

TECHNIKA **5'89**  
**lotnicza**  
i ASTRONAUTYCZNA



Cena zł 350,-  
ISSN 0040-1145

38<sup>th</sup> Paris International Aerospace Show  
Le Bourget 1989

WYDAWNICTWO NOT SIGMA

# Polskie zakłady lotnicze PZL/Polish Aviation Works PZL

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

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



## PEZETEL — PRZEDSIĘBIORSTWO HANDLU ZAGRANICZNEGO Spółka z o.o./FOREIGN TRADE ENTERPRISE Ltd.

Al. Stanów Zjednoczonych 61  
00-991 Warszawa 44, Poland  
Skr. poczt./POBox 6  
tel. 10-80-01, telex 81 3314  
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 81 3537  
Naczelny Dyrektor/General Manager:  
doc. dr hab. inż. Konrad Tott



## WYTWÓRNIA SPRZĘTU KOMUNIKACYJNEGO PZL-WARSZAWA-OKĘCIE/TRANSPORT EQUIPMENT MANUFACTURING CENTRE

Al. Krakowska 110/114  
00-973 Warszawa-Okęcie, Poland  
tel. 46-00-31, telex 81 4649pl  
Naczelny Dyrektor/General Manager:  
inż. Jerzy Milczarek  
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 81 3739pl  
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 06 32293pl  
Naczelny Dyrektor/General Manager:  
mgr Tadeusz Ryczaj  
Wyroby/Activities: Samoloty/Aircraft



## WYTWÓRNIA SPRZĘTU KOMUNIKACYJNEGO PZL-RZESZÓW/TRANSPORT EQUIPMENT MANUFACTURING CENTRE

ul. Obrońców Stalingradu 120  
35-078 Rzeszów, Poland  
skr. poczt./POBox 340  
tel. 46-100, telex 06 32411pl  
Naczelny Dyrektor/General Manager:  
inż. Henryk Trzęsicki  
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 03 5259pl  
Naczelny Dyrektor/General Manager:  
inż. Julian 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 64 2301AWSKpl  
Naczelny Dyrektor/General Manager:  
mgr inż. Andrzej Zeh  
Wyroby/Activities: Śmigłowce/Helicopters



## WYTWÓRNIA SPRZĘTU KOMUNIKACYJNEGO PZL-KALISZ/TRANSPORT EQUIPMENT MANUFACTURING CENTRE

ul. Częstochowska 140  
62-800 Kalisz, Poland  
tel. 773-51, telex 04 6223pl  
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 06 5247pl  
Naczelny Dyrektor/General Manager:  
inż. Jan Czerniecki  
Wyroby/Activities:  
Podwozia/Landing gear, Szybowce/Gliders



## WYTWÓRNIA URZĄDZEŃ CHŁODNICZYCH PZL-DĘBICA/REFRIGERATING EQUIPMENT FACTORY

ul. Metalowców 25  
39-200 Dębica, Poland  
tel. 2031, 2300, telex 066617 wuch pl  
Naczelny Dyrektor/General Manager:  
mgr inż. Jan Ogłoblin  
Wyroby/Activities:  
Silniki lotnicze/Aero engines





MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ  
STOWARZYSZENIA  
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW  
MECHANIKÓW POLSKICH

XLIV MAJ 1989

TECHNIKA

5'89

# lotnicza

## i ASTRONAUTYCZNA

## Polski przemysł lotniczy w 1989 r.

## Polish aviation industry in 1989

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS M.Sc.Eng.

1988 r. był rokiem jubileuszu 60-lecia zakładów PZL. Wytwórnia PZL-Warszawa-Okęcie obchodziła 60-lecie, zaś wytwórnie PZL-Mielec i PZL-Rzeszów – 50-lecie. Powojenna produkcja PZL to ponad 17,5 tys. samolotów, prawie 7 tys. śmigłowców i ponad 5 tys. szybowców. Do końca br. łączna produkcja polskich samolotów, śmigłowców, liczona od 1945 r., wyniesie ponad 30 tys. szt. Aby poznać aktualną działalność polskiego przemysłu lotniczego, zróbmy przegląd tego, co dzieje się w poszczególnych wytwórniach.

### PZL-Warszawa-Okęcie

Podstawowymi wyrobami tej wytwórni są wielozadaniowe Wilgi i rolnicze Kruki. W br. mija 25 lat od wyprodukowania pierwszych dziesięciu Wilg z serii informacyjnej. Dotychczas zbudowano 875 samolotów PZL-104 Wilga. Obecnie w produkcji znajdują się dwie odmiany: Wilga 35 i Wilga 80. W br. ma powstać prototyp wersji Wilga 35M z silnikiem M-14P o większej mocy. Przewiduje się uzyskanie zamówień na tę wersję i jej produkcję.

W budowie znajduje się prototyp następcy Wilgi 35, noszący oznaczenie PZL-105 Wilga 88. Jest to samolot 4÷6-miejscowy, o nieco większej masie niż Wilga 35, napędzany silnikiem o większej mocy. Oblot prototypu Wilgi 88 jest spodziewany w br.

Do samolotu szkolnego PZL-110 Koliber zastosowano w ub.r. silnik Lycoming o mocy 110 kW (150 KM) i w ten sposób powstał Koliber 150, który już uzyskał certyfikat typu i jest produkowany. Samoloty te są obecnie eksportowane.

The year of 1988 meant a jubilee year for the PZL works. PZL-Warszawa-Okęcie celebrated their 60th while PZL-Mielec and PZL-Rzeszów their 50th anniversary. The post-war PZL production is 17,5 thousand planes, nearly 7 thousand helicopters and over 5 thousand sailplanes. The total production from 1945 will have amounted to 30



Rys. 1. Szkolno-treningowy PZL-130 Orlik/Trainer. Fot. A. Glass



Rys. 2. Samolot rolniczy PZL-126 Mrówka/Ag-plane. Fot. M. Rusiecki



Rys. 3. Szkolny rolniczy PZL M-18AS Dromader/Training ag-plane. Fot. A. Glass

Rolniczy PZL-106 Kruk jest produkowany w wersji PZL-106BR, głównie na eksport do NRD. W ub.r. do użytkowania weszło 5 seryjnych samolotów turbośmigłowych PZL-106BT-601 Turbo Kruk. Dwa z nich przeszły próby eksploatacyjne w Sudanie i są tam użytkowane. Dwanaście Turbo Kruków jest obecnie budowanych dla Egiptu.

W 1988 r. został zbudowany prototyp samolotu rolniczego o bardzo małym udźwigu PZL-126 Mrówka, którego pierwszy lot ma odbyć się w 1989 r.



Rys. 4. Rolniczy PZL M-24W Dromader Super/Ag-plane. Fot. A. Glass

12 stycznia 1989 r. wykonał pierwszy lot prototyp samolotu szkolno-treningowego PZL-130TM-601 Turbo Orlik napędzany turbośmigłowym silnikiem Walter M-601. Samolot, dzięki większej mocy silnika niż na PZL-130T, uzyskuje jeszcze lepsze osiągi. Równocześnie są prowadzone próby z tłokową odmianą tego samolotu, PZL-130 Orlik, m.in. z silnikiem K-8 o mocy 206 kW (280 KM) i ze skrzydłami o rozpiętości powiększonej do 9 m.

W ramach studiów nad przyszłymi samolotami rolniczymi i pożarniczymi, zweryfikowano dotychczasowe projekty i zrezygnowano z realizacji samolotów Kaczka i PZL-140 Gąsior. Natomiast są prowadzone prace studialne nad samolotem rolniczym PZL-107 o ładunku 1200 kg.

#### PZL-Mielec

Produkcja wielozadaniowych samolotów transportowych An-2 w Mielcu wynosiła ponad 11 tys. egz., a wraz z produkcją w ZSRR i w



Rys. 5. Makieta turbośmigłowego samolotu rolniczego PZL M-24T Dromader Super Turbo/Mock-up of turboprop ag-plane. Fot. A. Glass

Chinach – 15 tys. egz., czyli jest to samolot transportowy, którego zbudowano najwięcej na świecie (słynnej Dakoty wyprodukowano 11 tys. szt.). W wersji rolniczej zbudowano w Mielcu 7 tys. egz. An-2. Samolot An-2 wyeksportowano do 20 krajów, ostatnio do Ameryki Południowej. Samolot ten nadal jest modyfikowany. W 1985 r. otrzymała certyfikat nowa wersja rolnicza An-2RA, z jednoosobową załogą, zbiornikiem na chemikalia o pojemności 2200 l i z kołami o mniejszej masie.

thousand units by the end of this year. Let us make a brief summary of what is going on at PZL companies to outline the present of the Polish aviation industry.

#### PZL-Warszawa-Okęcie

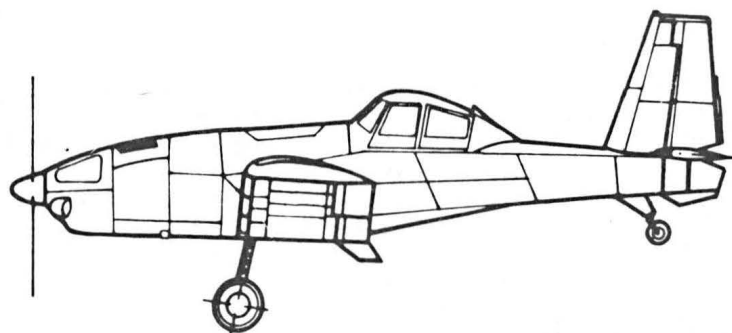
The basic products here are multipurpose Wilga and agricultural Kruk planes. Twenty-five years are passing this year since a pilot series of 10 Wilgas got off the line. Ever since 875 PZL-104 Wilga planes have been manufactured. Two versions: the Wilga 35 and the Wilga 80 are on the line now. A prototype of another version – the Wilga 35M – is scheduled this year, using a M-14P increased-power engine. Numerous orders for this version are anticipated to start up series production.

A prototype of successor to the Wilga 35 is under way bearing the PZL-105 Wilga 88 designation. It is a 4-6 seater of slightly increased weight as compared to the Wilga 35, fitted with a more powerful engine. Flight testing is scheduled this year.

The PZL-110 Koliber trainer has been modified in 1988 so as to accept a 110 kW (150 hp) Lycoming. The Koliber 150 so developed has its type certificate and is entering series production. The plane is intended for export.

The PZL-106 Kruk ag-plane is offered in the PZL-106BR version mainly exported to GDR. Last year brought five series production PZL-106BT-601 Turbo Kruk. Two of them were directed for test service in the Sudan where they subsequently remained in regular operation. Twelve Turbo Kruk planes for Egypt are on the line now.

In 1988 a prototype of the PZL-126 Mrówka was constructed. This is an extremely low-load ag-plane scheduled to be flight-tested in 1989.



Rys. 6. Turbinowy PZL M-24T z silnikiem GTD-20/M-24T ag-plane with GTG-20 turbine

On January 12, 1989 a prototype of the PZL-130TM-601 Turbo Orlik was first flown, powered by a Walter M-601 turboprop. The plane using more powerful engine proved very good performance which is superior to that of the PZL-130T version. At the same time, tests are under way with a piston engine version PZL-130 Orlik using a K-8 206 kW (280 hp) and the wing span increased to 9 m.

As part of the studies on agricultural and firefighting aircraft of the future, the projects have been verified developed so far. As a result the Canard and PZL-140 Gąsior programmes have been abandoned. Instead, work commenced on a new PZL-107 ag-plane taking 1,200 kg load.

#### PZL-Mielec

The production of multirole An-2 has amounted to over 11 thousand planes while, if combined with the numbers from the Soviet Union and China, it grows to 15 thousand planes of this type. The An-2 therefore proves to be the leader among all world's transport aircraft (the famous Dakota reached the number of 11 thousand planes). As an agricultural version the plane was manufactured in 7 thousand units. The An-2 was exported to 20 countries, recently it started to operate in South America. And it continues to be modified. In 1985 a new agricultural version An-2RA was type certificated, intended for a 1-pilot crew, provided with a hopper for 2,200 l of chemicals and with lighter wheels.

Since a few years PZL-Mielec have been involved in production of 17-seat twin-engine An-28 passenger plane. Over 1987 and 1988 the annual production established at 30 planes, the number tending to increase this year. By now 72 aircraft have been manufactured.

Od kilku lat w PZL-Mielec jest produkowany 17-miejscowy dwusilnikowy samolot pasażerski An-28. W latach 1987 i 1988 rocznie budowano po 30 samolotów tego typu. Obecnie tempo produkcji wzrosło. Dotychczas zbudowano 72 egz. An-28.

PZL-Mielec bierze udział w kooperacji przy produkcji aerobusu II-86. Produkuje usterzenia (wykonano już 90 kompletów), a we współpracy z PZL-Świdnik i PZL-Kalisz – sloty i wysięgniki silnikowe.



Rys. 7. Szkolno-treningowy PZL M-26 Iskierka z silnikiem Lycoming/M-26 Iskierka trainer with Lycoming engine. Fot. A. Glass

Od lutego 1988 r. wytwórnia dostarcza ponadto usterzenia do aerobusu II-96-300. Usterzenie poziome ma rozpiętość 16,5 m, zaś pionowe wysokość 11,5 m. Produkuje się jedno usterzenie miesięcznie.

Do osiągnięć wytwórni należy samolot rolniczy PZL-M-18 Dromader, którego wyprodukowano już 470 szt. Samolot jest eksportowany do 19 krajów i uzyskał certyfikat w 8 krajach. 21 marca 1988 r. został oblatany prototyp dwumiejscowej wersji szkolnej tego samolotu, oznaczonej PZL M-18AS.

Dalszym rozwinięciem samolotu PZL M-18 jest PZL M-24 Dromader Super, zabierający 2000 kg ładunku chemicznego. Jego prototyp z silnikiem ASz-62IR (736 kW, 1000 KM) wykonał pierwszy lot 20 lipca 1987 r., a w 1988 r. powstała jego ulepszona odmiana M-24W napędzana silnikiem K-9 o mocy 880 kW (1200 KM). W budowie znajdują się prototypy wersji M-24T Dromader Super Turbo napędzane silnikami PT6A-45AG (761 kW, 1020 KM) oraz TWD-20 (1010 kW, 1375 KM).

W 1985 r. rozpoczęto prace nad następcą M-24, oznaczonym początkowo M-28, a później M-30, zabierającym ładunek chemiczny 2400 kg



Rys. 8. Makieta lekkiego śmigłowca PZL S-4/Mock-up of light helicopter. Fot. L. Zielaskowski

i napędzanym silnikiem TWD-20. Po dyskusji nad projektem z potencjalnym nabywcą radzieckim zostało powołane polsko-radzieckie biuro konstrukcyjne (złożone z pracowników PZL-Mielec i OKG im. Antonowa z Kijowa) dla wspólnego opracowania projektu samolotu rolniczego, który otrzymał oznaczenie MK-1 (M od Mielca i K od Kijowa).

PZL-Mielec wznowił obecnie produkcję 6-miejscowego samolotu dyspozycyjnego PZL M-20 Mewa (licencyjna odmiana samolotu Piper Seneca II) z silnikami Continental.

PZL-Mielec zajmuje się też produkcją samolotów szkolno-treningowych. 26 czerwca 1987 r. został oblatany drugi prototyp samolotu PZL M-26 Iskierka z silnikiem Lycoming AEIO-54OL o mocy 224 kW (300 KM). W samolocie tym wykorzystano elementy od Mewy.

PZL-Mielec co-operate in the production of the II-86 airbus. They are sole manufacturer of tail units (90 sets made by now), they participate, together with PZL-Świdnik and PZL-Kalisz in the manufacture of slats and engine outriggers. Since February 1988 the company delivers tail units for the II-96-300. The horizontal tail has a span of 16.5 m while height of the vertical fin is 11.5 m. One complete assembly is manufactured every month.

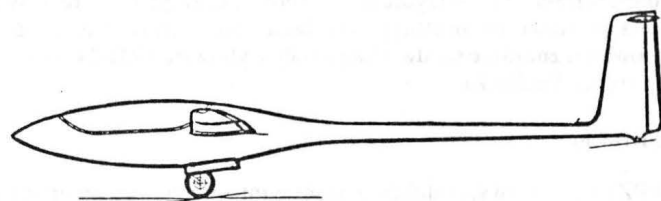
One of the company's leading achievements is the PZL-M-18 Dromader of which 470 units have been produced up to now. The plane having 8 foreign type certificates is exported to 18 countries. On March 21, 1988 the prototype of a two-seat training version PZL M-18AS was flown for the first time.

A further development is PZL M-24 Dromader Super taking 2,000 kg of chemicals. Its prototype fitted with an ASz-62IR (736 kW, 1,000 hp) was first flown on July 20, 1987, and in 1988 an improved variant M-24 W was developed powered by a K-9, 880 kW (1,200 hp). Still under development are two prototypes of the M-24 T Dromader Super Turbo using PT6A-45AG (761 kW, 1,020 hp) and TWD-20 (1,010 kW, 1,375 KM).

In 1985 work commenced on the successor to M-24 designated the M-28 and then M-30, to carry 2,400 kg of chemical load. It will be powered by a TWD-20. Following discussions on the project with potential Soviet customer, the Polish-Soviet design group was created to incorporate designers from PZL-Mielec and those from the Antonov design office of Kiev. The assignment was to develop an ag-plane project referred to as the MK-1 (M for Mielec and K for Kiev).

At present the manufacture was restored in PZL-Mielec of a 6-seat executive PZL M-20 Mewa being a licenced version of the Piper Seneca II, powered by two Continental engines.

Another direction is production of trainers. On June 26, 1987 the second prototype was flown of the PZL M-26 Iskierka having as its power



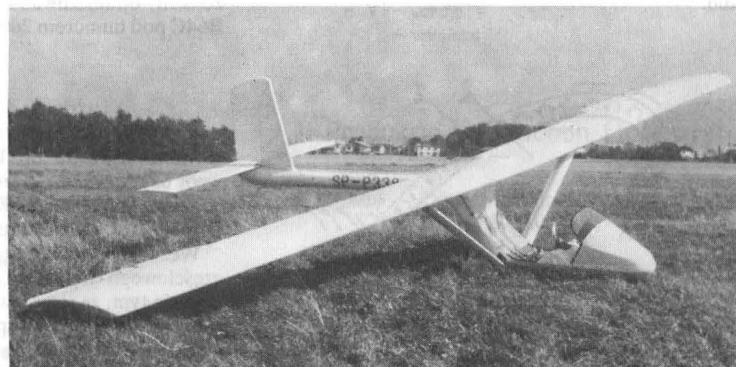
Rys. 9. Szybowiec wyczynowy SZD-56/High performance sailplane

plant the AEIO-540L engine rated at 224 kW (300 hp). The plane successfully incorporated many components of the Mewa.

The company produced a considerable series of jet trainer TS-11 Iskra. Currently under testing is the prototype of a twin-engine trainer PZL I-22. Also tests are on with a new jet engine for this plane developing 1,500 daN.

#### PZL-Świdnik

The leading product of this company is an 8 seat Mi-2 helicopter of which 5,250 units have been built so far. In this respect the Mi-2 ranks among five most numerous types in the world. Its version, the PZL-Kania driven by two Allison engines has successfully undergone test service in Africa.



