in many versions, mainly passenger, transport and agricultural. The version powered by two Allison engines is named **PZL Kania**.

In 1990 started the production of **PZL W-3 Sokół** 12-seat multipurpose helicopter. **PZL W-3** will be the successor to the Mi-2 in the future.

The **PZL S-4** (also designated SW-4) light 4-seat helicopter powered by single GTD-350 turboshaft engine is under development now.

PZL-Bielsko

In sailplane factory at Bielsko three types of sailplanes are under production now: **SZD-48 Jantar Standard** standard class sailplane (the production of Jantar Standard totalled 782), the **SZD-51 Junior** club class sailplane (153 units manufactured) and the **SZD-50-3 Puchacz** two-seat trainer, the number of which has reached 225.

The prototype of a new **SZD-55-1** standard class sailplane was first flown on August 15, 1988; the sailplane production has now started.

In last days of December 1989 has made its maiden flight the prototype of the **SZD-56** open class sailplane. Under development is a two-seater **SZD-54** sailplane, a replacement to the Puchacz.

W użyciu znajduje się 225 dwumiejscowych szybowców treningowych **SZD-50 Puchacz** ● The 225 SZD-50 Puchacz two-seat training gliders are in service.
Fot. L. Zielaskowski



PZL-Krosno

Wytwórnia produkuje metalowy dwumiejscowy szybowiec treningowy **KR-03A Puchatek**, którego dotychczas zbudowano 20 szt. W projektowaniu znajduje się metalowy szybowiec klasy standard **KR-04**.

PZL-Krosno jest producentem podwozi do samolotów. W programie wytwórni znajduje się produkcja podwozi do turbosłajowego samolotu pasażerskiego **Ilyushin Il-114**.

PZL-Krosno

The company is manufacturing **KR-03A Puchatek** metal training glider (20 units manufactured). The **KR-04** standard class metal sailplane is still in design stage.

The PZL-Krosno is the manufacturer of landing gears for aircraft. The perspective production program of this company contains also the landing gears for **Ilyushin Il-114** turboprop airliner.

ANDRZEJ GLASS

PZL Warszawa – Okęcie



Adres/Address: Al. Krakowska 110/114 02-256 Warszawa-Okęcie, Poland,
tel. 46-00-31, 46-11-73 telex: 814649, 817735

Naczelnny Dyrektor/General Manager: mgr Ryszard Leja

Założone w 1928
Founded in 1928

Liczba samolotów zbudowanych od 1945 r.
Total of aircraft built since 1945: **3324**

<p>PZL-110 KOLIBER 150 Szkolny/Trainer 9,74 m</p> <p>112 kW 0-320 E2A Σ 37</p>	<p>1 + 2 </p> <p>105 l </p> <p>20 kg 850 kg </p>	<p>3700 m </p> <p>4,2 m/s 200 km/h 22 l/h </p> <p>146 m 600 km 128 m </p>
<p>PZL-104 WILGA 35/80 Wielozadaniowy/Multi purpose 11,1 m</p> <p>194 kW AI-14R Σ 890</p>	<p>1 + 3 </p> <p>190 l </p> <p>35 kg 1300 kg </p>	<p>4000 m </p> <p>4,6 m/s 192 km/h 40 l/h </p> <p>80 m 620 km 95 m </p>
<p>PZL-106 BT TURBO KRUK Rolniczy/ Agricultural 14,9 m</p> <p>537 kW M601 Σ 246</p>	<p>1 (+ 1)</p> <p>560 l </p> <p>1000 kg 1300 l </p> <p>3300 kg </p>	<p>7700 m </p> <p>8,1 m/s 270 km/h 140 l/h </p> <p>180 m 750 km 120 m </p>
<p>PZL-130 TM TURBO ORLIK Szkolno-treni: gowy/Trainer 8,0 m</p> <p>490 kW M601E Σ 8</p>	<p>1 + 1 </p> <p>4 </p> <p>430 l </p> <p>1977 kg </p>	<p>10000 m </p> <p>16,2 m/s 507 km/h 190 l/h </p> <p>200 m 1000 km 380 m </p>

OBJAŚNIENIA:

KEY:

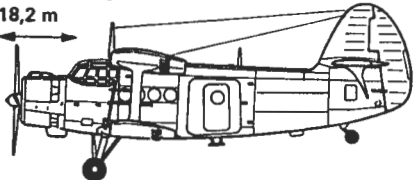


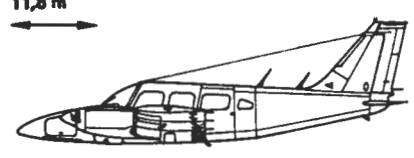


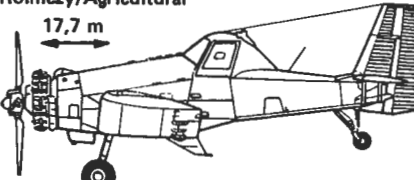

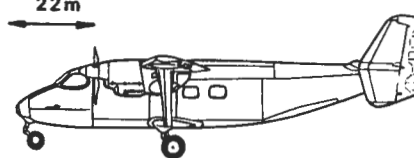


	- rozpiętość - wing span		- załoga - crew		- pasażerowie - passengers	()	- zamiennie z innym ładunkiem - in exchange to other payload		- bagaż - luggage
	- paliwo - fuel		- masa całkowita - total mass		- rozbieg - T-O run		- wznoszenie - climb		- pułap - ceiling
	- prędkość maks. - max speed		- zużycie paliwa - fuel consumption		- dobieg - landing run		- zasięg - range	Σ	- zbudowano - built

































PZL-Mielec



Adres/Address: ul. Ludowego Wojska Polskiego 3,
39-300 Mielec, Poland tel. 7000 , telex: 0632293
Naczelný Dyrektor/General Manager: inż. Jan Szymański
Liczba samolotów zbudowanych od 1945 r. **14700**
Total of aircraft built

Założone w **1938**
Founded in

<p>PZL AN-2 Wielozadaniowy i rolniczy Utility and agricultural 18,2 m</p>  <p>1 x 736 kW, ASz 621R Σ 11650</p>	<p>2  + 12 </p> <p>(1350 kg / 1400 l)</p> <p>1200 l</p> <p>5500 kg</p>	<p>4400 m</p> <p>3,0 m/s</p> <p>253 km/h</p> <p>175 l/h</p> <p>170 m</p> <p>1370 km</p> <p>185 m</p>
<p>PZL M-20 MEWA Służbowy/Executive 11,8 m</p>  <p>2 x T310-360 KB Σ 10</p>	<p>2  + 4 </p> <p>(1350 kg / 1400 l)</p> <p>370 l</p> <p>2070 kg</p>	<p>7600 m</p> <p>6,4 m/s</p> <p>275 km/h</p> <p>90 l/h</p> <p>270 m</p> <p>4020 km</p> <p>380 m</p>
<p>PZL M-18 DROMADER Rolniczy/Agricultural 17,7 m</p>  <p>1 x 736 kW, ASz-621R Σ 513</p>	<p>1 </p> <p>(1850 kg / 2500 l)</p> <p>400 l</p> <p>4200 - 4700 kg</p>	<p>6500 m</p> <p>5,8 m/s</p> <p>256 km/h</p> <p>160 l/h</p> <p>200 m</p> <p>590 km</p> <p>190 m</p>
<p>PZL AN-28 Pasażerski /Transport 22m</p>  <p>2 x 716 kW, PZL-10 S (TWD-10 B) Σ 80</p>	<p>2  + 17 </p> <p>(2000 kg)</p> <p>1960 l</p> <p>6500 kg</p>	<p>6000 m</p> <p>11,7 m/s</p> <p>350 km/h</p> <p>3,60 l/h</p> <p>230 m</p> <p>56 - 1356 km</p> <p>180 m</p>

- | | | | | |
|--|--|--|--|--|
|  - rozpiętość |  - załoga |  - pasażerowie |  - zbiornik chemikaliów |  - zamiennie z innym ładunkiem |
|  - wing span |  - crew |  - passengers |  - ag hopper |  - in exchange to other payload |
|  - uzbrojenie podwieszane |  - paliwo |  - masa całkowita |  - rozbieg |  - wznoszenie |
|  - armament pods |  - fuel |  - total mass |  - T-O run |  - climb |
|  - pułap |  - prędkość maks. |  - zużycie paliwa |  - dobieg |  - zasięg |
|  - ceiling |  - max speed |  - fuel consumption |  - landing run |  - range |
| | | | |  - zbudowano |
| | | | |  - built |

Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego im. Zygmunta Puławskiego
Transport Equipment Manufacturing Centre

PZL – Świdnik

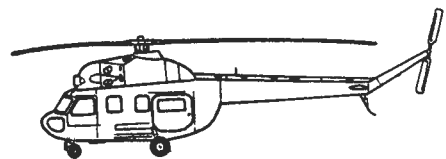


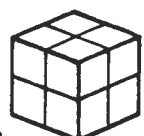


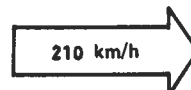
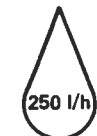

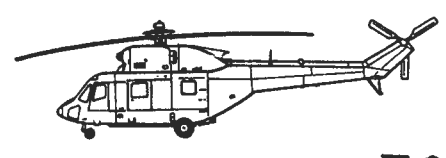


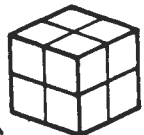





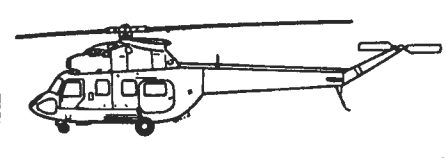





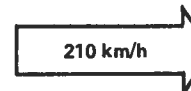




Adres/Address: 21-045 Świdnik, Poland
tel. 130-61 telex: 0642301












Naczelny Dyrektor/General Manager: mgr. inż. Jerzy Bojko

Założone w 1951
Founded in 1951

Liczba śmigłowców zbudowanych od 1951 r.
Total of helicopters built since 1951: **7093**

<p>PZL Mi-2 Wielozadaniowy/Multi purpose Ø 14,5 m</p>  <p>2 x 298 kW, GTD-350 Σ 5390</p>	<p>1  + 8 </p> <p>700 kg</p>  <p>600 l</p>  <p>3550 – 3700 kg</p>	<p>4000 m</p>  <p>4,5 m/s</p>  <p>210 km/h</p>  <p>250 l/h</p> <p>170 – 580 km</p> 
<p>PZL SOKÓŁ Wielozadaniowy/Multi purpose Ø 15,7 m</p>  <p>2 x 662 kW, PZL-10W Σ 21</p>	<p>2  + 12 </p> <p>2100 kg</p>  <p>1700 l</p>  <p>6400 kg</p>	<p>5100 m</p>  <p>10 m/s</p>  <p>255 km/h</p>  <p>360 l/h</p> <p>690 – 1165 km</p> 
<p>PZL KANIA Wielozadaniowy/Multi purpose Ø 14,5 m</p>  <p>2 x 298 kW, All.250 C20 Σ 3</p>	<p>1  + 9 </p> <p>800 – 1200 kg</p>  <p>600 l</p>  <p>3350 – 3550 kg</p>	<p>4000 m</p>  <p>8 m/s</p>  <p>210 km/h</p>  <p>207 l/h</p> <p>430 – 740 km</p> 

OBJAŚNIENIA:
KEY:

 – średnica wirnika – rotor diameter	 – załoga – crew	 – pasażerowie – passengers	 – towar – cargo	() – zamienne z innym ładunkiem – in exchange to other payload	 – Paliwo – fuel
 – masa całkowita – total mass	 – wznoszenie – climb	 – pułap – ceiling	 – prędkość maks. – max speed	 – zużycie paliwa – fuel consumption	 – zasięg – range

PZL-Bielsko

Adres/Address: ul. Cieszyńska 325, 43-300 Bielsko-Biała, Poland
tel. 250-21, telex: 035259



Naczelnny Dyrektor/General Manager: mgr Juliusz Borth

Liczba szybowców zbudowanych od 1946 r. **5175**
Total of gliders built since 1946:

Założone w **1946**
Founded in

<p>SZD-48-3 JANTAR STANDARD 3 Klasy standard/Standard Class 15 m</p> <p>laminat/GRP Σ 782</p>	<p>1 </p> <p>20 kg </p> <p>150 l </p> <p>380 - 540 kg </p>	<p>68 km/h </p> <p>0,60 m/s </p> <p>1: 40/95 - 123 km/h </p> <p>1,2 m/s </p> <p>140 km/h </p>
--	--	---

<p>SZD-50-3 PUCHACZ Dwumiejscowy/Two-seater 16,7 m</p> <p>laminat/GRP Σ 225</p>	<p>2 </p> <p>50 kg </p> <p>550 kg </p>	<p>60 km/h </p> <p>0,70 m/s </p> <p>1: 30 / 96 km/h </p> <p>1,9 m/s </p> <p>140 km/h </p>
---	--	---

<p>SZD-51-1 JUNIOR Klasy Klub/Club Class 15 m</p> <p>laminat/GRP Σ 153</p>	<p>1 </p> <p>60 kg </p> <p>380 kg </p>	<p>60 km/h </p> <p>0,60 m/s </p> <p>1: 35/78-89 km/h </p> <p>1,6 m/s </p> <p>140 km/h </p>
--	--	--

OBJAŚNIENIA:
KEY:

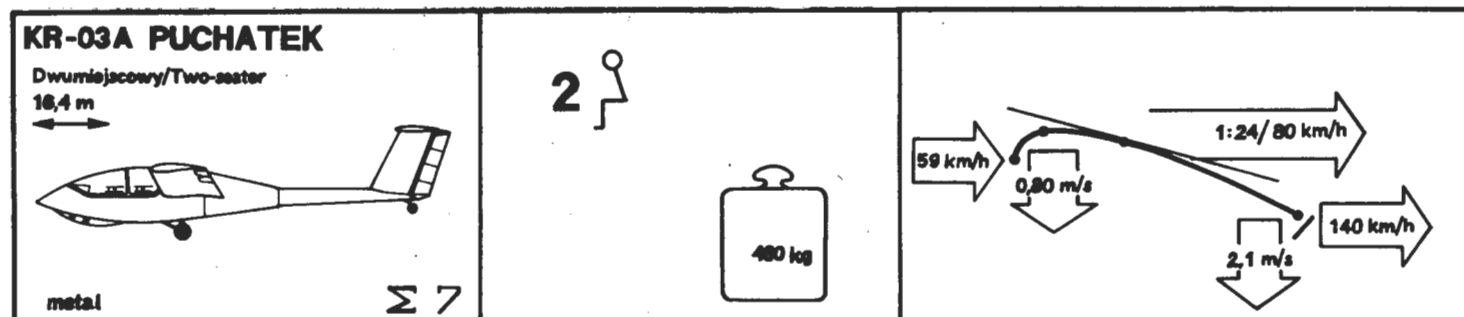
- | | | | | |
|---------------------------------|---------------------------|---|---|-----------------------------|
| - rozpiętość wing span | - załoga crew | - balast wodny water balast | - bagaż luggage | - masa całkowita total mass |
| - prędkość minimalna min. speed | - opadanie min. min. sink | - doskonałość przy prędkości gliding ratio at speed | - opadanie przy prędkości sink at speed | |

Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego
Transport Equipment Manufacturing Centre

PZL-Krosno

Adres/Address: ul. Żwirki i Wigury 6, 38-400 Krosno n. Wisłokiem, Poland
tel. 229-11, telex 65247pl

Naczelny Dyrektor / General Manager: Inż. Jan Czerniecki



Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego
Transport Equipment Manufacturing Centre

PZL-Rzeszów

Adres/Address: ul. Obrońców Stalingradu 120, 35-078 Rzeszów, Poland
tel. 46-100, telex 0632411

Naczelny Dyrektor / General Manager: mgr Inż. Tadeusz Cebulak



PZL-3SR	$\varnothing = 1267 \text{ mm}$	$N = 447 \text{ kW}$	446 kg	$\Sigma 420$
GTD-350	$b = 626 \text{ mm}$	$N = 298 \text{ kW}$	140 kg	$\Sigma 17000$
TWD-10B	$b = 555 \text{ mm}$	$N = 754 \text{ kW}$	295 kg	$\Sigma 160$
PZL-10W	$b = 740 \text{ mm}$	$N = 662 \text{ kW}$	141 kg	$\Sigma 50$

Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego
Transport Equipment Manufacturing Centre

PZL-Kalisz

Adres/Address: ul. Częstochowska 140, 62-800 Kalisz, Poland
tel. 773-51, telex 0462231(32)

Naczelny Dyrektor / General Manager: Inż. Jan Kołodziej



AI-14R	$\varnothing = 986 \text{ mm}$	$N = 191 \text{ kW}$	200 kg	$\Sigma 2700$
ASz-62IR	$\varnothing = 1375 \text{ mm}$	$N = 735 \text{ kW}$	580 kg	$\Sigma 23200$
K-9AA	$\varnothing = 1375 \text{ mm}$	$N = 860 \text{ kW}$	580 kg	$\Sigma 5$

OBJAŚNIENIA:
KEY:

b - szerokość
- width

\varnothing - średnica
- diameter

N - moc
- power

- masa
- mass

Σ - zbudowano
- built



PZL-105 Flaming

Wielozadaniowy PZL-105 Flaming został pomyślany przez konstruktorów z PZL-Warszawa-Okęcie przede wszystkim jako samolot dla farmerów, właścicieli niewielkich przedsiębiorstw przemysłowych lub handlowych, firm przewozowych oraz innych użytkowników w Ameryce Północnej, zwłaszcza zaś w Kanadzie, gdzie na wielkich, niezamieszkałych obszarach samolot taki jak ten jest po prostu niezbędny. Ponieważ spełnia surowe wymagania użytkowników z tamtego regionu, jest przydatny również gdzie indziej, jak choćby w Europie. Może przy tym służyć do celów turystycznych i sportowych.

Poprzedni samolot polskiej wytwórni PZL-Warszawa-Okęcie (przedtem WSK PZL-Warszawa-Okęcie) — lekki wielozadaniowy PZL-104 Wilga 35A — jest sprzedawany w Kanadzie przez firmę Airtech Canada. Cieszy się tam pewnym zainteresowaniem, głównie ze względu na właściwości STOL i doskonałe właściwości pilotażowe potwierdzone licznymi zwycięstwami w mistrzostwach świata i Europy w lataniu precyzyjnym i w samolotowym sporcie rajdowo-nawigacyjnym. Zainteresowanie kanadyjskich klientów tym samolotem byłoby jednak większe, gdyby mógł on pomieścić — oprócz pilota — więcej niż trzech pasażerów lub ładunek o masie większej niż 280 kg. Potencjalni użytkownicy żałują też, że napędu PZL-104 Wilgi nie stanowi nowocześniejszy silnik, który na dodatek miałby zapewniony serwis jeśli nie w Kanadzie, to przynajmniej na kontynencie amerykańskim (napęd tego samolotu to gwiazdowy silnik AI-14R pochodzenia radzieckiego, produkowany i obsługiwany w Polsce).

Reakcją wytwórni PZL-Warszawa-Okęcie na zapotrzebowanie potencjalnych klientów kanadyjskich było rozpoczęcie w 1983 r. prac koncepcyjnych nad samolotem o cechach pilotażowych możliwie podobnych do PZL-104 Wilgi 35A, ale spełniającym wymagania rynku północnoamerykańskiego — i nie tylko. Musiał to więc być samolot większy — sześciomiejscowy, o masie płatnej min. 400 kg, przy czym

The multipurpose airplane PZL-105 Flaming was developed mainly for North American users: farmers, owners of small commercial and industrial enterprises, transport companies etc. Especially in Canada, with its vast uninhabited areas, a plane like this is just indispensable. Fulfilling the severe requirements of North America, Flaming can be used also in Europe, as well as in many other applications as tourism, sport etc.

The Flaming's predecessor, light multipurpose plane PZL-104 Wilga 35A produced by the PZL-Warszawa-Okęcie factory, is distributed in Canada through Airtech Canada Company. It gained popularity mainly for its STOL capabilities and excellent flying properties, which was confirmed by numerous victories in World and European Championships in precise flying and touring rallies. If the plane could hold more than 3 passengers or 280 kg of cargo, its success in Canada would be greater. There is also a need for a more modern engine, serviceable in Canada and the whole American continent (Wilga is powered by AI-14R radial engine of Russian origin, produced and serviced in Poland).

Bearing in mind the needs of Canadian customers, PZL-Warszawa-Okęcie started in 1983 new concept analyses on an airplane with flying properties similar to the Wilga, suited for the North American market. It had to be a larger plane, e.g. 6-seats, with at least 400 kg of cargo and a quick-change provision to allow mixed passenger-cargo operations. Specialised versions, e.g. flying ambulance, were to be available.

The new plane had to be powered by a proven and popular Western market engine. Hence the 294 kW Avco Lycoming IO-720A1B was chosen. In order to satisfy the habits of North American pilots (increasingly popular in Europe), a control wheel was used instead of a control stick.

ważna jest możliwość szybkiego dostosowania kabiny do przewożenia albo pasażerów, albo ładunku, lub mniejszej liczby pasażerów i ograniczonego ładunku jednocześnie. Istotne jest przy tym, by w stosunkowo prosty sposób można było utworzyć wersję specjalistyczną — np. sanitarną.

Napęd musi stanowić silnik sprawdzony i popularny na rynku zachodnim — wybrano Avco Lycoming IO-720A1B (294 kW). Postanowiono też uwzględnić pewne przyzwyczajenia pilotów północnoamerykańskich, przenoszone zresztą coraz częściej na grunt europejski — stosując np. wolant w miejsce drążka sterowego, jaki jest w PZL-104 Wilga.

Samolot konstruowano uwzględniając wymagania określone w przepisach FAR 23.

W pierwszym roku prac, tj. w 1983, pod kierunkiem konstruktora mgr inż. Romana Czerwińskiego powstały założenia koncepcyjne i makietą wstępną. W 1984 r. był gotowy projekt wstępny wraz z wynikami badań tunelowych. Na początku 1985 r. przygotowano makietę kabiny, a przed zakończeniem tegoż roku gotowe były wszystkie struktury, w których w ciągu następnego roku montowano m.in. układ sterowania i inne wyposażenie. W 1987 r. opracowano technologię.

Podwozie główne — resorowe golenie z kompozytu szklano-epoksydowego — skonstruowano w Politechnice Warszawskiej.

W 1988 r. ukończono prototyp nr 001, który przeznaczono do prób statycznych. Pierwszym samolotem do prób w locie jest prototyp nr 002, który wyholowano z hali montażowej 7 listopada 1989 r. Wyposażono go w radziecki silnik gwiazdowy M-14P — w tym czasie łatwiej dostępny. Prototyp ten (w wersji PZL-105M) ukończono w 1989 r., a pierwszy lot wykonano 19 grudnia 1989 r.

Następny prototyp, nr 003, będzie już wyposażony w silnik Avco Lycoming IO-720A1B (wersja PZL-105L) — ukończenie jego budowy planowano na pierwszy kwartał 1990 r.

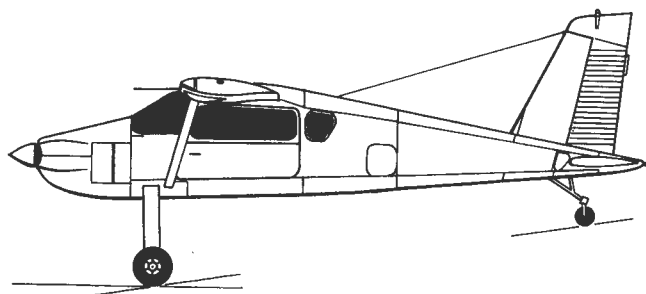
The new airplane was designed according to the FAR 23 regulations. During the first year, a team led by Roman Czerwiński, MSc Eng., made a concept design and a initial scaled mock-up. In 1984 a preliminary design and a windtunnel investigation were completed. At the beginning of 1985 a full size mock-up of the cockpit was made. During that year all calculations and drawings of the structural parts were prepared, and control systems and other installations were designed the following year. During 1987 technological documentation and tooling were provided. The main landing gear (spring legs of glass-epoxy composite) was developed at the Technical University of Warsaw.

In 1988 the 001 prototype was finished for static tests. The 002 prototype for flight test was rolled out on 7th November 1989. This prototype (PZL-105M version) was equipped with a Russian radial engine M-14P, available at that moment. The first flight was made on 19th December 1989.

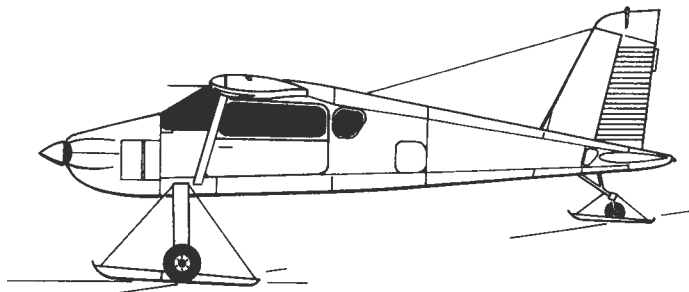
The next prototype, 003, will be fitted with an Avco Lycoming IO-720A1B engine (PZL-105L version). It is scheduled to be completed during the first month of 1990.

Additionally to the basic version of the PZL-105L/M Flaming with wheeled landing gear versions with skis and floats were developed for Canadian operators. Changing the landing gear is simple and trouble-free.

