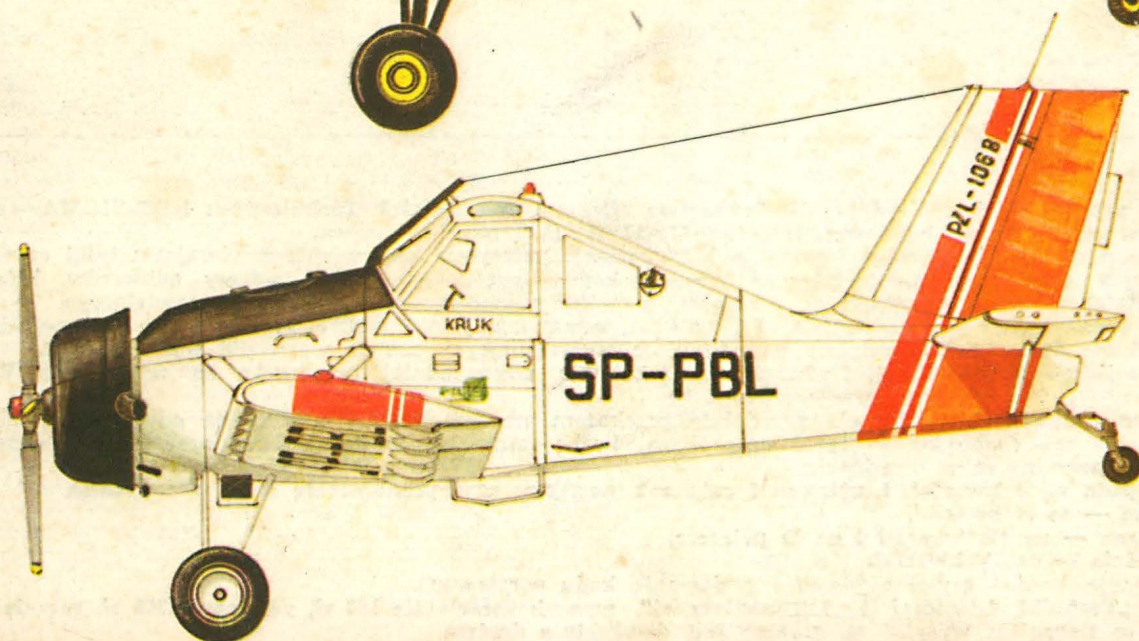
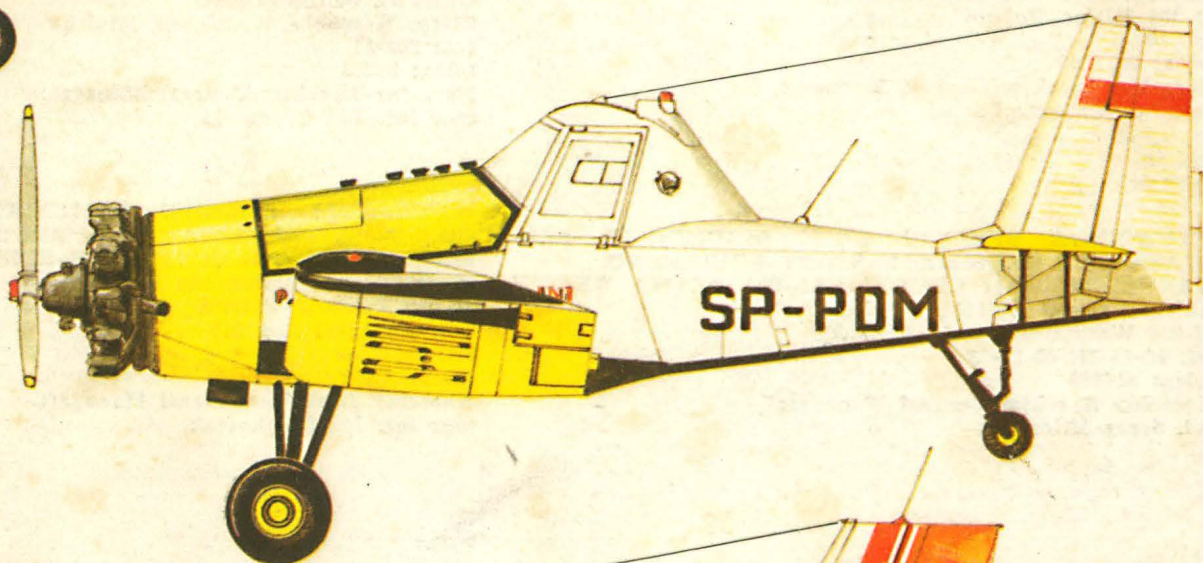