Rys. 10. Szybowiec szkolny PW-2 Gapa/Primary training glider

Wytwórnia wyprodukowała dość dużą serię odrzutowych samolotów szkolno-treningowych **TS-11 Iskra**. Obecnie w próbach znajduje się prototyp dwusilnikowego odrzutowego samolotu szkolno-treningowego **PZL I-22**. Próby przechodzi też nowy silnik o ciągu 1500 daN do tego samolotu.

### PZL-Świdnik

Zasadniczym wyrobem tej wytwórni jest 8-miejscowy śmigłowiec **Mi-2**, którego dotychczas zbudowano 5250 szt. Jest to jeden z pięciu najliczniej budowanych śmigłowców na świecie. Jego odmiana z silnikami Allison, **PZL Kania**, przeszła pozytywnie próbną eksploatację w Afryce.

Wytwórnia rozpoczęła produkcję 12-miejscowego śmigłowca wielozadaniowego **PZL W-3 Sokół**, który w przyszłości ma zastąpić w produkcji śmigłowce Mi-2.

W opracowaniu znajduje się mały śmigłowiec wielozadaniowy **PZL S-4** (napędzany silnikiem GTD-350), którego makietę pokazano w 1988 r.

### PZL-Bielsko

Po wojnie zostało wyprodukowanych ponad 5000 szybowców SZD. Spośród typów znajdujących się w produkcji, najwięcej zbudowano Jantarów Standard – 760 szt., z czego 275 szt. w obecnie produkowanej wersji **SZD-48 Jantar Standard 3**. Jest on używany w 18 krajach. Szybowców Jantar klasy otwartej zbudowano 208 szt., z czego 216 szt. w wersji **SZD-42-2 Jantar 2B**.

Wytwórnia produkuje ponadto szybowce klasy klubowej **SZD-51 Junior**, których zbudowano 130 szt. oraz dwumiejscowe szybowce szkolne **SZD-50-3 Puchacz**, których wyprodukowano 20 szt.

15 sierpnia 1988 r. został oblatany prototyp nowego szybowca klasy standard **SZD-55-1** ze skrzydłem o sierpowej krawędzi natarcia. W br. wykona pierwszy lot prototyp szybowca klasy otwartej **SZD-56**. W opracowaniu znajduje się dwumiejscowy szybowiec **SZD-54**, który ma być następcą Puchacza.

### PZL-Krosno

W PZL-Krosno wyprodukowano serię informacyjną 5 dwumiejscowych metalowych szybowców szkolnych **KR-03A Puchatek**, które w 1988 r. przeszły próbną eksploatację w aeroklubach. W projektowaniu znajduje się szybowiec klasy standard **KR-04** z prostokątnym płatem.

### Politechnika Warszawska

Zespół Politechniki Warszawskiej przygotowuje w br. uruchomienie produkcji serii informacyjnej 10÷15 szt. jednomiejscowego szybowca szkolnego **PW-2 Gapa**. 15 sierpnia 1988 r. został oblatany prototyp dwumiejscowego kompozytowego szybowca szkolnego **PW-3 Bakcyl**. W opracowaniu znajduje się projekt dwumiejscowego motoszybowca **PW-4**.

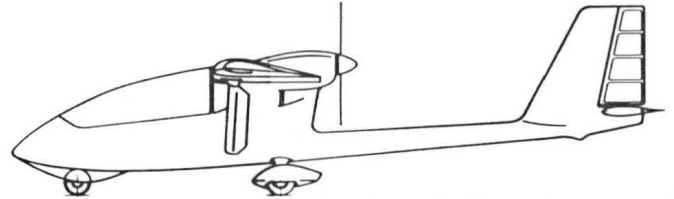
The company has started the production of a 12-seat general-purpose helicopter **PZL W-3 Sokół**. It will substitute the Mi-2 in the future.

The **PZL S-4** light general-purpose helicopter powered by a GTD-350 engine is under development now. The mock-up was demonstrated in 1988.

### PZL-Bielsko

More than 5,000 sailplanes SZD-type were produced over the post-war period. Among the product range the most numerous series was that of the Jantar Standard – 760 units of which 275 represent present-day version **SZD-48 Jantar Standard 3**. It operates in 18 countries. The total production of the Jantar open class is 208 units of which 126 are the **SZD-42-2 Jantar 2B** version.

Club class sailplanes are represented by the **SZD-51 Junior** (130 gliders manufactured), and a two-seat trainer **SZD-50-3 Puchacz** the number of which has reached 208.



Rys. 11. Dwumiejscowy motoszybowiec PW-4/Two-seat motor glider

On August 15, 1988 was flown the prototype of a new standard class glider **SZD-55-1** which incorporates a sickle-shaped leading edge wing. A prototype test flight is scheduled this year of an open class **SZD-56**. Under development is a two-seat **SZD-54** to replace the Puchacz.

### PZL-Krosno

PZL-Krosno developed a pilot series of 5 five-seat metall training glider **KR-03A Puchatek** which, in 1988, proved their fitness to aeroclub duty. Work is on with the project of a standard class glider **KR-04** featuring rectangular airfoil.

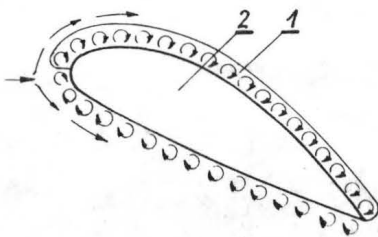
### Technical University of Warsaw

The team of Technical University of Warsaw is preparing a pilot series of a single-seat **PW-2 Gapa** trainer consisting of 10 to 15 gliders. On August 15, 1988 the prototype of a two-seat **PW-3 Bakcyl** was flown. This is a composite construction trainer. Still under development is a two-seat motor-glider **PW-4**.

EO/413/89

## POLSKIE PATENTY LOTNICZE

• Gdańskie Przedsiębiorstwo Instalacji Sanitarnych zgłosiło do Urzędu Patentowego PRL wynalazek autorstwa Wiesława Janiszewskiego pn. **Skrzydło**.



Skrzydło, mające zastosowanie w maszynach przepływowych, zwłaszcza do tworzenia siły nośnej samolotów, charakteryzuje się tym, że otwór 1 ssący jest usytuowany na kierunku strumienia wirowości

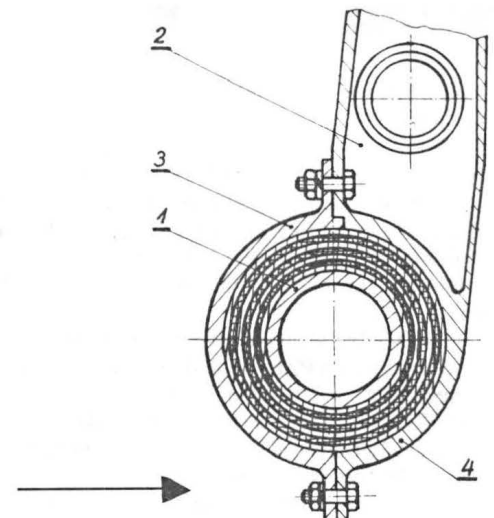
przebijającego obszar obejmujący wiry nośne, na zewnątrz profilu płata 2 nośnego.

Skrót opisu patentowego, chronionego 1 zastrzeżeniem, opublikowano w BUP nr 9/1988 w klasie B64C pod numerem 260165.

• Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Świdnik zgłosiła do Urzędu Patentowego PRL wzór użytkowy pn. **Węzeł mocowania podwozia płoźowego z kadłubem statku powietrznego** (wynalazcy: Dariusz Lisowski, Stanisław Trębacz).

Węzeł zestawiony z goleni sprężystej 1 oraz dwuczęściowego wspornika kadłubowego 2 charakteryzuje się tym, że ma elastomeryczne łożysko umieszczone między golenią sprężystą 1 podwozia a obejmami 3 i 4 wspornika kadłubowego 2.

Wzór użytkowy, opatrzony 1 zastrzeżeniem, opublikowano w BUP nr 12/1988 w klasie B64C pod numerem 80545.



# Samoloty, śmigłowce i szybowce PZL/PZL Aircraft

## Oznaczenia/Key

### T: Przeznaczenie/Type

Ag - rolniczy  
- agricultural

C - transportowy towarowy  
- cargo

Cl - klasy klub  
- club class

G - szybowiec  
- glider

H - śmigłowiec  
- helicopter

Hp - wysokowyczynowy  
- high performance


P - pasażerski  
- passenger


S - sportowy  
- sport


St - standard  
- standard class


T - szkolno-treningowy  
- trainer


U - wielozadaniowy  
- all purpose, utility


 - załoga  
- crew

 - pasażerowie  
- passengers


 - konstrukcja metalowa  
- metal construction


 - konstrukcja laminatowa  
- composite construction (GRP)


 - fotel wyrzeliwany  
- ejection seat

 - kabina ciśnieniowa  
- pressurised cockpit

### G: Wymiary/Dimensions(geometry)

 - rozpiętość  
- span

 - średnica wirnika nośnego  
- main rotor diameter


 - długość  
- length


I - wysokość  
- height


S - powierzchnia nośna  
- wing area


$\lambda$  - wydłużenie  
- aspect ratio


### M: Napęd/Power plant (motor)


 - silnik tłokowy  
- piston engine

 - silnik turbośmigłowy  
- turboprop engine


 - silnik turbowalowy  
- turboshaft engine


 - silnik odrzutowy  
- turbojet engine


 - pojemność zbiorników paliwa  
- fuel capacity

 - zużycie paliwa  
- fuel consumption


### Q: Wyposażenie i uzbrojenie/Equipment and armament


 - zbiornik chemikaliów  
- ag hopper


 - punkty podwieszenia  
- hardpoints


 - k. m. lub działko  
- gun


### W: Masy/Masses (weights)

 - masa własna  
- empty weight


 - masa całkowita  
- T-O weight


 - ładunek handlowy  
- payload (cargo)


 - bagaż  
- luggage


 - balast wodny  
- water balast


### P: Osiągi/Performance


 - pułap  
- ceiling


 - wznoszenie  
- climb


 - prędkość maks. na wys.  
- max speed at altitude


 - prędkość przelotowa  
- cruising speed


 - rozbieg  
- T-O run


 - dobieg  
- landing run

 - zasięg normalny i maks.  
- normal and max range


 - prędkość min.  
- min. (stalling) speed


 - opadanie min.  
- min. sink

 - doskonałość przy prędkości  
- gliding ratio at speed

 - opadanie przy prędkości  
- sink at speed


### D: Dzieje rozwoju/Development

 - data pierwszego lotu  
- first flight date

 - rozwinięcie samolotu lub jego odmiana  
- evolution or version of aircraft

V - wersje  
- versions

### I: Produkcja/Production (Industry)

 - liczba zbudowanych  
- number of built

### E: Eksport/Export

$\Sigma$  - liczba krajów  
- number of countries

## PZL-104 Wilga 35

|    |   |
|----|---|
| T: | 1 $\text{S} + 3 \text{P}$ , US, $\square$   |
| G: | $\text{---} \text{---} \text{---}$ 11,1 m, 8,1 m, 12,9 m, S 15,5 m <sup>2</sup>         |
| M: | 1 $\text{S} \square$ PZL AI-14 RA $\times$ 194 kW, $\square$ 190 l, $\text{---}$ 40 l/h |
| Q: |   |
| W: | $\text{---}$ 900 kg, $\text{---}$ 1300 kg, $\text{---}$ 35 kg                           |
| P: |   |
| D: | 1 $\text{P}$ 1967-07-28, Wilga 80 1979-05-30  |
| I: | $\text{---}$ 875  |
| E: | 20 c  |



## PZL-106BR Kruk

|    |   |
|----|---|
| T: | 1 $\text{S} + (1 \text{P})$ , Ag, $\square$   |
| G: | $\text{---} \text{---} \text{---}$ 14,9 m, 9,3 m, 13,3 m, S 31,7 m <sup>2</sup>     |
| M: | 1 $\text{S} \square$ PZL-3 SR $\times$ 441 kW, $\square$ 560 l, $\text{---}$ 95 l/h |
| Q: | $\text{---}$ 1300 l (1000 kg)   |
| W: | $\text{---}$ 1750 kg, $\text{---}$ 3000 kg  |
| P: |   |
| D: | 1 $\text{P}$ PZL-106 B 1981-05-15, PZL-106 BR 1982-03-08                            |
| I: | $\text{---}$ 444 PZL-106 A, 60 PZL-106 BR   |
| E: | 1 c   |



## PZL-106BT Turbo Kruk

|    |   |
|----|---|
| T: | 1 $\text{S} + (1 \text{P})$ , Ag, $\square$                                       |
| G: | $\text{---} \text{---} \text{---}$ 14,9 m, 10,2 m, 13,8 m, S 31,7 m <sup>2</sup>  |
| M: | 1 $\text{S} \square$ M601D $\times$ 537 kW, $\square$ 560 l, $\text{---}$ 140 l/h |
| Q: | $\text{---}$ 1300 l (1000 kg)   |
| W: | $\text{---}$ 1700 kg, $\text{---}$ 3300 kg  |
| P: |   |
| D: | 1 $\text{P}$ PZL-106 BT 1985-09-18  |
| I: | $\text{---}$ 6  |
| E: |   |



## PZL I-22

|    |  |
|----|--|
| T: | 2 $\text{S}$ , T, $\square$  |
| G: | $\text{---} \text{---} \text{---}$ 9,60 m, 13,2 m, 4,3 m, S 19,9 m <sup>2</sup>      |
| M: | 2 $\square$ $\leq$ SO-3W22 $\times$ 1080 daN, $\square$ 2410 l, $\text{---}$ 980 l/h |
| Q: | 1 $\text{---}$ 23 mm, 4 $\text{---}$   |
| W: | $\text{---}$ 3962 kg, $\text{---}$ 7493 kg   |
| P: |  |
| D: | 1 $\text{P}$ 1985-03-03  |
| I: | $\text{---}$ 2   |
| E: |  |





## PZL M-20 Mewa



|    |   |
|----|---|
| T: | 2 $\frac{3}{4}$ + 4 $\frac{1}{2}$ □   |
| G: | —○—11,8 m, —18,7 m, 13,0 m, S 19,2 m <sup>2</sup>   |
| M: | 2 $\frac{3}{4}$ □ Continental TS10360 × 149 kW, □ 350 l, △ 80 l/h                                       |
| Q: |   |
| W: | □ 1290 kg, ■ 2070 kg  |
| P: | <p>↑ 4000 m ↑</p> <p>↑ 6,4 m/s → 360 km/h → 113 km/h</p> <p>274 m → 330 km/h → 378 m</p> <p>1020 km</p> |
| D: | 1 $\frac{1}{2}$ 1979-07-25  |
| I: | 1 $\frac{1}{2}$ 7   |
| E: |   |

## PZL An-2



|    |   |
|----|---|
| T: | 2 $\frac{3}{4}$ + 12 $\frac{1}{2}$ , UT, Ag, □  |
| G: | —○—18,2 m, —42,4 m, 14,0 m, S 71,6 m <sup>2</sup>   |
| M: | 1 $\frac{3}{4}$ □ PZL ASz 62 IR × 736 kW, □ 4200 l, △ 175 l/h   |
| Q: | ○ 4400 l (1350 kg)  |
| W: | □ 3450 kg, ■ 5500 kg, ● 4350 kg   |
| P: | <p>↑ 4400 m ↑</p> <p>↑ 3 m/s → 253 km/h → 90 km/h</p> <p>170 m → 185 km/h → 185 m</p> <p>900 km 1370 km</p> |
| D: | 1 $\frac{1}{2}$ PZL An-2 1961-10-23   |
| I: | 1 $\frac{1}{2}$ 11500   |
| E: | 22 c  |

## PZL M-18 Dromader



|    |  |
|----|--|
| T: | 1 $\frac{3}{4}$ + (1 $\frac{1}{2}$ ), Ag, □  |
| G: | —○—17,7 m, —9,5 m, 13,7 m, S 40,0 m <sup>2</sup>   |
| M: | 1 $\frac{3}{4}$ □ PZL ASz 62 IR × 736 kW, □ 400 l, △ 60 l/h  |
| Q: | ○ 2500 l (1350 kg)   |
| W: | □ 2640 kg, ■ 4200 kg   |
| P: | <p>↑ 6500 m ↑</p> <p>↑ 5,8 m/s → 256 km/h → 111 km/h</p> <p>200 m → 205 km/h → 190 m</p> <p>590 km</p> |
| D: | 1 $\frac{1}{2}$ 1976-08-27   |
| I: | 1 $\frac{1}{2}$ 470  |
| E: | 18 c   |

## PZL M-24 Dromader Super



|    |   |
|----|---|
| T: | 1 $\frac{3}{4}$ + (1 $\frac{1}{2}$ ), Ag, □   |
| G: | —○—19,9 m, —10,8 m, 13,8 m, S 45,0 m <sup>2</sup>   |
| M: | 1 $\frac{3}{4}$ □ PZL ASz 62 IR × 736 kW, □ 1400 l, △ 170 l/h   |
| Q: | ○ 2700 l (2000 kg)  |
| W: | □ 2870 kg, ■ 5000 kg  |
| P: | <p>↑ 4000 m ↑</p> <p>↑ 3,0 m/s → 220 km/h → 110 km/h</p> <p>180 m → 190 km/h → 190 m</p> <p>1800 km 3500 km</p> |
| D: | 1 $\frac{1}{2}$ 1987-07-20  |
| I: | 1 $\frac{1}{2}$ 5   |
| E: |   |

## PZL An-28

|    |  |
|----|--|
| T: | 2 $\text{S} + 17 \text{P}$ , UP, $\square$   |
| G: | $\circ - 22,0 \text{ m}$ , $\rightarrow 43,1 \text{ m}$ , $\uparrow 4,9 \text{ m}$ , $S 39,7 \text{ m}^2$        |
| M: | 2 $\square \equiv \text{TWD-10B} \times 716 \text{ kW}$ , $\square 1980 \text{ l}$ , $\triangle 450 \text{ l/h}$ |
| Q: |  |
| W: | $\uparrow 3750 \text{ kg}$ , $\uparrow 6500 \text{ kg}$ , $\uparrow 2000 \text{ kg}$                             |
| P: |  |
| D: | 1 $\text{PZL An-28}$ 1984-07-22  |
| I: | $\llcorner \llcorner \llcorner 72$   |
| E: | 1 c  |



## PZL Mi-2

|    |   |
|----|---|
| T: | 1 $\text{S} + 8 \text{P}$ , UH, Ag, $\square$   |
| G: | $\circ 44,5 \text{ m}$ , $\rightarrow 41,4 \text{ m}$ , $\uparrow 3,8 \text{ m}$                                |
| M: | 2 $\square \equiv \text{GTD-350} \times 298 \text{ kW}$ , $\square 600 \text{ l}$ , $\triangle 250 \text{ l/h}$ |
| Q: | $\circ 1000 \text{ l}$ (750 kg)   |
| W: | $\uparrow 2365 \text{ kg}$ , $\uparrow 3550 \text{ kg}$ , $\uparrow 700 \text{ kg}$                             |
| P: |   |
| D: | 1 $\text{PZL Mi-2}$ 1965-11-04  |
| I: | $\llcorner \llcorner \llcorner 5250$  |
| E: | 10 c  |