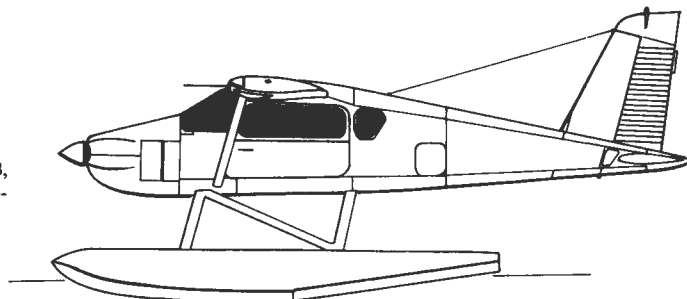
The PZL-105 Flaming is designed for a pilot and three passengers, seating on 4 individual seats in two rows. At the back of the cabin is a foldable bench for two persons, however, the place is generally intended for luggage or payload. Should a need for a larger cargo capacity arise, making use of the Flaming's 400 kg capacity, passenger seats can be dismantled and the bench folded flat, in 2-3 min creating a platform of 2.1 m² with an average height 1.17 m. The seat fittings can be used as cargo lashing points. Easy access for loading is provided by large doors on both sides. Passengers can take their places simultaneously and — in case of emergency — the plane can be evacuated quickly. Each door consist of two parts. The upper half



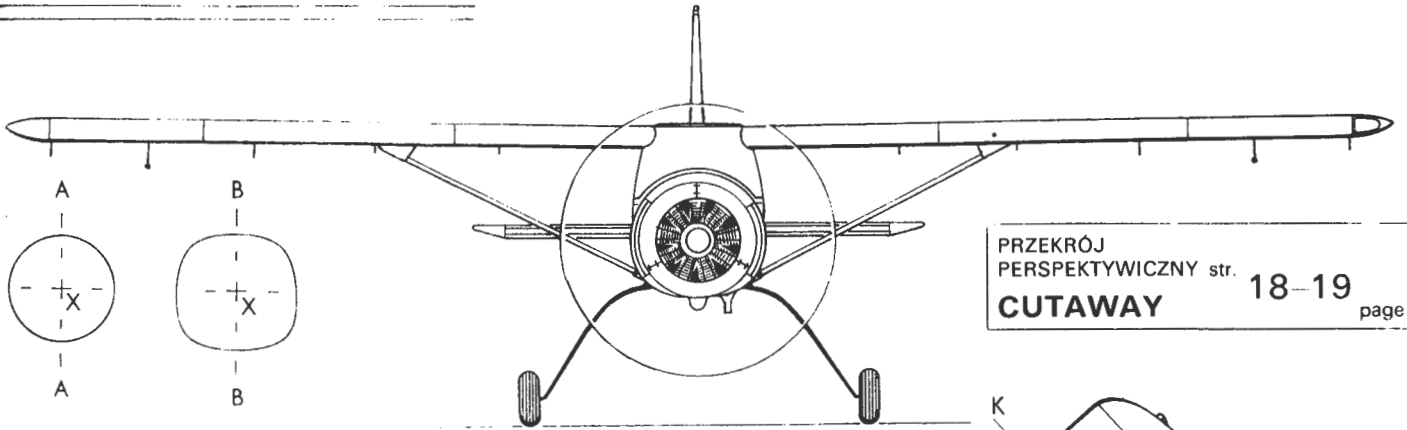
PZL-105L Flaming, powered by Lycoming IO-720A1B, 294 kW (400 hp), with wheeled landing gear, skis and floats



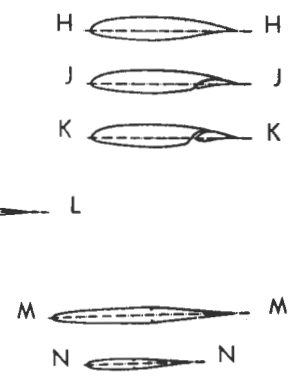
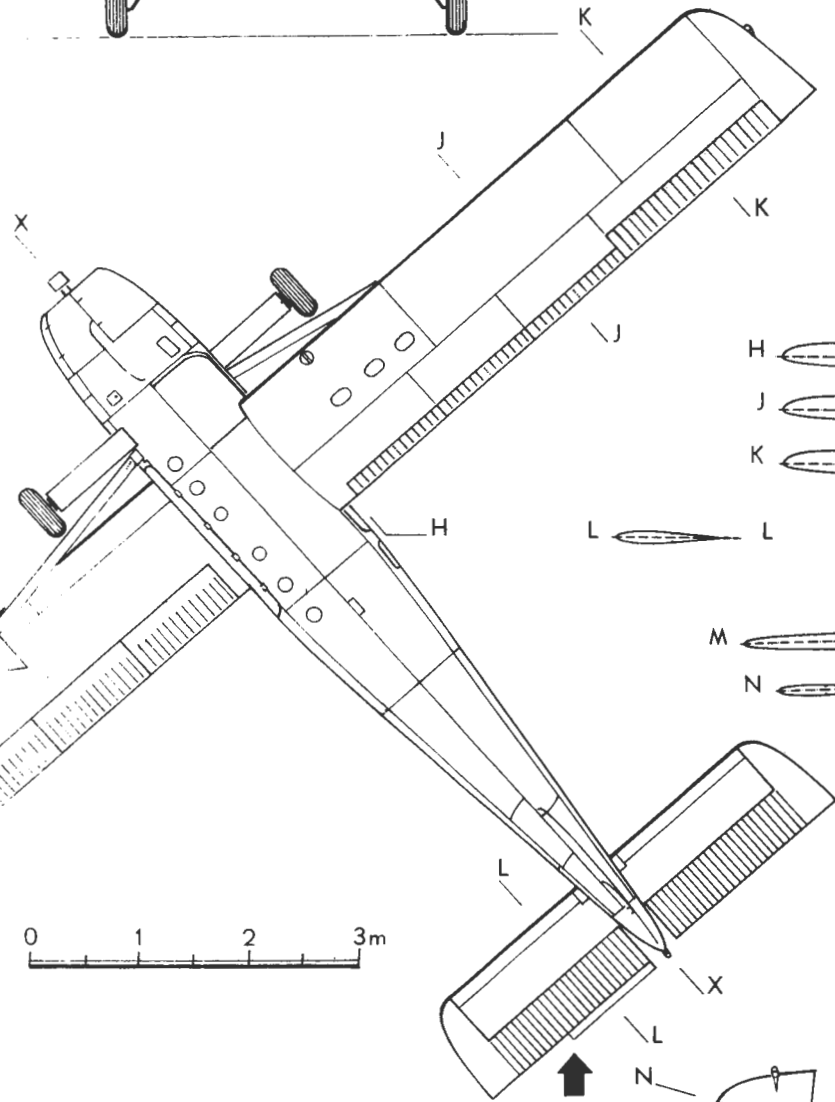
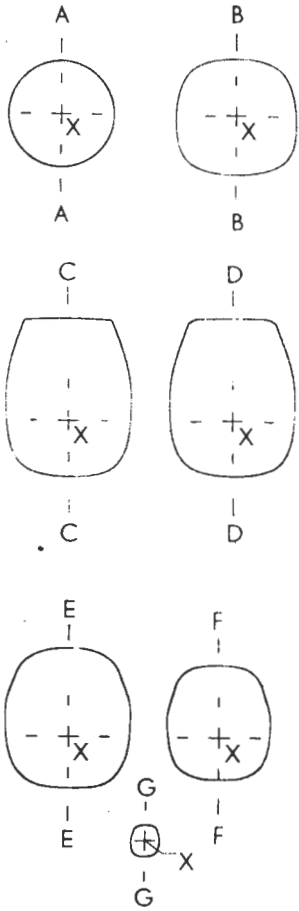
PZL-105L Flaming, napędzany silnikiem Lycoming IO-720A1B, 294 kW (400 KM), z podwoziem kołowym, nartowym i pływakowym



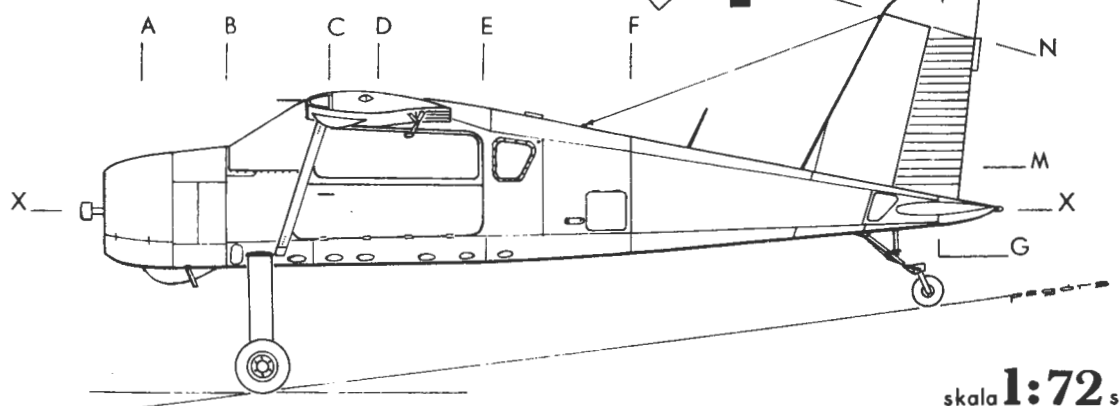
PZL 105 M Nº 002 prototype



PRZEKRÓJ
PERSPEKTYWICZNY str. 18-19
CUTAWAY page



↑ tylko lewa strona
only left side



© Piotr Górski

skala **1:72** scale

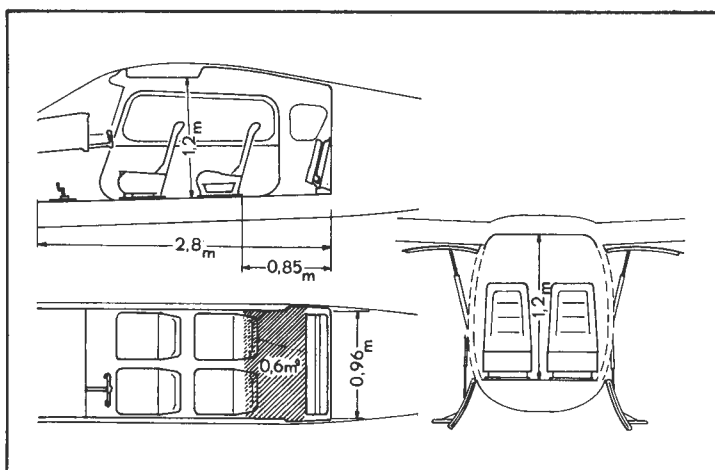
Oprócz podstawowej wersji samolotu PZL-105L/M Flaming, tj. pasażersko-towarowej z podwoziem kołowym, opracowano projekty wersji z podwoziem pływakowym i nartowym — tak użytecznym w Kanadzie. Płatowiec jest taki sam, zaś zmiana podwozia nie następuje z trudności.

PZL-105 Flaming zasadniczo jest przystosowany do przewozu pilota i trzech pasażerów — zajmują oni cztery fotele w dwóch rzędach. Z tyłu kabiny znajduje się składana kanapa, na której mogą siedzieć dodatkowo dwie osoby, jednak wygodniej jest złożyć ją i umieścić w tym miejscu bagaż lub dodatkowy ładunek. Jeżeli zaistniałaby potrzeba przewiezienia większego ładunku, o masie ok. 400 kg, przez samego tylko pilota, wówczas w ciągu 2–3 minut można zdemontować trzy fotele pasażerskie, złożyć tylną kanapę i wtedy w kabine, o średniej wysokości 1,17 m, zyskuje się powierzchnię 2,1 m². Podłogowe węzły mocowania zdjętych foteli mogą służyć do przytwierdzenia ładunku. Przewóz ładunków samolotem PZL-105 Flaming ułatwiają też duże drzwi z obu stron, po otwarciu których jest dostępna cała kabina. Jeżeli samolotem podróżują pasażerowie, mogą oni zajmować miejsca w kabine wszyscy jednocześnie lub — jeżeli zaistniałaby taka potrzeba — mogą wszyscy jednocześnie ewakuować się z niej. Drzwi są dwudzielne, ich części otwierają się do góry i na dół, przy czym wejście do kabiny ułatwiają stopnie na częściach dolnych otwartych drzwi. Wszystkie części drzwi są awaryjnie odrzucane.

Architekturę kabiny należy nieco zmienić, by lepiej dostosować samolot do wywożenia skoczków spadochronowych. Pilot pozostaje na swoim miejscu, ale fotel obok niego jest odwracany ku tyłowi, przez co zasiadający na nim skoczek może jeszcze łatwiej opuścić samolot. Trzej pozostali skoczkowie zajmują miejsca pod lewą ścianą, bokiem do kierunku lotu, ale przodem do prawych drzwi. Samolot jest więc użyteczny dla aeroklubów, zresztą również także dzięki cechom kwalifikującym go do udziału w zawodach rajdowo-nawigacyjnych i w lataniu precyzyjnym. Łatwo też dostosować go do celów szkoleniowych, montując — na życzenie użytkownika — drugi zestaw przyrządów sterowniczych, z prawej strony.

Obszerna i łatwo dostępna kabina samolotu PZL-105 Flaming stwarza też wiele innych możliwości — nietrudno np. wyobrazić sobie transport chorego tym samolotem, na noszach umieszczonych z prawej strony kabiny, po szybkim zdemontowaniu prawych foteli i złożeniu tylnej kanapy (kabina ma długość ponad 2 m, a drzwi — 1,78 m). Lekarz lub sanitariusz miałby przy tym swobodny dostęp do chorego, zasiadającego na pozostawionym lewym fotelu drugiego rzędu.

PZL-105 Flaming — podobnie jak jego poprzednik PZL-104 Wilga — jest przystosowany do korzystania z lotnisk gruntowych, jest przy tym typowym samolotem STOL. Przy przeciętnym obciążeniu, tj. przy masie startowej 1670 kg, rozbieg ma długość 111 m, zaś długość startu do wysokości 15 m nie przekracza 220 m. Jeżeli jednak samolotem leci tylko pilot z podręcznym bagażem, wówczas rozbieg ma długość zaledwie 42 m, a start na 15 m wynosi 117 m. Zasięg maksymalny, wynoszący (z rezerwą paliwa) 1000 km, stwarza dogodne warunki operowania na dużych obszarach, charakterystycznych dla rejonów północnoamerykańskich.

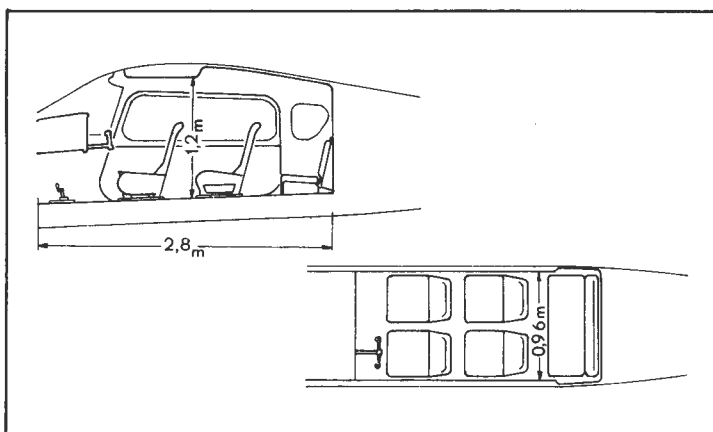


opening upwards, the lower — downwards, form entrance steps in the process. All parts are jettisonable in an emergency.

The interior arrangement could be slightly changed to accommodate para-jumpers. The front passenger seat is turned to face backwards, creating more room for one jumper. The three other jumpers are seated along the port cabin wall, facing the starboard doors. The Flaming is also particularly useful for flying clubs, and its features enable its utilisation for touring rallies and precise flying. It can be easily used for training, and can be equipped with a second set of controls on request.

The spacious and well accessible cabin of the Flaming creates several other possibilities. It can be used as an ambulance, with a patient carried on stretcher along side the cabin; with starboard seats removed and bench folded, the cabin length is over 2 metres, door width — 1.78 m. A medical attendant would have good access to the patient from the remaining port seat.

The PZL-105 Flaming, like its predecessor Wilga, can be operated from ground airstrips with STOL features. With a half-load, i.e. with a TOW of 1670 kg, the take-off distance is 111 m, take-off to 15 m is below 220 m. If there is only a pilot with his personal luggage on board, the Flaming will take-off on 42 m of ground, while a take-off distance to 15 m is about 117 m. Maximum range of 1000 km (including reserve)



allows for easy and safe flying over long distances typical for North America.

DESIGN. PZL-105 Flaming is a single-engine, 4–6-seater braced high wing all metal monoplane with non retractable tricycle, rear wheel landing gear, and classic tail unit.

Wings. Two piece rectangular wing has 16% high lift aerofoil developed especially for the Flaming, based on the GAW foils. Dihedral 1°, incidence 4°, torsion 0°. Torsion box structure with two auxiliary spars, made of PA-7 aluminium alloy. 16 ribs in each wing half, spaced 30–55 cm. Between 3rd and 6th rib (roughly between the fuselage and strut) is an integral fuel tank. The skin is made with PA-7 sheet of 0.4–1.2 mm thickness. Glassfibre wingtips; the port one houses a landing light. The integral section strut spans an 8th wing rib and a 2nd fuselage frame.

Three piece Fowler flap of all-metal monocoque structure occupies 55% of trailing edge span. The flap is supported on 3 hinges, its chord is 0.405 m, total area 2.67 m².

The rest of trailing edge is used for slotted flaperons coupled with flaps of identical structure and chord. Flaperons are aerodynamically and mass balanced.

Fuselage of elliptical-rectangular cross-section, semi-monocoque structure with frame reinforcements. The structure consists of 19 frames and 12 longerons, with PA-7 alloy skin riveted and spot welded. Skin thickness is 0.6–1.2 mm. The fuselage is technologically divided into 4 parts: the engine compartment (separated from other elements with the „0” frame, being at the same time, a fire bulkhead), the torsion box from

pilot i 3 pasażerów oraz ich bagaż (lub ładunek dodatkowy) w tylnej części kabiny, w miejscu złożonej tylnej kanapy. Regulowane pasy bezpieczeństwa są mocowane do struktury płatowca. Po obydwu stronach kabiny znajdują się dwuczściowe drzwi o obrysie trapezowym, długości 1,78 m i wysokości maks. 1,075 m. Drzwi otwierane są do góry i na dół, przy czym w częściach dolnych znajdują się składane stopnie. Drzwi mają system odrzucania awaryjnego. Prostokątna szyba przednia ma grubość 4 mm, zaś szyby boczne (po 2 z każdej strony) mają grubość 3 mm. Widoczność z fotela pilota wynosi 10–12° w dół. W przyrządy sterownicze (m.in. wolant) jest wyposażone tylko lewe przednie miejsce, jednak na życzenie użytkownika może być zamontowany drugi komplet przyrządów sterowniczych, np. do celów szkoleniowych.

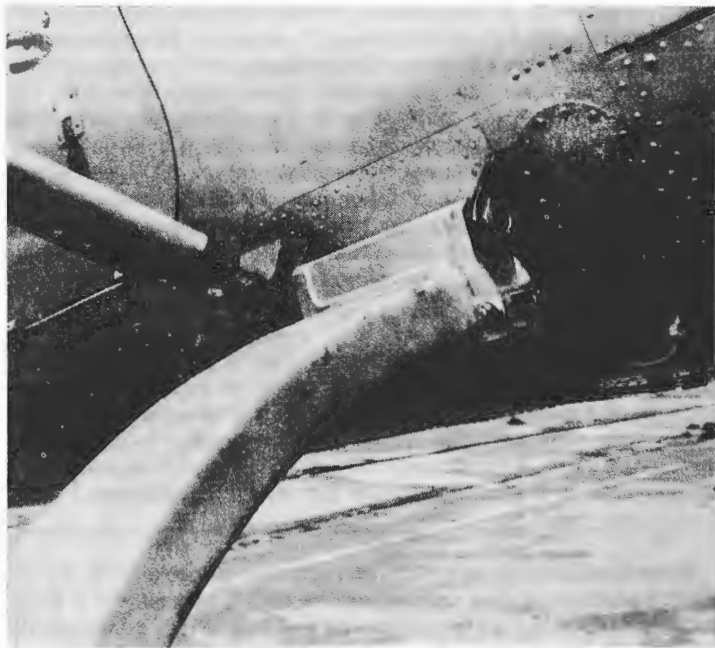
Tylna część kadłuba jest stożkowa, z powierzchni rozwijalnych. W niej, za kabiną, znajdują się: akumulator, część instalacji elektrycznej, platforma żyroskopowa, układy sterowania i instalacja pneumatyczna.

Usterzenie wolnonośne ma układ klasyczny; jest dzielone na stateczniki i stery.



control, electrically controlable trim tab on elevator. Electrically operated flaps, with pushrod mechanism.

The landing gear is non retractable and tailwheel type. The main landing gear with spring legs is made of glass-epoxy composite, two



Zawieszenia prawej nogi głównego podwozia ● Main, right landing gear

500 × 250 tyres (as in the PZL-130 Orlik) on half-axes. The disc brakes are hydraulically operated. The rear wheel with 250 × 100 tyre from the PZL-104 Wilga 35A is used. The wheeled landing gear can be equipped with the skis or replaced with the floats.

The engine PZL-105M (the 002 prototype) is powered by a M-14P nine-cylinder air cooled radial engine of 10.16 dm³ capacity, 265 kW

Usterzenie pionowe o obrysie trapezowym jest skośne (15° w płaszczyźnie dźwigara) i ma specjalnie opracowany profil: 8,5% u nasady i 10% na końcu. Statecznik pionowy o powierzchni 1,23 m² ma konstrukcję jednodźwigarową z duralu PA-7 z 5 żebrami, kesonem pracującym na skręcanie i pokryciem z blachy duralowej grubości 0,8 mm. Końcówka z kompozytu szklano-epoksydowego. Statecznik jest przynitowany do konstrukcji kadłuba. Na stateczniku, na 2 okuciach jest zawieszony ster kierunku o cięciwi 0,70–0,48 m i powierzchni 1,12 m², o konstrukcji dwudźwigarowej z duralu PA-7, z 3 żebrami, pokryty blachą duralową 0,6 mm. Ster jest wyważany rogowo — masowo i aerodynamicznie.

Usterzenie poziome ma obrys prostokątny, jest bez skosu i bez wniosu; ma profil NACA 0011 zmodyfikowany (jak w PZL-110 Koliber). Cięciwa wynosi 0,96 m, powierzchnia — 3,89 m². Statecznik



poziomy o powierzchni 2,01 m² ma konstrukcję jednodźwigarową z duralu PA-7, z 8 żebrami (po 4 w każdej połówce) i kesonem pracującym na skręcanie. Jest pokryty blachą duralową o grubości 0,8 mm. Dwudzielny ster wysokości o powierzchni 1,88 m² ma konstrukcję

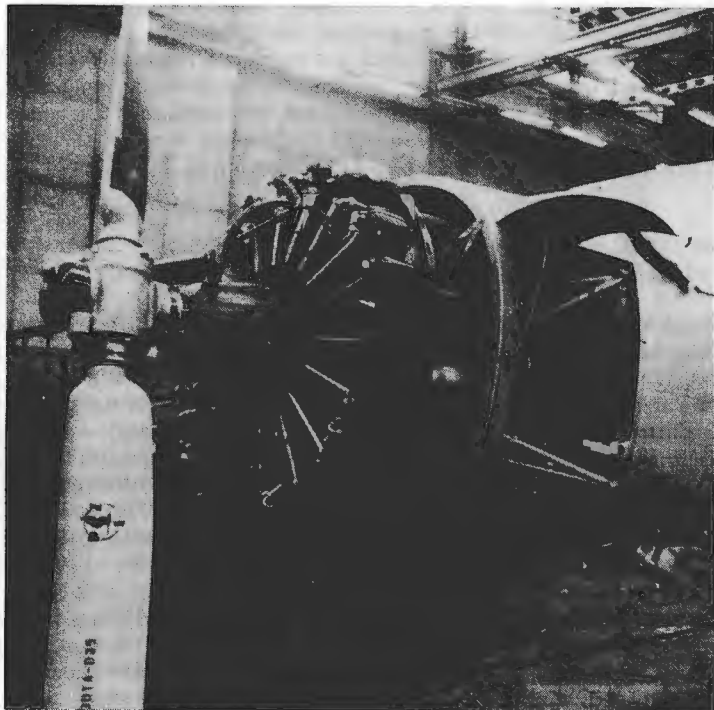


Podwozie tylne ● Tail landing gear

T-O power and 206 kW nominal power at 2950 r.p.m. The reduction ratio is 0.658. The cooling intensity is regulated with the shutters, the self-regulated oil cooler is adapted from the Mi-2 helicopter. The engine is fully aerobatic (it powers the Su-26 aerobatic plane) but the oil system and the airframe are not suited for aerobatics. The engine feed system has the floating carburettor and the air filter with 3 filtering

dwudźwigarową z duralu PA-7, z 3 żebrami i pokryciem duralowym o grubości 0,6 mm. Jest wyważany rogowo — masowo i aerodynamicznie.

Układ sterowania w kabinie pojedynczy (na życzenie może być zdwojony), z wolantem i pedałami sterowniczymi. Układ uruchamiania lotek jest początkowo linkowy, a następnie popychaczowy. Stery wysokości i kierunku są uruchamiane popychaczami, z elektrycznym ustawianiem trymera na sterze wysokości, kłapy — układem popychaczowym z napędem elektrycznym.



Silnik M-14P na prototypie nr 002 ● M-14P engine in 002 prototype

Wszystkie zdjęcia: Ryszard Jaxa-Malachowski

Podwozie stałe z tylnym podparciem i goleniami jednokołowymi. Podwozie główne sprężyste typu resorowego, z goleniami z kompozytu szklano-epoksydowego. Koła główne z oponami o wymiarach 500 x 250 (jak w PZL-130 Orlik), zawieszane wspornikowo, są wyposażone w tarczowe hamulce hydrauliczne. Kółko tylne ma wymiary 250 x 100 (jak w PZL-104 Wilga 35A).

Przewidziane jest domontowywanie do podwozia kołowego nart oraz montowanie w jego miejsce stałych pływaków.

Napęd wersji PZL-105M (prototypu nr 002) stanowi jeden dziewięciocylindrowy silnik tłokowy w układzie gwiazdowym M-14P, chłodzony powietrzem, o pojemności 10,16 dm³, mocy startowej 265 kW (360 KM) i mocy nominalnej 206 kW (280 KM) przy maksymalnej prędkości obrotowej 2950 obr/min, z przekładnią 0,658. Układ chłodzenia z regulacją żaluzji oraz z układem samoregulacji chłodnicy oleju przejętym ze śmigłowca Mi-2. Jakkolwiek silnik jest dostosowany do akrobacji (m.in. napędza akrobacyjne samoloty Su-26), jednak w tej zabudowie nie nadaje się do takich celów — nie pozwala na to instalacja olejowa, ponadto płatowiec nie jest przewidziany do akrobacji. Układ zasilania powietrzem składa się z gaźnika membranowego oraz filtru powietrza z trzema wkładami od samochodu FSO-1500. Silnik napędza dwułopatowe śmigło drewniane W530TA-D35 o średnicy 2,40 m, stałoobrotowe z układem samoregulacji, przestawialne hydraulicznie.