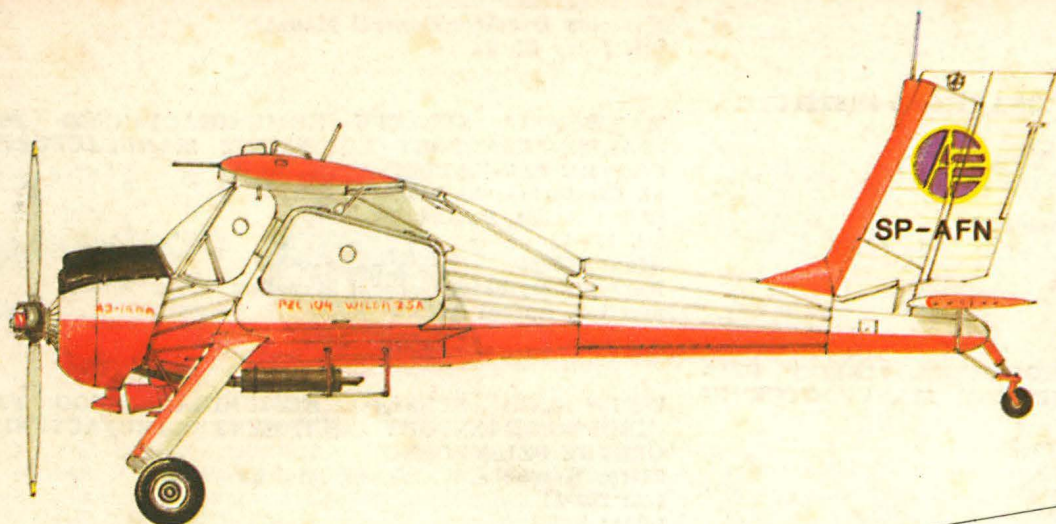