## PZL Kania

|    |  |
|----|--|
| T: | 1 $\text{S} + 9 \text{P}$ , UH, $\square$  |
| G: | $\circ 44,5 \text{ m}$ , $\rightarrow 41,9 \text{ m}$ , $\uparrow 3,8 \text{ m}$                                       |
| M: | 2 $\square \equiv \text{Allison 250C20} \times 313 \text{ kW}$ , $\square 600 \text{ l}$ , $\triangle 207 \text{ l/h}$ |
| Q: |  |
| W: | $\uparrow 2000 \text{ kg}$ , $\uparrow 3550 \text{ kg}$ , $\uparrow 800 \text{ kg}$                                    |
| P: |  |
| D: | 1 $\text{PZL Kania}$ 1979-06-03  |
| I: | $\llcorner \llcorner \llcorner 3$  |
| E: |  |

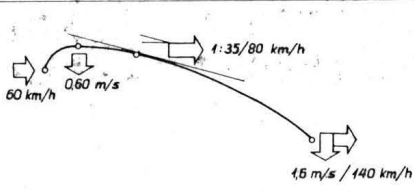



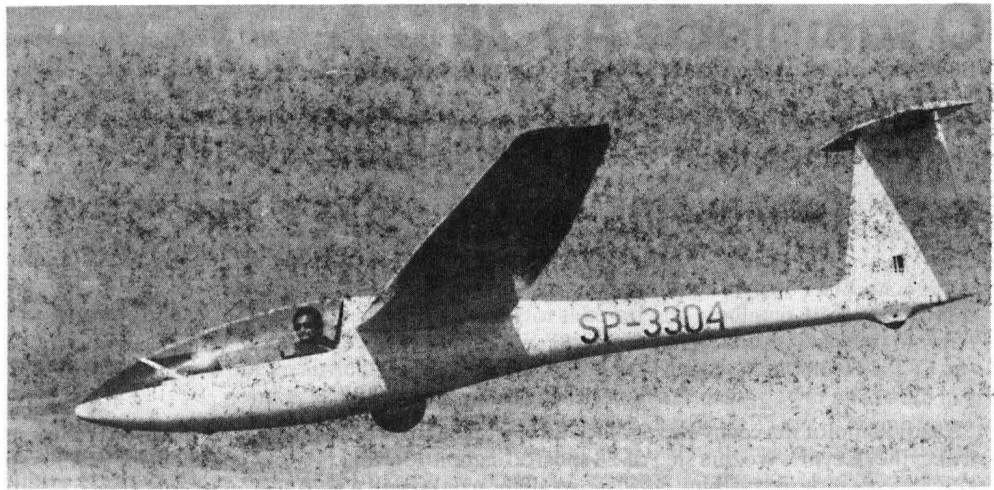
## PZL Sokół

|    |  |
|----|--|
| T: | 2 $\text{S} + 12 \text{P}$ , UH, $\square$   |
| G: | $\circ 45,7 \text{ m}$ , $\rightarrow 44,1 \text{ m}$ , $\uparrow 4,1 \text{ m}$                                 |
| M: | 2 $\square \equiv \text{PZL-10W} \times 662 \text{ kW}$ , $\square 1700 \text{ l}$ , $\triangle 360 \text{ l/h}$ |
| Q: |  |
| W: | $\uparrow 3630 \text{ kg}$ , $\uparrow 6100 \text{ kg}$ , $\uparrow 2100 \text{ kg}$                             |
| P: |  |
| D: | 1 $\text{PZL Sokół}$ 1979-11-16  |
| I: | $\llcorner \llcorner \llcorner 11$   |
| E: |  |

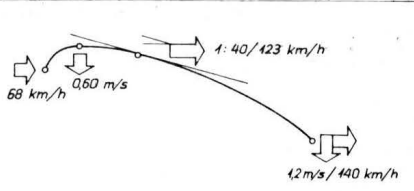



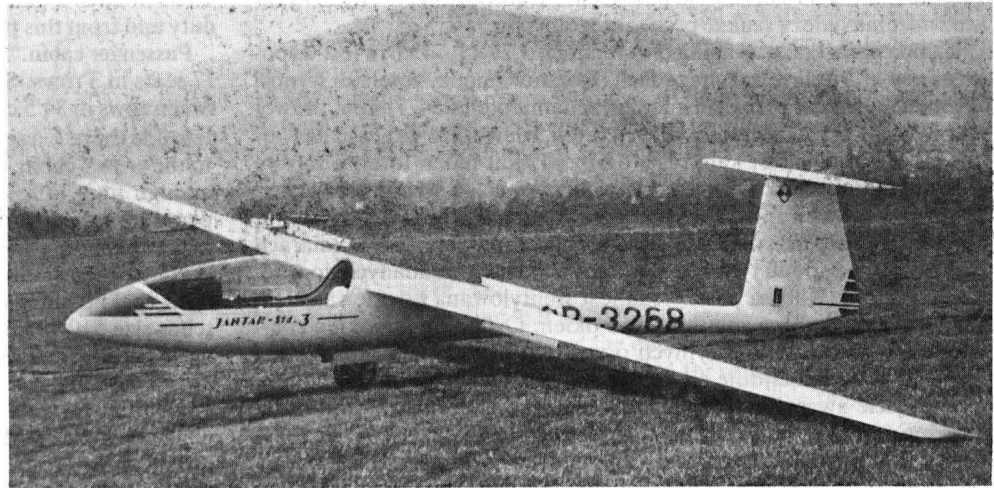
# SZD-51 Junior

|    |   |
|----|---|
| T: | 1 S Cl G, ≡   |
| G: | —○— 15,0 m, — 6,7 m,   1,5 m, S 12,5 m <sup>2</sup> , λ 18                            |
| W: | □ 245 kg, ■ 380 kg, □ 60 kg   |
| D: |      |
| D: | 1 1983-08-10  |
| I: |  130 |
| E: |   |

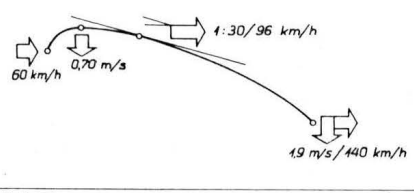



# SZD-48-3 Jantar Std 3

|    |   |
|----|---|
| T: | 1 S St G, ≡   |
| G: | —○— 15,0 m, — 6,8 m,   1,5 m, S 10,7 m <sup>2</sup> , λ 21,1  |
| W: | □ 274 kg, ■ 390-540 kg, □ 20 kg, □ 150 l  |
| D: |    |
| D: | 1 Jantar Std 1 1973-10-3, Jantar Std 3 1982-04-16   |
| I: |  Jantar Std 3 275, Jantar Std 1,2,3 2760 |
| E: | 18 c  |

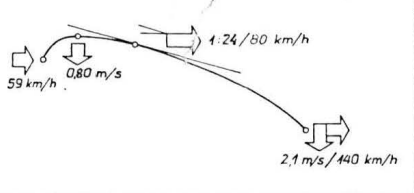



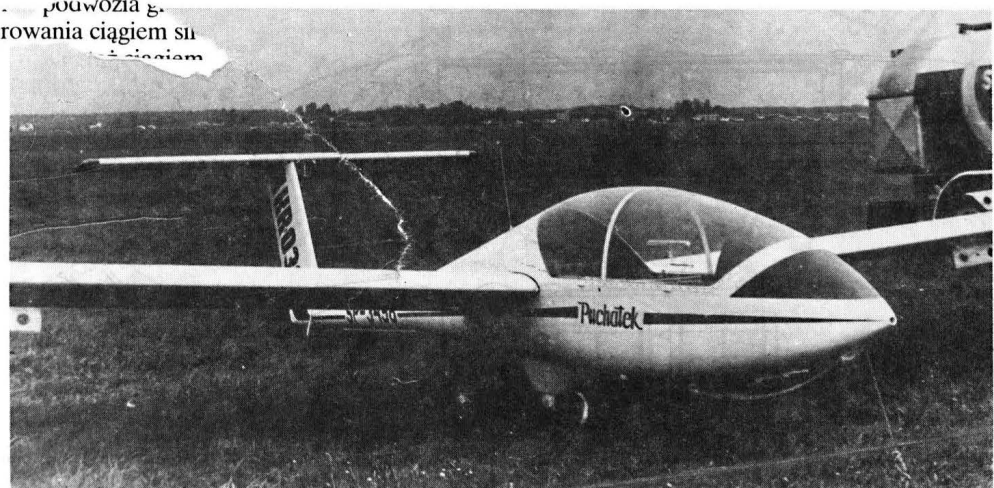
# SZD-50-3 Puchacz

|    |   |
|----|---|
| T: | 2 S T G, ≡  |
| G: | —○— 16,7 m, — 8,4 m,   1,6 m, S 18,1 m <sup>2</sup> , λ 15,3                            |
| W: | □ 360 kg, ■ 570 kg, □ 50 kg   |
| D: |      |
| D: | 1 SZD-50-1 1976-12-21, SZD-50-3 1979-04-13  |
| I: |  208 |
| E: | 15 c  |



# PZL KR-03 Puchatek

|    |   |
|----|---|
| T: | 2 S T G, □  |
| G: | —○— 16,4 m, — 8,3 m,   1,5 m, S 19,5 m <sup>2</sup> , λ 13,6                          |
| W: | □ 280 kg, ■ 460 kg  |
| D: |    |
| D: | 1 1985-07-18  |
| I: |  7 |
| E: |   |



EO-413/89

Fot.: A. Glass, L. Zielaskowski, M. Rusiecki, W. Holyš, M. Lempar

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS M.Sc.Eng.

Każdy samolot ma cechy szczególne i interesujące rozwiązania konstrukcyjne. Czym wyróżnia się An-28 spośród samolotów tej klasy? W samolocie przede wszystkim liczą się względy użytkowe. An-28 jest wielozadaniowym samolotem pasażersko-transportowym i z tego punktu widzenia należy szukać cech szczególnych.

**Kabina pasażerska.** Kabina o wymiarach 5,26×1,74×6 m jest wyposażona w 17 foteli w trzech rzędach. Rozstaw między fotelami wynosi 72 cm, a szerokość przejścia między rzędami foteli – 34,5 cm. Z prawej strony umieszczono 6 pojedynczych foteli, z lewej (ze względu na wejście do dwumiejsowej kabiny załogi) z przodu jeden fotel, a za nim pięć foteli dwumiejsowych. Fotele można w ciągu 10 min złożyć pod ścianami dostosowując kabinę do przewozu towarów. Wejście do kabiny odbywa się przez dwuczęściowe drzwi ładunkowe (o wymiarach 2,4×1,4 m) od spodu tyłu kadłuba, po schodkach składanych do wnętrza samolotu. Kabina pasażerska jest wentylowana i ogrzewana. Po każdej stronie kabiny znajduje się 5 okien. Ostatnia para okien znajduje się w wyłazach awaryjnych o wymiarach 510×915 mm. Dolna krawędź wyłazu znajduje się 1,5 m nad poziomem ziemi. Dla załogi jako wyjście awaryjne służy lewa boczna szyba kabiny, którą można wypchnąć po wyrwaniu sznura w uszczelce mocującej szybę. W przypadku wodowania samolot przechyla się na wodzie tylko o 10°, „opierając się” o wodę końcem skrzydła, gondolą silnika i gondolą podwo-

Each plane has its specific features and incorporates original design schemes. What is special about the An-28 as viewed against all planes of this class? Utility considerations is what operators care for most. The An-28 is a general-purpose plane used for passenger-transport duty and from this point of view we shall seek its specific features.

**Passenger cabin.** The cockpit size 5,26×1,74×1,6 m accommodates 17 seats in 3 rows. Spacing between seats is 72 cm while clearance between rows in 34.5 cm. On the right side there are 6 single seats, on the left side there is a single seat on the front so as not to obstruct entrance to the crew's cabin, and five double seats behind it. Ten minutes is just enough time to fold all seats along the cockpit walls to arrange the plane for taking cargo. A two-piece cargo door size 2,4×4 m, located in the rear bottom fuselage section, provides access to the cockpit. The entrance incorporates folding stairway. Five windows are provided on both cockpit sides of which two rearmost are part of emergency hatches size 510×915 mm. The lower hatch edge is 1,5 m over the ground. The crew's emergency exit is the port cockpit window which should be pushed out having the cord from fastening seal removed. In case of alighting on water the plane rolls only by 10° to rest with its wing tip, engine nacelle and landing gear pod on the water. It is equipped with inflatable life rafts. Passengers' luggage is placed on a panel on the right side close to the entrance door.

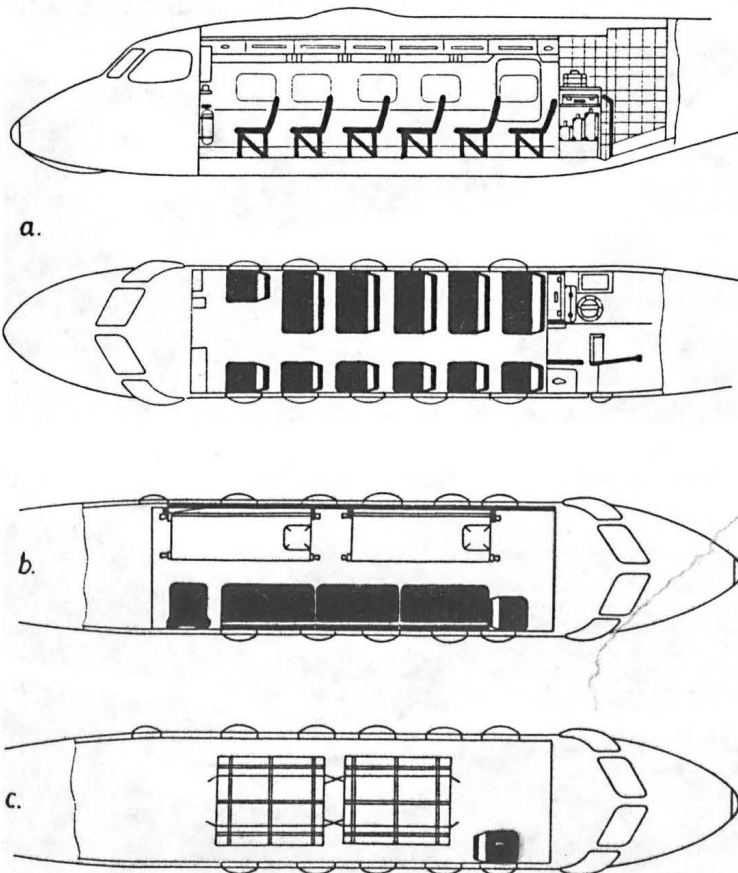
The cockpit provides accommodation to 1,750 kg of cargo. The admissible pressure on the floor structure is 600 daN/m<sup>2</sup>. A cabin-length hoisting winch of 500 daN lifting capacity serves to load cargo which is subsequently fastened to the floor. The cargo door makes it possible to load objects size 1,2×1,2×2,3 m or oblong objects 5 m long at the most. The area of the cockpit floor is 7,5 sq. m with the interior's capacity of 14 cu. m.

As a troops carrier the plane features folding seats along the cockpit walls for 16 passengers.

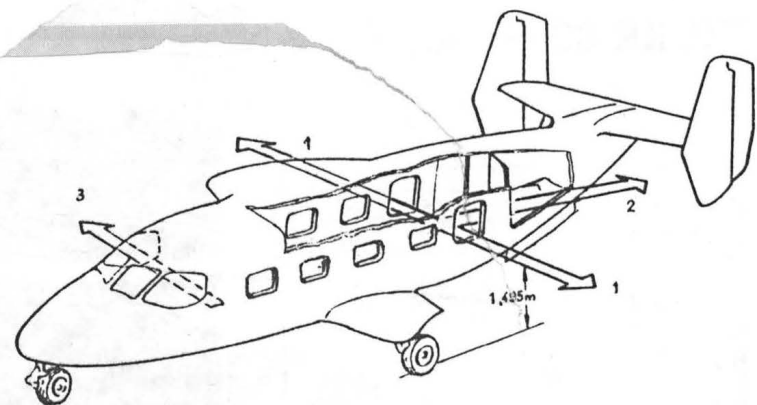
In the ambulance configuration posts are provided on the starboard in place of seats which, combined with belts in the cockpit centre, serve for attachment of six pairs of stretchers suspended on two levels. Folding seats on the port side are predicted for eight seated patients.

The photogrammetry version is expected to follow shortly. The An-28 used as a passenger and transport plane has proved versatility of a good general-purpose aircraft.

**Utility features.** The An-28 is designed to operate on grass airfields under various climatic and terrain conditions including mountainous



Rys. 1. Kabina samolotu An-28: a) w wersji pasażerskiej, b) w wersji sanitarnej, c) w wersji towarowej/The An-28 cabin: a) passenger version, b) ambulance version, c) cargo version

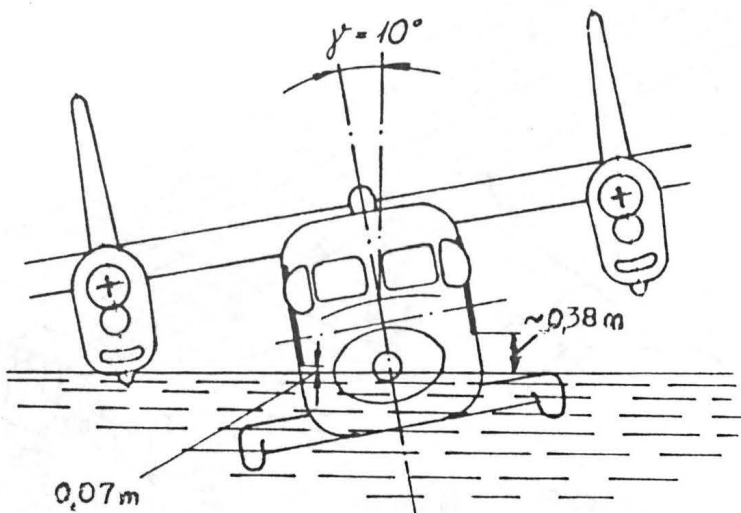


Rys. 2. Wyjścia awaryjne z samolotu An-28: 1 – przez boczne wyłazy awaryjne, 2 – przez tylne drzwi wejściowo-ładunkowe, 3 – przez prawe okno w kabine załogi/Emergency exits: 1 – at rear of cabin on each side, 2 – through the cabin rear doors, 3 – through the window in cockpit

zia. Do użytkowania samolotu nad wodą jest on wyposażony w nadmuchiwane tratwy ratunkowe. Bagaż pasażerów umieszcza się na płycie po prawej stronie przy wejściu.

Kabina może służyć do przewozu 1750 kg ładunku. Dopuszczalny nacisk ładunku na podłogę wynosi 600 daN/m<sup>2</sup>. Do załadunku towarów do kabiny służy przesuwana wzdłuż całej kabiny wciągarka o nośności 500 daN. Ładunek jest mocowany do podłogi samolotu. Drzwi ładunkowe pozwalają na załadunek przedmiotów o wymiarach 1,2×1,2×2,3 m lub smukłych przedmiotów o długości do 5 m. Powierzchnia podłogi kabiny wynosi 7,5 m<sup>2</sup>, zaś pojemność kabiny – 14 m<sup>3</sup>.

W wersji desantowej pod ścianami kabiny są zamocowane składane siedzenia dla 16 osób.