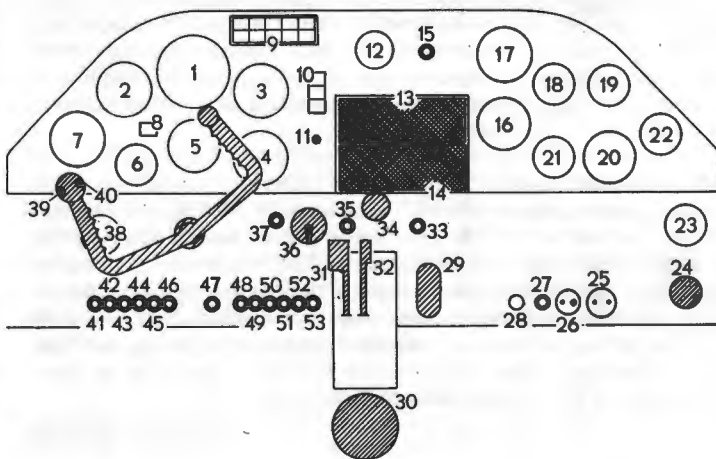
Wersja PZL-105L (prototyp 003) ma być napędzana ośmiocylindrowym rzędowym silnikiem w układzie bokser Avco Lycoming IO-720A1B, z wtryskiem paliwa, o pojemności 11,84 dm³ i mocy 294 kW (400 KM) oraz maksymalnej prędkości obrotowej 2650 obr/min.

Benzyna lotnicza (dla silnika M-14P — B-95, dla IO-720A1B — 100-oktanowa) w dwóch zbiornikach skrzydłowych, każdy o pojemności

elements from the FSO-1500 engine. The engine drives the 2-blade wooden W530TA-D35 constant speed propeller of 2.4 m diameter.

PZL-105L (the 003 prototype) will be powered by a flat-eight Avco Lycoming IO-720A1B with the fuel injection, 11.84 dm³ capacity and 294 kW power. The aviation gasoline B95 for the M-14P or 100-octane for Lycoming is carried in two wing tanks, each of 130 dm³ capacity. Under the cabin floor aft of 10th frame we find, the compensating tank with 10 dm³ capacity. The calculated usable capacity of fuel tanks is 254 dm³. Its fuel system is based on the PZL-104 Wilga, with the emergency fuel pump from this airplane.

The Aero Shell W100, MS-20 or MK-22 oil can be used, with the oil tank placed in the engine compartment in front of fire bulkhead. The oil pump is the integral part of the engine. The oil cooler is borrowed from the Mi-2 helicopter.



Tablica przyrządów samolotu PZL-105M Flaming: 1 — sztuczny horyzont GH-28, 2 — prędkościomierz VS-35U, 3 — wysokościomierz W-10S, 4 — wariometr Wr-10UB, 5 — żyrobusola GB-1, 6 — zakrętomierz z chyłomierzem GZ-05PB, 7 — zegar czasowy, 8 — lampka awaryjna, 9 — blok ostrzeżenia, 10 — wskaźnik położenia trymera, 11 — przełącznik sterowania trymerem, 12 — busola magnetyczna BL-03, 13 — radiokompas ARL-1601/A, 14 — radiostacja RS-1602, 15 — przełącznik radio-ADF, 16 — obrotomierz, 17 — manowakumetr, 18 — paliwomierz lewego zbiornika, 19 — paliwomierz prawego zbiornika, 20 — wskaźnik kontroli silnika, 21 — wskaźnik temperatury głowic, 22 — wskaźnik temperatury powietrza wlotowego, 23 — ciśnieniomierz instalacji pneumatycznej, 24 — zawór instalacji pneumatycznej, 25 — gniazdo dewiacji żyrobusoli, 26 — gniazdo lampy (24 V), 27 — przycisk kontroli lampek, 28 — regulacja oświetlenia tablicy przyrządów, 29 — pompka zastrzykowa (rozruchowa), 30 — sterowanie chłodzeniem silnika, 31 — dźwignia gazu, 32 — dźwignia skoku śmigła, 33 — przełącznik sterowania kłap, 34 — zawór odcinający, 35 — włącznik awaryjnej pompy paliwa, 36 — przełącznik iskrowników, 37 — przycisk rozruchu, 38 — woltamperomierz, 39 — przycisk rozmównicy pokładowej, 40 — przycisk nadajnika, 41 — wyłącznik prądu, 42 — wyłącznik akumulatora, 43 — wyłącznik busoli, 44 — wyłącznik sztucznego horyzontu, 45 — wyłącznik zakrętomierza, 46 — wyłącznik kłap, 47 — wyłącznik trymera, 48 — wyłącznik ogrzewania rurki Pitota, 49 — wyłącznik reflektora, 50 — wyłącznik świateł pozycyjnych, 51 — wyłącznik lampy przeciwkolizyjnej, 52 — wyłącznik oświetlenia tablicy przyrządów, 53 — wyłącznik lampy sufitowej ● PZL-105M Flaming instrument panel: 1 — artificial horizon GH-28, 2 — airspeed indicator VS-35U, 3 — altimeter W-10S, 4 — variometer Wr-10UB, 5 — gyro-compass GB-1, 6 — turn and bank indicator GZ-05PB, 7 — clock, 8 — emergency warning light, 9 — emergency warning pannel, 10 — trim-tab position indicator, 11 — trim-tab control switch, 12 — magnetic compass BL-03, 13 — radio compass ARL-1601/A, 14 — transceiver RS-1602, 15 — pressure-and-vacuum gauge, 16 — engine-speed indicator, 17 — left fuel tank indicator, 18 — right fuel tank indicator, 20 — automatic engine controller, 21 — head temperature indicator, 22 — inlet temperature indicator, 23 — pneumatic system pressure gauge, 24 — pneumatic system valve, 25 — gyro-compass deviation receptacle, 26 — light receptacle (24 V), 27 — light inspection button, 28 — instrument panel lighting control, 29 — primer pump, 30 — engine cooling control, 31 — throttle lever, 32 — airscrew pitch control lever, 33 — flaps control change-over switch, 34 — stop-valve, 35 — emergency fuel pump switch, 36 — magneto change-over switch, 37 — starter, 38 — volt-ammeter, 39 — intercom button, 40 — transmitter button, 41 — generator switch, 42 — accumulator switch, 43 — compass switch, 44 — artificial horizon switch, 45 — turn indicator switch, 46 — flaps switch, 47 — trim-tab switch, 48 — Pitot-tube heater switch, 49 — landing light switch, 50 — navigation lights switch, 51 — flashing lights switch, 52 — instrument panel lighting swith, 53 — cabin illumination light switch

130 dm³. Pod podłogą kabiny, za 10. wręgą znajduje się zbiornik wyrównawczy o pojemności 10 dm³. Obliczeniowa, zużywalna pojemność instalacji paliwowej wynosi 254 dm³. Instalacja paliwowa jest wzorowana na instalacji samolotu PZL-104 Wilga; zastosowano też pompę awaryjną z tego samolotu.

Olej Aero-Shell W100 lub MS-20, lub MK-22 w zbiorniku o pojemności 30 dm³, za silnikiem, przed wręgą ogniową. Pompa olejowa integralna (na silniku); chłodnica oleju ze śmigłowca Mi-2.

Instalacje. Elektryczna prądu stałego dwuprzewodowa, niezależnie od tego z minusem na korpusie samolotu, o napięciu 24 V. Podstawowe źródło energii stanowi prądnicą 3 kVA 24 V 125 A; ponadto akumulator niklowo-kadmowy SAFT lub Varta 24 V o pojemności 14 Ah. Odbiornikami prądu są: cewka rozruchowa silnika, oświetlenie samolotu, przyrządy radionawigacyjne. Instalacji hydraulicznej brak. Instalacja pneumatyczna jednoobwodowa; generator energii stanowi sprężarka AK-50 o ciśnieniu ładowania 500 kPa, napędzana od silnika. Sprężone powietrze jest gromadzone w butli o pojemności 5 dm³; istnieje możliwość podłączenia zewnętrznego źródła zasilania. Instalacja służy do rozruchu silnika. Powietrze do instalacji wentylacyjno-ogrzewczej kabiny jest pobierane u nasady lewego skrzydła; w kabinie znajdują się 2 wyloty z regulacją. Przewidziana jest instalacja elektryczna ogrzewania powietrza (termowentylator).

Wyposażenie tablicy przyrządów stanowią: wysokościomierz W-10S, prędkościomierz VS-35U, wariometr Wr-10UB, zakrętomierz z chyłomierzem GZ-05PB, żyroskop GB-1, busola magnetyczna BL-03, sztuczny horyzont GH-28, zegar ACS-1 oraz zestaw przyrządów silnikowych (manowakometr, wskaźnik temperatury głowic, obrotomierz, wskaźnik temperatury oleju, wskaźnik ciśnienia oleju, wskaźnik ciśnienia paliwa, paliwomierz, wskaźnik temperatury powietrza w gaźniku, woltoamperomierz). Samolot jest ponadto wyposażony w radiokompas ARL-1601/A oraz radiostację RS-6102.

PIOTR GÓRSKI

DANE TECHNICZNE I OSIĄGI PZL-105 FLAMING/M-14P

Rozpiętość	12,7 m
Cięciwa płata	1,35 m
Powierzchnia skrzydeł	16,9 m ²
Wydłużenie płata	9,4
Długość całkowita	8,60 m
Wysokość całkowita	2,80 m
Rozstaw podwozia głównego	3,10 m
Odległość osi podwozia	5,90 m
Rozpiętość usterzenia poziomego	4,11 m

Masy

Własna z wyposażeniem	955 kg
Użyteczna maks.	750 kg
Płatna	450 kg
Startowa maks.	1850 kg
Do lądowania maks.	1850 kg

Obciążenia

Powierzchni płata maks.	98,8 kg/m ²
Mocy	8,0 kg/kW

Osiągi

Prędkość dopuszczalna	340 km/h
Prędkość pozioma maks. (H = 0 m)	262 km/h
Prędkość przelotowa (H = 0 m)	214 km/h
Prędkość ekonomiczna (H = 0 m)	195 km/h
Prędkość przeciągnięcia (z klapami, 1160 kg)	80 km/h
Prędkość przeciągnięcia (z klapami, 1670 kg)	95 km/h
Wznoszenie maks. (H = 0 m, 1160 kg)	8,7 m/s
Wznoszenie maks. (H = 0 m, 1670 kg)	5,3 m/s
Pułap praktyczny	5500 m
Rozbieg (1670 kg)	111 m
Start na 15 m (1670 kg)	218 m
Lądowanie z 15 m (1670 kg)	168 m
Dobieg (1670 kg)	94 m
Zasięg z maks. paliwem i rezerwą na 30 min lotu	1100 km
Długość trwania lotu	5,5 h

Systems 24 V negative earth electrical system with 3 kVA (24 V, 125 A) generator as a primary source and Ni-Cd SAFT or Varta 24 V battery of 14 Ah capacity. This system feeds the engine coil, the airplane lighting and all radionavigational instruments. There is no hydraulic system. The single circuit compressed air installation is supplied with engine driven AK-50 compressor of 500 kPa charging pressure. The compressed air cylinder has 5 dm³ capacity; there is the external source socket. The engine is pneumatically started. The air scoop for cabin heating and ventilation is located at the left wing root. Two air vents with regulation in the cabin. Electrical heating (a thermofan) is provided.

Equipment. The dashboard is equipped with W10-S altimeter, VS-35U speedometer, Wr-10UB variometer, GZ-05PB turn indicator with inclinometer, GB-1 gyrocompass, BL-03 magnetic compass, GH-28 artificial horizon, ACS-1 clock and engine controls (manovacuumeter, head temperature meter, rev counter, oil pressure and temperature indicators, fuel pressure and level indicators, inlet air temperature meter and voltoamperometer). The airplane is equipped with ARL-1601/A radiocompass and RS-6102 transceiver.

TECHNICAL DATA AND PERFORMANCES (PZL-105 Flaming with M-14P engine)

Wingspan	12.7 m
Wing chord	1.35 m
Wing area	16.9 m ²
Wing aspect ratio	9.4
Length overall	8.60 m
Height overall	2.80 m
Wheelbase	3.10 m
Wheeltrack	5.90 m
Tailplane span	4.11 m

Weights

Weight empty equipped	955 kg
Usable load	750 kg
Payload	450 kg
Max. T-O weight	1850 kg
Max. landing weight	1850 kg

Loadings

Max. wing loading	98.8 kg/m ²
Power loading	8.0 kg/kW

Performance

Never exceeded speed	340 km/h
Max. level speed (H = 0)	262 km/h
Max. cruising speed (H = 0)	214 km/h
Econ. cruising speed (H = 0)	195 km/h
Stalling speed, flaps down, 1160 kg	80 km/h
Stalling speed, flaps down, 1670 kg	95 km/h
Max. climb rate (H = 0, 1160 kg)	8.7 m/s
Max. climb rate (H = 0, 1670 kg)	5.3 m/s
Service ceiling	5500 m
T-O run (1670 kg)	111 m
T-O to 15 m (1670 kg)	218 m
Landing from 15 m (1670 kg)	168 m
Landing run (1670 kg)	94 m
Max. range inc. 30 min. reserve	1100 m
Flight endurance	5.5 h

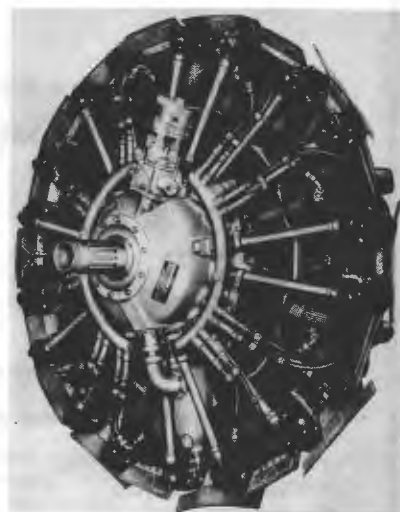
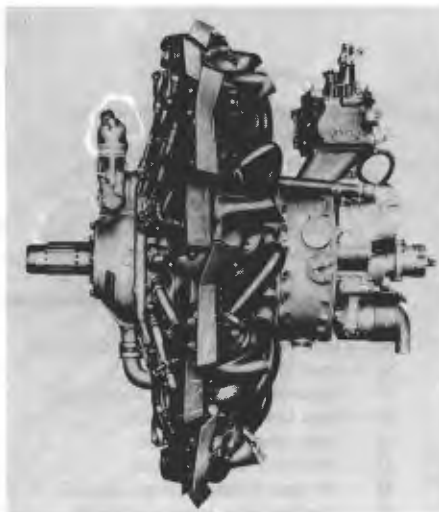
PRZEKRÓJ PERSPEKTYWICZNY STR. 18-19

CUTAWAY PAGE 18-19

Silniki lotnicze

K9

aircraft engines



Silniki rodziny K9 (K9-AA, K9-BA, K9-BB, K9-BC) produkowane przez WSK PZL-Kalisz, są tłokowymi silnikami benzynowymi, czterosuwowymi, dziewięciocylindrowymi o gwiazdowym układzie cylindrów chłodzonych powietrzem. Mogą być one stosowane do napędu statków powietrznych ogólnego i specjalnego przeznaczenia (transportowych, sanitarnych, pożarniczych, rolniczych i pasażerskich). Silnik K9-BA, wyposażony w układ ustawiania śmigła w chorągiewkę, może być stosowany również do napędu samolotów dwusilnikowych, np. zastosowano go w DC-3 Dakota. Silniki K9-AA i K9-BB zastosowano do napędu jednosilnikowego samolotu rolniczego PZL M-24 Dromader Super.

Silniki te mają planetarny reduktor o przełożeniu 0,6875. Są wyposażone w jednobiegową sprężarkę odśrodkową, dzięki której następuje doładowanie zapewniające zachowanie stałej mocy do pewnej wysokości. Sprężarka gwarantuje również równomierny rozdział mieszanki paliwowo-powietrznej do wszystkich cylindrów. Dostarczenie paliwa i wytwarzanie mieszanki zapewnia pompa paliwa i gaźnik wyposażony w automatyczny korektor wysokości, pompę przyspieszającą i sterowany mechanizm zatrzymywania silnika (stop-kran).

Rozruch silnika następuje za pomocą elektrycznego rozrusznika bezwładnościowego zasilanego z akumulatora pokładowego lub agregatu lotniskowego. Smarowanie pod ciśnieniem, z wyjątkiem gładzi tulei cylindra, sworzni tłokowych, łożysk tocznych i kół zębatach, które są smarowane rozbryzgiem lub natryskiem oleju.

Silnik K9-BA ma układ ustawiania śmigła w chorągiewkę, jest wyposażony w pompę paliwa BNK-12BKA (pozostałe silniki rodziny K9 są wyposażone w pompę BNK-12-BK); istnieje możliwość zabudowy na tym silniku pompy hydraulicznej 1P-582K i pompy próżniowej 3P-207.

Silniki K9-AA i K9-BB mają układ elektronicznego pomiaru prędkości wału korbowego; istnieje możliwość zabudowy na nich pompy hydraulicznej P2-5TC lub PLT-2-3 oraz kompresora tłokowego AK-50P-12 (również na silniku K9-BC).

Silnik K9-BC jest wyposażony w pompę oleju MSz-8A z napędem filtra odśrodkowego i filtrem TCM-25.

The K9 engine family (K9-AA, K9-BA, K9-BB, K9-BC) manufactured by WSK PZL-Kalisz are petrol piston engines, fourstroke, nine cylinder with a radial system, air cooled. They can be used to drive aircraft of general and special use (transport, ambulance, fire, agricultural and passenger). The K9-BA engine, equipped with a feathering airscrew, can be used to drive two-engine planes; e.g. it was applied in DC-3 Dakota. K9-AA and K9-BB engines were used in a single-engine agricultural airplane PZL M-24 Dromader Super.

The engines have a planetary reduction gear with transmission ratio 0.6875. The employment of a single gear centrifugal compressor, which gives supercharging, assures preservation of constant power to a certain altitude. The compressor also guarantees the steady distribution of airfuel mixture to all cylinders. The flow of fuel and mixture formation is ensured by the fuel pump and carburetor which is equipped with an automatic altitude compensator, an accelerator pump, and a stop-engine controlled mechanism (stop-valve).

The starting of an engine is initiated by an electrical inertia starter which is fed from a deck battery or an airfield unit. Pressure lubrication is employed, with the exception of the cylinder barrels bearing surfaces, piston bolts, rolling bearings, and gear wheels which are lubricated either by splashing or spraying.

The K9-BA engine has a feathering airscrew system and is equipped with a BNK-12BKA fuel pump (the rest of the K9 engine family is equipped with BNK-12-BK fuel pump); there exists a possibility of mounting on this engine a 1P-582K hydraulic pump, and a 3P-207 vacuum pump.

K9-AA and K9-BB engines have an electronic crankshaft speed system of measurement; there exists a possibility of mounting on them a P2-5TC or PLT-2-3 hydraulic pump, and a AK-50P-12 piston compressor (also on K9-BC engine).

The K9-BC engine is equipped with a MSz-8A oil pump with driven centrifugal filter and a TCM-25 filter.

DANE TECHNICZNE

Średnica	1380 mm
Długość	1130 mm
Skok tłoka	174,5 mm
Średnica cylindra	155,5 mm
Masa	570 kg
Moc startowa przy 2300 obr/min	860 (-2%) kW
Moc nominalna przy 2150 obr/min	698,2 (-2%) kW
Moc awaryjna przy 2200 obr/min	772 (-2%) kW
Stopień sprężania	6,4
Zużycie paliwa przy mocy startowej	min. 422 g/kWh
Zużycia paliwa przy mocy nominalnej	395 ÷ 422 g/kWh

TECHNICAL DATA

Diameter	1380 mm
Length	1130 mm
Piston stroke	174.5 mm
Barrel diameter	155.5 mm
Weight	570 kg
Take-off power at 2300 rpm	860 (-2%) kW
Power rating at 2150 rpm	698.2 (-2%) kW
Emergency power at 2200 rpm	772 (-2%) kW
Compression ratio	6.4
Fuel consumption at take-off power	min. 422 g/kWh
Fuel consumption at power rating	395 ÷ 422 g/kWh

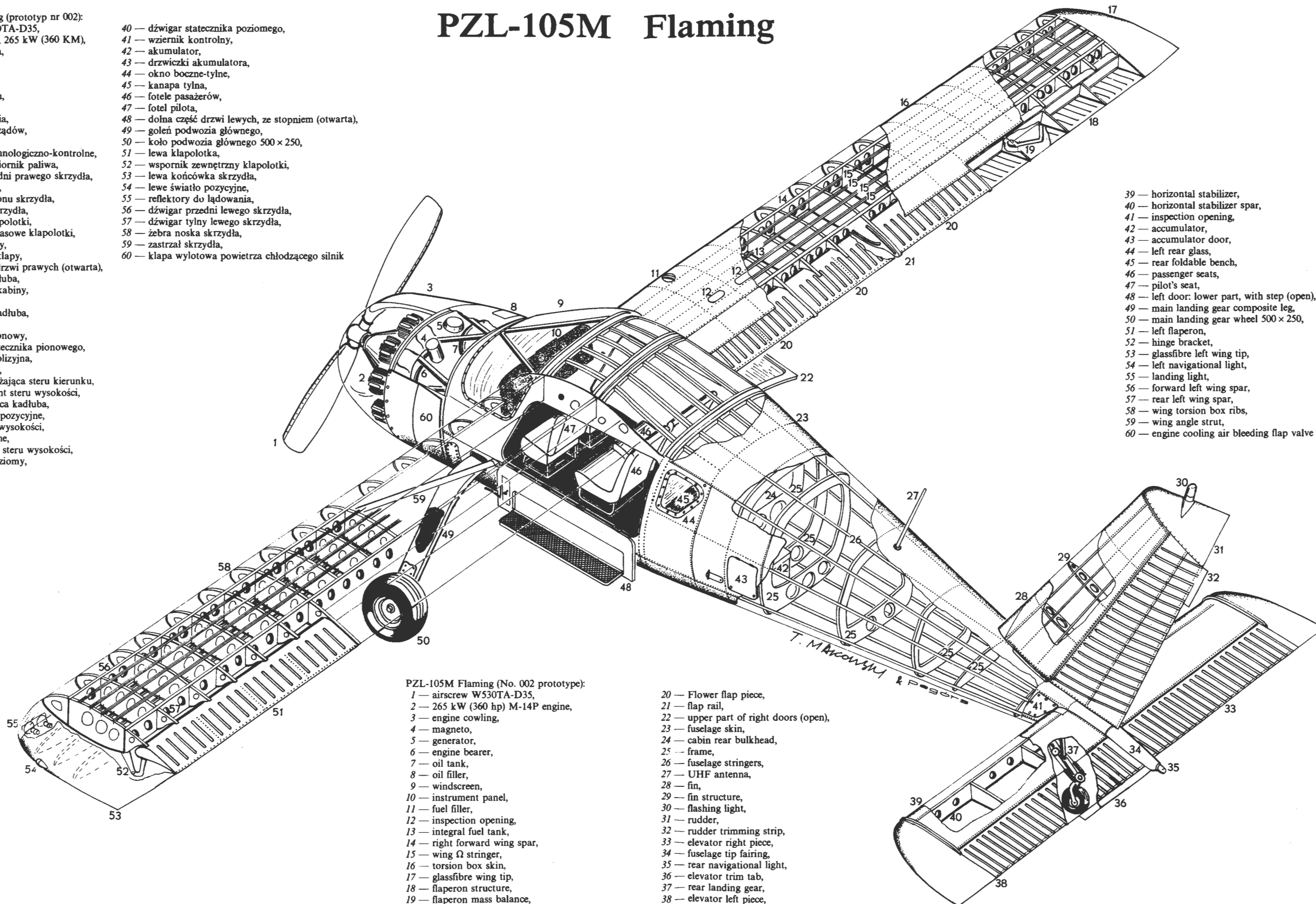
PZL-105M Flaming

PZL-105M Flaming (prototyp nr 002):

- 1 — śmigło W530TA-D35,
- 2 — silnik M-14P, 265 kW (360 KM),
- 3 — osłona silnika,
- 4 — iskrownik,
- 5 — prądnicą,
- 6 — łożo silnika,
- 7 — zbiornik oleju,
- 8 — wlew oleju,
- 9 — szyba przednia,
- 10 — tablica przyrządów,
- 11 — wlew paliwa,
- 12 — wzniki technologiczno-kontrolne,
- 13 — integralny zbiornik paliwa,
- 14 — dźwigan przedni prawego skrzydła,
- 15 — podłużnice Ω ,
- 16 — pokrycie kesonu skrzydła,
- 17 — końcówka skrzydła,
- 18 — struktura klapolotki,
- 19 — wyważenie masowe klapolotki,
- 20 — segment klapy,
- 21 — prowadnica klapy,
- 22 — górna część drzwi prawych (otwarta),
- 23 — pokrycie kadłuba,
- 24 — tylna ściana kabiny,
- 25 — wręga,
- 26 — podłużnice kadłuba,
- 27 — antena UHF,
- 28 — statecznik pionowy,
- 29 — struktura statecznika pionowego,
- 30 — lampa antykolidyjna,
- 31 — ster kierunku,
- 32 — klapka wyważająca steru kierunku,
- 33 — prawy segment steru wysokości,
- 34 — owiewka końca kadłuba,
- 35 — tylne światło pozycyjne,
- 36 — trymer steru wysokości,
- 37 — podwozie tylne,
- 38 — lewy segment steru wysokości,
- 39 — statecznik poziomy,

- 40 — dźwigan statecznika poziomego,
- 41 — wznik kontrolny,
- 42 — akumulator,
- 43 — drzwiczki akumulatora,
- 44 — okno boczne-tylne,
- 45 — kanapa tylna,
- 46 — fotele pasażerów,
- 47 — fotel pilota,
- 48 — dolna część drzwi lewych, ze stopniem (otwarta),
- 49 — goleń podwozia głównego,
- 50 — koło podwozia głównego 500 x 250,
- 51 — lewa klapolotka,
- 52 — wspornik zewnętrzny klapolotki,
- 53 — lewa końcówka skrzydła,
- 54 — lewe światło pozycyjne,
- 55 — reflektory do lądowania,
- 56 — dźwigan przedni lewego skrzydła,
- 57 — dźwigan tylny lewego skrzydła,
- 58 — żebra noska skrzydła,
- 59 — zastrzał skrzydła,
- 60 — kłapa wylotowa powietrza chłodzącego silnik

- 39 — horizontal stabilizer,
- 40 — horizontal stabilizer spar,
- 41 — inspection opening,
- 42 — accumulator,
- 43 — accumulator door,
- 44 — left rear glass,
- 45 — rear foldable bench,
- 46 — passenger seats,
- 47 — pilot's seat,
- 48 — left door: lower part, with step (open),
- 49 — main landing gear composite leg,
- 50 — main landing gear wheel 500 x 250,
- 51 — left flaperon,
- 52 — hinge bracket,
- 53 — glassfibre left wing tip,
- 54 — left navigational light,
- 55 — landing light,
- 56 — forward left wing spar,
- 57 — rear left wing spar,
- 58 — wing torsion box ribs,
- 59 — wing angle strut,
- 60 — engine cooling air bleeding flap valve



PZL-105M Flaming (No. 002 prototype):

- 1 — airscrew W530TA-D35,
- 2 — 265 kW (360 hp) M-14P engine,
- 3 — engine cowling,
- 4 — magneto,
- 5 — generator,
- 6 — engine bearer,
- 7 — oil tank,
- 8 — oil filler,
- 9 — windscreen,
- 10 — instrument panel,
- 11 — fuel filler,
- 12 — inspection opening,
- 13 — integral fuel tank,
- 14 — right forward wing spar,
- 15 — wing Ω stringer,
- 16 — torsion box skin,
- 17 — glassfibre wing tip,
- 18 — flaperon structure,
- 19 — flaperon mass balance,

- 20 — Flower flap piece,
- 21 — flap rail,
- 22 — upper part of right doors (open),
- 23 — fuselage skin,
- 24 — cabin rear bulkhead,
- 25 — frame,
- 26 — fuselage stringers,
- 27 — UHF antenna,
- 28 — fin,
- 29 — fin structure,
- 30 — flashing light,
- 31 — rudder,
- 32 — rudder trimming strip,
- 33 — elevator right piece,
- 34 — fuselage tip fairing,
- 35 — rear navigational light,
- 36 — elevator trim tab,
- 37 — rear landing gear,
- 38 — elevator left piece,

O śmigłowcu

About helicopter

PZL Sokół

Średniej wielkości PZL Sokół jest śmigłowcem wielozadaniowym dopuszczonym do użytkowania w dzień i w nocy oraz przy każdej pogodzie i w różnych warunkach klimatycznych (od polarnych do tropikalnych) na wysokościach od 0 do 6000 m.