TECHNIKA

5'83

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



POLSKIE ZAKŁADY LOTNICZE PZL

**PEZETEL — PRZEDSIĘBIORSTWO HANDLU
ZAGRANICZNEGO Spółka z ogr. odpow./FOREIGN TRADE
ENTERPRISE Ltd. Co.**
Al. Stanów Zjednoczonych 61, 00-991 Warszawa 44
Skr. poczt./PO Box 6
tel. 10-80-01
telex 813314 pzl.pl.
Naczelny Dyrektor/General Manager:
mgr Jerzy Krążlewicz
Dyrektor Biura Sprzętu Lotniczego/Manager Aviation
Department:
mgr Kazimierz Niepsuj
Kierownik Działu Reklamy/Manager of Publicity Depart-
ment:
inż. Janusz Matuszewski

INSTYTUT LOTNICTWA/AERONAUTICAL INSTITUTE
Al. Krakowska 110/114
02-256 Warszawa-Okęcie, Poland
tel. 40-00-11, 46-09-93
telex: 813537
Naczelny Dyrektor/General Manager:
dr hab. inż. Konrad Tott

**WYTWÓRNIA SPRZĘTU KOMUNIKACYJNEGO PZL-
-MIELEC/TRANSPORT EQUIPMENT MANUFACTURING
CENTRE PZL-MIELEC**
ul. Ludowego Wojska Polskiego 3
39-300 Mielec, Poland
tel. 70
telex: 0632293
Naczelny Dyrektor/General Manager:
mgr inż. Tadeusz Ryczaj

**WYTWÓRNIA SPRZĘTU KOMUNIKACYJNEGO PZL-
-WARSZAWA-OKĘCIE/TRANSPORT EQUIPMENT
MANUFACTURING CENTRE PZL-WARSZAWA OKĘCIE**
Al. Krakowska 110/114
02-256 Warszawa-Okęcie, Poland
tel. 46-00-31, 46-11-73
telex: 814649
Naczelny Dyrektor/General Manager:
inż. Jerzy Milczarek

POLISH AVIATION WORKS PZL

**WYTWÓRNIA SPRZĘTU KOMUNIKACYJNEGO
IM. ZYGMUNTA PUŁAWSKIEGO PZL-SWIDNIK/
/TRANSPORT EQUIPMENT MANUFACTURING CENTRE
PZL-SWIDNIK**
21-040 Świdnik, Poland
tel. 120-61, 120-71
telex: 84212, 84302

**PRZEDSIĘBIORSTWO DOSWIADCZALNO-PRODUKCYJNE
SZYBOWNICTWA PZL-BIELSKO/GLIDER WORKS PZL-
-BIELSKO**
ul. Cieszyńska 325
43-300 Bielsko-Biała, Poland
tel. 250-21
telex: 035259
Naczelny Dyrektor/General Manager:
inż. Jerzy Cieśla

**WYTWÓRNIA SPRZĘTU KOMUNIKACYJNEGO PZL-
-KALISZ/TRANSPORT EQUIPMENT MANUFACTURING
CENTRE PZL-KALISZ**
ul. Częstochowska 140
62-800 Kalisz, Poland
tel. 773-51
telex: 046384
Naczelny Dyrektor/General Manager:
mgr inż. Antoni Kolano

**WYTWÓRNIA SPRZĘTU KOMUNIKACYJNEGO PZL-
-KROSNO/TRANSPORT EQUIPMENT MANUFACTURING
CENTRE PZL-KROSNO**
38-400 Krosno n. Wisłokiem, lotnisko
tel.: 229-11
telex: 83263
Naczelny Dyrektor/General Manager:
mgr inż. Jan Czarnecki

**WYTWÓRNIA SPRZĘTU KOMUNIKACYJNEGO PZL-
-RZESZÓW/ TRANSPORT EQUIPMENT
MANUFACTURING CENTRE PZL-RZESZÓW**
ul. Obrońców Stalingradu 120
35-078 Rzeszów, Poland
skr. poczt./PO Box 340
tel. 423-71
telex: 83411
Naczelny Dyrektor/General Manager:
mgr inż. Józef Rokoszak

PRENUMERATA

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

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

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

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

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

Przedpłaty przyjmowane są w terminach:

- do 25 listopada na I kwartał, I półrocze i cały rok następny oraz prenumeratę stałą (wieloletnią),
- do 10 marca — na II kwartał,
- do 10 czerwca — na III kwartał i na II półrocze,
- do 10 września — na IV kwartał.

Uwaga: Obowiązuje bardzo czytelnie pismo i podawanie kodu pocztowego.

Prenumerata „Techniki Lotniczej i Astronautycznej” wynosi: kwartalnie 180 zł, półrocznie 360 zł, rocznie 720 zł.

Prenumerata ze zleceniem wysyłki za granicę jest dwukrotnie droższa.