Rys. 3. Pozycja samolotu An-28 po awaryjnym wodowaniu/Position of An-28 after emergency ditching

W wersji sanitarnej w miejscu składanych ławek po prawej stronie kabiny przy ścianie mocuje się słupki, a w pobliżu środka kabiny pasy pozwalające na zamocowanie dwupiętrowo sześciu par noszy. Składane siedzenia przy lewej burcie mieszczą 8 chorych siedzących.

Przewiduje się opracowanie wersji fotogrametrycznej.

Oceniając wielozadaniowość An-28 jako samolotu pasażersko-transportowego należy stwierdzić, że stwarza ona duże możliwości stosowania samolotu do różnorodnych zadań.

**Właściwości użytkowe.** Samolot An-28 został zaprojektowany do użytkowania z lotnisk trawiastych w różnych strefach klimatycznych położonych na różnych wysokościach, w tym i z lotnisk górskich w strefie tropikalnej. Z tego względu samolot ma duże koła główne o wymiarach 720×320 mm i koło przednie o wymiarach 295×280 mm, o ciśnieniu 0,3÷0,35 MPa, co pozwala na korzystanie z lotnisk gruntowych wytrzymujących nacisk 3÷3,5 daN/cm<sup>2</sup>. Samolot można użytkować z lotnisk o pokrywie śnieżnej o grubości do 15 cm. Dobrą sterowność i stateczność samolotu podczas ruchu po ziemi uzyskano dzięki zastosowaniu urządzenia przeciwpoślizgowego kół, sterowaniu kołem przednim, możliwości oddzielnego hamowania każdym z kół podwozia głównego, a także dzięki możliwości indywidualnego sterowania ciągiem silników (wynoszącym 1580 daN dla jednego silnika), w tym też ciągiem wstecznym (wynoszącym 1000 daN dla jednego silnika).

Samolot może być użytkowany w temp. od +60°C do –60°C. Dopuszczalna prędkość wiatru boczego przy starcie i lądowaniu wynosi 10 m/s, wiatru wstecznego 4 m/s, a czołowego 20 m/s, przy kołowaniu 20 m/s. Największa dopuszczalna wysokość lotniska nad poziomem morza wynosi 2600 m. Wznoszenie przy mocy startowej wynosi 11,75 m/s, przy mocy przelotowej 8 m/s, na jednym silniku 3,5 m/s, zaś opadanie przy schodzeniu – 25 m/s. Chociaż samolot ma pułap 6000 m, jednak ze względu na brak ciśnieniowej kabiny jego wysokość przelotowa jest ograniczona do 3000 m. Do rozbiegu samolot potrzebuje 265 m, zaś długość startu na wysokość 10,7 m wynosi 360 m, a na jednym silniku wymagana długość drogi startowej wynosi 580 m. Promień zakrętu na ziemi jest znacznie mniejszy od rozpiętości skrzydeł, gdyż wynosi 16 m.

Żywotność płatowca ma wynosić docelowo 30 tys. h lotu lub 30 tys. lądowań w ciągu 15 lat. Dotychczas za pomocą prób udokumentowano żywotność 5000 h lub 5000 lądowań.

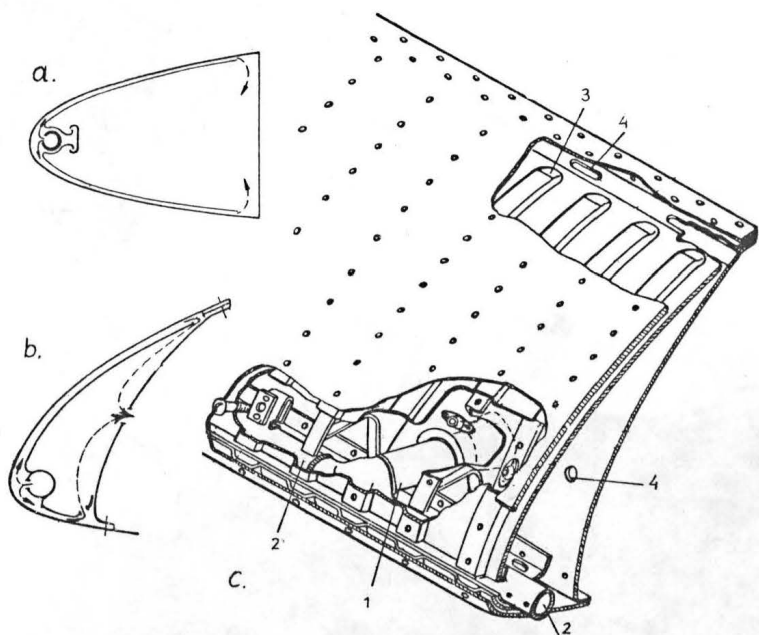
airfields of the tropics. This is why it features large main wheels size 720×320 mm and nose wheels size 295×280 mm with inner pressure of 0,3–0,35 MPa. They permit operation on the ground surface prepared to withstand the pressure of 3–3,5 daN/sq.cm as well as on a runway covered with a 15 cm snow layer. A series of interesting schemes are employed which, if combined, assure good ground agility. These are the main wheel anti-slide system, controllable nose wheel, option to brake each wheel individually and to deliberately control thrust of respective engines (1,580 daN each) including reverse thrust of 1,000 daN for a single engine.

The plane can operate under temperature range of +60°C to –60°C. The admissible cross-wind for take-off and landing is 10 m/s, tail-wind 4 m/s, and head-wind 20 m/s. For taxiing it is 20 m/s. The limit altitude of an airfield over sea level is 2,600 m. The rate-of-climb with T-O power is 11,75 m/s, decreasing to 8 m/s with cruising power and to 3,5 m/s with one engine off, while the reate-of-descent is 25 m/s. Though being designed to the maximum ceiling of 6,000 m the plane can practically fly at 3,000 m because of a non-pressurized cockpit inadequate for higher ceilings. The plane needs 265 m to lift-off while T-O run to clear 10,7 m is 360 m, the former extending to 580 m with one engine off. The ground turning radius exceeding no 16 m is not even as long as the wing span.

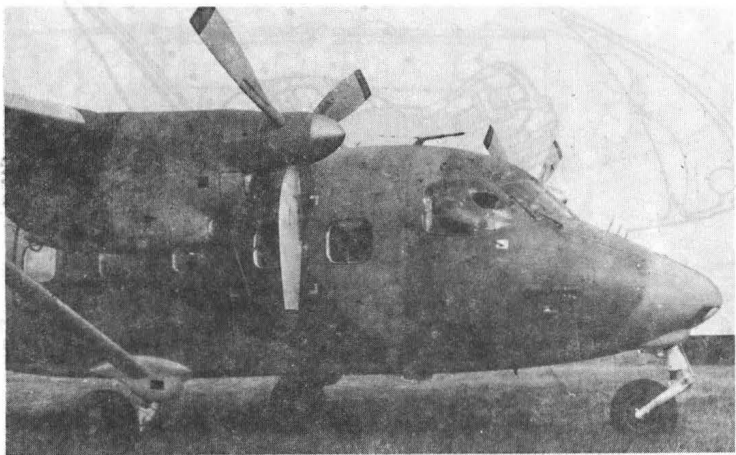
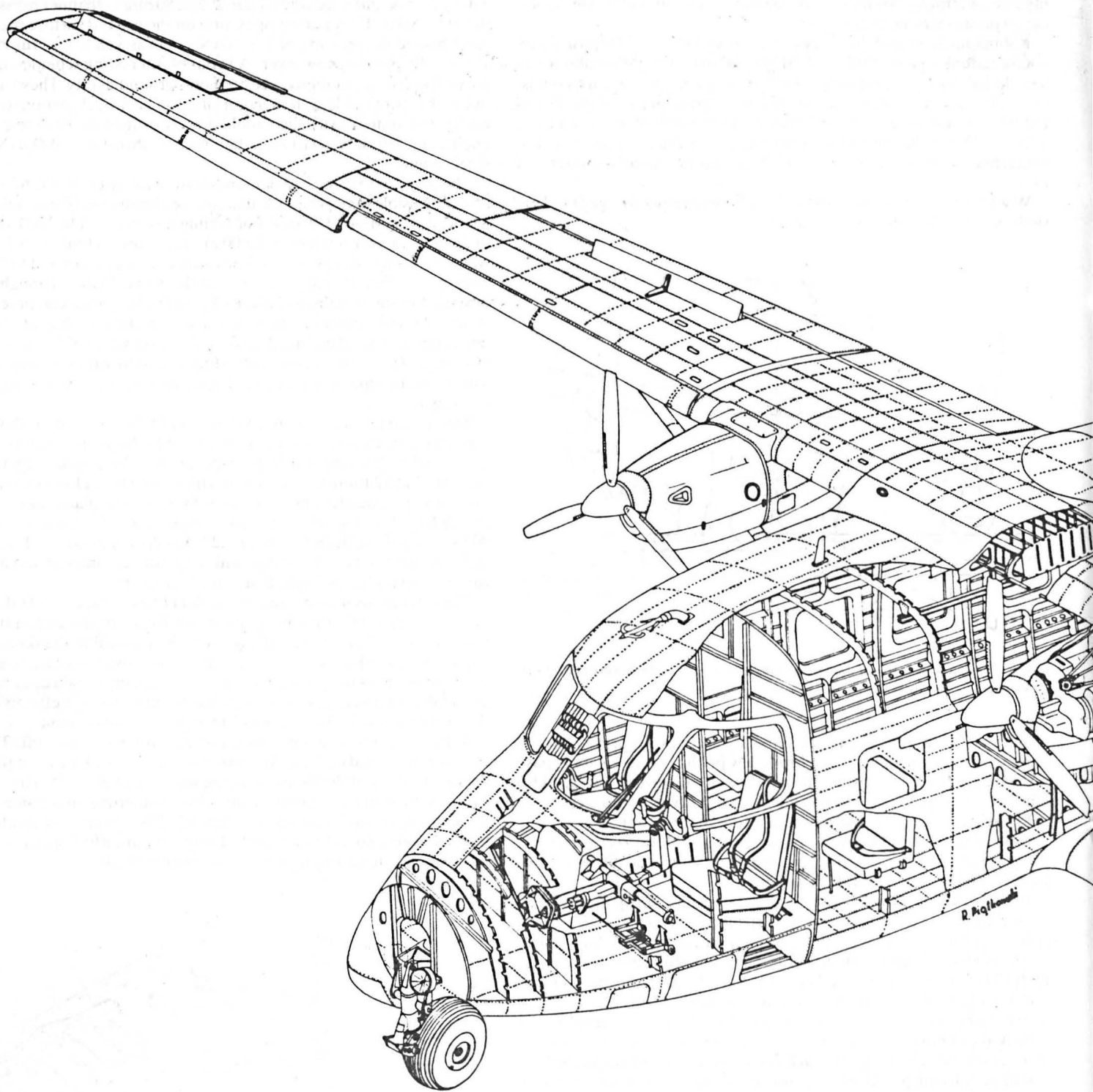
The airframe target life is 30 thousand flight hours or 30 thousand landings over 15 years. Tests conducted so far have proved 5 thousand hours and 5 thousand landings respectively. The engine target life is estimated at 12 thousand hours of which 1 thousand hours have been proved in practice for the first series engines. The plane takes 1,960 l (1,529 kg) of fuel which, at the consumption of 450 l/h and with and a 900 kg cargo is sufficient to cover 1,220 km distance provided for a half an hour fuel reserve. The range with a half of fuel amount and a 2,000 cargo is 560 km including half an hour fuel reserve.

The aircraft, as it comes out of the data presented, e.g. STOL capability, high rate-of-climb, is a good option for small airfields, mountainous regions and tropical climate. This is all possible thanks to great engine power. Many years ago our magazine advocated the extension of the fuselage in the passenger version for a plain terrain operation so as to take 4 passengers more and thus to increase cost-effectiveness. We consider this option as a way of the plane development.

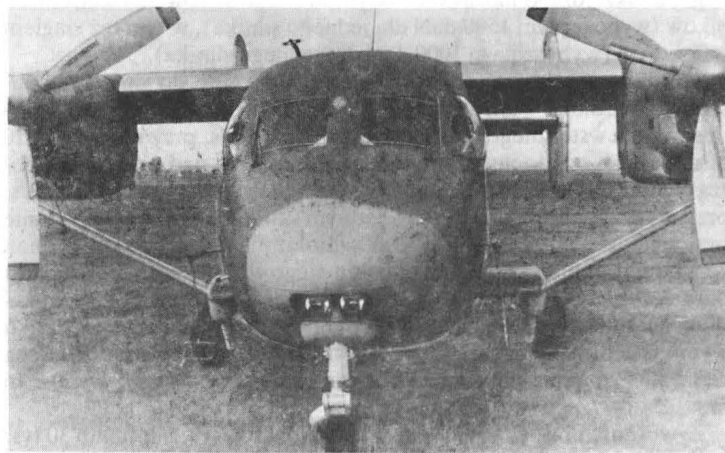
**Roll protection system** is used for flying with one engine off. The system was patented by O.K. Antonov to prevent the plane from the tendency to roll by up to 30° when flying with ene engine off. The system causes actuation of external spoiler (fore of aileron) on the side of the working engine and this reduces roll to 12°. The spoilers are located before ailerons and external parts of flaps on an airfoil upper surface. They support flaps when extended to more than 36°.



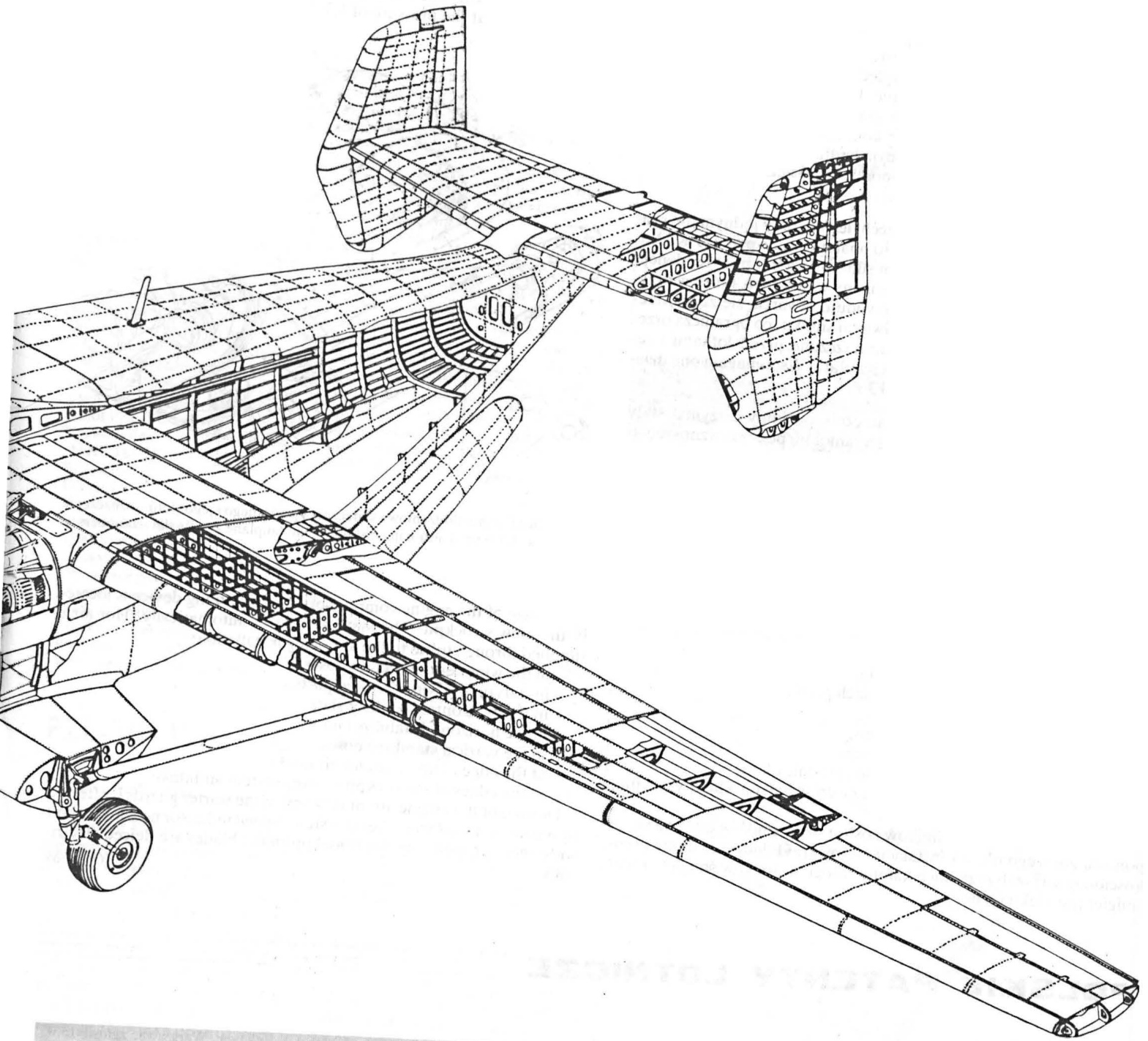
Rys. 4.a) Schemat instalacji odlodzeniowej statecznika pionowego i przykadłubowej części płata, b) schemat instalacji odlodzeniowej slotu skrzydła, c) konstrukcja instalacji odlodzeniowej slotu; 1 – rura zasilająca, 2 – rury rozprowadzające gorące powietrze, 3 – kanały wytłoczone w blaszce, 4 – otwory wylotowe/a) Thermal anti-icing installation in fin an central part of wing, b), c) anti-icing installation in wing slot; 1 – hot air manifold, 2 – pipes, 3 – channels, 4 – exit



Fot. A.Glass



Fot. A.Glass



Fot. A.Glass



Fot. M.Rusiecki

Docelowa żywotność silnika ma wynosić 12 000 h, zaś dotychczas dla pierwszych serii silników uzyskano 1000 h. Samolot zabiera 1960 l (1529 kg) paliwa, które przy zużyciu 450 l/h pozwala z ładunkiem 900 kg przelecieć 1220 km z półgodzienną rezerwą. Z połową paliwa i maksymalnym ładunkiem 2000 kg samolot ma zasięg 560 km z półgodzienną rezerwą.

Oceniając samolot na podstawie powyższych informacji należy podkreślić, że nadaje się on doskonale do użytkowania z małych lotnisk, w górach i w klimacie gorącym, ze względu na właściwości krótkiego startu i lądowania oraz duże wznoszenie. Uzyskane jest to dzięki dużej mocy silników. Przed wielu laty nasze czasopismo postulowało, aby w wersji pasażerskiej przeznaczonej do komunikacji w terenie płaskim zaprojektować odmianę o przedłużonym kadłubie, zabierającą o 4 pasażerów więcej, co zwiększyłoby ekonomiczność samolotu. Jest to nadal otwarta droga rozwoju samolotu.

**Automat zabezpieczający przed przechyleniem przy jednym nie pracującym silniku.** Urządzenie to zostało opatentowane przez O.K. Antonowa. Przy jednym nie pracującym silniku samolot miał tendencję do przechyłu 30°. Samolot jest wyposażony w automat, który w przypadku wyłączenia jednego silnika powoduje otwarcie się zewnętrznego spoileru (przed lotką) na przeciwnym silniku, co ogranicza przechył samolotu do 12°. Spoilery są umieszczone przed lotkami i zewnętrznymi częściami klap, na wierzchu płata. Wspomagają one działanie klap przy ich wychyleniu ponad 36°.