Śmigłowiec charakteryzuje się wysokim stopniem komfortu dzięki niskiemu poziomowi drgań w kabinie, co uzyskano za pomocą tłumika drgań zamocowanego na głowicy wirnika nośnego. Inną cenną cechą śmigłowca jest dość niski poziom hałasu. Komfort w kabinie może być podniesiony przez zainstalowanie systemu wentylacji i ogrzewania kabiny, co ma duże znaczenie w gorącym i zimnym klimacie.

Sokół ma następujące wersje:

- pasażerską,
- sanitarną,
- ratowniczą,
- towarowo-pasażerską (transportową),
- latający dźwig,
- do przebazowywania.

Wersja pasażerska

Śmigłowiec w tej wersji zabiera 12 pasażerów z bagażem ręcznym. Dwanaście foteli jest ustawionych w czterech rzędach po trzy fotele. Każdy fotel ma zagłówek, podłokietniki i nastawne pasy bezpieczeństwa, a pod siedzeniem znajduje się pomieszczenie na kamizelkę ratowniczą.

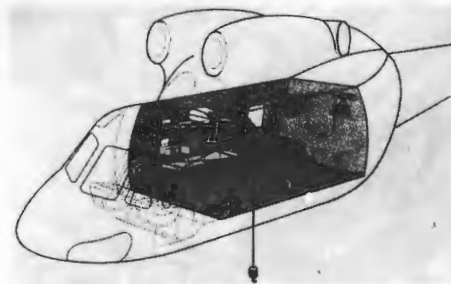
Pasażerowie zajmują miejsca w pierwszych dwóch rzędach wchodząc przez drzwi z lewej strony kadłuba. Pozostali pasażerowie wchodzą przez drzwi z prawej strony w tyle kabiny. Podłoga kabiny jest wyłożona dywanem, a okna mają zasłony. Bagaż ręczny jest umieszczany w bagażniku za kabiną. Drzwiczki do bagażnika znajdują się w tylnej ścianie kabiny, a dostęp do nich uzyskuje się po złożeniu oparcia fotela.

The PZL Sokół is a medium multipurpose helicopter admitted to day and night operations under all weather conditions and all climatic conditions (from arctic to tropic) at altitudes from sea level to 6000 metres.

The high level of flight comfort characteristic of the PZL Sokół is due primarily to the low level of vibrations in the cabin, achieved thanks to a vibration damper installed on the main hub rotor. Another contributing factor is the relative low noise level. The level of comfort may be additionally enhanced, especially for hot climate operations, by the installation of an optional air conditioning system.

The PZL Sokół helicopter has the following versions:

- the passenger version,
- the ambulance version,
- the rescue version,
- the cargo-passenger version,
- the flying crane version,
- the ferry version.

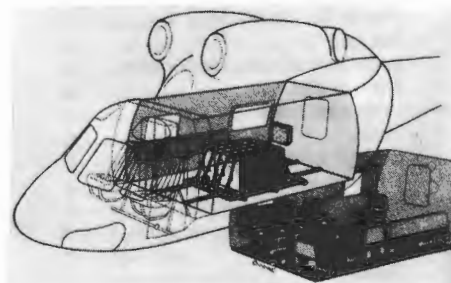


Rys. 3. Wciągarka i nosze w wersji ratowniczej ● The hoist and stretchers in rescue version

Passenger version

The helicopter in this version can carry up to 12 passengers with their hand luggage. Twelve passenger seats are arranged in four rows — three seats per row. Each of the seats is equipped with adjustable seat belts, a headrest, armrests, and a life jacket compartment.

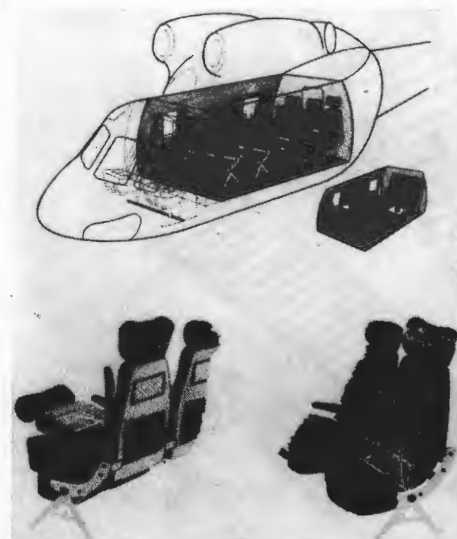
Passengers for the first two rows of seats enter the cabin through the port door; the remaining passengers — through the aft door. The cabin floor is carpeted and the cabin windows are provided with curtains. The hand luggage is carried in the luggage compartment located aft of the cabin. Access to the luggage compartment is through a door in the aft cabin wall, after folding a seat backrest.



Rys. 4. Kabina towarowa ze złożonymi fotelami: poniżej kabina z fotelami ● The cargo cabin with folded seats, beneath the cabin with seats

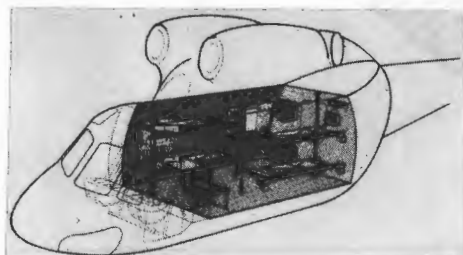
Ambulance version

The helicopter in the ambulance version can carry four patients on stretchers. Apart from the stretchers and their mounting elements, the cabin is equipped with a seat for a medical attendant, thermos bottles and brackets and locks for the oxygen system for patients. If there is such need one pair of stretchers is replaced with folding seats from the cargo-passenger version.



Rys. 1. Kabina wersji pasażerskiej. Obok wygląd kabiny w wersji dyspozycyjnej. Poniżej: składanie oparcia, podłokietników i regulacja zagłówka oraz podnoszenie siedzenia ● Cabin in the passenger version. Beneath the arrangement of the cabin in the executive version. On the bottom: folding the seat backrest and armrest, adjusting of the headrest and folding the seat

Rys. 2. Nosze i fotel sanitariusza w wersji sanitarnej ● The stretchers and the medical attendant seat in the ambulance version



Wersja sanitarna

Śmigłowiec w wersji sanitarnej zabiera czterech chorych na noszach. Oprócz noszy i ich zamocowania w kabine znajduje się krzeselko dla sanitariusza lub lekarza, termosy i uchwyty na instalację tlenową dla chorych. W razie potrzeby można parę noszy zastąpić fotelami takimi jak w wersji towarowo-pasażerskiej.

Wersja ratownicza

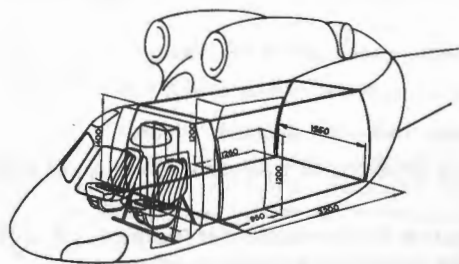
W wersji ratowniczej śmigłowiec zabiera dwóch chorych na noszach. Chorzy mogą być wciągani na pokład za pomocą wciągarki o udźwigu 120 kg. Pozostałe wyposażenie wersji — jak w wersji sanitarnej. Załoga wersji ratowniczej składa się z trzech osób, w tym ratownik, który oprócz udzielania pomocy chorym może zastępować operatora wciągarki.

Wersja towarowo-pasażerska

Dostosowanie śmigłowca do użytkowania w tej wersji wymaga założenia płyt transportowych na podłodze kabiny oraz na ścianach — składanych foteli. Małe ładunki towarów są układane na płytach transportowych i mocowane za pomocą siatki. Ładunki o dużych wymiarach, np. kontenery, są mocowane do okuć w podłodze, za pomocą pasów. Załadunek może odbywać się za pomocą dźwigu pokładowego o nośności 150 kg. Śmigłowiec w tej wersji zabiera 2100 kg towarów. Składanych foteli jest 11.

Wersja dźwigowa

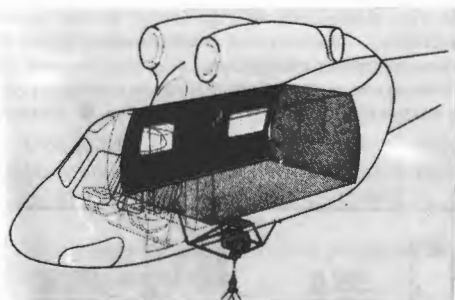
System zewnętrznego podwieszenia, składający się z kratownicy i haka, jest zamocowany do okuć znajdujących się na spodzie kadłuba. Podwieszony ładunek może być obserwowany przez załogę za pomocą zewnętrznego lusterka i oświetlenia. Sterowanie zamykaniem haka i zwalnianiem ładunku odbywa się za pomocą przycisku na ręczce drążka sterowego. Śmigłowiec w tej wersji może zabierać 2100 kg ładunku.



Rys. 5. Wymiary wewnętrzne kabiny i drzwi ładunkowych ● Internal dimensions of cabin and loading doors

Wersja do przebazowania

Aby móc wykonywać loty transportowe na odległość większą niż 600 km, w kabine instaluje się zbiornik dodatkowy o pojemności 1100 litrów. W tej wersji śmigłowiec z ładunkiem płatnym 350 kg ma zasięg 1100 km.



Rys. 6. Zamocowanie haka w wersji dźwigowej ● The mounting of hook in flying crane version

Główne cechy charakterystyczne

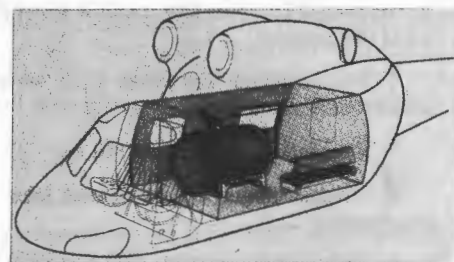
Konstrukcja śmigłowca jest wykonana ze stopów lekkich i szklano-epoksydowych kompozytów. Głównymi cechami charakterystycznymi śmigłowca są (patrz rys. 8):

Rescue version

The rescue version of the helicopter is designed to carry two casualties on stretchers. The casualties can be hoisted on board by means of a hoist of a lifting capacity of 120 kg. The remaining equipment of this version is the same as that on the ambulance version. There are three crew members, with the rescuer, apart from giving first aid to the casualties, doubling also as the hoist operator.

Cargo-passenger version

Helicopter conversion for operations in this version requires the installation of transport plates on the cabin floor and folding seats on the cabin walls. Small cargo is distributed on the plates and secured by means of nets. Cargo of large dimensions, e.g. a container, is secured to the cargo tiedown points in the floor by means of straps. Loading can be facilitated by using the helicopter board hoist of a lifting capacity of 150 kg. The helicopter in this version can be used to carry loads weighting up to 2100 kg. Eleven folding seats for passengers.



Rys. 7. Umieszczenie dodatkowego zbiornika w wersji do przebazowania ● Installation of the auxiliary fuel tank in ferry version

Flying crane version

The external cargo sling system, consisting of a truss and a hook, is installed on hardpoints on the underside of the fuselage. Sling loads can be observed by the crew by means of special external view mirrors and a light. Electrical control of the hook release and locking is effected by pushbuttons on the grips of flight controls. The helicopter in this version can be used to carry loads up to 2100 kg.

Ferry version

To enable ferry flights over 600 km an auxiliary tank of 1100 litres is installed in the cabin. In this version the helicopter with a payload up to 350 kg has a range 1100 km.

Main design features

The structure of the helicopter is made of light alloys and glassfibre-epoxy composites. The main design features of the helicopter are (see fig. 8):

1. Two PZL-10W (Polish developed helicopter version of Glushenkov TVD-10 turboprop) turboshaft engines with a free power turbine, electronic fuel control and torquemeter. Each engine with rating of 662 kW (888 shp) for take-off and 30 min, and emergency (one engine operation) 846 kW (1134 shp) for 2.5 min.
2. Pendular vibration absorber providing smooth flight and low vibration level in the cabin. Maintenance-free elastomeric (teflon) bearings of main rotor blades.
3. Sliding main transmission cowling, allowing easy access for servicing and maintenance.
4. Blade anti-icing by electrically heated elements.
5. Glassfibre-epoxy composite main rotor blades, tail rotor blades and fixed stabilizer. The main rotor blades are made up of a D-section spar and a sandwich trailing section with honeycomb core. The leading edge of the blade have erosion strips of steel to reduce the erosive wear of the blades. Contour lights are incorporated in the blade tips. Due to the

1. Dwa silniki turbowalowe PZL-10W (rozwinęta w Polsce odmiana silnika turbośmigłowego Głuszenkowa TWD-10) z wolną turbiną napędową, elektronicznym układem sterowania zasilaniem i pomiarem momentu. Każdy silnik ma moc startową 30-minutową 662 kW (888 KM) oraz moc awaryjną 2,5-minutową (przy locie na jednym silniku) 846 kW (1134 KM).

2. Wahadłowy tłumik drgań pozwalający na spokojny lot oraz niski poziom drgań w kabinie. Elastomerowe (z teflonu) przeguby mocowania łopat wirnika nośnego nie wymagają prac obsługowych.

3. Odsuwana osłona głównej przykładni pozwala na łatwy dostęp podczas prac obsługowych.

4. Odładzanie łopat za pomocą elementów grzewczych.

5. Łopaty wirnika nośnego z kompozytu szklano-epoksydowego, podobnie łopatki wirnika ogonowego i stały statecznik poziomy. Łopaty wirnika nośnego mają dźwigar o przekroju litery D oraz przekładkową część spływową z wypełniaczem komórkowym. Krawędź natarcia łopaty jest pokryta stalą w celu zabezpieczenia przed erozyjnym zużyciem łopat. W końcach łopat znajdują się lampki konturowe. Dzięki zastosowaniu kompozytów trwałość łopat jest wielokrotnie dłuższa niż łopat metalowych.

6. Trapezoidalne końcówki łopat wirnika nośnego pozwalają na zmniejszenie sił na sterownicy.

7. Bagażnik o pojemności 180 kg.

8. Osłony silnika mogące służyć jako pomost przy pracach obsługowych.

9. Wymiar kół podwozia (700 × 350 mm) pozwalający na lądowanie na gruncie wytrzymującym nacisk 3 daN/cm². Możliwość zakładania nart.

10. Przestronna kabina z izolacją dźwiękową, klimatyzowana (wentylowana i ogrzewana), o pojemności 6,9 m³.

11. Duże odsuwane drzwi z każdej strony kadłuba.

12. Elektrycznie ogrzewany wiatrochron wyposażony w wycieraczki.

13. Radar meteorologiczno-nawigacyjny o zasięgu 200 km.

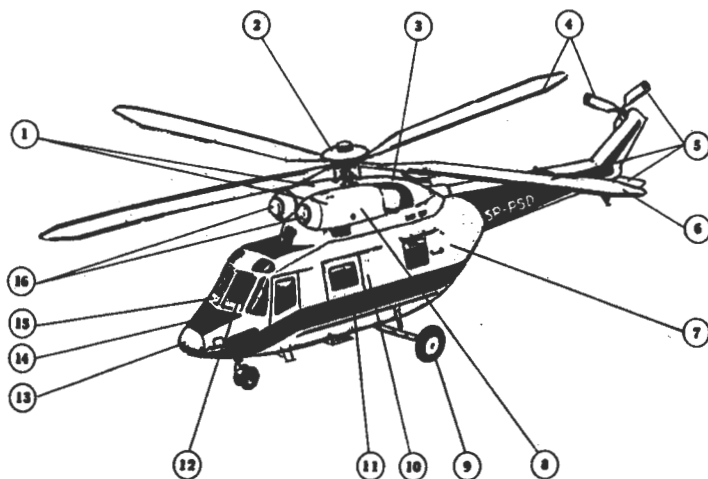
14. Dogodny dostęp do obsługi wyposażenia elektronicznego.

15. Wyposażenie pilotażowo-nawigacyjne do wykonywania lotów z dwoma pilotami bez widoczności ziemi (w warunkach IFR), w skład którego wchodzi pilot automatyczny i system wspomagania stateczności.

16. Zamontowane na wlocie do silników oddzielacze pyłów chronią silniki przed nadmiernym zużyciem.

- Zbiorniki na 1700 l paliwa, bezpieczne w razie katastrofy.
- Zdwojone układy: paliwowy, olejowy i hydrauliczny.
- Możliwość zabudowy drugiej sterownicy.

A.G.



Rys. 8. Cechy charakterystyczne Sokola. Oznaczenia objaśnione w tekście ● Design features of Sokół helicopter. The key see in text

use of composites the service life of blades is several times that of comparable metal blades.

6. Trapezoidal rotor blade tips reducing control system loads.

7. Luggage compartment, 180 kg capacity.

8. Engine cowlings suitable for serving as maintenance platform.

9. Landing gear wheels of size (700 × 350 mm) allowing for landings on surfaces withstanding loads of 3 daN/cm². Landing ski optional.

10. Spacious, soundproofed air-conditioned heated cabin, of volume 6.9 m³.

11. Large sliding doors on each side of the fuselage.

12. Electrically heated windscreen provided with wipers.

13. Weather-navigation radar of a range of 200 km.

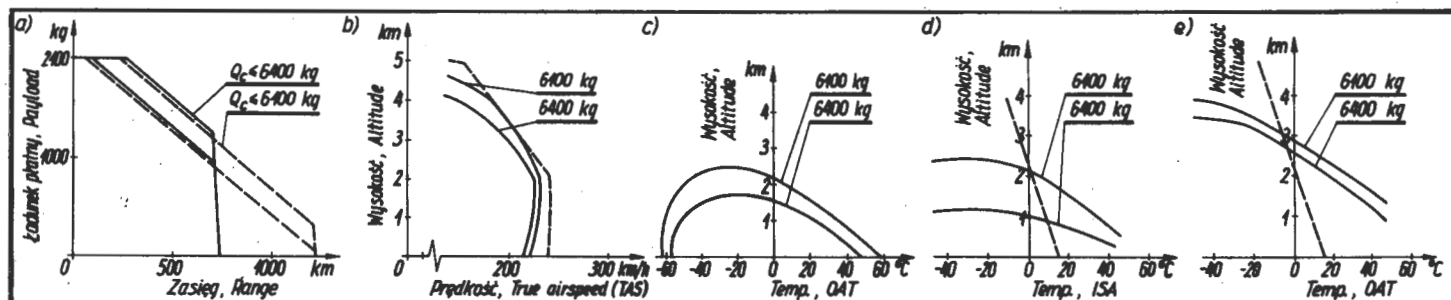
14. Convenient access for electronic equipment servicing and maintenance.

15. Flight and navigation instrumentation for two-pilot IFR operation, including autopilot. Stability augmentation system.

16. Engine intakes particle separators effectively protecting the engines from excessive wear.

- Crashworthy fuel tanks with total capacity 1700 litres.
- Duplicated fuel, oil and hydraulic systems.
- Dual controls optional.

Rys. 9. a) Zasięg bez rezerwy paliwa $H = 500$ m, ISA: — normalny zapas paliwa, - - - z dodatkowym zbiornikiem ● Flight range no fuel reserves $H_{STD} = 500$ m, ISA: — standard fuel, - - - with auxiliary fuel tank, b) Prędkość lotu: — przelotowa, - - - maks. przelotowa przy $Q_c = 6100$ kg ● Airspeed: — cruising speed, - - - max. cruising speed (for takeoff weight of 6100 kg); c) Zakres wysokości i temperatur, przy których może być kontynuowany lot na jednym silniku ● Height temperature envelope with single engine flight can be continued following one engine failure; d) Pułap zawisu bez wpływu ziemi, przy mocy startowej ● Hovering ceiling, OGE takeoff power; e) Pułap zawisu z wpływem ziemi, przy mocy startowej. Odległość kół od ziemi 1,5 m ● Hovering ceiling, IGE takeoff power wheels to ground distance 1.5 m



Samoloty szkolno-treningowe Orlik

Ewolucja metod szkolenia pilotów wojskowych oraz rozwój konstrukcji lotniczych doprowadziły na początku lat osiemdziesiątych do wprowadzenia w początkowej fazie szkolenia (w wielu armiach) samolotów nowej generacji z napędem śmigłowym. Zastąpiły one odrzutowce stosowane dotychczas na tym etapie szkolenia. Charakteryzują się one niskim jednostkowym kosztem eksploatacji (DOC) i bogatym wyposażeniem radionawigacyjnym.

W końcu lat siedemdziesiątych Państwowe Zakłady Lotnicze Warszawa-Okęcie rozpoczęły prace nad nowoczesnym samolotem szkolno-treningowym Orlik, którego zastosowanie obniżyłoby koszty szkolenia i zwiększyło jego efektywność. Przyjęto koncepcję skonstruowania w pierwszym etapie prostego samolotu z silnikiem tłokowym o mocy ok. 220 kW (30 KM), który można konstrukcyjnie rozwijać w bogato wyposażony samolot z silnikiem turbośmigłowym o mocy ok. 440 kW (600 KM). Początkowo miał on więc być samolotem uzupełniającym szkolenie na samolocie odrzutowym TS-11 Iskra (miał przejąć z jego programów 30 h lotów). W drugim etapie jednak, po wycofaniu samolotów TS-11 Iskra, system szkolenia ma obejmować 30 h lotów na samolocie tłokowym, ok. 100 h na jego wersji turbośmigłowej, a dopiero dalsze szkolenie będzie odbywać się na samolocie odrzutowym nowej generacji (I-22 Iryda).

PZL-130 Orlik

W 1981 r. rozpoczęto prace nad projektem technicznym samolotu PZL-130 Orlik napędzanego silnikiem tłokowym M-14Pm (produkcji ZSRR) o mocy trwałej 213 kW (290 KM), dopuszczonym do akrobacji. Strukturę całkowicie metalowego dolnopłata zaprojektowano z myślą o uzyskaniu prostoty technologicznej, stosunkowo dużej sztywności i dużej trwałości zmęczeniowej płatowca. Zastosowano konstrukcję płata wielopodłużnicowego, niedzielonego, montowanego pod kadłubem. Zadbano o obszerną część kabinową umożliwiającą zabudowę bogatego wyposażenia.

Koncepcja aerodynamiczna samolotu miała zapewnić właściwości pilotażowe ułatwiające uczniowi przejście na samolot odrzutowy. W tym celu przyjęto płat o niewielkim wydłużeniu, ze skuteczną lotką. Odpowiednio dobrano też siły na sterownicach.

Prototyp Orlika został oblatany w październiku 1984 r. Próby fabryczno-certyfikacyjne zakończono w 1987 r. i uzyskano certyfikat wg FAR 23 w kategorii akrobacyjnej i użytkowej.

PZL-130T Turbo Orlik

Bardzo dobra ocena samolotu tłokowego PZL-130 Orlik po pierwszym etapie prób spowodowała zainteresowanie nim kanadyjskiej firmy AIRTECH i podjęcie współpracy przy rozwijaniu wersji turbośmigłowej, tym samym nieoczekiwanie przyspieszając ten etap. Na przełomie lat 1985 i 1986 prototyp nr 004 samolotu tłokowego Orlik przebudowano: przystosowano go do silnika turbinowego Pratt and Whitney Canada PT6A-25A oraz wyposażono samolot w bogaty zestaw radionawigacyjny firmy King.

Oblotu Turbo Orlika dokonano latem 1986 r. i po przeprowadzeniu prób, w końcu 1987 r., samolot otrzymał certyfikat tymczasowy wg FAR 23 w kategorii akrobacyjnej i użytkowej.