Dodatkowych informacji udziela: Dział Handlowy Wyd. NOT-SIGMA Warszawa, ul. Bartycka 20, tel.: 40-37-31.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XXXVIII MAJ 1983

TECHNIKA

5'83

lotnicza i ASTRONAUTYCZNA

Nowa organizacja polskiego przemysłu lotniczego

New organization of Polish aircraft industry

Zgodnie z ustawą z 1981 r. o likwidacji zjednoczeń, z końcem 1981 r. Zjednoczenie Przemysłu Lotniczego i Silnikowego PZL zakończyło swą działalność. Jego likwidacja trwała jeszcze przez pół roku. Od 1.1.1982 r. prace przemysłu lotniczego koordynowało Biuro Pełnomocnika Ministra ds. Przemysłu Lotniczego i Silnikowego, kierowane przez płk. mgr inż. Jana Stojanowicza, uprzednio związanego pracą przez wiele lat z WSK PZL-Świdnik. Latem 1982 r. przystąpiono do zorganizowania Zrzeszenia Producentów Przemysłu Lotniczego i Silnikowego PZL. Zrzeszenie rozpoczęło działalność od października 1982 r. Pracami Zrzeszenia kieruje Rada Zrzeszenia reprezentująca wszystkie zakłady wchodzące w skład Zrzeszenia. Przewodniczącym Rady został wybrany mgr inż. Tadeusz Ryczaj, wieloletni dyrektor WSK PZL-Mielec. Dyrektorem Zrzeszenia, kierującym pracami biur Zrzeszenia, został płk mgr inż. J. Stojanowicz. Zrzeszenie zatrudnia o połowę mniej pracowników niż były biura zjednoczenia. Zakłady produkcyjne są w ramach Zrzeszenia samodzielne, zaś Zrzeszenie koordynuje sprawy wymagające uzgodnienia.

W skład Zrzeszenia, oprócz zakładów produkcyjnych, wchodzi Biuro Techniczne Nowych Uruchomień Przemysłu Lotniczego i Silnikowego PZL (BTNU) w Warszawie i Przedsiębiorstwo Projektowo-Technologiczne Przemysłu Lotniczego i Silnikowego. BTNU zajmuje się zarówno umieszczeniem w biurze konstrukcyjnym którejs z wytwórni nowo zamówionych tematów, jak i opracowuje projekty prac technicznych i organizacyjnych związanych z uruchomieniem produkcji nowego wyrobu, a także opracowuje propozycje kooperacji między zakładami.

W sprawach handlu zagranicznego i reklamy zakłady należące do Zrzeszenia są nadal reprezentowane przez Przedsiębiorstwo Handlu Zagranicznego PEZETEL, które od 10 lutego 1983 r. jest spółką z ograniczoną odpowiedzialnością. Spółkę tworzą zakłady lotnicze i silnikowe, które są udziałowcami. Na czele spółki stoi Rada Nadzorcza, której przewodniczącym został inż. Andrzej Kajka, dyrektor Zakładów Mechanicznych im. Nowotki PZL-Wola. Przedsiębiorstwem kieruje mgr Jerzy Krążlewicz, wybrany przez Radę dyrektorem.

Instytut Lotnictwa w Warszawie, który prowadzi prace badawcze i konstrukcyjne dla przemysłu, nie wchodzi w skład Zrzeszenia, lecz podlega bezpośrednio Ministerstwu Przemysłu Ciężkiego i Maszynowego.

In accordance with the law of 1981 on liquidation of industrial unions, the Aircraft and Engine Industry Union PZL finished their activity at the end of 1981. The liquidation procedure took the next half a year. Since 1-st January 1982 the work carried out by the aircraft industry was controlled by the Bureau of Minister's Plenipotentiary for Aircraft and Engine Industry, headed by Col. Jan Stojanowicz, M.Sc., who was previously connected for many years with work of WSK PZL-Świdnik. In summer 1982 the Consortium of Aircraft and Engine Industry Manufacturers PZL was started to be organized. The Consortium began their activity from October 1982. The work of the Consortium is managed by the Consortium Council representing all the plants being members of the Consortium. As the Council President, Tadeusz Ryczaj, M.Sc., has been elected, who was for many years the Manager of the WSK PZL-Mielec factory. The post of Director of the Consortium has been entrusted to Col. Jan Stojanowicz, M.Sc., who will manage work of the Consortium offices. The number of workers employed by the Consortium is reduced by a half in comparison with that of the former Union offices. The production plants are self-dependent within the Consortium and the Consortium co-ordinate those problems which need to be agreed.