**Statecznik poziomy ze slotem.** Statecznik poziomy otrzymał stały slot dla uzyskania lepszych właściwości samolotu podczas wznoszenia. Jest to rozwiązanie opatentowane.

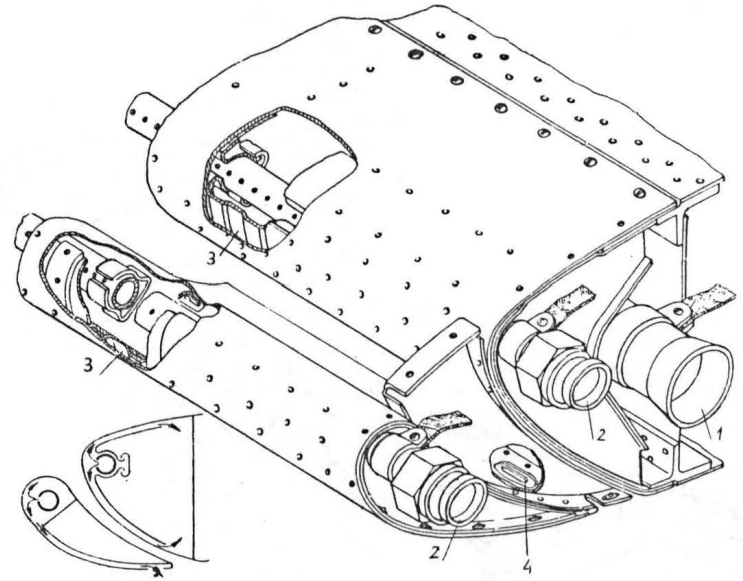
**Instalacja przeciwołodziowa.** Dla samolotu pasażersko-transportowego używanego w temp. do -60°C bardzo ważna jest skuteczna instalacja przeciwołodziowa. Podstawowa instalacja przeciwołodziowa samolotu An-28 jest ogrzewana gorącym powietrzem o temp. 135÷245°C i ciśnieniu 1,7÷4,8×10<sup>5</sup> Pa, pobieranym z szóstego stopnia sprężarek silników. W kabinie załogi znajduje się sygnalizator oblodzenia. Instalacja włącza się automatycznie. Ciepłe powietrze jest dostarczane przewodami rurowymi do instalacji przeciwołodziowej:

- w noskach środkowej części płata,
- w slotach na zewnętrznych częściach płata,
- w slotach statecznika poziomego,
- w noskach statecznika poziomego,
- w noskach stateczników pionowych,
- na krawędzi chwytu powietrza do chłodnic oleju,
- na krawędziach chwytu powietrza do instalacji klimatyzacyjnej kabiny.

Odladzanie wlotów od silników i osłon rozruszników odbywa się za pomocą gorącego oleju z instalacji olejowej. Odladzanie dyszy prędkościomierza, szyb przednich kabiny załogi, kołpaków śmigieł i łopat śmigieł jest elektryczne.

**Horizontal stabilizer with slats.** The horizontal stabilizer features fixed slats to improve flight characteristics at climb. The solution is protected by a patent.

**Anti-icing system.** The essential thing for the safety of a passenger-transport plane operating under temperatures down to -60°C is reliable anti-icing system. The basic system of the An-28 is heated with hot air of 135-245°C at the pressure of 1,7-4,8×10<sup>5</sup> Pa, supplied from the



Rys. 5. Instalacja odłodziowa statecznika poziomego i jego slotu – oznaczenia jak na rys. 4/Thermal anti-icing installation in tailplane and its slat – numbers as on fig. 4

sixth stage of the engine compressors. Icing warning device is located in the crew's cockpit. The system actuates automatically. Hot air is supplied through tubes to the anti-icing installation:

- in the wing central section noses,
- in slats on the wing external parts,
- in the horizontal stabilizer slats,
- in the horizontal stabilizer noses,
- in the vertical stabilizer noses,
- at the edge of an oil cooler air intake,
- at the edges of the cockpit venting system air intake.

Deicing of the engine air intakes and of the starter guards is effected by means of hot oil from the oil system. Speed indicator nozzle, cockpit windshield, propeller spinners and propeller blades are deiced electrically.

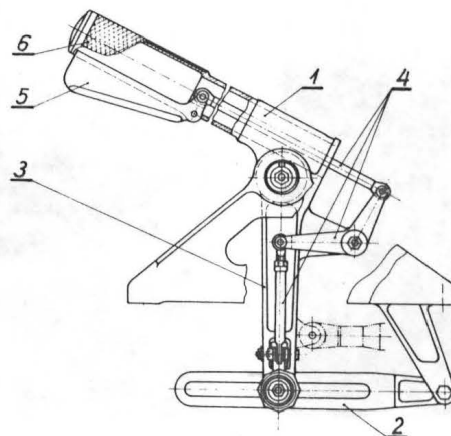
EO/413/89

## POLSKIE PATENTY LOTNICZE

• Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Świdnik zgłosiła 17.12.1987 r. do Urzędu Patentowego PRL do ochrony wzór użytkowy pt. **Mechanizm blokowania w bezstopniowym położeniu dźwigni, zwłaszcza dźwigni sterowania skokiem ogólnym wirnika nośnego śmigłowca** (autorzy: Stanisław Koczara, Piotr Kobus).

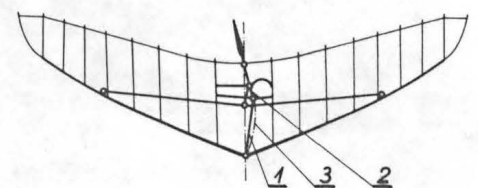
Mechanizm charakteryzuje się tym, że zacisk jest umieszczony na końcu ramienia 3 dźwigni sterowania 1 i samozaciska się pod działaniem sprężyny śrubowej na dwóch ustalaczach listwowych 2 usytuowanych pod podłogą kabiny. Zacisk ten jest kinematycznie sprzężony za pośrednictwem rozblokującego układu dźwigniowo-ciężłowego 4 z elementem przyciskowym 5 wbudowanym w rękojeść 6 dźwigni sterowania 1.

Skrót opisu wzoru użytkowego, chronionego 1 zastrzeżeniem, opublikowano w BUP nr 24/1988, w klasie B24C, pod nr 82067.



• Instytut Lotnictwa, Warszawa, zgłosił 13.05.1987 r. do Urzędu Patentowego PRL do opatentowania wynalazek pt. **Mechanizm sterowania lotnią lub motolotnią** (autor Jerzy Wolf).

Mechanizm charakteryzuje się tym, że kil 1 i 2 lub 3 jest wychylnie połączony w części spływowej skrzydła i jest odkształcalny w swojej części środkowej.



Skrót opisu patentowego, chronionego 6 zastrzeżeniami, opublikowano w BUP nr 24/1988, w klasie B64C, pod nr 265666.



## PZL-105 Wilga 88 • Polska •

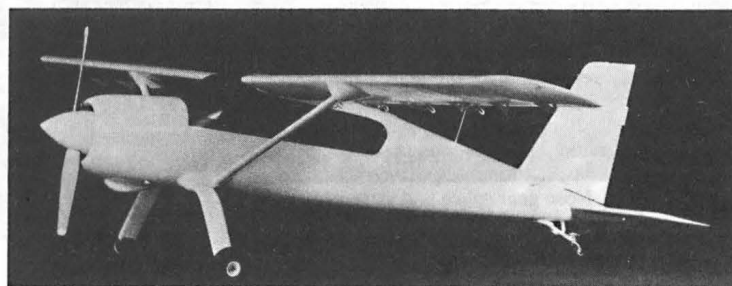
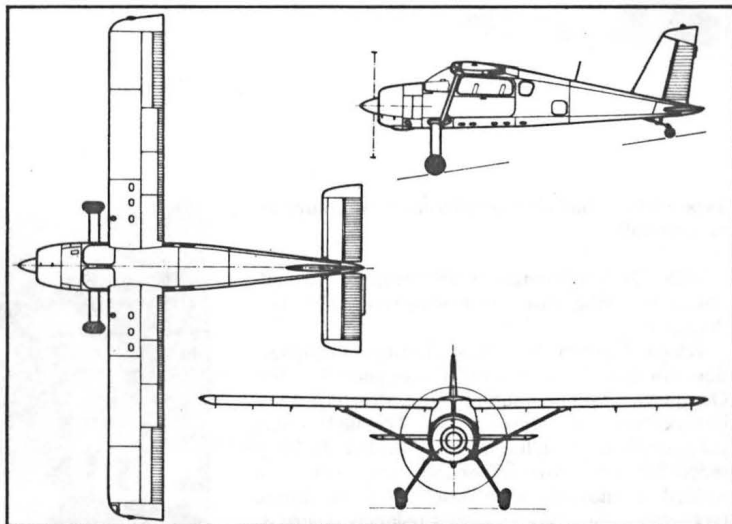
### Samolot wielozadaniowy 4÷6-miejscowy

Jest to nowy, przewidywany jako następca PZL-104, samolot o cechach STOL, przystosowany do eksploatacji z lotnisk gruntowych, projektowany w wersjach: transportowej (udźwig 450 kg), rolniczej (udźwig 500 kg), sportowej (holowanie szybowców, wywożenie spadochroniarzy, loty nawigacyjne), poszukiwawczej geologicznej, sanitarnej, patrolowej i retranslacyjnej.

Samolot zaprojektowano w układzie grzbietopłata z prostokątnym zastrzałowym skrzydłem o profilu opracowanym w ILOT na podstawie profilu GA/W-1. Skrzydło, o konstrukcji dwudźwigarowej, jest wyposażone w segmentowe kłapy Fowlera i klapolotki. W kesonie noskowym skrzydła mieszczą się integralne zbiorniki paliwowe o poj. 270 l. Kadłub jest konstrukcją półskorupową. Obszerna kabina ma duże drzwi z obu stron. Podwozie główne ma kompozytowe goleń sprężyste opracowane przez Politechnikę Warszawską. Koła mogą być uzupełnione nartami. Podwozie tylne z amortyzacją olejowo-gazową. Ogumienie n. kociśnieniowe. Jest także przewidywana wersja pływakowa. Sterownice (wołanty i pedały) pojedyncze lub podwójne. Od połowy 1988 r. trwa budowa 3 prototypów do lotu i 1 do prób statycznych. Dla każdego prototypu przewidziano inny zespół napędowy – będą zastosowane silniki: M-14P (śmigło US-144), AI-14RDP i Lycoming O-720 (moc ograniczona od 265 kW, śmigło trójłopatowe Hartzel C-1904-5 o średnicy 2,30 m). Jest to wynikiem przerwania prac rozwojowych nad silnikami AI-14RD i AI-14RDP oraz przewidywaniem eksportu. Samolot PZL-105 ma być certyfikowany wg przepisów FAR-23 w kat. normalnej. Nazwa Wilga 88 jest nazwą roboczą i nawiązuje do znanego samolotu PZL-104.

### DANE TECHNICZNE i osiągi obliczeniowe (z AI-14RDP)

|                              |                        |
|------------------------------|------------------------|
| Rozpiętość                   | 12,70 m                |
| Długość                      | 8,60 m                 |
| Wysokość                     | 2,80 m                 |
| Powierzchnia skrzydła        | 16,9 m <sup>2</sup>    |
| Masa własna                  | ok. 955 kg             |
| Masa startowa maks.          | 1670 kg                |
| Obciążenie powierzchni       | 98,3 kg/m <sup>2</sup> |
| Obciążenie mocy              | 4,4 kg/kW              |
| Prędkość maks.               | 250 km/h               |
| Prędkość przelotowa          | 235 km/h               |
| Prędkość min. (1670 kg)      | 95 km/h                |
| Wznoszenie (1670 kg/1160 kg) | 5,3/8,7 m/s            |



|                                    |             |
|------------------------------------|-------------|
| Pułap                              | 5500 m      |
| Rozbieg (1160/1670 kg)             | 42/111 m    |
| Start na 15 m (1160/1670 kg)       | 117/218 m   |
| Lądowanie z 15 m (1160/1670 kg)    | 168/201 m   |
| Dobieg (1160/1670 kg)              | 66/94 m     |
| Współczynniki obciążeń konstrukcji | +3,89/-1,52 |

T.M.

## PZL-104 Wilga 35M • Polska •

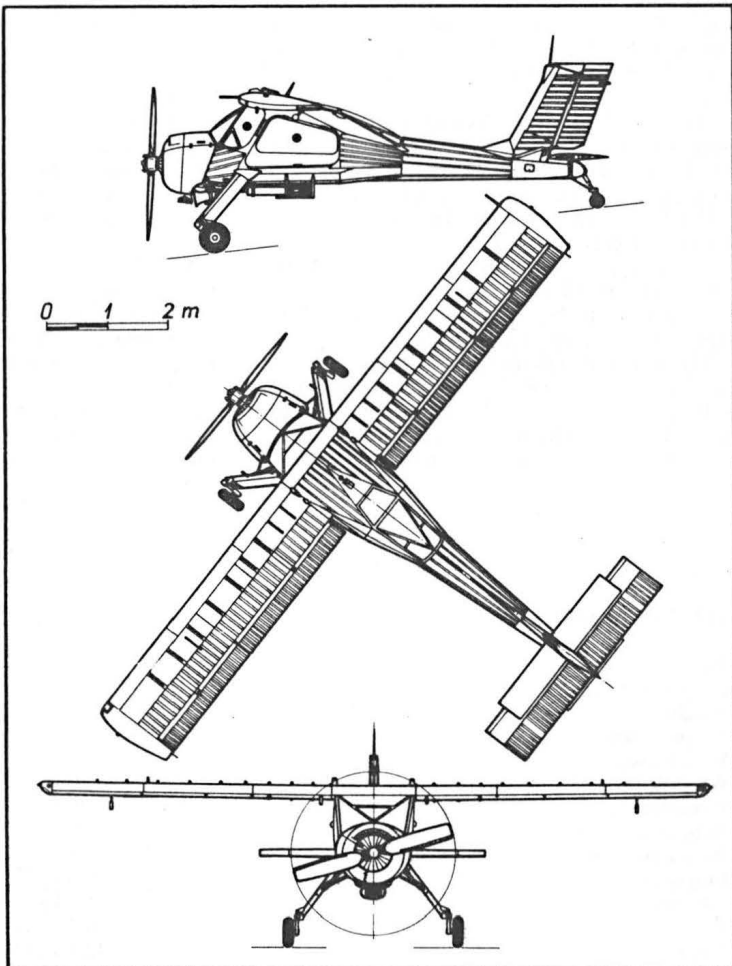
### Samolot wielozadaniowy 4-miejscowy

Samolot Wilga, produkowany od ponad ćwierćwiecza, ciągle cieszy się dużym powodzeniem, podsycanym corocznymi sukcesami polskich pilotów sportowych. Wytwórnia PZL-Warszawa-Okęcie liczyła się już z możliwością zakończenia produkcji samolotu PZL-104, jednak nowe zamówienia odsuwają tę decyzję na następne lata. Ostatnio przystąpiono nawet do prac modernizacyjnych, mających na celu poprawienie osiągnięć popularnej Wilgi. W nowej wersji Wilgi przewiduje się zastosowanie silnika Wiedeniejew M-14P o mocy 265 kW i śmigła dwułopatowego V-530TA-D35 o średnicy 2,40 m (a docelowo własnego śmigła US-144). Przewiduje się zastosowanie w instalacji paliwowej dodatkowego zbiornika do dłuższych przelotów, umieszczonego w kabynie. Zastosowanie nowego zespołu napędowego ma poprawić osiągi pionowe samolotu przy nie zmienionych ekonomicznych parametrach eksploatacyjnych.

### DANE TECHNICZNE i osiągi obliczeniowe

|                        |                        |
|------------------------|------------------------|
| Rozpiętość             | 11,12 m                |
| Długość                | 8,14 m                 |
| Wysokość               | 2,94 m                 |
| Powierzchnia skrzydła  | 15,50 m <sup>2</sup>   |
| Masa własna            | 925 kg                 |
| Masa startowa          | 1400 kg                |
| Obciążenie powierzchni | 90,3 kg/m <sup>2</sup> |
| Obciążenie mocy        | 5,28 kg/kW             |
| Prędkość maks.         | 215 km/h               |
| Prędkość min.          | 70 km/h                |
| Wznoszenie maks.       | 7,5 m/s                |

T.M.



Type. Military basic/advanced trainer and ground attack aircraft.

**DESIGN.** Single-engined turboprop two-seat all-metal low-wing monoplane with retractable landing gear.

**Wings.** Tapered, NACA 64<sub>2</sub>215 (mod.) wing section, dihedral 5°, incidence 0° at root and -3° at tip. One-piece all-metal multi-spar box structure. Four integral fuel tanks in torque box. Torque box skin panels stiffened with hat sections, riveted. Trailing-edge skin panels part stiffened with L-formers, spot welded. Removable wing nose. All-metal slotted type aerodynamically and mass-balanced ailerons, trim tab on port aileron. Ailerons deflection 20° up and 12° down. Single slotted all-metal flaps of max. deflection 40°. Constant chord flaps and ailerons. Fiberglass-epoxy wingtips. Landing light in port wingtip.

**Fuselage.** Rectangular section with elliptical top portion. All-metal semi-monocoque structure. Skin panels stiffened by L-formers, spot welded and riveted to frames. Nose gear space and systems bays in fuselage forward part. Central fuselage part at the wing root section, comprises fuel collector tank and main wheel spaces. Cone-form rear fuselage part. Electric and navigation equipment bays on the port side of fuselage aft of cabin. Rear fuselage cone integral with ventral fin, manufactured of glass-epoxy composite. Crew seats in tandem, cabin interior in combat aircraft style. Modular type instrument and control panels. Electrically adjustable seats adapted for back- and seat-type parachutes, safety harnesses fixed to seats. Cabin interior heated and ventilated. Removable windshield. Jettisonable cockpit canopy, hinged to the right. Glassfibre-epoxy canopy and windshield frames. One piece canopy glass vacuum-formed. Baggage compartment aft of rear seat.

**Tail unit.** Classic type. Rectangular form tailplane with NACA 0010-64 (mod.) airfoil section. Tapered vertical tail unit with same section and sweepback. One-piece two spar horizontal stabilizer with spot welded and riveted structure. Two-section elevator, trim tab on port section. Elevator deflection 30° either way. Rudder with trim tab. Rudder deflection 30° either way. Elevator aerodynamically and mass balanced, rudder horn and mass balanced. Tail unit tips of glassfibre-epoxy composite.

**Flying controls.** Full dual controls (sticks and adjustable pedals). Aileron controls - torque tube on fuselage starboard side and rods in wing. Elevator controls - rods and cables. Rudder controls - cables. Electrically actuated flaps and tabs. Power plant -



Fot. M. Rusiecki

flexible controls, forward and rearward control sectors connected with rods.

**Landing gear.** Tricycle with nosewheel, hydraulically retractable. Telescope-type nose gear, wheel on semi-fork with shimmy damper and centering device. Main wheels on rockers. Hydraulic disc brakes differentially operated. Oleo-pneumatic shock absorbers. Tubeless low pressure tyres. Tyres size: nosewheel 400x140, main wheels 500x200. Emergency extension. Parking brakes.

**Power plant.** Walter M-601E turboprop engine, power rating of 490 kW. Five-blade all-metal constant speed propeller Avia V-510. Engine mount welded of steel tubes. Engine cowling of light alloy. Engine air intake with dross separator.