Próby wszystkich prototypów potwierdziły koncepcję konstrukcyjną i użytkową samolotów.

Sprawdzono konfigurację aerodynamiczną samolotu. Modyfikacje dotyczyły zwiększenia skuteczności steru kierunku, zmiany oddziaływania kłapy podkadłubowej i doboru przełożenia sterowania lotką. Dopracowano wiele układów i mechanizmów samolotu, np. układ wciągania podwozia i jego pokrywy, układ zamykania i zrzutu osłony kabiny itd. W wyniku prób statycznych i eksploatacyjnych wprowadzono poprawki w strukturze płatowca.

Orlik advanced trainer aircraft

The evolution of training methods for military pilots, and the development of flying constructions in the early eighties, brought in the first phase of training the introduction (in many air forces) of new generation airplanes with airscrew propulsion. They replaced the jet airplanes which were used in this training phase. They are characterized by low operating costs (DOC) and a variety of navigational equipment.

In the late eighties, Warsaw Okęcie Aircraft Factory began work on a modern Orlik advanced trainer aircraft which introduction would lower the training costs and raise its efficiency. The acceptance of a conception of construction, in the first phase, a simple aircraft with a 220 kW (300 hp) power piston engine enabled the construction to be further developed, into a highly equipped aircraft with propeller turbine engine of 440 kW (600 hp). At first it was to be a supplement aircraft for training on a TS-11 Iskra jet airplane (it was to take over 30 h of flying from his program). However in the second phase, after the withdrawal of TS-11 Iskra aircraft, the training system will include 30 h of flying on piston engined airplanes, about 100 h on its turboprop version, and only the rest of the training will take place on jet-plane of the generation (I-22 Iryda).

PZL-130 Orlik

In 1981 work began on a technical project of Orlik PZL-130 driven by a M-14P piston engine (USSR production) with continuous power of 213 kW (290 hp) which was permitted for aerobatics. The low-wing monoplane completely metal framework, was so constructed to obtain technological simplicity, relatively high stiffness, and high fatigue of the airframe. The undivided, multi-stringer wing, mounted under the fuselage construction, was employed. Care was taken for a roomy cabin enabling the built in of a variety of equipment.

The aerodynamic conception of the airplane was supposed to assure suitability of pilotage, in facilitating apprentice, in making way to a jet-plane. For this reason, the aerofoil with a small aspect ratio and effective aileron was accepted. Also the forces on the flying controls were appropriately chosen.

Orlik prototype passed test flights in October 1984. Certification factory tests ended in 1987, and it obtained the certificat according to FAR 23 in the aerobatics and useful categories.

PZL-130T Turbo Orlik

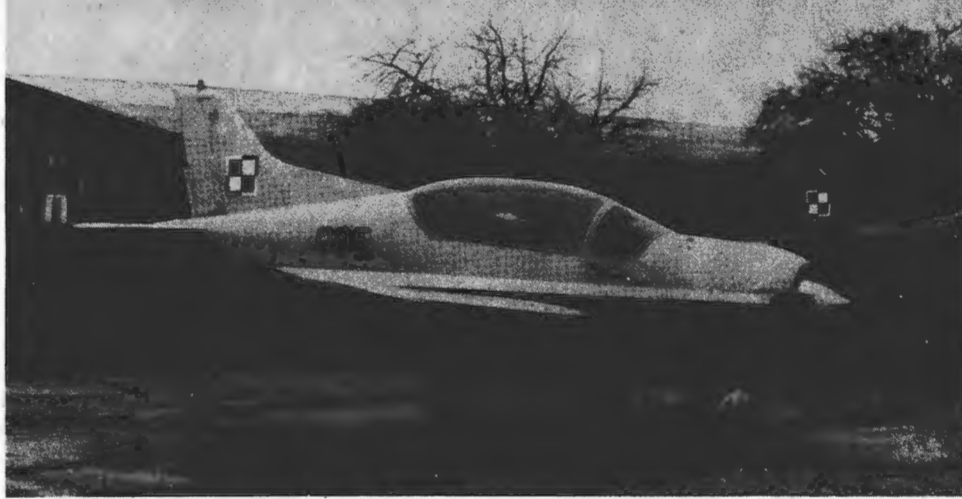
A very good opinion of PZL-130 Orlik piston-engined airplane, after the first phase tests, aroused the interest of a Canadian firm AIRTECH which undertook cooperation in developing a turboprop version, and thus unexpectedly speeded-up this phase. On the turn of 1985 and 1986, the No. 004 Orlik prototype piston-engined airplane was reconstructed: it was adapted for the Pratt and Whitney Canada PT6A-25A turbine engine, and the plane was equipped with a rich radio-navigation set from the King firm.

Test flights of the Turbo Orlik were done in Summer 1986, and after passing tests in the end of 1987, the airplane received a temporary certificate according to FAR 23 in the aerobatics and useful categories.

Tests on all prototypes confirmed the construction and usefulness conception of the airplanes. The plane aerodynamic configuration was checked. Modifications applied to raising the rudder control sensitivity, effecting alteration of the under-fuselage flap, and the selection of ratio for aileron steering. Many systems and mechanisms were worked up, e.g.: the retraction undercarriage system and its cover, the closing and canopy jettisoning system, etc. Due to the results of static and exploitation tests, corrections were introduced in the structure of the airframe.

Pilot run: PZL-130 Orlik, PZL-130TM Orlik Turbo, PZL-130T Turbo Orlik

In consequence of the prototype airplanes tests, the first part of the pilot run made in 1988 were the piston-engined airplanes which were



PZL-Orlik z serii informacyjnej z silnikiem M-14P ● PZL-130 Orlik (information series) powered by a M-14P piston engine. Fot. R. Jaxa-Malachowski

Seria informacyjna: PZL-130 Orlik, PZL-130TM Orlik Turbo, PZL-130T Turbo Orlik

W wyniku prób samolotów prototypowych, pierwszą część serii informacyjnej, wykonaną w 1988 r., stanowiły samoloty tłokowe, które przekazano do prób kwalifikacyjnych w Wojsku Polskim. Zakończyły się one pozytywnie w 1989 r.

Niemożność zakupu silnika M-14P (producent radziecki przekazał produkcję do Rumunii, gdzie jej nie opanowano) spowodowała, że próbowano zastosować silnik K8AA o mocy trwałej 177 kW (220 KM) i startowej 210 kW (285 KM), produkowany w Polsce (modyfikacja silnika AI-14). Mimo powiększenia powierzchni skrzydeł i zastosowania sprawniejszego śmigła, po próbach kwalifikacyjnych niedobór mocy uznano za nadmierny. W efekcie produkcję samolotów tłokowych PZL-130 Orlik odroczone do czasu wznowienia dostaw silników z ZSRR. Drugą część serii informacyjnej stanowiły samoloty turbośmigłowe PZL-130-TM i PZL-130T.

W samolocie PZL-130TM Orlik Turbo zastosowano silnik turbinowy Walter M601E produkcji Motorlet (CSRS), o mocy ok. 590 kW (800 KM), będący technicznym odpowiednikiem silnika Pratt and Whitney Canada PT6. Zastosowano też wojskowe wyposażenie radionawigacyjne. Na samolocie PZL-130T Turbo Orlik zastosowano silnik Pratt and Whitney Canada PT6A-25-A oraz bogate wyposażenie radionawigacyjne firmy King. Samoloty te, poza wprowadzeniem wszystkich modyfikacji będących wynikiem prób, cechują się następującymi zmianami w stosunku do prototypu PZL-130 Orlik:

- instalacją hydrauliczną wciągania podwozia (zamiast pneumatycznej),

- innym rozwiązaniem konstrukcyjnym tablic i pulpitu.

Jako pierwszy ukończono samolot z silnikiem M601E. Oblot odbył się w połowie 1989 r.; do końca tego roku przeprowadzono próby fabryczne. Polegały one głównie na sprawdzeniu funkcjonowania instalacji hydraulicznej i silnika w celu dopuszczenia do lotów w niezbędnym zakresie. W styczniu 1990 r. rozpoczęto próby kwalifikacyjne tego samolotu w Wojsku Polskim (w celu uzyskania ocen wojskowych). Produkcję samolotu PZL-130TM Orlik Turbo rozpoczęto na potrzeby Wojska Polskiego i ewentualnie innych krajów Układu Warszawskiego.

Samolot z silnikiem PT6 oblatano na początku 1990 r. i rozpoczęto uzupełniające próby do uzyskania stałego certyfikatu wg FAR 23. Samoloty PZL-130T Turbo Orlik zamierza się eksportować do krajów trzecich.

Przedstawione różne wersje samolotu Orlik są praktycznie oparte na tej samej strukturze płatowca. Pozwala ona na osiągnięcie niezbędnej

delivered to the Polish Air Force for qualification tests. The tests were positively finished in 1989.

Inability to buy M-14P engines (the Russian producer handed over the production to Romania, where it wasn't mastered), was the cause of trying to employ the K8AA engine with continuous power of 177 kW (220 hp), take-off power of 210 kW (285 hp) produced in Poland (modification of the AI-14 engine). Although the wings area was enlarged, and a more efficient airscrew was employed, after the qualification tests it was stated that the deficit of power was too excessive. In effect, the production of piston-engined airplanes PZL-130 Orlik, was postponed till the resumption of delivery of engines from the USSR. The second part of the pilot run series comprised of turboprop aeroplanes PZL-130TM and PZL-130T.

In the PZL-130TM Orlik Turbo airplane, the Walter M601E turbine engine, produced by Motorlet (Czechoslovakia) was employed with approximate power of 590 kW (800 hp), the technical equivalent of Pratt and Whitney Canada PT6 engine. Also the military radio-navigation equipment was employed. On the PZL-130T Turbo Orlik, the Pratt and Whitney Canada PT6A-25A engine was employed with a wide King's firm radio-navigation equipment. These airplanes besides employing all the modifications brought-up was a result of tests, also characterize the following changes as to the PZL-130 Orlik prototype:

- hydraulic installation for retracting the undercarriage (instead of pneumatic),

- different construction design of the console and instrument board.

First finished was the airplane with M601E engine. Test flights were made till the end of that year. They consisted mainly of checking the functioning of hydraulic installations and the engine, for the purpose of admittance for flights in the necessary range. In January 1990 the qualification tests of this airplane began in the Polish Air Force (to obtain the military estimation). Production of PZL-130 Orlik Turbo airplane was started for the Polish Air Force necessity, and eventually for the other Warsaw Pact countries.

In the beginning of 1990, tests flights were made on a plane with PT6 engine, and complementary tests began to obtain the permanent certificate according to FAR 23. The PZL-130T Turbo Orlik airplanes, are intended to be exported to other countries.

Different versions presented of the Orlik airplane, are practically based on the same airframe structure. This enables to achieve the necessary resistances in the beginning at take-off mass of 1450 kg in the aerobatics category (piston-engined airplane), and at the extreme mass of 1600 kg (turboplane).



PZL-130TM Orlik Turbo z silnikiem Walter M601E ● PZL-130TM Orlik Turbo powered by a 590 kW Walter M601E turboshaft engine. Fot. R. Jaxa-Malachowski

wytrzymałości początkowo przy masie startowej 1450 kg w kategorii akrobacyjnej (samolot tłokowy), a w ostateczności przy masie 1600 kg (samolot turbinowy).

Próby rezonansowe i pogłębione analizy zmęczeniowe wykazały zalety zwartej konstrukcji samolotu.

Próby w locie potwierdziły właściwości pilotażowe odpowiadające potrzebom szkoleniowym oraz osiągi pozwalające realizować szeroki program szkolenia.

PZL-130TB Orlik Turbo bis

Ocena samolotów PZL-130TM i PZL-130T przez konstruktorów i użytkowników dała podstawy do opracowania koncepcji dalszego rozwoju samolotu.

Oprócz korzystnych właściwości lotnych samolotu, o cechach pilotażowych samolotu odrzutowego, PZL-130TB Orlik Turbo bis będzie

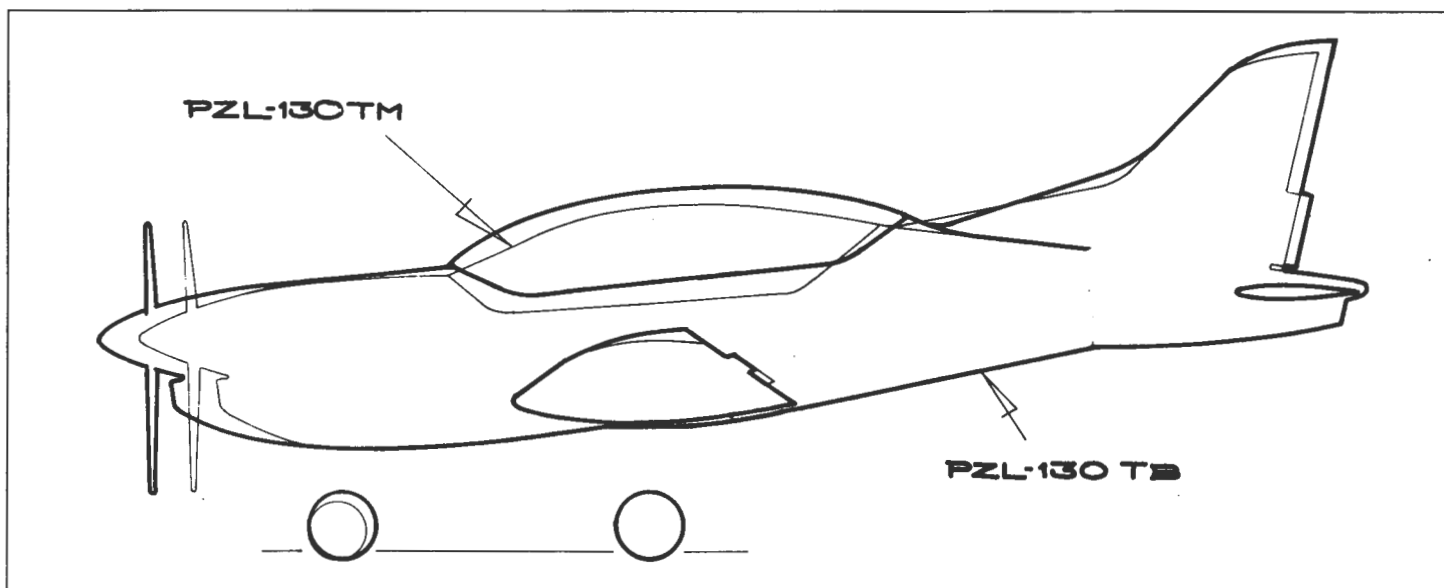
Vibration tests, and intensified fatigue analysis showed the virtue of the airplane compact construction.

Test flights in the air confirmed the propriety of pilotage, adequate for training, and performance enabling the achievement of wide training programs.

PZL-130TB Orlik Turbo bis

The estimation of PZL-130TM and PZL-130T airplanes by constructors and users, gave the basis to work out a conception for further development of the airplane.

Besides having the advantageous flying propriety with characteristic pilotage to that of a jet-plane, PZL-130TB Orlik Turbo bis be highly equipped with equipment enabling training in navigational-combative assignments. It will be a „flying simulator” of a combat jet, being useful for training combat pilots, and lowering the training costs under



miał bogate wyposażenie umożliwiające trenowanie wybranych zadań nawigacyjno-bojowych. Będzie stanowić „latający symulator” odrzutowego samolotu bojowego i tym samym stanie się użyteczny do treningu pilotów samolotów bojowych, obniżając koszty wyszkolenia w warunkach znacznych ograniczeń budżetu wojskowego w Polsce.

Ze względu na bogate wyposażenie, samolotu Orlik Turbo bis, jego masę do akrobacji należy zwiększyć do 2000 kg, a maks. masę startową do 2700 kg. Struktura płatowca zostanie wzmocniona, lecz pozostanie w dotychczasowym układzie. Główne zmiany będą dotyczyć węzłów podwoziowych. Zostanie przekonstruowane podwozie (w wyniku zwiększenia masy startowej o 1100 kg) z zachowaniem dotychczasowej kinematyki.

Powierzchnia płata, przy nie zmienionej części kesonowej, zostanie powiększona o 0,75 m². W celu zachowania odpowiedniej prędkości minimalnej zamierza się wprowadzić powiększoną klapę Fowlera. Powiększeniu ulegnie też ster kierunku, w celu poprawienia jego skuteczności.

Kadłub zmieni się w części kabinowej w wyniku zabudowy foteli katapultowanych z przewyższeniem tylnego fotela.

Samolot zostanie wyposażony w specjalnie skonstruowany i częściowo już zaprojektowany system nawigacyjno-symulacyjny, odpowiedni do wyposażenia samolotu bojowego.

Podstawowym zespołem napędowym Orlika Turbo bis będzie rozwojowa, akrobacyjna wersja silnika Walter M601E, o mocy 625 kW (850 KM), przygotowana przez zakłady Motorlet (CSRS).

Projekt PZL-130TB Orlik Turbo bis jest przygotowywany na zamówienie polskiego lotnictwa wojskowego. Oblot prototypu przewiduje się w końcu 1990 r.

Ponadto jest przewidywana wersja z silnikiem Pratt and Whitney Canada PT6A-62 o mocy 699 kW (950 KM) i wyposażeniem radio-nawigacyjnym firmy zachodniej (King, Collins) — z myślą o eksporcie do krajów trzecich.

Produkcję Orlika Turbo bis i wprowadzenie do eksploatacji tego samolotu przewiduje się na 1993 r.

TOMASZ WOLF

the circumstances of considerable reductions of military budget in Poland.

Referring to the highly equipped Orlik Turbo bis airplane, its mass for aerobatics has to be increased up to 2000 kg, and the maximum starting mass up to 2700 kg. The airframe structure will be strengthened but left in the existing system. The main changes will deal with the undercarriage. The undercarriage will be reconstructed (in result of the increase in take-off mass by 1100 kg), while maintaining existing kinematics.

The wing area, with an unchanged torsion box, will be enlarged by 0.75 m². To keep up the minimum speed, it is intended to introduce an enlarged Fowler flaps. Also the rudder will be enlarged, to improve its control sensitivity.

The fuselage will be changed in the cockpit part, due to the building in of catapult seats with the gain in height of the back seat.

The airplane will be equipped with a specially constructed, and already partly designed navigational-simulative system, appropriate to the equipment of the combative airplane.

The basic power unit of Orlik Turbo bis will be an evolutionary aerobatic version of the Walter M601E engine with 625 kW (850 hp), prepared by the Motorlet factory (Czechoslovakia).

The PZL-130TB Orlik Turbo bis project is being made to order for the Polish Air Force. Test flights are planned in late 1990.

Furthermore, a version is expected with Pratt and Whitney Canada PT6A-62 engine of 699 kW (950 hp), and with Western radio-navigational equipment (King, Collins) — with the idea of exporting to other countries.

The production of Orlik Turbo bis airplane, and its introduction into service is planned for 1993.



M-18AS Dromader

Fot. L. Zielaskowski

Po wejściu samolotów M-18 do eksploatacji, niektórzy użytkownicy (NRD, Bułgaria, Kuba, Jugosławia) zaczęli zgłaszać potrzebę zbudowania odmiany szkolnej (dwusieci) samolotu podstawowego. Najbardziej sprecyzowane wymagania przedłożyli użytkownicy z Agrarflug (NRD), w OBR Mielec przyjęto je więc za podstawę do opracowania samolotu szkolnego. Prace zostały wykonane w Biurze Konstrukcyjnym Samolotów Rolniczych. Głównym konstruktorem nowej odmiany samolotu jest mgr inż. Józef Oleksiak. Konstruktorem prowadzącym był inż. Krystian Pogoda, a po jego przejściu w 1988 r. do Biura Konstrukcyjnego Samolotów Specjalnych — inż. Kazimierz Kotula. Analizy i projekty koncepcyjne rozpoczęto w IV kwartale 1984 r. Dokumentację wykonawczą prototypu wykonano w pierwszym półroczu 1985 r. Projektu wstępnego nie wykonywano. Dokumentację obliczeniową, dokumentację prób oraz dokumentację opisowo-eksploatacyjną wykonano w latach 1986 i 1987.

Realizacja warsztatowa rozpoczęła się w połowie 1986 r. Postanowiono zbudować dwa prototypy oraz niezbędne zespoły do prób wytrzymałościowych. Do przeróbki na samoloty szkolne zostały przeznaczony samoloty M-18A o numerach fabrycznych 1Z007-6 i 1Z014-18. Do prób w locie, po zakończeniu prac warsztatowych, przekazano: samolot 7-06 w grudniu 1987 r., a samolot 14-18 w marcu 1988 r. Próby statyczne ukończono w 1988 r.

Pierwszy lot na samolocie M-18AS (nr fabr. 1Z014-18, nr rejestracyjny SP-PBD) wykonał pilot doświadczalny I kl. inż. Henryk Bronowicki w dniu 31.03.1988 r. Próby w locie trwały do połowy września 1988 r. W tym okresie poprawiono również rozwiązania konstrukcyjne oraz zgłoszone przez pilotów.

Ze względu na zainteresowanie użytkowników i pozytywne wyniki prób, samolot wprowadzono do produkcji seryjnej. W połowie 1988 r. uruchomiono pierwszą serię samolotów szkolnych. Seria ta liczy 3 samoloty (podstawą są samoloty z 19 serii M-18A).

PZL M-18AS Dromader szkolny jest odmianą samolotu M-18A. Jest to samolot dwumiejscowy, który w zależności od wariantu może być użytkowany jako samolot szkolny lub jako samolot wykonujący

After the M-18 airplanes became to be used on a large scale, some operators (East Germany, Bulgaria, Cuba, Yugoslavia) began to put forward a suggestion about the necessity to construct a training version (dual controls) of the basic airplane. The most precise and comprehensive requirements were submitted by the operators from Agrarflug (German Democratic Republic) and these have been assumed as a basis to develop the training version of the airplane at the Research and Development Center of Mielec. The work was conducted at the Design Office of Agricultural Aircraft. The chief designer of the new airplane version is Mr. Józef Oleksiak, M.A. and the chief design engineer at the time was Mr. Krystian Pogoda, B.E. and after his passing on in 1988 to Special Purpose Aircraft Design Office his duties were taken over by Mr. Kazimierz Kotula, B.E. The analyses and design concepts were begun in the fourth quarter of 1984. The design prototype documentation was made during the first half of 1985. No preliminary project was made. The calculations, tests documentation as well as descriptive and service documentation were prepared between 1986 and 1987.

The construction was begun in mid 1986. It was decided to build two prototypes and the structures required for the strength tests. Two M-18A airplanes serial numbers 1Z007-06 and 1Z014-18 were designated for conversion to the training version. After completing workshop manufacturing the airplanes 7-06 and 14-18 were directed for flight tests, the former in December 1987 and the latter in March 1988. The static tests ended in 1988.

The maiden flight of the M-18AS (serial 1Z014-18, registration SP-PBD) was performed by 1st class test pilot, Mr. Henryk Bronowicki, B.E. on March 31, 1988. The flight test lasted until mid-September 1988. This period was also used for improvement of design solutions and incorporation of recommendations resulting from static and flight tests.

With regard to operator's interests and satisfactory test results, the airplane was incorporated into series production. In mid 1988 the first training airplane series was made. This series consists of 3 airplanes (the M-18A airplanes of 19th series are taken as a basis).

The PZL M-18AS Dromader is a double seat trainer version of the M-18A which, depending on the configuration (variant) may be used as

wszystkie podstawowe prace agrolotnicze i gaśnicze. Samolot zbudowano w dwóch wariantach:

- szkolny — dwuster (zabudowana kabina instruktora),
- szkolny — roboczy (jednoster, zabudowany standardowy zbiornik chemikaliów).

Podstawą budowy samolotu są przepisy FAR 23 poprawka 16.

W pełni sezonu prac agrolotniczych użytkownik może eksploatować samolot M-18AS jako normalny, roboczy samolot rolniczy. Nie jest on jednak identyczny z samolotem M-18A, ma bowiem zespoły i elementy odmienne od standardowych, umożliwiające ich podłączenie do organów sterowania i instalacji kabiny instruktorskiej. Mogą one również przenosić obciążenia wymagane dla dwustera. W sezonie, w którym prac agrolotniczych jest niewiele lub nie ma ich wcale, samolot może być używany do zadań szkoleniowych (po zabudowaniu kabiny instruktora w miejsce standardowego zbiornika chemikaliów). Przejście z jednego wariantu w drugi może być dokonane w bazie technicznej serwisowej prowadzącej obsługę samolotu podstawowego.

Samolot M-18AS szkolny — dwuster służy przede wszystkim do:

- szkolenia pilotów w celu uzyskania przez nich uprawnień na typ samolotu, uprawnień do lotów agro i gaszenia pożarów,
- kontroli techniki pilotażu,
- treningu i doskonalenia pilotów.

Kabiną podstawową w samolocie jest kabina druga. Jest to kabina ucznia-pilota ze względu na kompletne wyposażenie identyczne z samolotem M-18A. Kabina pierwsza, mieszcząca się w module umieszczonym w miejscu normalnego zbiornika chemikaliów, jest kabiną instruktora. Uczeń jest zatem zapoznawany z samolotem i szkolony w kabinie, która z wyjątkiem oszklelenia przedniego jest taka sama jak w samolocie docelowym.

Moduł (pojemnik) mieszczący kabinę instruktora jest wyposażony w zbiornik na ciekłe chemikalia, tablice przyrządowe i pulpity, fotel z pasami, wiatrochron, drzwi lewe i prawe, organy sterowania samolotem, silnikiem i instalacjami, instalację wentylacji z ogrzewaniem oraz spryskiwacz i wycieraczkę szyby przedniej.

Zbiornik chemikaliów składa się z dwóch części, wzajemnie ze sobą połączonych. Jedna część mieści się pod podłogą, a druga przed przednią ścianką kabiny. Pojemność całkowita zbiornika wynosi 960 l. Napełnianie zbiornika następuje przez boczny zawór ładowania umieszczony na lewej burcie kadłuba. Dostęp do wnętrza przedniej części zbiornika jest zapewniony przez pokrywę umieszczoną na górnej powierzchni kadłuba. Zbiornik jest odpowietrzany.

Drzwi lewe i prawe są identyczne z analogicznymi drzwiami samolotu M-18A. Lewe drzwi są wyposażone w zrzut awaryjny.