Apart from production plants, the Engineering Office for Implementation of New Projects of Aircraft and Engine Industry PZL (BTNU) in Warsaw and the Design and Production Methods Enterprise of Aircraft and Engine Industry are also members of the Consortium. The BTNU charge the design offices at individual production plants with newly ordered jobs, design the engineering and organizational work related to starting production of a new product and, as well, work out proposals of co-operation between individual factories.

Within the scope of foreign trade and advertisement, the plants-members of the Consortium are still represented by the PEZETEL Foreign Trade Enterprise who since 10-th Feb. 1983 are a Limited Company. The Company is formed by aircraft and engine factories who are shareholders. The Company is headed by Board of Directors, and Andrzej Kajka, B.Sc., Manager of the Nowotko Mechanical Works PZL-Wola, has become Chairman of the Board. The enterprise is managed by Jerzy Krążlewicz, M.A., who has been elected director by the Board.

The Aeronautical Institute in Warsaw, who carry on research and design work for the industry, are not a member of the Consortium but are directly subordinated to the Ministry of Heavy and Machine-Building Industry.

Samoloty PZL-Warszawa-Okęcie

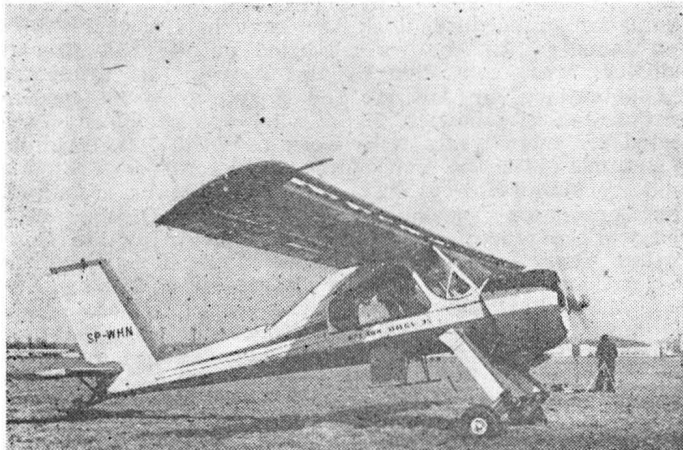
PZL-104 Wilga

W pierwszym kwartale 1983 r. została oblatana siedemsetna wielozadaniowa Wilga. Samolot ten nabyło już 21 krajów: Austria, Belgia, Bułgaria, Czechosłowacja, Egipt, Hiszpania, Indonezja, Jugosławia, Kanada, Kuba, NRD, Polska, RFN, Rumunia, Szwajcaria, Turcja, USA, Wenezuela, Wlk. Brytania, Węgry i ZSRR.

Samolot jest produkowany w odmianie **Wilga 35**, spełniającej wymagania przepisów brytyjskich BCAR i w odmianie **Wilga 80**, zgodnej z wymaganiami przepisów amerykańskich FAR 23.

Wilgę 80 wyróżnia przesunięty do tyłu chwyt powietrza do gaźnika. Wersja aeroklubowa Wilga 35A i Wilga 80A ma zaczep do holu szybowców. Wersja wodna wyposażona w pływak nosi oznaczenie **Wilga 35H** i **Wilga 80H**.