**Systems.** Fuel system - four integral fuel tanks of total capacity 430 litres, collector tank in fuselage, electrical pumps, system fitted for aerobatics. Electrical system - 28 V DC engine driven 5.6 kW starter/generator, 115 V/400 Hz single phase and 36 V/400 Hz three phase AC from static converters, two 15 Ah batteries. Hydraulic system - to operate landing gear and brakes. Oil system - oil tank fitted for inverted flights, oil cooler with thermostatic valve.

Heating system - using engine bleed air. Oxygen supply system - four bottles of 4 litres each.

**Equipment.** Standby compass, airspeed indicator, altimeter, rate of climb indicator, turn and bank indicator, g-meter, artificial horizon, ADF, turbine RPM-indicator, propeller RPM-indicator, turbine temperature indicator, fuel pressure gauge, oil pressure gauge, oil temperature indicator, fuel gauges, voltammeter, pressure gauges, landing gear position indicator, failure warning system, UHF com radio, intercom, provision for other equipment. First aid kit and fire extinguisher standard.

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

**DESIGN DEVELOPMENT.** The PZL-130TM Orlik Turbo is a second turboprop version of the PZL-130 Orlik basic military trainer. This new version was designed in 1987/1988 by A. Frydrychewicz M.Sc.Eng. team in WSK PZL-Warszawa-Okęcie factory. Power plant prepared in co-operation with Czechoslovak Motorlet factory. Prototype of PZL-130TM was first flown 1989-01-12 (test pilot Jan Gawęcki, M.Sc.Eng.).

TECHNICAL DATA

|                    |                         |                                     |          |
|--------------------|-------------------------|-------------------------------------|----------|
| Wing span          | 8,00 m                  | Diving speed $V_D$                  | 560 km/h |
| Length overall     | 8,73 m                  | Max. level speed                    | 507 km/h |
| Height             | 3,53 m                  | Stalling speed, flaps and gear down | 149 km/h |
| Tailplane span     | 3,50 m                  | Max. rate of climb at S/L           | 16,2 m/s |
| Wheelbase          | 2,22 m                  | Service ceiling                     | 10 000 m |
| Wheeltrack         | 3,10 m                  | Range (internal fuel only)          | 1000 km  |
| Propeller diameter | 2,30 m                  | T-O run (concrete)                  | 200 m    |
| Wing area          | 12,28 m <sup>2</sup>    | Landing run (concrete)              | 380 m    |
| Wing aspect ratio  | 5,21                    | Load factors                        | +6/-3    |
| Empty mass         | 1350 kg                 | Load factors, flaps down            | +2       |
| T-O-mass           | 1977 kg                 |                                     |          |
| Wing loading       | 160,7 kg/m <sup>2</sup> |                                     |          |
| Power loading      | 4,03 kg/kW              |                                     |          |

EO/413/89

T.M.

Samolot szkolno-treningowy i lekki szturmowy

**KONSTRUKCJA.** Jednosilnikowy, turbośmigłowy, dwumiejscowy metalowy dolnopłat z chowanym podwoziem.

**Plat.** Obrys trapezowy, profil NACA 64,215 (mod.), wznios 5°, kąt zaklinowania 0° przy kadłubie i -3° na końcu. Konstrukcja niedzielona, kesonowa, wielopodłużnicowa, całkowicie metalowa. Wewnątrz kesonu 4 integralne zbiorniki paliwowe. Pokrycie kesonu usztywnione omegówkami, nitowane. Pokrycie części splywowej usztywnione kątownikami, zgrzewane. Nosek odemowalny. Lotki szczelinowe, wyważone masowo i aerodynamicznie. Wychylenia lotek 20° w górę i 12° w dół. Na lewej lotce klapka wyważająca. Kłapy szczelinowe metalowe, kąt wychylenia maks. 40°. Końcówki skrzydeł z kompozytu szklano-epoksydowego, w lewej końcówce reflektory do lądowania.

**Kadłub.** Przekrój prostokątny sklepiony eliptyczny u góry, kształt rozwijalny. Konstrukcja półskorupowa metalowa. Usztywnienia pokryć zgrzewane. W przedniej części kadłuba wnęka podwozia przedniego i wnęki zespołów instalacji pokładowych. W miejscu przejścia skrzydła przez kadłub zbiornik rozchodowy instalacji paliwowej i wnęki kół podwozia głównego. Tylna część kadłuba ma kształt stożkowy. Z lewej strony kadłuba za kabiną luk wyposażenia elektronicznego i radionawigacyjnego, za nim - luk akumulatorów. Zakończenie tyłu kadłuba i integralna z nim płetwa podkadłubowa z kompozytu szklano-epoksydowego. Miejsca załogi jedno za drugim, wewnątrz kabiny utrzymane w stylu samolotu bojowego. Tablice przyrządów, pulpity boczne i środkowe - modułowe, łatwo wymienne. Fotele regulowane elektrycznie, przystosowane do spadochronów plecowych i siedzeniowych. Pasy bezpieczeństwa mocowane do foteli. Fotel tylny usytuowany z niewielkim przewyższeniem. Kabina ogrzewana i przewietrzana. Wiatrochron odemowalny. Osłona kabiny z jednego arkusza pleksi formowanego podciśnieniowo. Ramy wiatrochronu i osłony z kompozytu szklano-epoksydowego, szyby klejone do ram. Wsiadanie do kabiny ułatwia chowany stopień oraz uchwyt za kabinę. Za tylnym fotelem bagażnik dostępny z wnętrza kabiny.

**Usterzenie.** Profile obu usterzeń NACA 0010 (mod.), usterzenie poziome prostokątne, pionowe - trapezowe ze skosem. Stateczniki dwudźwigarowe. Ster wysokości dwusegmentowy, na lewym segmentcie klapka wyważająca. Wychylenia steru wysokości po 30° w obie strony. Na sterze kierunku klapka wyważająca, wychylenie steru po 30° w obie strony. Stery wyważone masowo i aerodynamicznie, ster kierunku obciążony rogowo. Końcówki stateczników i sterów z kompozytu szklano-epoksydowego. Przed statecznikiem pionowym duża trójkątna płetwa grzbietowa.



Fot. A. Frydrychewicz

**Sterowanie.** Sterownice (drażki i regulowane pedały) zdwojone. Sterowanie lotkami - rura skrętna przy prawej burcie kabiny, popychacze w skrzydle. Sterowanie sterem wysokości - popychaczowo-linkowe. Sterowanie sterem kierunku - linkowe. Kłapy i klapki wyważające wychylane elektrycznie. Zespół napędowy sterowany popychaczami giętkimi, sektory sterowania połączone popychaczami.

**Podwozie.** Trójkołowe z kołem przednim, chowane hydraulicznie. Podwozie przednie teleskopowe, koło na półwidelcu, samonastawne, z tłumikiem drgań shimmy i mechanizmem centrującym. Podwozie główne z kołami na wahaczach, koła wyposażone z hydrauliczne hamulce tarczowe sterowane różnicowo. Amortyzacja olejowo-gazowa. Ogumienie bezdętkowe niskociśnieniowe: przednie 400x140, główne 500x200. Awaryjne wypuszczanie podwozia - hydrauliczne.

**Zespół napędowy.** Silnik turbośmigłowy Walter M-601E o mocy 490 kW, śmigło pięciopłatowe metalowe o stałych obrotach Avia V-510. Silnik zawieszony na łożu spawanym z rur stalowych. Osłony silnika zgrzewane ze stopu lekkiego. Wlot do silnika zaopatrzony w separator zanieczyszczeń.

**Instalacje.** Paliwowa - 4 integralne zbiorniki skrzydłowe o łącznej pojemności 430 l, zbiornik rozchodowy w kadłubie, instalacja przystosowana do akrobacji. Elektryczna - 28 V prądu stałego, prądo-rozrusznik 5,6 kW, przekładniki statyczne 115 V/400 Hz prądu przemiennego jednofazowego i 36 kV/400 Hz prądu przemiennego trójfazowego, 2

akumulatory 15 Ah. Hydrauliczna - do sterowania podwoziem i hamulcami. Olejowa - przystosowana do akrobacji, chłodnica z zaworem termostatycznym. Ogrzewcza - zasilana z upustu sprężarki silnika. Tlenowa - 4 butle po 4 l każda.

**Wyposażenie.** Busola, prędkościomierz, zakreślnicz z chyłomierz, wariometr, wysokościomierz, sztuczny horyzont, radiokompas, obrotomierz śmigła, termometr turbiny, termometr oleju, manometr paliwa, manometr oleju, paliwomierze, wolt-ampieromierz, wskaźniki instalacji hydraulicznej, wskaźnik położenia podwozia, system sygnalizacji awarii, sygnalizator przeciągnięcia, radiostacja UHF, telefon pokładowy, możliwość zabudowy wyposażenia dodatkowego. W kabinie gaśnica i apteczka.

**Uzbrojenie.** Możliwość montażu celownika, fotokarabinu i systemu sterowania uzbrojeniem. Przewidziano 6 węzłów podskrzydłowych dla uzbrojenia podwieszanego: bomb, zasobników z pociskami niekierowanymi lub zasobników specjalnych.

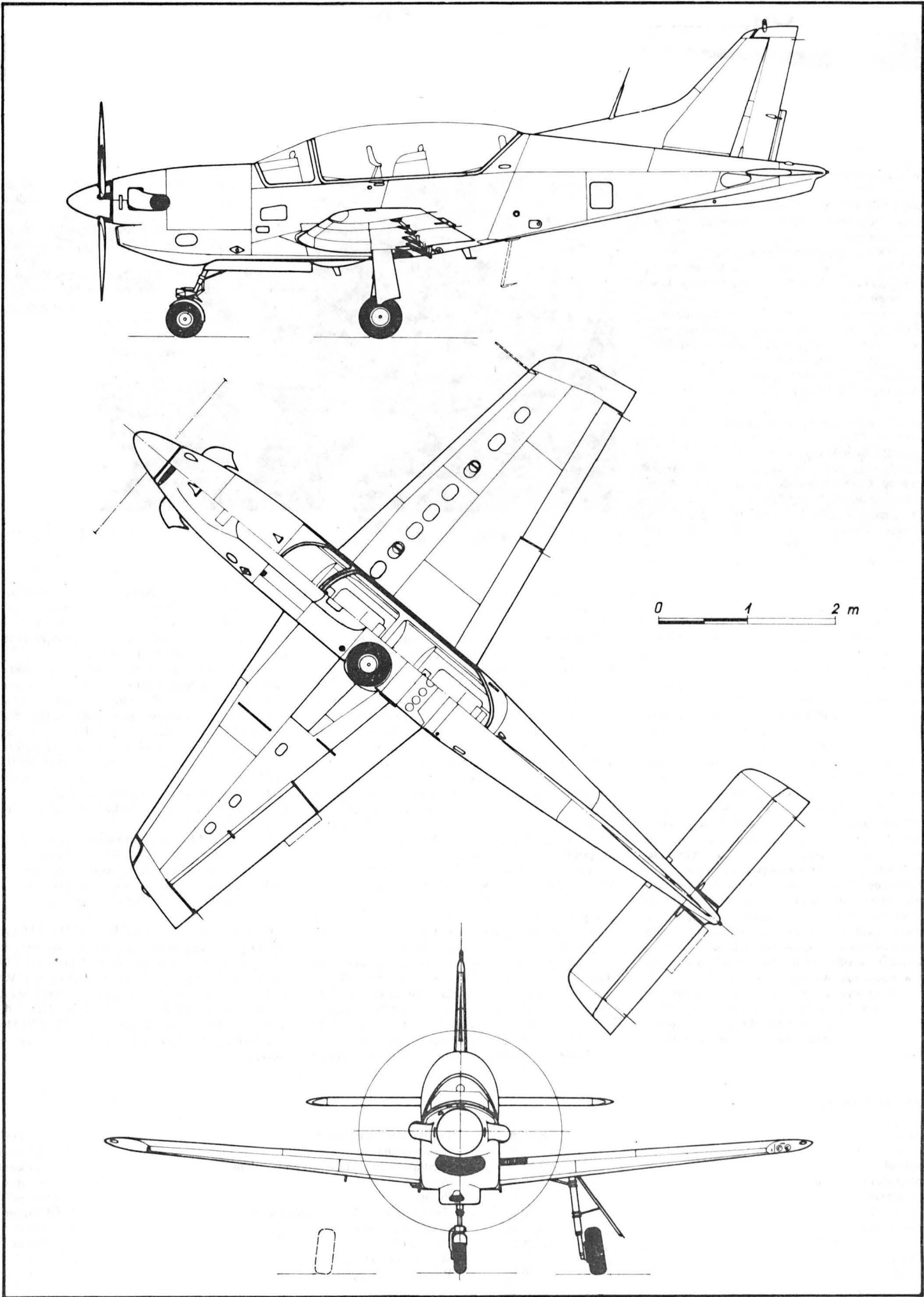
**ROZWÓJ KONSTRUKCJI.** PZL-130TM Orlik Turbo jest drugą turbośmigłową wersją samolotu PZL-130 Orlik, opracowaną w latach 1987/1988 przez zespół mgr inż. A. Frydrychewicza w WSK PZL-Warszawa-Okęcie. Zespół napędowy przygotowano we współpracy z czeskosłowackimi zakładami Motorlet. Prototyp samolotu PZL-130TM został oblatany przez pilota doświadczalnego Jana Gałęckiego.

DANE TECHNICZNE

|                        |                         |                                     |          |
|------------------------|-------------------------|-------------------------------------|----------|
| Rozpiętość             | 8,00 m                  | Prędkość nurkowania $V_D$           | 560 km/h |
| Długość                | 8,73 m                  | Prędkość maks.                      | 507 km/h |
| Wysokość               | 3,53 m                  | Prędkość min. z klapami i podwoziem | 149 km/h |
| Rozpiętość usterzenia  | 3,50 m                  | Wznoszenie maks.                    | 16,2 m/s |
| Baza podwozia          | 2,22 m                  | Pułap                               | 10 000 m |
| Rozstaw kół            | 3,10 m                  | Zasięg (tylko paliwo wewnętrzne)    | 1000 km  |
| Średnica śmigła        | 2,30 m                  | Rozbieg (beton)                     | 200 m    |
| Powierzchnia skrzydła  | 12,28 m <sup>2</sup>    | Dobieg (beton)                      | 380 m    |
| Wydłużenie skrzydła    | 5,21                    | Współczynniki obciążenia            | +6/-3    |
| Masa własna            | 1350 kg                 | Współczynnik obciążenia z klapami   | +2       |
| Masa startowa          | 1977 kg                 |                                     |          |
| Obciążenie powierzchni | 160,7 kg/m <sup>2</sup> |                                     |          |
| Obciążenie mocy        | 4,03 kg/kW              |                                     |          |

EO/413/89

T.M.





**Lekki samolot szkolny i wielozadaniowy**

**KONSTRUKCJA.** Jednosilnikowy, cztermiejsowy, całkowicie metalowy, wolnonośny dolnopłat.

**Plat.** Obrys prostokątny, profil NACA 64A416 (mod.). Wznios 7,125°, kąt zaklinowania 4°. Konstrukcja całkowicie metalowa jednodźwigarowa. Keson i segmenty splotowe zgrzewane elektrycznie punktowo. Automatyczne sprzężone sloty na całej rozpiętości. Lotki wyważone masowo i aerodynamicznie. Kłapy typu Fowlera. Konstrukcja lotek i kłap metalowa, pokrycia z blachy żłobkowanej. Reflektory do lądowania i kołowania w lewej końcówce skrzydła.

**Kadłub.** Konwencjonalna konstrukcja całkowicie metalowa, nitowana ze zgrzewanych segmentów. W kabynie dwa fotele obok siebie i kanapa tylna. Duża osłona kabiny odsuwana do tyłu. Kabina ogrzewana i przewietrzana.

**Usterzenie.** Klasyczne, z całkowicie metalowymi dwudźwigarowymi statecznikami. Stery wyważone masowo i aerodynamicznie, pokryte blachą żłobkowaną. Kłapka wyważająca na sterze wysokości.

**Sterowanie.** Sterownice (drażki i pedały) zdwojone. Lotki sterowane za pomocą popychaczy, stery kierunku i wysokości – układami popychaczowo-cięgnowymi. Kłapka wyważająca sterowana ręcznie. Kłapy wychylane elektrycznie.

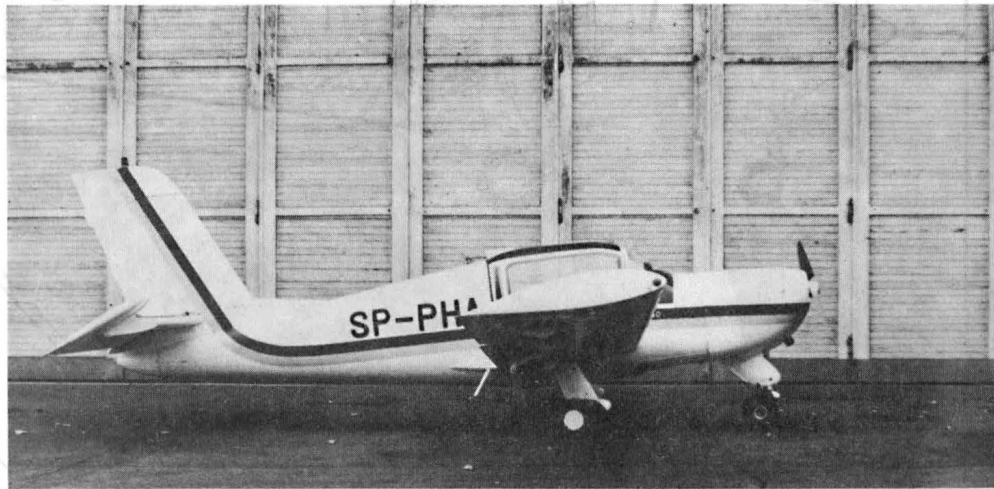
**Podwozie.** Stałe, trójkołowe z kołem przednim. Koło przednie na półwidelcu z mechanizmem centrującym, koła główne na wahaczach. Amortyzacja olejowo-gazowa. Hamulec postojowy standardowy.

**Zespół napędowy.** Płaski, czterocylindrowy, chłodzony powietrzem silnik Lycoming 0-320-E2A o mocy 112 kW przy 2700 obr./min. Śmigło metalowe dwułopatowe o stałych obrotach Sensenich 74DM-O-58 z kołpakami. Łoże silnika spawane z rur stalowych. Osłony zespołu napędowego z kompozytu szklano-epoksydowego.

**Instalacje.** Paliwowa – dwa zbiorniki ze stopu lekkiego w kesonach płata, poj. 96 l. Elektryczna – alternator 50 A, akumulator 12 V/30 Ah, przekaźnik nadnapięciowy, gniazdko zasilania lotniskowego. Ogrzewczo-wentylacyjna – standardowa, wymiennik ciepła na kolektorze spalin, zawór regulacyjny.

**Wyposażenie.** Normalny zestaw przyrządów, ADF, VOR, radiostacja UHF, żyroskopowy wskaźnik położenia, zakrętomierz z chylomierzem, wskaźnik kursu.

**ROZWÓJ KONSTRUKCJI.** Projekt opracowano w latach 1987/1988. Prototyp (SP-PHA) został oblatany 27 września 1988 r. przez pilota doświadczalnego M. Axlera.