Fotel instruktora ma regulację pionową, a pedały sterowania sterem kierunku — regulację poziomą.

Kabina instruktora została wyposażona w następujące organy sterowania:

- sterownicę ręczną — drążek (ster wysokości i lotki),
- sterownicę nożną — pedały (ster kierunku i hamowanie kół głównych),
- dźwignię trymera steru wysokości (mechaniczne sterowanie),
- przyciski trymera steru kierunku i lotek (sterowanie elektryczne),
- przycisk (na rękojeści gazu) sterowania klapami,
- dźwignię sterowania przepustnicą gaźnika,
- dźwignię skoku śmigła,
- dźwignię sterowania paliwowym zaworem odcinającym sprzężonym z zaworem zatrzymywania silnika,
- dźwignię uruchamiającą ręczną awaryjną pompę paliwa,
- przycisk (drążek) wyłączania hamowania kół głównych włączonego przez ucznia,
- przycisk hamowania wiatraka pompy agro.

Układy sterowania sterem wysokości i lotkami, sterem kierunku, trymerem steru wysokości, przepustnicą gaźnika, skokiem śmigła i paliwowym zaworem odcinającym są z sobą sprzężone mechanicznie. W celu uchronienia się przed niezamierzonym przez ucznia odcięciem dopływu paliwa do silnika, w jego kabinie zastosowano taką blokadę dźwigni, którą może odblokować instruktor przez odpowiednie przedstawienie dźwigni zaworu zatrzymania silnika. Instruktor ma również możliwość przełączenia sterowania trymerami steru kierunku i lotek oraz przełączenia obwodu zasilania paliwomierzy z kabiny ucznia do kabiny instruktora.

Wyposażeniem standardowym samolotu jest optyczno-dźwiękowa sygnalizacja przeciągnięcia. Zbliżanie się do prędkości przeciągnięcia jest sygnalizowane przez urządzenie akustyczne tylko w kabinie ucznia i przez sygnalizację świetlną w kabinie ucznia i instruktora.

a trainer or aerial applicator to perform basic agricultural and fire-fighting missions. The airplane has two variants:

- trainer, dual controls (with instructor's cockpit),
 - trainer, working (with single controls and hopper for chemicals).
- The airplane is designed to FAR-23, amendment 16.

During busy agricultural season the M-18AS may be used as a normal, working agricultural airplane. However, it is not identical to the M-18A, because it has assemblies and elements differing from the standard in that they permit instructor's cockpit controls and installations to be connected and are able to withstand loads associated with dual controls system. Out-of-season or when there is little or no agricultural work to be done, the airplane, after changing equipment (removal of standard hopper and installation of instructor's cockpit in its place), may be used for training flights.

The change-over from one variant to the other may be accomplished at a servicing center for the basic airplane. The M-18AS training dual controls airplane is used mainly for the following:

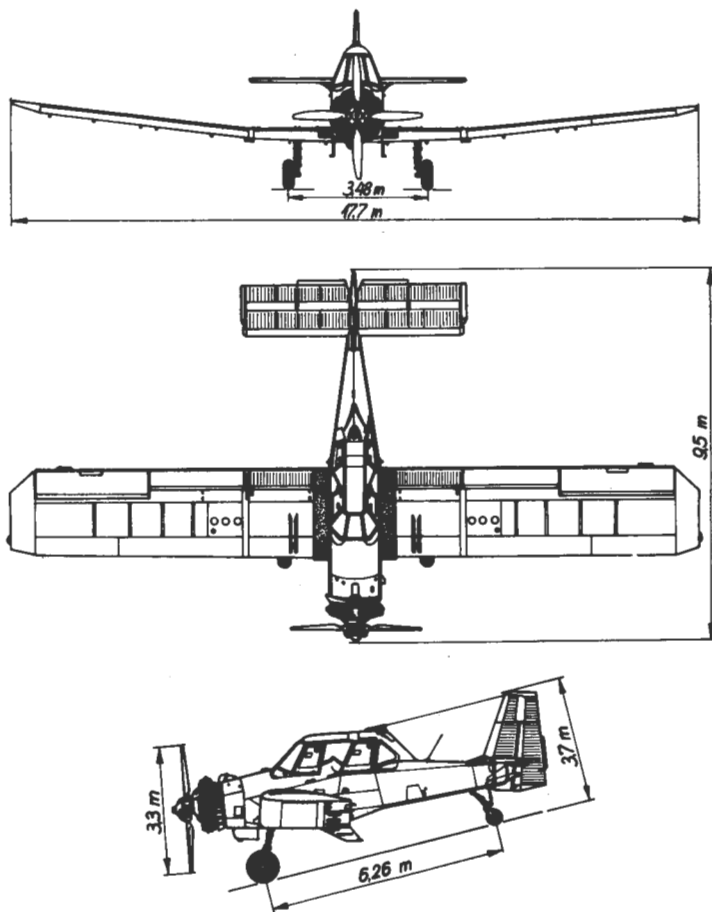
- training pilots for type pilot licence, agricultural and fire-fighting pilot qualifications,
- control of piloting techniques,
- training and perfection of piloting skills.

The second is the basic cockpit on the airplane designed to accommodate the pupil-pilot due to complete and identical installations as on the M-18-A. The first cockpit included in the module located in place of the hopper is designed to accommodate the instructor. The pupil gets acquainted with the airplane and is trained in the cockpit which, except for the front windshield, is the same as on the standard airplane.

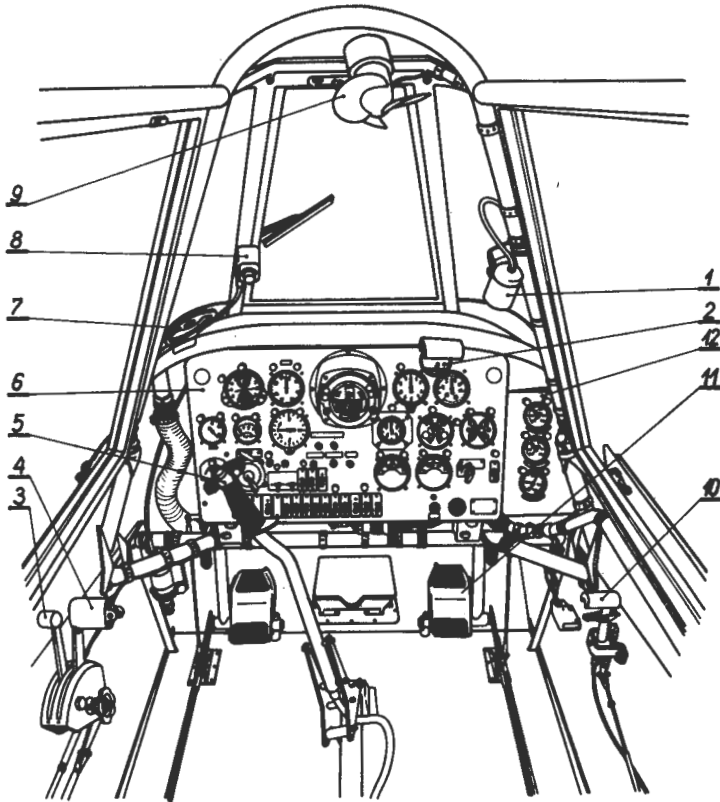
The module (container) incorporating the instructor's cockpit includes a hopper for liquid chemicals, instrument panels and consoles, seat with safety belts, windshield, left and right doors, airplane, engine and systems controls, ventilation with heating, windshield washer and wiper.

The hopper consists of two, interconnected parts. One part is located under the floor and the other forward of the front cockpit wall. The full hopper capacity is 960 l. The hopper is filled through the side loader valve situated on the left fuselage side. The access to the inside of hopper is provided through a lid located on the upper fuselage surface. The hopper is vented.

The left and right doors are identical to the corresponding doors on the M-18A. The left door is fitted with an emergency jettison.



Kabina instruktora: 1 — lampka kabinowa, 2 — busola magnetyczna, 3 — dźwignia sterowania skokiem śmigła, 4 — dźwignia gazu, 5 — drążek sterowy, 6 — tablica przyrządów, 7 — uchwyt awaryjnego zrzutu lewych drzwi, 8 — rozdzielacz wycieraczki, 9 — wentylator, 10 — dźwignia zaworu zatrzymania silnika, 11 — pedały sterownicy nożnej, 12 — pulpit manometrów instalacji hydraulicznej ● Instructor's cockpit: 1 — cabin illumination light, 2 — magnetic compass, 3 — airscrew pitch control lever, 4 — throttle lever, 5 — control stick, 6 — instrument panel, 7 — left door emergency dump handle, 8 — wiper switch, 9 — fan, 10 — engine stop valve lever, 11 — rudder pedals, 12 — hydraulic system pressure gauges panel



Przyrządy i urządzenia pokładowe kabiny instruktora umieszczono na jednej centralnej tablicy przyrządowej i na małym prawym pulpicie. Są to:

- busola magnetyczna,
- prędkościomierz,
- wariometr,
- sztuczny horyzont,
- wysokościomierz,
- zegar czasowy,
- wskaźnik wychylenia klap,
- sygnalizacja neutralnego położenia trymerów lotki i steru kierunku,
- sygnalizacja przeciągnięcia,
- przełącznik iskrowników,
- włącznik sprzęgła rozrusznika silnika,
- obrotomierz,
- wskaźnik kontroli silnika (ciśnienie i temperatura oleju, ciśnienie paliwa),
- wskaźnik ciśnienia ładowania,
- wskaźnik temperatury głowic,
- paliwomierze lewego i prawego zbiornika,
- wskaźnik temperatury powietrza na wlocie do gaźnika,
- przycisk odpowietrzenia pompy hydraulicznej,
- regulator intensywności oświetlenia,
- regulator biegu wentylatora,
- stacyjka,
- manometry instalacji hydraulicznej.

Samolot M-18AS jest wyposażony w instalację hydrauliczną zbliżoną do standardowej. Zastosowano w niej dodatkowe obwody, m.in. umożliwiające odhamowanie kół głównych. Hamowanie kół głównych następuje przez naciśnięcie na noski pedałów sterownicy nożnej w kabine instruktora, ucznia lub w obu kabinach jednocześnie. Przy zahamowanych kołach przez ucznia, instruktor za pomocą przycisku, łatwo dostępnego na drążku sterowym, ma możliwość odhamowania kół.

The instructor's seat is vertically adjustable and the rudder pedals may be horizontally adjusted.

The instructor's cockpit is equipped with the following controls:

- control stick (elevator and ailerons) (manually-ctrlolles),
- pedals (rudder control and main wheel brakes) (foot),
- elevator trim tab lever (mechanical control),
- rudder and aileron trim tab buttons (electrical control),
- flap control button (on throttle lever handle),
- carburettor throttle control lever,
- propeller pitch control lever,
- fuel shut-off valve control lever coupled with engine stop valve,
- emergency fuel pump actuating lever,
- switch-off button (stick) for main wheel brake engaged by the pupil,
- agricultural pump fan brake button.

The elevator, aileron, rudder, elevator trim tab, carburettor throttle, propeller pitch and fuel shut-off valve control systems are mechanically interconnected. To prevent inadvertent fuel feed shut-off to the engine by the pupil, the lever in his cockpit is fitted with a locking system which may be unlocked only by the instructor. The unlocking is effected by the appropriate re-setting by the instructor of the engine stop valve lever.

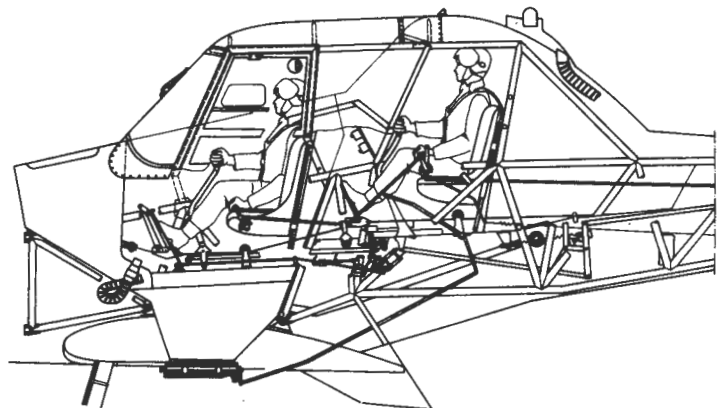
The instructor may switch-over the rudder and aileron trim tab control and fuel gauge power supply on-off control out of the pupil's cockpit to the instructor's cockpit.

The optical-acoustic stall warning system is a standard airplane equipment. The approach to the stall speed is indicated by an acoustic device only in the pupil's cockpit and by lighting of a lamp in both the pupil's and the instructor's cockpit.

The onboard instruments and accessories in the instructor's cockpit are situated on one central instrument panel and amal RH console. These are:

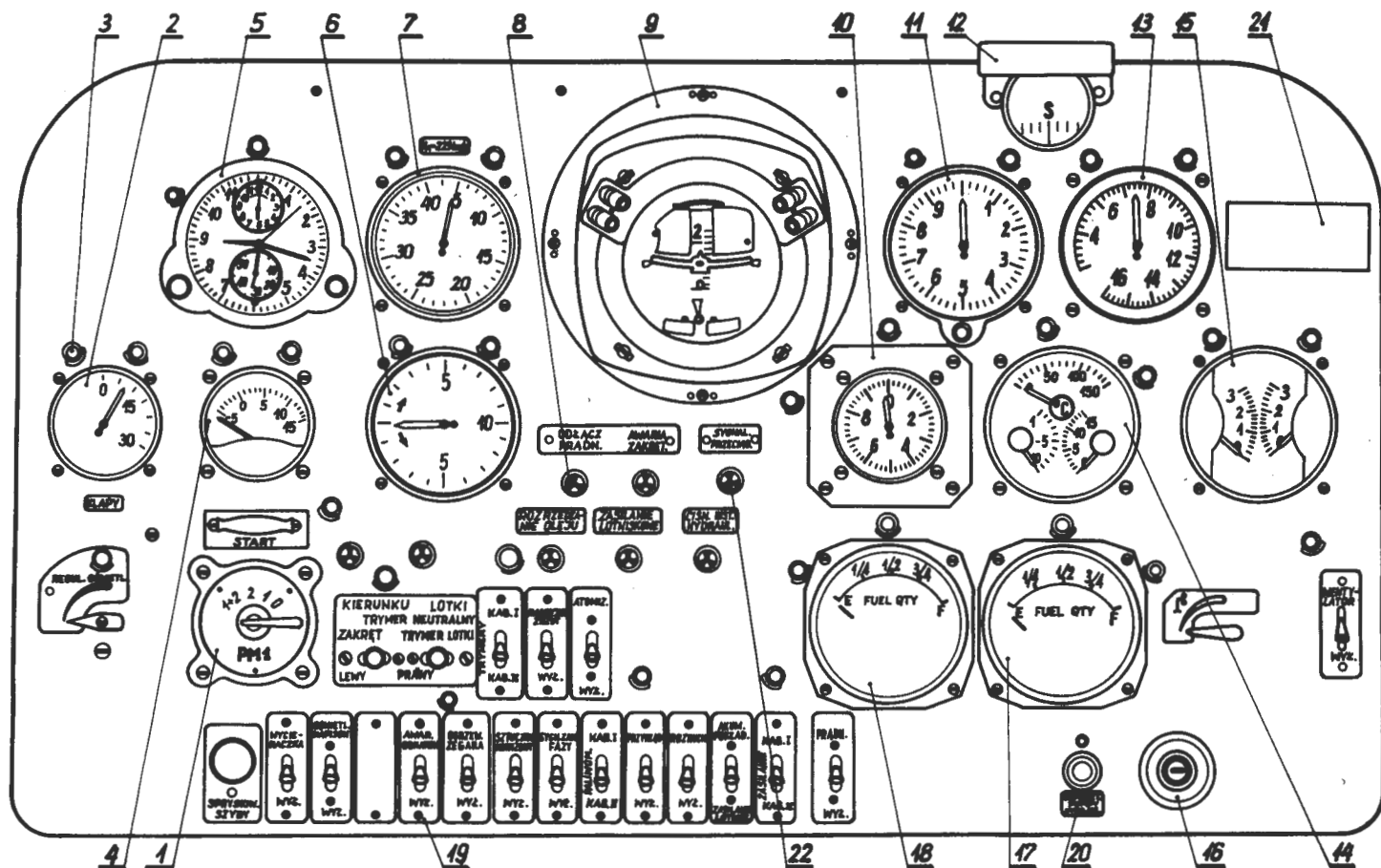
- magnetic compass,
- airspeed indicator,
- rate of climb indicator,
- artificial horizon,
- altimeter,
- clock,
- flap position indicator,
- aileron and rudder trim tab neutral position indicators,
- stall warning,
- magneto switch,
- engine starter clutch switch,
- tachometer,
- engine unit gauge (oil pressure and temperature, fuel pressure),
- manifold pressure indicator,
- cylinder head temperature indicator,
- left and right tank fuel gauges,
- carburettor inlet air temperature indicator,
- hydraulic pump beed button,
- light intensity control,
- fan speed control,
- ignition switch,
- hydraulic pressure gauges.

The M-18AS airplane is fitted with a hydraulic system similar to the standard version, it features additional subsystems including main wheel brake release. The main wheel brakes are engaged by pressing rudder pedal noses in the instructor's cockpit, in the pupil's cockpit, or in both



Kabina pilota-ucznia i instruktora w wariante szkolnym — dwuster samolotu M-18AS ● Pilot cadet's and instructor's cockpit in M-18AS training version

Tablica przyrządów w kabine instruktora: 1 — przełącznik iskrowników, 2 — wskaźnik wychylenia klap, 3 — lampka naświetlająca, 4 — wskaźnik temperatury powietrza, 5 — zegar czasowy, 6 — wariometr, 7 — prędkościomierz, 8 — lampka sygnalizacyjna, 9 — sztuczny horyzont, 10 — wskaźnik obrotomierza, 11 — wysokościomierz, 12 — busola magnetyczna, 13 — wskaźnik ciśnienia ładowania, 14 — wskaźnik kontroli silnika, 15 — wskaźnik temperatury głowic, 16 — stacyjka, 17, 18 — wskaźnik paliwomierzy, 19 — wyłącznik odhamowania kół, 20 — przycisk odpowietrzania pompy hydraulicznej, 21 — tabliczka skalowania busoli magnetycznej, 22 — lampka sygnalizacji przeciągnięcia ● Instrument panel in instructor's cabin: 1 — magnetos change-over switch, 2 — flaps position indicator, 3 — instrument panel light, 4 — outside air temperature indicator, 5 — clock, 6 — variometer, 7 — airspeed indicator, 8 — indicator light, 9 — artificial horizon, 10 — tachometer, 11 — altimeter, 12 — magnetic compass, 13 — boost gauge, 14 — engine indicator, 15 — engine temperature indicator, 16 — ignition switch, 17, 18 — fuel indicator, 19 — parking brake release switch, 20 — hydraulic pump bleed button, 21 — compass ranging table, 22 — stall emergency light



Układ jest zabezpieczony wyłącznikiem automatycznym zabudowanym na tablicy przyrządowej.

Wypożyczenie radiowe samolotu M-18AS stanowi radiostacja RS-6102, którą wykorzystuje się jednocześnie jako telefon pokładowy. Przełączanie radiostacji z odbioru na nadawanie odbywa się za pomocą przycisków umieszczonych na rękojeściach drążków sterowych w pierwszej i drugiej kabine.

Kabina instruktora i kabina ucznia są wyposażone w system wentylacji i ogrzewania. Urządzenie grzejne wraz z zabudowanym w nim wentylatorem znajduje się tylko w kabine instruktora. Włączanie i regulacja ogrzewania i nadmuchu następuje z kabiny pierwszej. Ponadto obie kabiny wyposażono w oddzielne wentylatorki z regulowanym biegiem.

Na schemacie M-18AS w wariantcie szkolnym — dwuster można zabudować aparaturę agrolotniczą cieczową standardową (z ropryskiwaczami) lub aparaturę przeciwpożarową. Służy ona do celów szkoleniowych.

JÓZEF OLEKSIK

DANE TECHNICZNE SAMOLOTU M-18AS

Masa startowa	4200 kg
Masa maks. do lądowania	4200 kg
Masa własna z:	
aparaturą p.poż.	2965 kg
aparaturą cieczową	3020 kg
Masa maks. chemikaliów	800 kg
Pojemność maks. zbiornika chemikaliów	960 l
Zakres dopuszczalnych położenia środka ciężkości samolotu	23 ÷ 31% SCA
Pozostałe dane nie różnią się zasadniczo od standardowego samolotu M-18A.	

cockpits at the same time. When the wheel brakes are engaged by the pupil the instructor may release them with an easily accessible button located on the control stick. The system is protected by a circuit breaker situated on the instrument panel.

The radio equipment on the M-18AS consists of the RS-6102 comm transceiver which is also used as an intercom. Switching-over the comm transceiver from reception to transmission is effected with the buttons located on the control stick handles in the first or second cockpit.

The instructor's and pupil's cockpits are connected. They are fitted with the ventilation and heating systems. The heater with a built-in fan is installed only in the instructor's cockpit. The switching-on and control of the heating and ventilation are effected from the first cockpit. In addition, both cockpits are fitted with separate adjustable speed fans.

The M-18AS dual controls trainer may be fitted with the standard agricultural spraying equipment (with spray nozzles) or with the fire-fighting equipment. These are used for training purposes.

M-18AS TECHNICAL DATA:

Take-off weight	4200 kg
Landing weight	4200 kg
Empty weight (dual control variant) with:	
— fire-fighting equipment	2965 kg
— spraying system	3020 kg
Chemical weight in hopper (max.)	800 kg
Hopper capacity (max.)	960 l
Allowable center of gravity position envelope	23-31% MAC

The remaining data are essentially the same as on the standard M-18A airplane.



KR-03A Puchatek

Fot. W. Hołyś

KR-03A Puchatek jest całkowicie metalowym, tanim, wytrzymałym i trwałym dwumiejscowym szybowcem do masowego szkolenia przy użyciu wyciągarki lub samolotu holującego. Zarówno technologia, jak i oprzyrządowanie do budowy tego szybowca są oryginalne, opracowane w WSK PZL-Krosno, np. połówki przedniej części kadłuba są tłoczone pneumatycznie w specjalnych formach, pod ciśnieniem ok. $1,2 \div 1,5$ MPa.

Koncepcja takiego właśnie szybowca zrodziła się w Aeroklubie PRL w połowie 1982 r. Ponieważ krajowy wytwórca szybowców, PDPS PZL-Bielsko, był przeciążony pracami nad szybowcami wyczynowymi i szybowcem treningowym, szybowiec szkolny zdecydowano się powierzyć wytwórni PZL-Krosno, w której produkcję szybowców zakończono dwadzieścia lat wcześniej. Wytwórnia ta nie miała żadnego doświadczenia w dziedzinie nowych technologii szybowcowych (produkcję szybowców zakończono tam na etapie konstrukcji drewnianych), a wyspecjalizowała się w produkcji metalowej (głównie podwozia i kratownice kadłubów samolotów) — zdecydowano się więc na metalową konstrukcję szybowca. Konstrukcja taka gwarantowała ponadto dużą wytrzymałość i trwałość. Opracowanie szybowca szkolnego, oznaczonego KR-03 i nazwanego Puchatek, zlecono biuro konstrukcyjnemu pod kierunkiem inż. Stanisława Kustronia w WSK PZL-Krosno.

Wobec braku doświadczenia wytwórni krośnieńskiej w konstruowaniu szybowców i niedostatecznej bazy badawczej, skorzystano z pomocy innych krajowych lotniczych ośrodków naukowo-badawczych i przemysłowych. Obliczeń projektu aerodynamicznego dokonano przy pomocy PDPS PZL-Bielsko, obliczeń flatterowych — przy pomocy PZL-Mielec (skorzystano też z mieleckiego ośrodka obliczeniowego), elastooptyczne próby głównych węzłów wykonano w Instytucie Lotnictwa Politechniki Rzeszowskiej, któremu powierzono też próby statyczne pierwszego prototypu. Konsultowano się również z Aeroklubem PRL.

W styczniu 1983 r. zaczęto pierwsze prace projektowe, a w maju 1983 r. został ukończony i przyjęty projekt wstępny. Na początku 1984 r.

KR-03A Puchatek is all — metal inexpensive, robust and durable two-seat glider for mass training with the use of a launching winch or aircraft. Both manufacturing methods and glider production tooling were fully developed at PZL-Krosno, e.g. the halves of the front fuselage part are pneumatically pressed in special dies under a pressure of ca. $1.2 \div 1.5$ MPa.

In mid 1982, an idea of this glider arose in the Aero-Club of the Polish People's Republic. Since the Polish glider manufacturer, i.e. the Glider Works PZL-Bielsko, were overtaken with high-performance sailplanes and advanced training glider, it was decided to charge the Transport Equipment Manufacturing Centre PZL-Krosno with development and production of the new training glider, though glider production at this factory had been terminated twenty years before. However this factory had no experience in modern glider technology (the production of glider was stopped when they were built as wooden structures) but specialized themselves in production of metal aircraft components (in majority) — landing gears and fuselage trusses for aeroplanes), therefore the concept of metal glider structure was chosen. Such design ensured, moreover, high reliability and durability. Design of the training glider, designated KR-03 and named Puchatek, was ordered at WSK PZL-Krosno Design Office, headed by Stanisław Kustron.

Considering inadequate experience in glider designing and poor test basis of the Krosno Works, other Polish industrial, research and scientific centres were also engaged in this job. Calculations of the aerodynamic design were carried out with assistance of the Glider Works PZL-Bielsko, the flatter was computed with participation of the PZL-Mielec (the Mielec computing centre was also employed), elastic tests of critical assemblies were carried out at the Institute of Aviation at the Rzeszów University of Technology which was also charged with static tests of the first prototype. The Aero-Club of the Polish People's Republic were also consulted.

The first design work was commenced in January 1983 and the fore design was completed and accepted in May 1983. At the beginning of 1984, the work at drawings was started and construction of the first

zaczęto opracowywać dokumentację techniczną i w połowie tego samego roku rozpoczęto budowę pierwszego prototypu. Pierwsze jego zespoły były gotowe w sierpniu 1984 r., a w maju 1985 r. pierwszy prototyp przetransportowano do Rzeszowa w celu wykonania badań statycznych. Jednocześnie budowano drugi prototyp, przeznaczony do prób w locie. W połowie lipca 1985 r. został on odebrany przez IKCSP. Pierwszy lot wykonał 18 lipca 1985 r., a 1 sierpnia 1985 r. odbył się pierwszy oficjalny pokaz szybowca w locie (oblatywał pil. dośw. I kl. inż. Jerzy Śmielkiewicz).

W trakcie prób w locie wprowadzano w prototypie modyfikacje (m.in. zasugerowano przedłużenie kadłuba oraz zmodyfikowanie niektórych powierzchni sterowych). Kolejny prototyp, oznaczony już KR-03A Puchatek, oblatano 20 listopada 1986 r., a pierwszy seryjny szybowiec tej wersji wykonał pierwszy lot w lutym 1988 r. 19 grudnia 1987 r. KR-03A Puchatek uzyskał certyfikat wg przepisów budowy JAR-22. Obecnie szybowce PZL KR-03A Puchatek są produkowane seryjnie w PZL-Krosno; dotychczas wykonano 20 egz. dla aeroklubów.

KONSTRUKCJA. Dwumiejscowy metalowy średniopłat, częściowo kryty płótnem, ze stałym podwoziem.

Plat. Obrys prostokątny, profil Wortmann FX S 01/1-158, wznios 4°, kąt zaklinowania 5°, ujemny skos 3°. Konstrukcja dwudzielna, półskorupowa, dźwigarowa. Dźwigar ze sfrezowanych pasów z teowników duraluminiowych, dźwigarek pomocniczy krótszy. Żebra duraluminiowe; w części noskowej średnio co 750 mm, w części spływowej średnio co 420 mm. Pokrycie części noskowej duraluminiowe (PA-7) w części nasadowej usztywnione kątownikami duraluminiowymi, w części spływowej — płócienne. Dwudzielne bezszczelinowe lotki wychyłane w górę o 28°, a w dół o 20°. Konstrukcja lotek metalowa, kryta płótnem; lotki zewnętrzne i wewnętrzne składają się z dźwigarka, 5 żeber duraluminiowych i kesonu noskowego pracującego na skręcanie. Połówki lotek i lotki są symetryczne, więc zamienne. W odległości 3 m od kadłuba, na każdym skrzydle, wysuwane z powierzchni górnej i dolnej hamulce aerodynamiczne, każdy o długości 150 cm. Mocowanie skrzydeł do kadłuba — w trzech punktach: dwa główne na dźwigarze głównym i trzeci na dźwigarze tylnym.

Kadłub. Przekrój owalny. Konstrukcja skorupowa, z blachy duraluminiowej, wzmocniona 9 wręgami. Część przednia składa się z dwóch nitowanych połówek z blachy duraluminiowej PA-2 i mieści dwuosobową kabinę, w której tylny fotel ma regulowaną wysokość i odległość, a przedni fotel — z regulowanymi pedałami sterowniczymi. Kabina jest osłonięta otwieraną w bok (w prawo) jednoczęściową osłoną. Cała część przednia kadłuba wraz z kabiną jest wzorowana na szybowcu

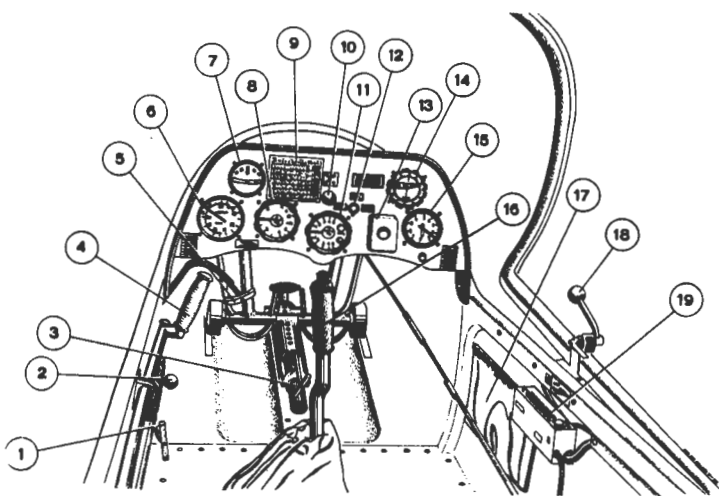
prototype was began in the middle of the same year. The first assemblies of this aircraft were ready in August 1984 and in May 1985 the first complete prototype was transported to Rzeszów for static tests to be carried out. At the same time, another prototype intended to be flight tested was built. In mid July 1985 it was approved by the Civil Aircraft Inspectorate (IKCSP). This prototype was flown for the first time on 18 July 1985 and on 1 August 1985 the first official flight was performed by Jerzy Śmielkiewicz, Eng., Test Pilot of 1st Class.

The modifications (e.g. in fuselage structure and in certain control surfaces) was introduced during the tests. 2nd prototype was built as KR-03A and was flown for the first time on 20 November 1986. KR-03A Puchatek was certificated (acc. to JAR-22) on 19 December 1987 and first series glider of this type flew for the first time on February 1988. Now PZL KR-03A Puchatek is under series production in PZL-Krosno (in December 1989 — 20 gliders for Polish aeroclubs).

DESIGN. Two-seat mid-wing monoplane of metal structure partly covered with fabric, with non-retractable landing gear.

Wings. Rectangular shape, sweep forward 3°. Wortmann FX S 02 /1-158 wing section, dihedral 4°, angle of wing setting 5°. Wing built in two parts, torsion-box type, single-spar. Spar made from milledstrips of duralumin T-sections, the rear spar being shorter. Duraluminium ribs, spaced in the nose part in 750 mm (average) intervals and in the trailing part in 420 mm (average) intervals. Skin: in the nose part — duralumin PA-7, in the root part — stiffened with duralumin angle bars, in the trailing part — fabric. Two-piece slotless ailerons deflectable upwards by 28° and downwards by 20°. Aileron structure: metal, covered with fabric, each segment of the aileron consists of a spar, 5 duralumin ribs and nose torsion box. The aileron halves and complete ailerons are symmetrical and thus interchangeable. Airbrakes on each wing, at a distance of 3 m from the fuselage, extendable from the upper and lower surface, 150 cm length each. Fitting of wings to the fuselage: each wing fastened in three points, two main mounting points being situated at the main spar and the third one — at the rear spar.

Fuselage. Oval cross section. Monocoque sheet duralumin structure, reinforced with 9 frames. The front part consists of two riveted halves made in PA-2 duralumin sheet and comprises a two-seat cockpit with the rear side adjustable in longitudinal and vertical directions whilst the front seat is associated with adjustable control pedals. The cockpit is covered with a one-piece side-hinged canopy, openable to the right. The entire front fuselage section, including the cockpit, is patterned after the SZD-50 Puchacz sailplane, with taking into account users' opinions on this glider. Aft of the cockpit — a plane truss for wing mounting and the

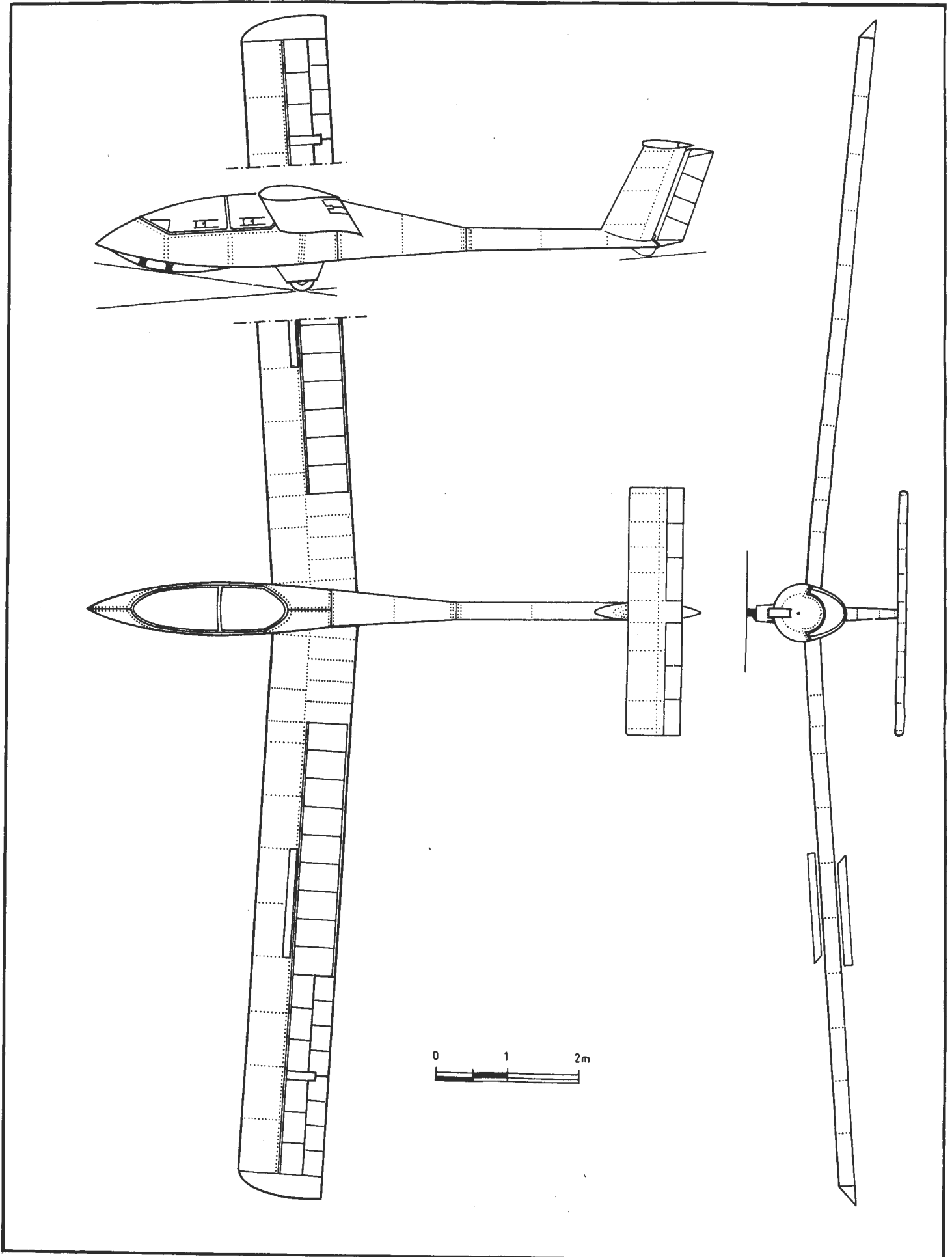


Przednia kabina szybowca KR-03 Puchatek: 1 — uchwyt hamulca koła podwozia, 2 — dźwignia ustawiania klapki wyważającej steru wysokości, 3 — uchwyt ustawiania położenia pedałów sterowniczych, 4 — dźwignia hamulców aerodynamicznych, 5 — uchwyt zwalniania zaczepów holowniczych, 6 — prędkościomierz PR-250S, 7 — chyłomierz poprzeczny EZS-3, 8 — wariometr PR-03 (0 ÷ 10 m/s), 9 — tabela dopuszczalnych prędkości lotu, 10 — wyłącznik wentylatora, 11 — wariometr elektryczny WES-5P (0 ÷ 5 m/s), 12 — włącznik instalacji, 13 — pojemnik na baterie, 14 — busola BS-1, 15 — wysokościomierz W-12S, 16 — drążek sterowy, 17 — kieszeń na mapy, dokumenty itd., 18 — dźwignia awaryjnego zrzucania osłony kabiny, 19 — zmodyfikowana radiostacja RS-6001-1 ● KR-03A Puchatek front cockpit: 1 — wheel-brake lever, 2 — trimming tab control lever, 3 — pedals adjuster, 4 — airbrakes control lever, 5 — aero-towing and winch-towing hooks release lever, 6 — airspeed indicator PR-250S, 7 — bank indicator EZS-3, 8 — variometer PR-03 (0 ÷ 10 m/s), 9 — never exceed speeds table, 10 — ventilator switch, 11 — electrical variometer WES-5P (0 ÷ 5 m/s), 12 — installation switch, 13 — batteries box, 14 — compass BS-1, 15 — altimeter W-12S, 16 — control stick, 17 — pocket for charts, documents etc., 18 — canopy emergency dump lever, 19 — UHF transmitter-receiver RS-6001-1 (modified)

SZD-50 Puchacz, z uwzględnieniem uwag użytkowników tego szybowca. Za kabiną znajduje się płaska kratownica służąca do mocowania skrzydeł oraz wręga nośna, do której jest montowane podwozie. Pozostałą część kadłuba stanowią dwa stożki o powierzchniach rozwijalnych z blachy duraluminiowej PA-7, nitowane ze sobą i do części przedniej. Integralny z kadłubem statecznik pionowy.

main frame to which the landing gear is attached. The remaining part of the fuselage consists of two cones of developable surface, made in PA-7 duralumin sheet, riveted to each other and to the front part. Fin integral with the fuselage.

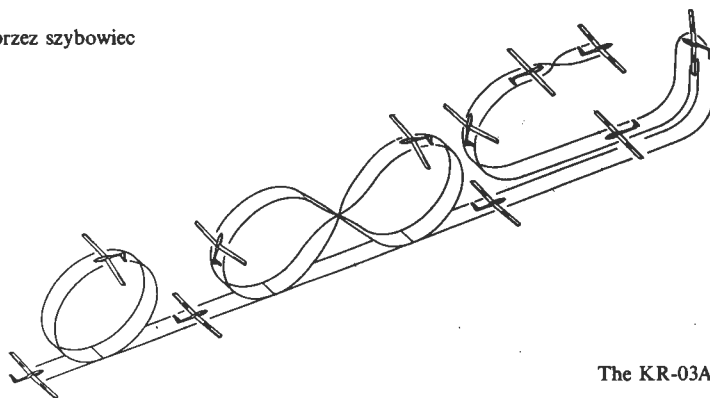
Tail unit. T-tail, with stabilizers and control surfaces designed as separate units. Vertical tail unit swept, tapered, NACA 64015 section,



Usterzenie. Usterzenie w układzie T, z podziałem na stateczniki i stery. Usterzenie pionowe skośne, o obrysie trapezowym i profilu NACA 64015, cięciwa u nasady 120 cm, na końcu 100 cm. Konstrukcja metalowa kryta blachą duraluminiową PA-7. Ster kierunku z 5 żebrami duraluminiowymi, kryty płótnem, wychylany w prawo i w lewo po 35°. Cięciwa steru kierunku stanowi 40% cięciwy usterzenia pionowego. Usterzenia poziome o obrysie prostokątnym, profil Wortmann FX 71-L-150/30, cięciwa 71,4 cm, kąt zaklinowania 0°. Konstrukcja

with chord of 120 cm at the root and 100 cm at tip. All-metal structure covered with PA-7 duralumin sheet. Rudder with 5 duralumin ribs, fabric covered, deflectable by 35° to each side. The rudder chord makes 40% of the vertical tail unit chord. Tail plane of rectangular form, Wortmann FX 71-L-150/30 section, chord of 71.4 cm, setting angle of 0°. The horizontal stabilizer structure — metal, single-spar, with 10 ribs. Skin made in PA-7 duralumin sheet stiffened with duralumin angle bars in the central part of the lower surface. Elevator built in two parts, with

Figury akrobacji wykonywane przez szybowiec KR-03A Puchatek



The KR-03A Puchatek aerobatic capabilities

statecznika metalowa, jednodźwigarowa z 10 żebrami. Pokrycie z blachy duraluminiowej PA-7, na dolnej powierzchni w części centralnej usztywnione kątownikami duraluminiowymi. Ster wysokości dwudzielny, o konstrukcji metalowej — część noskowa i żebra z blachy; pokrycie płócienne. Ster wychylany ku górze o 30° i ku dołowi o 25°. Rozpiętość połowki steru wysokości 165,8 cm, cięciwa 21,4 cm.

Sterowanie. Lotki, hamulce aerodynamiczne i ster wysokości wychylane popychaczami, ster kierunku — linkami.

Podwozie. Stałe, koło główne 350 × 135 mm na wahaczu amortyzowanym (amortyzator z tylnego podwozia samolotu PZL-104 Wilga, zmodyfikowany). Z tyłu płoza amortyzowana krążkiem gumowym. Z przodu płoza drewniana amortyzowana krążkami gumowymi.

Wyposażenie. W kabinie podstawowe przyrządy umieszczone w tablicy (zestaw PZL): prędkościomierz PR-250S, wysokościomierz W-12E, chylomierz poprzeczny EZS-3, busola BS-1, dwa wariometry: PR-03 (zakres 0 ÷ 10 m/s) i elektryczny WES-5P (0 ÷ 5 m/s). Radiostacja RS-6001-1 — z możliwością korzystania w I i II kabinie. W przedniej części kadłuba zaczep do holowania za samolotem i zaczep do holowania za wyciągarką.

metal structure, i.e. the nose part and ribs are made in sheet metal, covered with fabric. The elevator can be deflected upwards by 30° and downwards by 25°. Span of each elevator half — 165.8 cm, chord — 21.4 cm.

Control. Ailerons, airbrakes and elevators actuated by push-rods, rudder — by cables.

Landing gear. Non-retractable, main wheel of 350 × 135 mm size on a suspension arm with a shock absorber (the shock absorber adopted from the tail landing gear of the PZL-104 Wilga aeroplane, modified). Tail skid sprung with rubber disc pad. Wooden nose skid sprung with rubber disc pads.

Equipment. Basic instruments installed in the cockpit instrument panel (a PZL set): airspeed indicator PR-250S, altimeter W-12E, turn indicator EZS-3, two variometers: PR-03 or PR-103 (0 ÷ 10 m/s) and electrical WES-5P (0 ÷ 5 m/s), compass BS-1. UHF RS-6001-1 type, modified for two persons. Aero-towing and winch-towing hooks in the front part of the fuselage.

P.G.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	16,40 m
Długość całkowita	8,63 m
Wysokość całkowita	1,55 m
Powierzchnia skrzydeł	19,44 m ²
Wydłużenie płata	13,7
Cięciwa skrzydła	1,20 m
Masa własna z wyposażeniem	335 kg
Masa startowa maks.	540 kg
Obciążenie powierzchni skrzydeł maks.	27,78 kg/m ²
Prędkość maks.	205 km/h
Prędkość przeciągnięcia	59 km/h
Doskonałość	27
Prędkość opadania min.	0,78 m/s
Prędkość holowania za samolotem maks.	130 km/h
Prędkość holowania za wyciągarką maks.	125 km/h
Obciążenia dopuszczalne	+ 5,3 do - 2,65

TECHNICAL DATA

Wing span	16.40 m
Length overall	8.63 m
Height overall	1.55 m
Wing area	19.44 m ²
Wing aspect ratio	13.7
Wing chord	1.20 m
Weight empty, equipped	335 kg
Max. T-O weight	540 kg
Max. wing loading	27.78 kg/m ²
Max. permissible speed	205 km/h
Stalling speed	59 km/h
Glide ratio	27
Min. sinking speed	0.78 m/s
Max. aero-launching speed	130 km/h
Max. winch-launching speed	125 km/h
Ultimate load factor	+ 5.3 to - 2.65

TECHNIKA lotnicza i ASTRONAUTYCZNA

1-3'90

ul. Bartycka 20, pok. 54, 56
00-716 Warszawa
tel. 40-38-02; 40-00-21 w. 258, 281

Wydawca
SIMAD Sp. z o.o. (j.g.u.) Oficyna Wydawnicza SIMP



00-930 Warszawa 71, skr. poczt. 8

SPIS TREŚCI/CONTENTS

	Str./Page
A. Glass: Wytwórnia PZL w 1990 r./PZL Works in 1990	1
Produkcja zakładów lotniczych PZL/PZL Aviation Works Production . .	4
P. Górski: PZL-105 Flaming	9
Silniki lotnicze K9/K9 aircraft engines	17
O śmigłowcu PZL Sokół/About PZL Sokół helicopter	20
T. Wolf: Samoloty szkolno-treningowe Orlik/Orlik advanced trainer aircraft	23
J. Oleksiak: M-18AS Dromader	26
KR-03A Puchatek	30
SW-4	34
Kooperacja PZL/The PZL cooperation	35
KSIĄŻKI LOTNICZE	36
Polskie zakłady lotnicze PZL/Polish Aviation Works PZL	II okł.
SZD-55	III, IV okł.

Na okładce: Śmigłowiec PZL Sokół w barwach polskiego lotnictwa wojskowego/
/PZL Sokół helicopter in Polish Air Forces colours — fot. W. Hołysz

Redaktor naczelny: mgr Piotr Górski

Sekretarz redakcji: Elżbieta Olejarz

Redaktor techniczny: Grażyna Gutowska

Redaktorzy działowi: mgr inż. K. Dąbrowski, mgr inż. W. Kordziński

Rada Programowa:

mgr inż. W. Błaszczak, mgr inż. Z. Girulski, doc. dr inż. H. Grzegorzczak, mgr inż. J. Grzegorzewski (wiceprzewodniczący), mgr inż. F. Gwiżdż, mgr inż. E. Kolodzieński, doc. dr inż. T. Kostia, mgr inż. K. Kunachowicz, mgr inż. T. Królikiewicz (przewodniczący), mgr inż. T. Kurczyk, prof. dr inż. J. Lewitowicz, prof. dr inż. J. Maryniak, dr inż. K. Michalewicz, mgr inż. M. Mikluszka, mgr inż. A. Misiorek, mgr inż. W. Mójta, mgr inż. Z. Olszański, mgr inż. K. Sater, mgr inż. S. Trębacz

Skład: Pracownia Poligraficzna Fotoskład, Warszawa, ul. Niecała 4a. Druk: Spółka z o.o.
28-600 RADOM
nakiład: 2000 egz. NOWAR ul. Przyborowskiego 7

Indeks 37909

Cena egzemplarza 14 000 zł

KSIĄŻKI LOTNICZE

Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego „PZL-Warszawa-Okęcie”. Najstarszy zakład lotniczy w Polsce. WPL Warszawa 1988 r., s. 264, cena zł 2500,—

Jest to pierwsza szczegółowa monografia dziejów polskiej wytwórni lotniczej. Przedstawiono w niej prehistorię zakładu, czyli tradycje warszawskiego przemysłu lotniczego od 1910 r. oraz dzieje Centralnych Warsztatów Lotniczych (1918 + 1928), Fran-

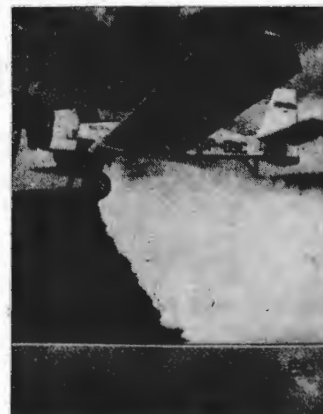


copolu i PZSkoda (1925 + 1935), z których powstały zakłady PZL. Dzieje wytwórni PZL (1928 + 1986) obejmują jej działalność przedwojenną na Mokotowie i na Paluchu oraz powojenną na Okęcie. Sporo miejsca poświęcono opisowi konstrukcji lotniczych, które powstały w wytwórni. Przedstawiono też działalność Zakładu Usług Agrolotniczych, rozwój technologii, eksportu i wydawnictw. Na końcu umieszczono indeks nazwisk pracowników wytwórni. Książkę bogato zilustrowano fotografiami i zamieszczono w niej wiele tabel. Niestety do tego opracowania wkraśli się sporo błędów dotyczących wydarzeń, nazwisk i samolotów.

A.G.

WSK „PZL-Mielec” 1938–1988. Mielec 1988 r., s. 192

Ten barwny album fotograficzny pokazuje historię i dzień dzisiejszy mieleckiej wytwórni samolotów. We wstępie opisano dzieje i współczesność wytwórni, które uzupełnia dość szczegółowa kronika zakładu.



Okres przedwojenny, wojenny oraz historię powojenną pokazano na zdjęciach czarno-białych. Współczesność została przedstawiona w kolorze na 128 stronach, z czego połowa dotyczy działalności lotniczej. Album został wydany bardzo starannie w formacie 24 × 32 cm.

A.G.



SW-4

W 1985 r. w WSK PZL-Świdnik rozpoczęto prace nad lekkim, wielozadaniowym 4-5-miejscowym śmigłowcem z jednosilnikowym napędem turbinowym, mając na uwadze zapotrzebowanie w krajach RWPG. Obecnie znana jest makieta śmigłowca SW-4 (na zdjęciu), ale jest on nadal rozwijany.

Kadłub śmigłowca SW-4 ma konwencjonalną, półskorupową konstrukcję z lekkich stopów i kompozytu; struktura jest modułowa. Łopaty trójłopatowego wirnika głównego i dwułopatowego śmigła ogonowego są z kompozytu szklano-epoksydowego (specjalnie ukształtowane końcówki umożliwiają im osiągnięcie prędkości przydźwiękowych). Wirnik główny i śmigło ogonowe są napędzane silnikiem turbinowym PZL-Rzeszów GTD-350 o mocy 298 kW (405 KM), za pośrednictwem przekładni planetarnej o masie 70 kg. Przewiduje się zastosowanie również innych silników, np. Allison 250-C20R o mocy 355 kW (483 KM) lub Turboméca TM-319 o mocy 340 kW (462 KM).

P.G.

DANE TECHNICZNE

Średnica wirnika głównego	9,00 m
Średnica śmigła ogonowego	1,40 m
Długość całkowita (z obracającym się wirnikiem)	10,50 m
Długość kadłuba	8,30 m
Wysokość całkowita	2,75 m
Rozstaw płóz	1,80 m
Długość płóz	2,80 m
Kabina: długość	2,00 m
szerokość maks.	1,35 m
wysokość maks.	1,30 m
Powierzchnia tarczy wirnika nośnego	63,62 m ²
Powierzchnia tarczy śmigła ogonowego	1,54 m ²
Masa własna	730 kg
Masa ładunku w kabinie maks.	300 kg
Masa ładunku na podwieszeniu maks.	600 kg
Masa chemikaliów w wersji rolniczej maks.	500 kg
Masa startowa normalna	1400 kg
Masa startowa maks.	1500 kg
Prędkość pozioma maks.	240 km/h
Prędkość przelotowa maks.	220 km/h
Pułap praktyczny	5000 m
Pułap zawisu z oddziaływaniem ziemi	3000 m
Pułap zawisu bez oddziaływania ziemi	2000 m
Zasięg z maks. ładunkiem	400 km
Zasięg maks. (z dodatkowym zbiornikiem)	900 m

Development of 4-5 seat single-engined multipurpose light helicopter for Council for Mutual Economic Aid countries began in 1985, in WSK PZL-Świdnik — Polish helicopters producer. Now exist the mock-up of this helicopter (on the photo), designated as SW-4, but it is under the development.