Fot. R. Malachowski

**Type.** Four-seat primary training and multipurpose light aircraft

**DESIGN.** Single-engine cantilever low-wing all-metal mono-plane.

**Wings.** Rectangular form, wing section NACA 63A416 (mod.). Dihedral 7,125°, incidence 4°. All-metal single-spar structure. Electrically spot-welded wing torque box and trailing edge segments. Full-span automatic slats. Aerodynamically and mass-balanced ailerons. Fowler-type flaps. Ailerons and flaps of all metal structure with corrugated skins. Landing/taxiing lights in port wingtip.

**Fuselage.** Light alloy semi-monocoque structure riveted of big spot-welded sections. Cabin interior with two seats side by side and bench seat at rear. Large rearward sliding canopy. Cabin heated and ventilated.

**Tail unit.** Conventional type, with all-metal two-spar stabilizers structure. Aerodynamically and mass-balanced rudder and elevator with corrugated skins. Trim tab on elevator.

**Flying controls.** Full dual controls (sticks and pedals). Aileron controls – rods, elevator and rudder

controls – cables rods. Trim tab operated manually. Flaps operated electrically.

**Landing gear.** Fixed type, tricycle with nosewheel. Nosewheel on semi-for with centering device, mainwheels on rockers. Hydraulic disc brakes on mainwheels. Oleo-pneumatic shock absorbers. Parking brake as standard.

**Power plant.** Four-cylinder, flat-type, air cooled Lycoming 0-320-E2A engine of 112 kW at 2700 r.p.m. Two-blade constant speed metal propeller Sensenich 74DM-0-58 with spinner. Engine mount/welded of steel tubes. Engine cowlings of glass-epoxy composite.

**Systems.** Fuel system – two light alloy tanks in wing torque box, capacity of 96 l. Electrical system – 50A alternator, 12 V/30 Ah battery, overvoltage relay, external source connector. Heating and ventilating system – standard, with heat exchanger on exhaust engine collector and control valve.

**Equipment.** Normal flight instrumentation, ADF, VOR, UHF transceiver, gyro attitude indicator, turn and bank indicator, direction indicator.

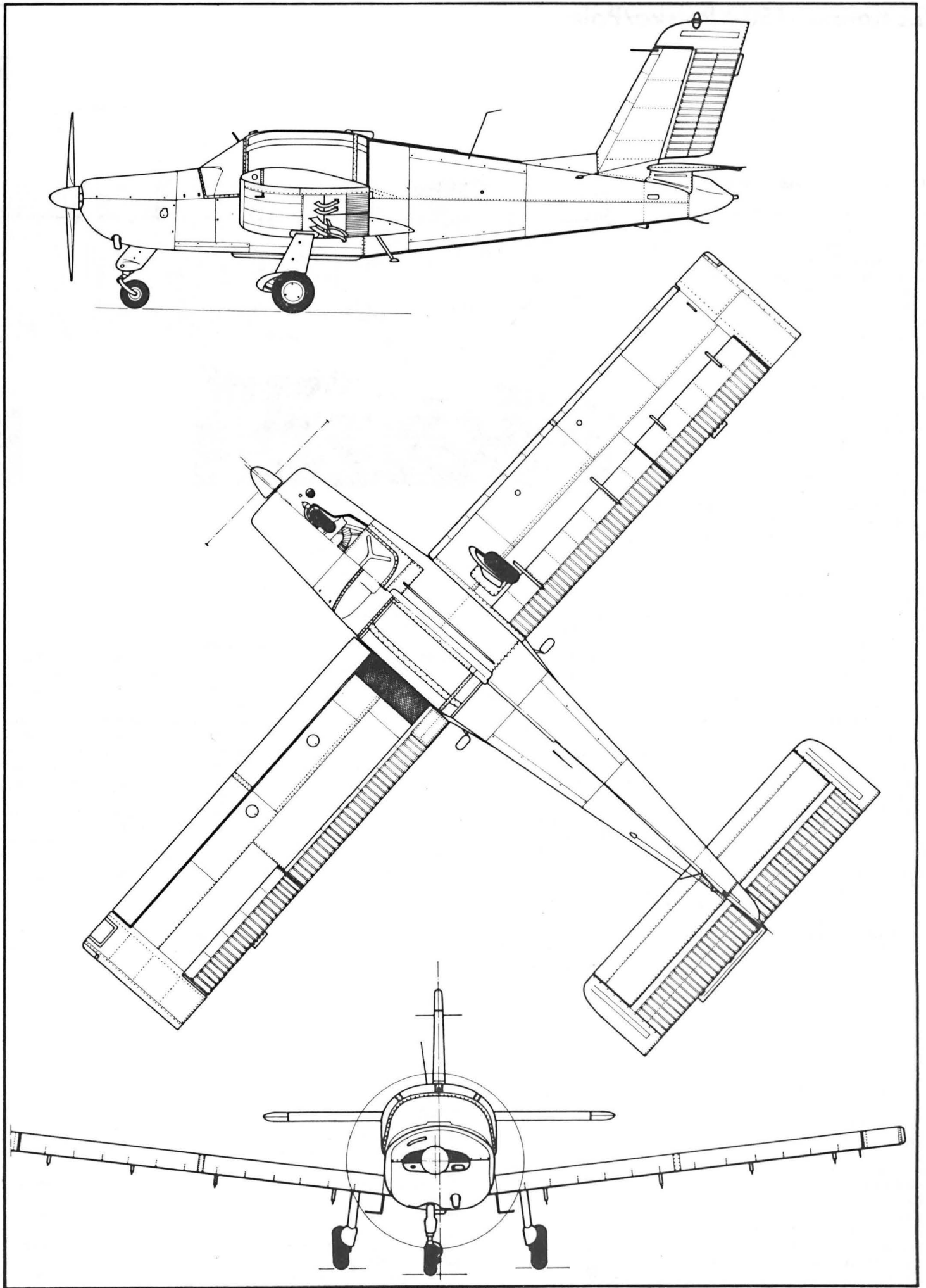
**DESIGN DEVELOPMENT.** Design was started in 1987/1988. Prototype (SP-PHA) was first flown 1988-09-27 (test pilot M. Axler, M.Sc.Eng.).

**DANE TECHNICZNE/TECHNICAL DATA**

|  |                        |  |            |
|--|------------------------|--|------------|
| Rozpiętość/Wing span                             | 9,74 m                 | Prędkość min. bez kłap/Stalling speed, flaps up          | 92 km/h    |
| Długość/Length overall                           | 7,30 m                 | Prędkość min. z kłapami/Stalling speed, flaps down       | 82 km/h    |
| Wysokość/Height overall                          | 2,80 m                 | Wznoszenie, 770 kg/Rate of climb, 770 kg                 | 4,2 m/s    |
| Powierzchnia skrzydła/Wing area                  | 12,66 m <sup>2</sup>   | Wznoszenie, 850 kg/Rate of climb, 850 kg                 | 3,4 m/s    |
| Masa własna/Empty mass                           | 548 kg                 | Pułap/Service ceiling                                    | 3700 m     |
| Masa startowa, kat. N/T-O-mass, cat. N           | 850 kg                 | Zasięg/Range   | 600 km     |
| Masa startowa, kat. U/T-O-mass, cat. U           | 770 kg                 | Rozbieg/T-O run  | 146 m      |
| Obciążenie pow. maks./Max. wing loading          | 61,1 kg/m <sup>2</sup> | Długość startu na 15 m/T-O run to 15 m obstacle          | 354 m      |
| Obciążenie mocy/Max. power loading               | 7,6 kg/kW              | Lądowanie z 15 m/Landing from 15 m obstacle              | 290 m      |
| Prędkość dop., kat. N/Never-exceed speed, cat. N | 250 km/h               | Dobieg/Landing run                                       | 128 m      |
| Prędkość dop., kat. U/Never-exceed speed, cat. U | 270 km/h               | Dop. współcz. obc., kat. U/Ultimate load factors, cat. U | +4,4/-1,76 |
| Prędkość maks./Max. level speed                  | 200 km/h               |  |            |
| Prędkość przelot. ekon./Cruising econ. speed     | 140 km/h               |  |            |

EO/413/89

T.M.



Jednomiejscowy szybowiec wyczynowy klasy standard

**KONSTRUKCJA.** Średniopłat kompozytowy (szkło-żywica epoksydowa) z usterzeniem w układzie T i z chowanym podwoziem.

**Płat.** Wolnonośny, trapezowy z końcówką o eliptycznej krawędzi natarcia. Profil skrzydła NN-27. Wznios 3°. Konstrukcja szklano-epoksydowa, jednodźwigarowa z dźwigarem dwuteowym, pokrycie przekładkowe. Lotka zawieszona na 5 zawiasach, wypełniona pianką. Hamulce aerodynamiczne dwupłytkowe na górnej powierzchni płata. Połączenie dźwigarów widłowe z dwoma poziomymi sworzniami. Skrzydła są połączone z kadłubem czterema trzpieniami zamocowanymi na końcach zalaminowanych w kadłubie.

**Kadłub.** Kompozytowy skorupowy. Kabina pilota z podwójnej skorupy. Pedaly i oparcie pilota nastawne. Tablica przyrządów kolumnowa. Osłona kabiny odchylana do góry w przód. W nosie kadłuba



chwyt powietrza wentylacyjnego i dajnik ciśnienia całkowitego.

**Usterzenie.** Stateczniki o konstrukcji skorupowej. W stateczniku pionowym antena. Statecznik poziomy mocowany systemem SZD. Ster wysokości wypełniony pianką. Ster kierunku z pokryciem przekładkowym. Napęd lotek, hamulców aerodynamicznych i steru wysokości – popychaczami, z automatycznym łączeniem podczas montażu. Napęd steru kierunku, hamulca podwozia i zaczepu – linkami. Ster wysokości wyważony sprężyną regulowaną dźwignią na drążku sterowym.

**Podwozie.** Nieamortyzowane chowane koło główne  $\phi$  350 mm z hamulcem i kółko ogonowe  $\phi$  200 mm. Na widelcu koła głównego zaczep holowniczy TOST.

**Instalacja.** W skrzydłach zbiorniki na 190 l balastu wodnego, a w tyle kadłuba pod statecznikami pionowymi – zbiornik na 10 l wody.

**ROZWÓJ KONSTRUKCJI.** Projekt SZD-55 opracowywał zespół pod kierunkiem mgr. inż. Tadeusza Łabucia od marca 1985 r. do marca 1986 r. Po zbadaniu w locie przyjętego profilu skrzydła NN-17, przeprowadzono dalszą optymalizację profilu. W wyniku otrzymano na Politechnice Warszawskiej profil NN-27. Do marca 1987 r. zmodyfikowano projekt i oznaczono go SZD-55-1. Pierwszy prototyp szybowca SP-P501 (nr fabr. X-144) wykonał pierwszy lot 15 sierpnia 1988 r., a drugi prototyp SP-P502 (nr fabr. X-145) – 3 stycznia 1989 r. Szybowiec nieoficjalnie jest nazywany Promyk.

Type. Single-seat high-performance Standard Class sailplane

**DESIGN.** Mid-wing glassfibre sailplane with T-tail and retractable mono-wheel landing gear.

**Wing.** Cantilever monoplane of tapered form with elliptic trailing edge of outer part of wing. Wing section NN-8. Dihedral 3°. Glassfibre single-spar structure and glassfibre sandwich skin. The aileron hinged in five point. The two-plate airbrake on upper side of wing. Forked wing fitting with two bolts. Wing fitted to fuselage in four points.

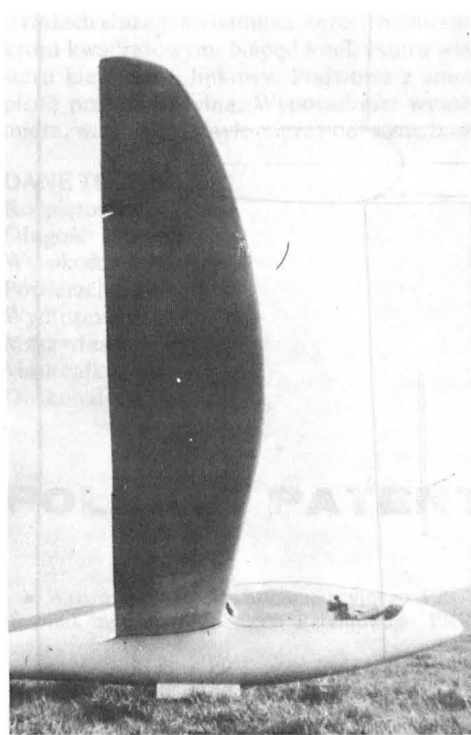
**Fuselage.** The monocoque glassfibre structure. Rudder pedals and backrest adjustable. One-piece cockpit canopy forward hinged. Column – type instrument panel.

**Tail unit.** Cantilever T-tail glassfibre structure. Elevator with spring trim operated from the cockpit. Ailerons, elevator and airbrake actuated by push-rods, rudder by cables.

**Landing gear.** Mechanically-retractable mono-wheel of 350 mm diameter with brake. Tail wheel of 200 mm diameter. CG towing hook TOST type on the main wheel fork.

**Installation.** 190 litres of water ballast in the wing tanks. 10 l of water ballast in the tail under the fin.

**DESIGN DEVELOPMENT.** SZD-55-1 sailplane was designed by a team headed by Tadeusz Łabuc. First prototype SP-P501 (c/n X-144) was flown for the first time on 15 August 1988, and the second prototype SP-P502 (c/n X-145) – on 3 January 1989.



#### DANE TECHNICZNE/TECHNICAL DATA

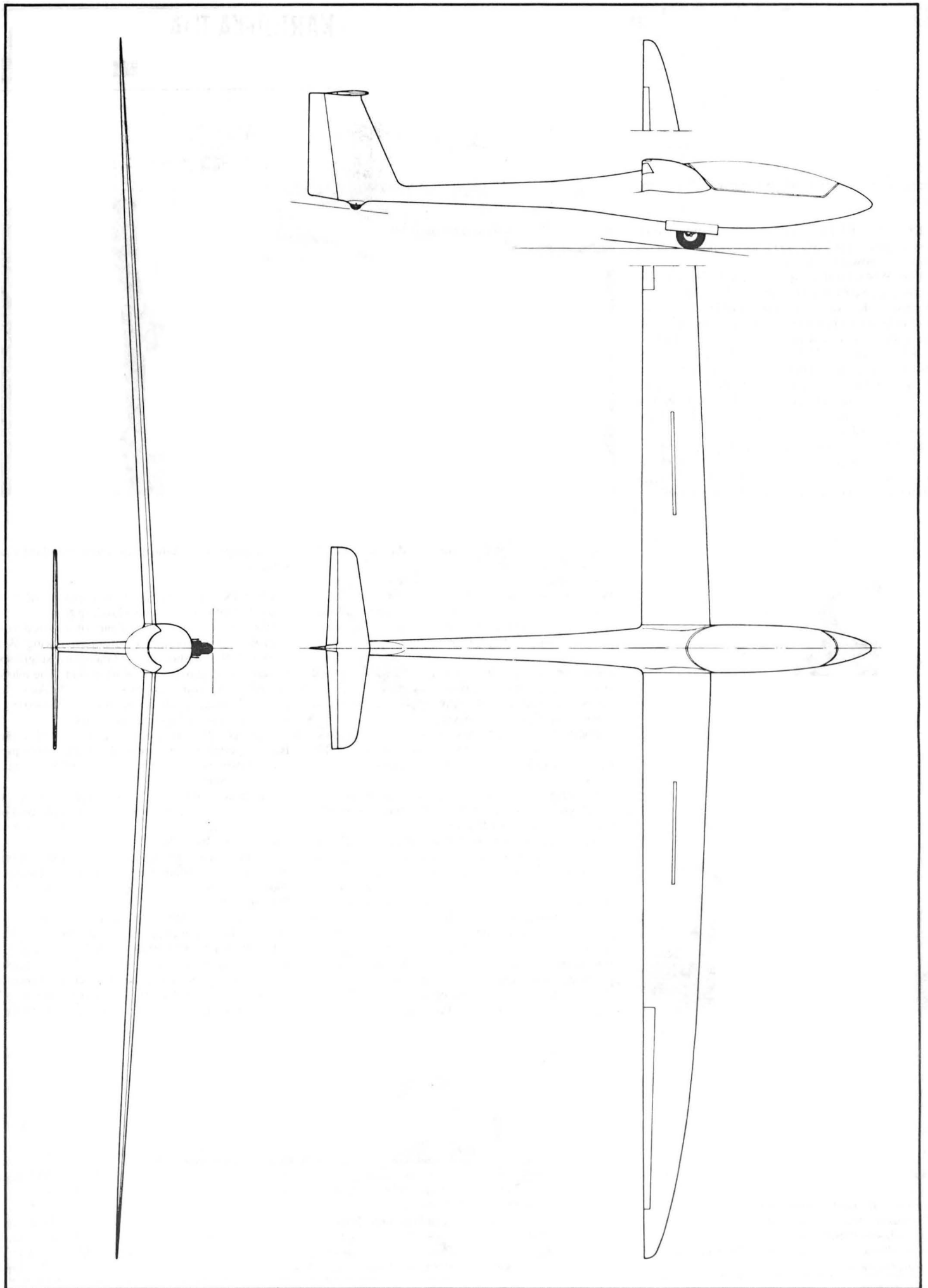
Rozpiętość/Wing span  
Długość/Length overall  
Wysokość/Height over tail  
Powierzchnia nośna/Wing area  
Wydłużenie/Wing aspect ratio  
Masa własna/Weight empty equipped  
Masa całkowita z balastem/Max. T-O weight with water ballast

15,0 m  
6,85 m  
1,47 m  
9,6 m<sup>2</sup>  
23,4  
205 kg  
500 kg

Osiągi\*) przy obciążeniu powierzchni/Performance\*)  
at wing loading  
Doskonałość/Best glide ratio  
przy/at  
Opadanie min./Min sink  
przy/at  
Prędkość min./Stalling speed  
Prędkość dopuszczalna/Max. permissible speed

31,25 50,5 kg/m<sup>2</sup>  
43,0 44,1  
88,4 119 km/h  
0,545 0,686 m/s  
79,4 100,4 km/h  
66 84 km/h  
250 250 km/h

\*) Obliczeniowe/Calculated  
EO/413/89



REV 001



# PW-3 Bakcyl • Polska •

Dwumiejscowy szybowiec szkolny

14 sierpnia 1988 r. został oblatany prototyp szybowca Bakcyl, zaprojektowanego i zbudowanego przez Zespół Naukowo-Badawczy Technologii Konstrukcji Kompozytowych Instytutu Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej Politechniki Warszawskiej. Szybowiec spełnia wymagania przepisów JAR-22.

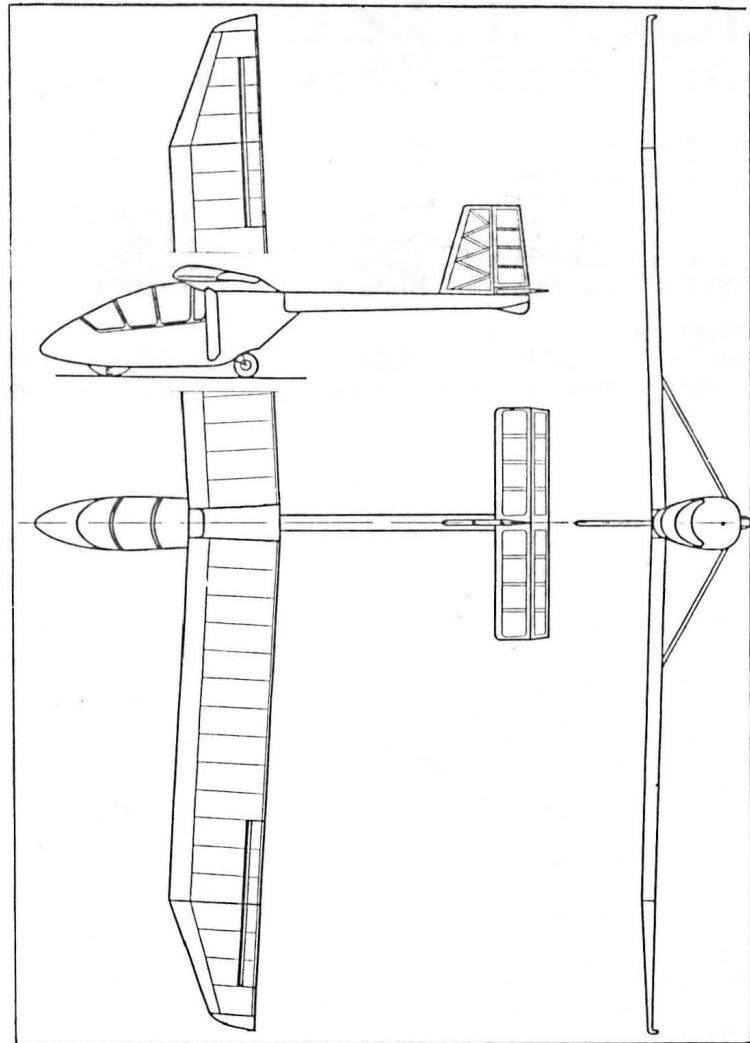


Fot. J. Filipiak

Szybowiec jest wykonany z kompozytu szklano-epoksydowego. Płat o profilu CAGI R-III, jednodźwigarowy z kesonem, w części zadźwigarowej kryty płótnem. Lotki Friese. Obracane owiewki na zastrzałach służą jako hamulce aerodynamiczne. Belka ogonowa o przekroju kwadratowym. Napęd lotek i steru wysokości – popychaczowy, steru kierunku – linkowy. Podwozie z amortyzowanym kołem oraz płożą przednią i tylną. Wyposażenie: wysokościomierz, prędkościomierz, wariometr, chylomierz podłużny, busola i radiostacja.

**DANE TECHNICZNE**

|                    |                     |
|--------------------|---------------------|
| Rozpiętość         | 14,65 m             |
| Długość            | 7,25 m              |
| Wysokość           | 2,50 m              |
| Powierzchnia nośna | 17,5 m <sup>2</sup> |
| Wydłużenie         | 12,0                |
| Masa własna        | 220 kg              |
| Masa całkowita     | 420 kg              |
| Doskonałość        | 20                  |

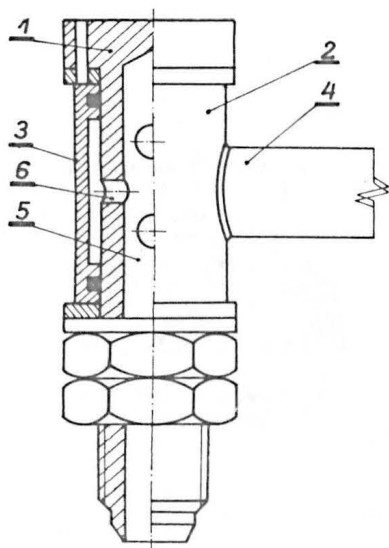


|  |            |
|--|------------|
| Opadanie                               | 0,9 m/s    |
| Prędkość min.                          | 50 km/h    |
| Prędkość dopuszczalna                  | 180 km/h   |
| Współczynnik obciążenia dopuszczalnego | +5,3/-2,65 |

A.G.

## POLSKIE PATENTY LOTNICZE

• Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Świdnik zgłosiła do Urzędu Patentowego PRL



wzór użytkowy na **ruchomą owiewkę silnika statku latającego** (autorzy: Andrzej Kwiecień, Krzysztof Migut, Stanisław Trębacz).

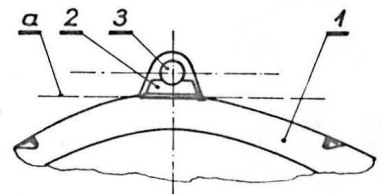
Ruchoma owiewka silnika charakteryzuje się tym, że osłona ma zabudowane przewody gaśnicze z rozpylaczami stanowiące jej konstrukcję nośną. Sworzeń 1 zawiasu 2 umieszczony wewnątrz tulei 3, do której jest przymocowane ramię 4 zawiasu, jest zaopatrzony w osiowy otwór 5 i otwory 6 rozmieszczone promieniowo, doprowadzające środek gaśniczy do przedziału silnikowego.

Skrót opisu wzoru użytkowego, opatrzony 1 zastrzeżeniem, opublikowano w BUP nr 17/1988, w klasie B64D, pod nr. 81252.



• Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Świdnik zgłosiła do Urzędu Patentowego PRL wzór użytkowy pn. **Belka ogonowa śmigłowca** (autorzy: Stanisław Trębacz, Roman Wnuczka).

Belka ogonowa charakteryzuje się tym, że ma w górnej powierzchni ścięcie tworzące płaszczyznę *a*, równoległą do osi *x-x* wału transmisyjnego. Do płaszczyzny *a* belki ogonowej 1 są zamocowane wsporniki 2 o jednakowej wysokości, mocujące



gniazda łożyskowe 3 wału transmisyjnego. Belka umożliwia unifikację wsporników mocujących gniazda łożyskowe wału transmisyjnego.

Skrót opisu wzoru użytkowego, chronionego 1 zastrzeżeniem, opublikowano w BUP nr 15/1988, w klasie B64C, pod nr. 80901.

ul. Bartycka 20, pok. 81  
00-716 Warszawa  
tel. 40-38-02; 40-00-21 w. 258

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

Wydawca  
WYDAWNICTWO CZASOPISM I KSIĄŻEK TECHNICZNYCH  
SIGMA Przedsiębiorstwo Naczelnej Organizacji Technicznej

## SPIS TREŚCI/CONTENTS

|   | str./Page |
|---|-----------|
| A. Glass: Polski przemysł lotniczy w 1989 r./Polish aviation industry in 1989 | 1         |
| POLSKIE PATENTY LOTNICZE  | 4         |
| Samoloty, śmigłowce i szybowce PZL/PZL Aircraft                               | 5         |
| A. Glass: O samolocie An-28/A few words about the An-28                       | 10        |
| POLSKIE PATENTY LOTNICZE  | 14        |
| PROJEKTY: PZL-105 Wilga 88  | 15        |
| PZL-104 Wilga 35M   | 15        |
| KARTOTEKA TLiA:   |           |
| PZL-130TM Orlik Turbo   | 16        |
| PZL-130TM Orlik Turbo   | 17        |
| PZL Koliber-150   | 19        |
| SZD-55-1  | 21        |
| PROTOTYPY: PW-3 Bąkyl   | 23        |
| POLSKIE PATENTY LOTNICZE  | 23        |
| Polskie zakłady lotnicze PZL/Polish Aviation Works PZL                        | II okł.   |
| KSIĄŻKI LOTNICZE  | III okł.  |

Na okładce: Śmigłowce PZL W-3 Sokół – rys. K. Cieślak

GLASS A.: Polski przemysł lotniczy w 1989 r. TLiA, t. XLIV, 1989, nr 5, s. 1

Przedstawiono działalność poszczególnych wytwórni lotniczych. Omówiono zarówno produkcję, prototypy w próbach, jak i prace projektowe.

GLASS A.: O samolocie An-28. TLiA, t. XLIV, 1989, nr 5, s. 10

Przedstawiono charakterystyczne cechy dwusilnikowego samolotu wielozadaniowego PZL An-28: możliwości przystosowania kabiny do różnych zadań, właściwości eksploatacyjne, system zabezpieczenia przed przechyłem przy jednym silniku wyłączonym oraz system odladzania.

## CONTENTS

GLASS A.: Polish aviation industry in 1989. TLiA, vol. XLIV, 1989, № 5, p. 1

The operation of respective aviation companies has been discussed. Production, prototypes under testing and new projects have been presented.

GLASS A.: A few words about the An-28. TLiA, vol. XLIV, 1989, № 5, p. 10

Specific features have been discussed of a twin-engine general-purpose PZL An-28: adaptation of the cockpit to a number of various tasks, operating data, roll protection system for flying with one engine off and anti-icing system.

## ZUSAMMENFASSUNGEN

GLASS A.: Polnische Flugzeugindustrie im Jahre 1989. TLiA, XLIV Jhr., 1989, H. 5, S. 1

Dargestellt wird die Tätigkeit einzelnen Flugzeugherstellerwerken. Besprochen werden die Produktion, Prototypenproben wie auch die Projektarbeiten.

GLASS A.: Über den An-28 Flugzeug. TLiA, XLIV Jhr., H. 5, S. 10

Dargestellt werden charakteristische Eigenschaften eines Mehrzweckflugzeuges An-28 mit Doppeltriebwerk: Anpassungsmöglichkeiten der Kabine für unterschiedliche Zwecke, Nuzungeigenschaften, Sicherungssystem vor Seitenrollen mit nur einem laufenden Triebwerk und Enteissensystem.

## СОДЕРЖАНИЯ

ГЛЯСС А.: Польская авиационная промышленность в 1989 г. TLiA, T.44, 1989, № 5, с. 1

Описана работа отдельных авиационных предприятий, включая производство, прототипы в ходе испытаний а также проектные работы.

ГЛЯСС А.: О самолете Ан-28. TLiA, T.44, 1989, № 5, с. 10

Описываются особенности двухдвигательного многоцелевого самолета ПЗЛ Ан-28: возможность приспособления кабины для разных применений, эксплуатационные характеристики, система предотвращения крена при неработающем одном двигателе а также противообледенительная система.

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

Redaktor naczelny  
mgr inż. Andrzej Glass

Sekretarz Redakcji  
Elżbieta Olejarz

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

Rada programowa:  
mgr inż. W. Blaszczyk, mgr inż. Z. Girulski, mgr inż. A. Glass,  
doc. dr inż. H. Grzegorezyk, mgr inż. J. Grzegorzewski (wiceprzewodniczący), mgr inż. F. Gwiżdż, mgr inż. E. Kolodziński, 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. Misiorok,  
mgr inż. W. Mójta, mgr inż. Z. Olszański, mgr inż. K. Sater,  
mgr inż. S. Trębacz.

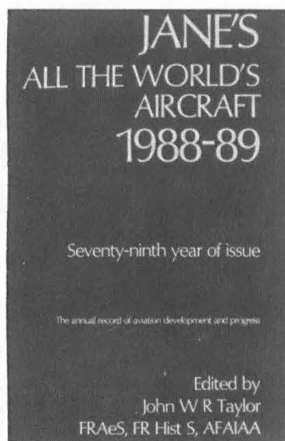
Skład WZKart. Druk: SIGMA zam. 215/89 n. 5650 A-38

INDEKS 37909

Cena egzemplarza zł 350,-

TAYLOR J.W.R.: *Jane's All the World's Aircraft 1988-1989*. Jane's. London 1988, s. 790. Cena £ 95.-

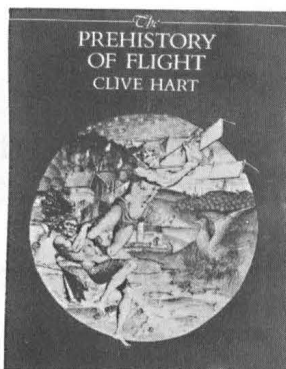
Już 79 lat ukazuje się lotniczy rocznik Jane'sa. Ten niezastąpiony informator o wszystkich samolotach świata jest dużą, grubą i ciężką księgą. W części wstępnej zawiera krótką charakterystykę aktualnej sytuacji w lotnictwie na świecie, słownik skrótów, wykaz dat oblotów prototypów oraz tabelę rekordów światowych.



Zasadnicza część książki zawiera opisy samolotów i śmigłowców produkowanych przez przemysł, samolotów sportowych (wyścigowych, amatorskich i ultralekkich), szybowców i motoszybowców, lotni, sterowców i balonów oraz silników lotniczych. W br. lotniczy Jane's nie zawiera rozdziału o lotniczych pociskach rakietowych i celach latających, gdyż znalazły się one w oddzielnym tomie pt. *Jane's Air-Launched Weapons*. To samo wydawnictwo publikuje roczniki *Jane's Radar and EW Systems* oraz *Jane's Avionics*. W lotniczym Jane'sie opisy samolotów zilustrowane zdjęciami i rysunkami są uporządkowane wg krajów i wytwórni. Każdy, kto chce poznać współczesną produkcję lotniczą na świecie i kto chce uzyskać szczegółowe informacje o współczesnych samolotach, śmigłowcach, szybowcach i balonach musi dotrzeć do tej książki.

Dotychczas lotniczy Jane's ukazywał się w końcu roku. W 1989 r. kolejny rocznik jest zapowiedziany na październik.

A.G.



HART C.: *The prehistory of flight*. University of California Press, Berkeley-Los Angeles-London, 1985, s. 280. Cena \$ 35.-

Jest to bardzo wnikliwe naukowe opracowanie prehistorii lotu. W pierwszej części książki autor przedstawia historię poznania atmosfery oraz zasad lotu ptasiego. Następnie prezentuje dorobek Leonarda da Vinci nt. teorii lotu ptaka oraz koncepcje ornitopterów. Autor przedstawia też rozwój poglądów na możliwość wykonania lotu przez człowieka. O ile pierwsza część książki jest poświęcona rozważaniom teoretycznym, to druga – próbom praktycznym. Pierwszy rozdział w tej części jest poświęcony „smokowi latającemu” T. Burattiniego, próbowanemu na dworze Władysława IV w Warszawie. Na treść tego rozdziału spory wpływ miała publikacja K. Targosz na łamach naszego czasopisma w 1976 r. Następnie autor omawia projekty konstrukcji lotniczych Swedenborga, Bauera, Meerweina i innych. Na zakończenie zestawiono wykaz prób lotu na statkach cięższych od powietrza, wykonanych w Europie od 850 r. przed Chrystusem do 1783 r., czyli pierwszego wlotu balonu. Książkę uzupełnia obszerny wykaz literatury.

A.G.

NĚMEĀEK V., VELC J.: *Samoloty*. Sport i Turystyka, Warszawa, 1988, s. 224. Cena zł 1200.-

We współpracy ze słowackim wydawnictwem Slovart została wydana książka, która powinna nosić tytuł „Najsłynniejsze samoloty cywilne”. Książka składa się z 42-stronicowego opisu dziejów rozwoju samolotu z napędem tłokowym oraz dziejów i opisów 88 najsłynniejszych samolotów sportowych i pasażerskich. W książce przedstawiono konstrukcje od Leonarda da Vinci po 1957 r.



Z konstrukcji pionierskich z ubiegłego wieku pokazano szybowce Cayleya, Le Bris i Lilienthala oraz samoloty Hensona, Du Temple, Penauda, Tatina, Możajskiego, Adera i Maxima. Następnie zaprezentowano 11 samolotów z lat 1903÷1913 (od Wrighta do Muromca). Najwięcej pokazano samolotów z lat 1918÷1938, gdyż 51, wśród nich także polskie RWD-9 i RWD-13. Ostatnie 17 opisów to samoloty z lat 1942÷1957. W książce znajdują się opisy wielu samolotów używanych w polskim lotnictwie: Farman Goliath, Junkers F13, Breguet XIX, Moth, Fokker FVII/3m, Po-2, Ju 52, Piper Cub, DC-2, Bü-131, DC-3, Lockheed L14H, Jak-18, Convair 240, Zlin 26 i Il-14. Każdy opis samolotu jest zilustrowany barwnym rysunkiem perspektywicznym. Sztwną lakierowaną okładkę zdobi rysunek RWD-13. W sumie jest to bardzo udana książka, będąca trafnym przeglądem najsłynniejszych konstrukcji.

A.G.

WISSMAN G.: *Abenteuer in Wind und Wolken*. Die Geschichte des Segelflugs. Transpress. Berlin, 1988, s. 548. Cena zł 3700.-

Książka Wissmana jest pierwszym obszerniejszym opracowaniem nt. historii szybownictwa. Wprowadzenie do tej książki stanowi rozdział o lotach w przyrodzie. Rozwój myśli o locie szybowca od 1500 do 1890 r. pokazano przez prace pionierów jak Leonardo da Vinci, Danti, Borelli, Sweden-



borg, Bauer, Cayley, Le Bris, d'Esterno, Wenham, Penaud, Możajski, Mouillard, Biot, Montgomery, Reyleigh, Langley i Żukowski. Podana wysokość lotu Le Bris – 100 m – jest mało wiarygodna. Błędem jest uznanie przez autora skrzydłowca Biota za szybowiec. Również informacja o rzekomych locie Montgomerya w 1884 r. jest kwestionowana przez historyków lotnictwa. Okres rozwoju lotu ślizgowego przedstawiono przez pokazanie prób pionierów szybownictwa od Lilienthala do Chanute'a i Wrightów do Etricha po zawody w Rhön w 1920 i 1921 r. W tym rozdziale szybowiec Rudlickiego został błędnie uznany za konstrukcję Dobrowskiego. Następnie przedstawiono osiągnięcia okresu lotu zboczowego (1922÷1928) i rozwój długotrwałości lotu (1928÷1955). Kolejnym etapem rozwoju szybownictwa były loty termiczne aż do pojawienia się szybowców laminarnych. Osobnym zagadnieniem był rozwój lotów falowych i wysokogórskich. Ostatni rozdział książki omawia rozwój aerodynamiki szybowca i szybowców laminarnych, w tym kompozytowych. W książce zaprezentowano rozwój szybowca, lecz przede wszystkim pokazano rozwój metod lotu szybowcowego, uzyskane wy-czyny i wyniki rekordowe oraz przebieg zawodów międzynarodowych. Książka ma obszerną bibliografię, w której nie umieszczono jednak kilku znaczących pozycji z tej dziedziny. W indeksie nazwisk nie umieszczono wielu imion konstruktorów i pilotów. Błędna jest pisownia nazwisk polskich: Mynarski, Baranowski i Zabski powtórzona za *Flugsportem* z 1937 r., oraz Drzewizki zamiast Drzewiecki, Grzeszyk zamiast Grzeszczyk, Illaszewicz zamiast Illaszewicz, Sarbinski zamiast Skarbiński, Własło zamiast Wlazło.

Książka daje dość szczegółowy obraz rozwoju szybownictwa na świecie i niewątpliwie stanie się jedną z podstawowych lektur na ten temat.

A.G.

# PZL M-18 Dromader



Firefighting and heavy load ag-plane

Fot. L. Zielaskowski

Over 470 Dromaders flying in 19 countries

- 1350 kg chemical load – max 1850 kg
- 1000 hp radial engine
- Excellent visibility
- Optional fire-fighting equipment
- Height efficiency

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



**PZL-Mielec**

50 years of experience

13 thousand of aircraft built

Manufacturer:

Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Mielec

ul. Ludowego Wojska Polskiego 3

39-300 Mielec, Poland