Fuselage: conventional light alloy and composite, modular, semi-monocoque construction. Three-blade main rotor and two-blade tail rotor with the glassfibre blades, with transsonic tips. Main rotor is powered by one 298 kW (400 hp) PZL-Rzeszów GTD-350 turboshaft, via 70 kg planetar gearbox. Other engines are provided — a 355 kW (483 hp) Allison 250-C20R or 340 kW (462 hp) Turboméca TM-319.

TECHNICAL DATA

Main rotor diameter	9.00 m
Tail rotor diameter	1.40 m
Length overall, both rotor turning	10.50 m
Fuselage length	8.30 m
Height overall	2.75 m
Skid track	1.80 m
Skid length	2.80 m
Cabin: length	2.00 m
max. width	1.35 m
max. height	1.30 m
Main rotor disc area	63.62 m ²
Tail rotor disc area	1.54 m ²
Weight empty	730 kg
Max. payload internal weight	300 kg
Max. payload external weight	600 kg
Max. agricultural chemical load	500 kg
Normal T-O weight	1400 kg
Max. T-O weight	1500 kg
Max. level speed	240 km/h
Max. cruising speed	220 km/h
Service ceiling	5000 m
Hovering ceiling IGE	3000 m
Hovering ceiling OGE	2000 m
Range max. with max. payload	400 km
Range max. with additional fuel tank	900 km

Kooperacja PZL

The PZL cooperation

Oprócz produkcji własnych samolotów i śmigłowców, wytwórnie PZL kooperują też z zagranicznymi producentami sprzętu lotniczego. Głównym partnerem polskiego przemysłu lotniczego jest Związek Radziecki.

Najdłużej, bo od 1976 r., trwa udział PZL w budowie aerobusu Il-86. Polskie zakłady lotnicze w Mielcu, Świdniku i Kaliszu produkują usterzenie i elementy mechanizacji płata tego samolotu.

Kolejnym samolotem, przy produkcji którego podjęto współpracę, był następny aerobus skonstruowany w biurze im. Iliuszyna — Il-96-300. Te same zakłady, które kooperowały przy budowie Ila-86, budują od 1988 r. usterzenia i mechanizację płata do Ila-96-300.

W 1990 r. przewiduje się podjęcie przez PZL-Świdnik współpracy przy produkcji samolotu transportowego An-72. Polska wytwórnia będzie wykonawcą części gondoli silnikowych, elementów prowadnic klap skrzydłowych i innych podzespołów tego samolotu.

Planuje się też kooperację w produkcji samolotu pasażerskiego Tu-204. Ze strony polskiej partnerem radzieckiego producenta będzie PZL-Kalisz, który będzie wykonywał elementy mechanizacji płata, m.in. mechanizmy śrubowe klap i slotów.

Apart from production of its own airplanes and helicopters, PZL companies cooperate with foreign producers of aerospace equipment. The main partner for the Polish industry is the Soviet Union.

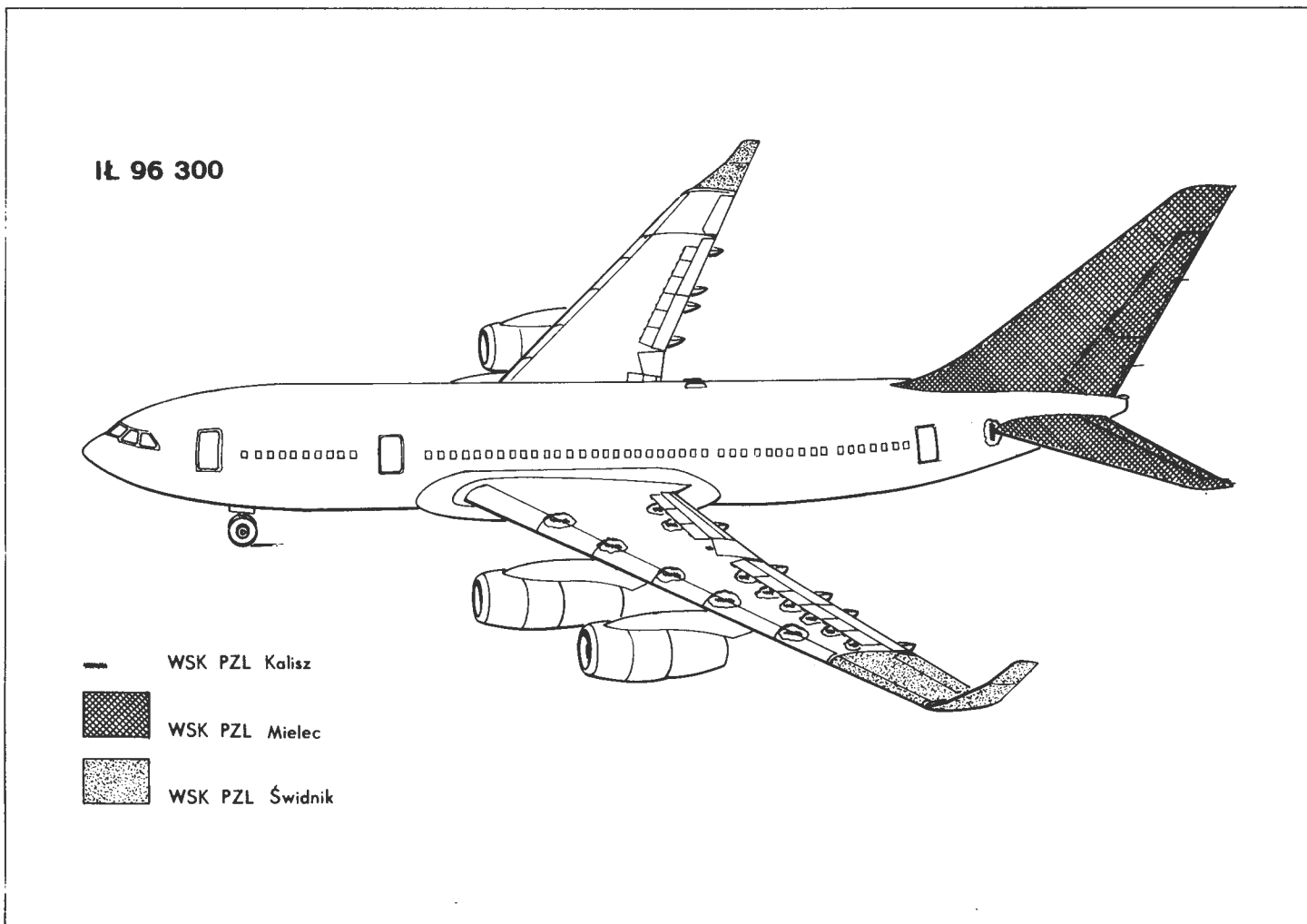
The longest cooperation, reaching back to 1976, concerns the PZL share in the Il-86 aerobus production. Polish aviation works in Mielec, Świdnik and Kalisz are manufacturing tail unit and wing mechanization subassemblies.

The next airplane cooperated in Poland is the Il-86 successor, aerobus Il-96-300 designed in Ilyushin office. The same works are producing tails and wing parts for the Il-96-300.

PZL-Świdnik is going to collaborate in production of the An-72 transport plane from 1990. Polish company will provide elements of engine nacelles, wingflap rails and other details of this airplane.

Cooperation in production of passenger plane Tu-204 is also planned. The Polish side, PZL-Kalisz, will produce some components of wing mechanization, among them screw jacks for flaps and slats drives.

A.C.



SZD-55

HIGH PERFORMANCE STANDARD CLASS SAILPLANE



Fot. L. Zielaskowski

- 200 kg water ballast
- Epoxy/glassfibre composite structure
- Pedals and backrest adjustable
- 350 mm wheel with brake
- New NN-27 wing section
- TOST towing hook

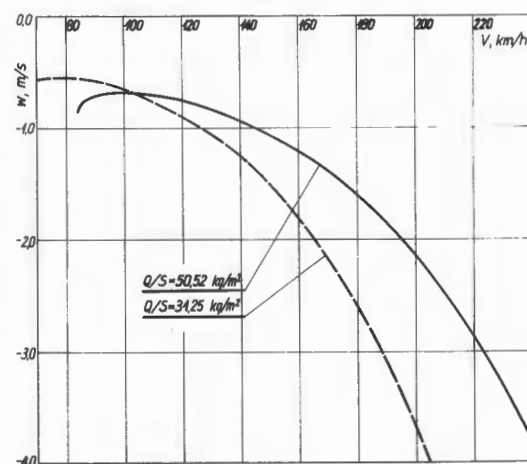
TECHNICAL DATA

Wing span	15.0 m
Length	6.85 m
Height	1.47 m
Wing area	9.6 m ²
Aspect ratio	23.4
Empty weight	205 kg
Useful load	295 kg

T-O weight max.	500 kg
Wing loading	31.2 ÷ 55.5 kg/m ²
Max. L/D	44.1
— at speed	119 km/h
Min. sink	0.54 m/s
— at speed	79 km/h
Stalling speed	66 km/h
Max. speed	250 km/h

OVER 5000 SZD GLIDERS BUILT

Manufacturer:
PDPS PZL-Bielsko
ul. Cieszyńska 325, 43-300 Bielsko-Biała, Poland
tel. 250-21, telex 035259pl
Exporter:



PEZETEL
FOREIGN TRADE ENTERPRISE Ltd.

Al. Stanów Zjednoczonych 61
PL 04-028 WARSZAWA 50
Phone: (0,22) 10-80-01 Telex: 814651
FAX: 132 356



Podwozie — wciągane hydraulicznie, z kółkiem przednim, trójkołowe. Golenie podwozia głównego z wahaczami, podwozie przednie teleskopowe. Amortyzatory olejowo-powietrzne. Hamulce sterowane hydraulicznie, wielotarczowe. Kółko przednie sterowane. Hamulce postojowe na kołach głównych i przednim.

Sterowanie — konwencjonalne sterowania lotek, steru wysokości i kierunku. Wszystkie powierzchnie sterowe są wyposażone w elektrycznie sterowane trymery. Dwuszczelinowe kłapy sterowane elektrycznie.

System paliwowy — paliwo zużywane w ilości 540 l jest zawarte w czterech integralnych zbiornikach skrzydłowych. Zbiornik zlewowy, akrobacyjny umożliwia lot odwrócony 30-sek. Instalacja dostosowana do zbiorników podwieszonych po 150, 240 i 340 l.

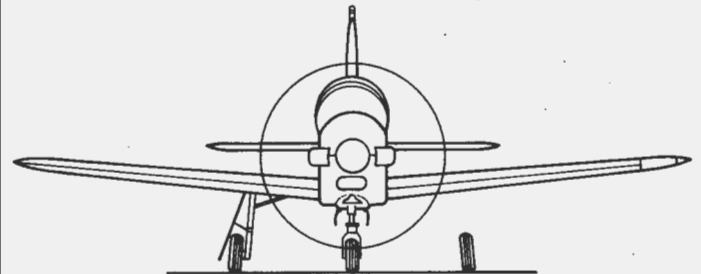
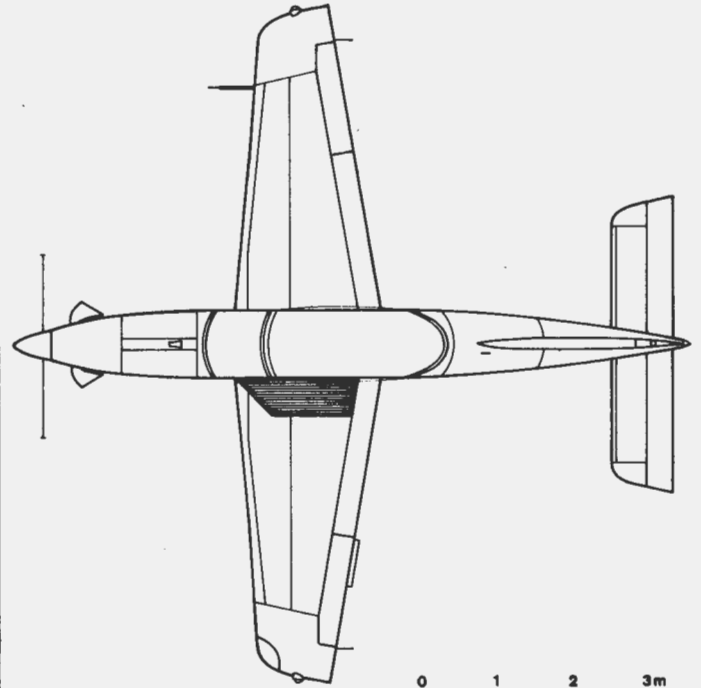
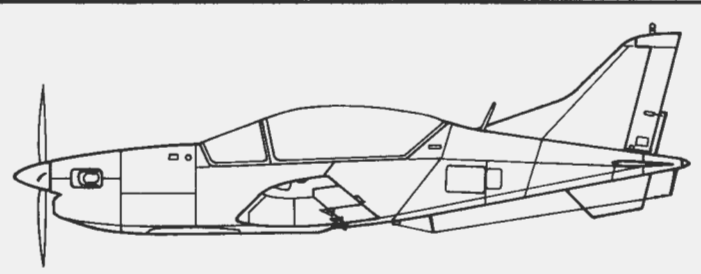
System hydrauliczny — energia do operowania podwoziem i hamulcami jest dostarczana przez pompę napędzaną silnikiem elektrycznym. Awaryjne hamowanie z hydroakumulatora. Awaryjne wypuszczenie podwozia z butli sprężonego azotu.

Klimatyzacja — wentylacja kabiny, chłodzenie, grzanie, odrasanie oraz chłodzenie łuku awioniki są zapewnione przez system klimatyzacyjny Hamilton STD z użyciem upustu ze sprężarki silnika.

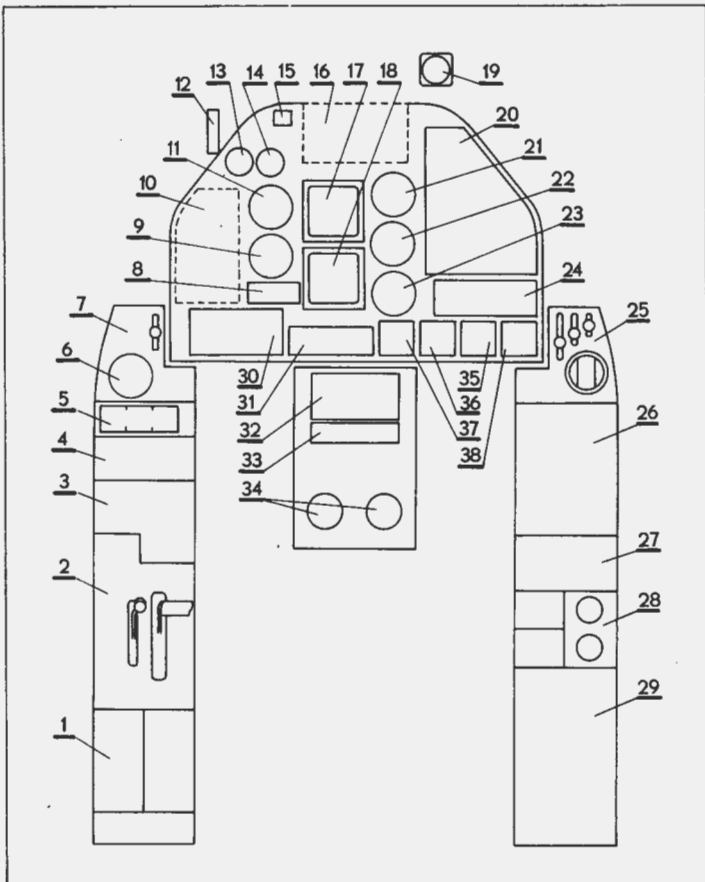
System tlenowy — system zaopatrywania o pojemności 2716 l, wybie-

KABINA PILOTA PZL-130 TC TURBO-ORLIK

1. Sterowanie kłapami (flaps control panel), 2. Sterowanie silnikiem (engine control panel), 3. Panel rezerwowy (reserve panel), 4. Sterowanie rozruchem silnika (starting control panel), 5. Wskaźnik trymerów (trim position indicator), 6. Wskaźnik pozycji podwozia (landing gear position indicator), 7. Dźwignia sterowania podwoziem (landing gear lever), 8. Marker (marker), 9. Wtórnik (RMI), 10. Wyposażenie specjalne (special equipment), 11. Machomierz (prędkościomierz M/ASI), 12. Wskaźnik kąta natarcia (AOA indicator), 13. Zegar (clock), 14. Przyspieszeniometer (g indicator), 15. Lampka sygnalizacyjna „awaria” (emergency warning light), 16. Wyposażenie specjalne (special equipment), 17. Monitorowy wskaźnik systemów nawigacyjnych (EFIS), 18. System sztucznego horyzontu i nawigacji (EHSI), 19. Zapasowy kompas magnetyczny (magnetic compass sby), 20. Tablica przyrządów silnikowych (engine systems indicator panel), 21. Wysokościomierz (altimeter), 22. Wariometr (VSI), 23. Zapasowy sztuczny horyzont (Att Sby), 24. Lampki sytuacji awaryjnych (emergency warning lights), 25. Sterowanie klimatyzacją (air condition control), 26. Tablica systemów elektrycznych (electrical systems panel), 27. Regulator dopływu tlenu (oxygen flow dispenser), 28. System awaryjnego wypuszczenia podwozia (emergency geardown system), 29. Bezpieczniki (fuses), 30. Radiostacja VHF/UHF (VHF/UHF Comm), 31. DME (EHI), 32. System nawigacyjny Omega (Omega navigation system), 33. Audio (audio), 34. Manometry instalacji hydraulicznej (hydr px), 35. Radiokompas (ADF), 36. System nawigacyjny TACAN (TACAN nav system), 37. Radiostacja (comm), 38. Transponder (XPDR).



G. Czwartosz

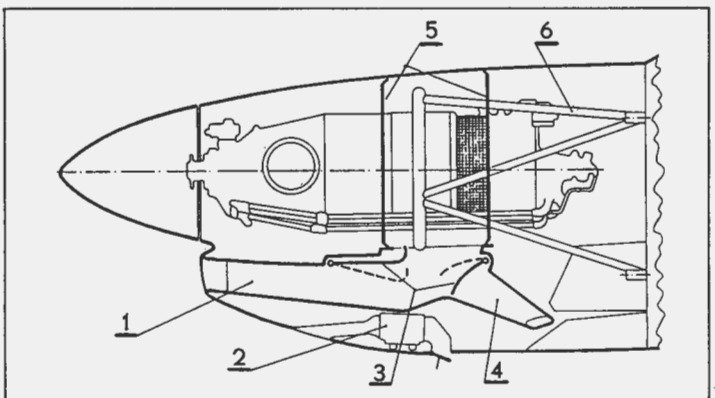


ralny i sterowany indywidualnie z każdej kabiny.

System elektryczny — prąd stały 27,5 V jest czerpany z prądnicy rozrusznika Lear-Siegler i dwóch 24 V/15 Ah niklowo-kadmowych akumulatorów. Prąd zmienny 115 V i 26 V dostarczają tranzystorowe przetwornice.

Instrumenty — obie kabiny są w pełni wyposażone w instrumenty, zgodnie z życzeniem klienta.

Schemat zespołu napędowego 1. Separator, 2. Chłodnica oleju, 3. Sterowane elektrycznie zasłony separatora, 4. Podwójny wylot z separatora, 5. Ściany ogniowe, 6. Łoże silnika



Komunikacja — pojedynczy lub podwójny system VHF, UHF i/lub integralny system audio do systemów komunikacji i nawigacji. Jako podstawowe oferowane są systemy Bendix-King.

Nawigacja — zawiera systemy zapewniające dane lotne, konfiguracji i kierunku oraz pozycji względem Ziemi. Jako podstawowe oferowane są systemy Bendix-King.

System ratunkowy — fotele wyrzucane Martin Baker MK.CH15A, wyrzeliwane przez osłonę kabiny. **Andrzej Frydrychewicz**

Podstawowe dane techniczne PZL-130TC

Masy:	
Masa własna	1450 kg
Masa maks. akrobacyjna	2000 kg
Masa maks. użytkowa	2700 kg
Masa maks. na podwieszeniach	800 kg
Obciążenie powierzchni	154 ÷ 208 kg/m ²
Obciążenie mocy	2,11 ÷ 2,84 kg/KM
Wymiary i geometria:	
Rozpiętość	9,00 m
Długość	9,00 m
Wysokość	3,53 m
Rozstaw kół	3,10 m
Baza podwozia	2,90 m
Szerokość kabiny	0,90 m
Średnica śmigła	2,40 m
Powierzchnia skrzydła	13,00 m ²
Wydłużenie	6,23
Profil skrzydła	NACA 64-215
Skęcenie geometryczne	3°
Profil usterzenia poziomego	NACA 0010
Osiągi (dla masy 2000 kg, bez podwieszeń, ISA):	
Maks. prędkość na poziomie morza	508 km/h
Maks. prędkość na H = 6000 m	560 km/h
Maks. prędkość wznoszenia	20,6 m/s
Pułap operacyjny	10,058 m
Zasięg	
— bez zbiorników podwieszonych, bez rezerwy; z prędkością 555 km/h	1100 km
— ze zbiornikami podwieszonymi 2 x 340 l, bez rezerwy; z prędkością 514 km/h	2300 km
Rozbieg	172 m
Start na 15 m	266 m
Dobieg	184 m

Porównanie osiągnięć poszczególnych wersji samolotu TURBO-ORLIK

Osiągi \ Wersja	PZL-130TC	PZL-130TB	PZL-130TD	PZL-130TE
Prędkość maks. pozioma H = 0, w km/h	508	454	454	430
Prędkość maks. H = 6000, w km/h	560	501	501	465
Prędkość maks. wznoszenia H = 0, w m/s	20,6	13,3	13,3	11,8
Rozbieg H = 0, w m	172	222	222	260
Zasięg Q _{pal} = 540 l, w km	930	970	1150	1260

PZL-130TC TURBO-ORLIK General Description

The PZL-130TC TURBO-ORLIK is a fully aerobatic turboprop two-seat trainer.

As a result of specific design, the airplane comprises jet-like handling qualities, maintaining low training costs, characteristic for turboprop power.

Due to these features, a wide training syllabus is possible, containing also the phases normally executed on costly jets only.

The jet-pilot cues on a propeller-driven plane are the result of the following:

— aircraft general geometry — low aspect ratio wing and

high surface loading, maintaining low drag and low power loading,

— cockpit interior design, with general arrangement and instrumentation similar to typical jet-plane cockpit.

A combined effect of the minimal overall dimensions, low weight and high power, resulted in:

— excellent performance — both level speed and jet-like climb,

— possibility to take significant underwing stores, giving a wide spectrum of training tasks.

General description

Aircraft type — PZL-130TC TURBO-ORLIK

Configuration — Low-wing monoplane

Primary role — All aspects of basic through advanced pilot training.

Cockpit — Stepped, tandem seating equipped with ejection seats of type to customer's choice. Single-piece, side opening canopy giving excellent all-round visibility to both crew members.

Engine — Pratt & Whitney Canada PT6A-62 Turboprop, max. rating 1,150 SHP, flat rated to 950 SHP.

Propeller — Hartzell HC-D4N-2A/D9512A, four-bladed, variable pitch, feathering type.

Construction — All-metal primary structure. Design is semimonocoque with structural loads shared between spars, longérons, frames, ribs, stringers and stressed skin panels.

Landing gear — Retractable, tricycle-type, hydraulically actuated landing gear. Rocker-type main gear legs; telescopic strut nose leg. Oleo-pneumatic shock absorbers. Brakes hydraulically actuated, of multidisc type. Mechanically operated nose-wheel steering. Parking brake for main and nose wheels.

Flight controls — Conventional, manually operated aileron, rudder and elevator controls. Control surfaces equipped with electrically actuated trim tabs. Flaps of double-slotted type, electrically actuated.

Fuel system — 540 litres (143 US gal.) of usable fuel is stored in four integral wing tanks. Inverted flight capability of 30 sec. Full provision is made for the installation of underwing tanks.

Hydraulic & Pneumatic systems — Hydraulic power to operate landing gear and wheel brakes is provided by an engine-driven hydraulic pump. Power for the emergency braking is provided by a hydraulic accumulator. Power for emergency operation of landing gear is provided by a compressed nitrogen bottle.

Air conditioning — Cockpit ventilation, cooling, heating and defogging services are provided by an integral system, which utilizes an air cycle unit and engine compressor bleed air.

Oxygen system — Diluter (demand system of 2,716 liters capacity, selected and controlled individually from a regulator) control panel in each cockpit.

Electrical system — 27.5V DC system utilizing a Lear-Siegler starter-generator and two 24 V/15 Ah nickel-cadmium batteries. A ground service receptacle is provided. 115V and 26V AC systems are supplied by a solid-state inverter.

Instrumentation — Both cockpits are fully instrumented to customer's specification.

Communications — Single or dual system VHF, UHF and/or HF systems to customer's specification. An audio integrating system controls the audio services from the communication, navigation and interphone systems.

Navigation system — Provides flight environmental, attitude and direction data, and ground-transmitted position determining information utilizing customer-specified avionic equipment.

Escape system — Polish-made LEK-F1 ejection seats; optionally Martin Baker Mk. CH15A or McDonnell-Douglas MINIPAC II can be used. Both seats can be ejected in sequence by command from the rear cockpit or by individual operation. The seats eject through the canopy.

Optional equipment — Includes various flight instrumentation and avionic systems, propeller de-icing, emergency locator transmitter, anti-g system etc. Pilot equipment, including fighter standard helmet, oxygen masks, anti-g trousers, flying suits and boots, can be supplied. Any other customer requirement will be investigated.

SZD-55

HIGH PERFORMANCE
SINGLE-SEAT
STANDARD CLASS SAILPLANE

Fot. L. Zielaskowski