Wilga po założeniu aparatury rolniczej zamienia się w Wilgę 35R lub Wilgę 80R. W pierwszym półroczu br. spodziewane jest uzyskanie certyfikatu na Wilgę 35R, której aparatura agrolotnicza uzyskała dobrą opinię w NRD, gdzie przeszła próby. W br. rozpoczyna próby Wilga 80R. W próbnej eksploatacji znajduje się Wilga 35 z silnikiem AI-14RC z rozruchem elektrycznym. Dotychczas stosowany silnik AI-14RA ma rozruch sprężonym powietrzem.



Rys. 1. Wielozadaniowy samolot PZL-104 Wilga/The all-purpose PZL-104 Wilga aircraft. Fot. W. Garbarczyk

Zbudowany w 1982 r. prototyp Wilgi 80/1400 o przedłużonych trapezowych końcówkach skrzydeł, a stąd o powiększonej rozpiętości i powierzchni nośnej oraz masie w locie podniesionej do 1400 kg, jest napędzany silnikiem AI-14RD o mocy 206 kW (280 KM). Oblot prototypu Wilgi 80/1400 przewidziany jest w pierwszym półroczu br.

W stadium projektu wstępnego znajduje się **Wilga 88**. Nie będzie to modyfikacja, lecz samolot o częściowo zmienionej konstrukcji. Samolot będzie miał ładunek 600 kg, czyli wzmocni również pojemność kabiny i liczba miejsc pasażerskich. Wstępnie przewidywano termin oblotu na 1985 r., a oznaczenie 88 wskazuje na planowany rok rozpoczęcia produkcji. Realizacja tego projektu niewątpliwie będzie zależała od zainteresowania, jakie wykażą potencjalni odbiorcy.

PZL-106 Kruk

Dotychczas, wraz z prototypami, zbudowano 150 rolniczych Kruków. Produkcja samolotów PZL-106A Kruk została zakończona w 1981 r., a w 1982 r. przystąpiono do produkcji odmiany PZL-106B, której próby wykazały wyraźną jej przewagę nad PZL-106A pod względem aerodynamicznym i ekonomicznym. Rok 1981 przyniósł jednak

Airplanes manufactured at PZL-Warszawa-Okęcie

PZL-104 Wilga

The seven hundredth Wilga was flight-tested in the first quarter of 1983. This aircraft has already been sold to 21 countries: Austria, Belgium, Bulgaria, Czechoslovakia, Egypt, Spain, Indonesia, Yugoslavia, Canada, Cuba, GDR, Poland, FRG, Romania, Switzerland, Turkey, USA, Venezuela, Great Britain, Hungary and USSR.

The aircraft is manufactured in two versions: **Wilga 35**, meeting requirements of British regulations BCAR, and **Wilga 80**, being in conformance with American regulations FAR 23.

Wilga 80 may be recognized by the air intake to the carburettor, shifted rearwards. The aeroclub versions Wilga 35A and Wilga 80A have aerotowing hook. The hydroplane version, provided with floats, is denominated **Wilga 35H** and **Wilga 80H**.

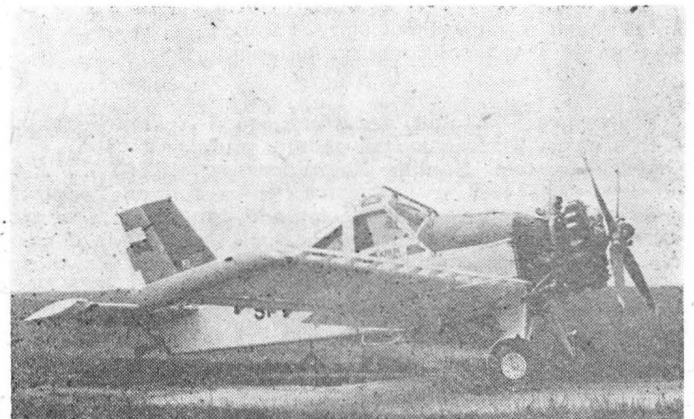
Wilga fitted out with agricultural equipment becomes Wilga 35R or Wilga 80R. It is expected that Wilga 35R, the agricultural equipment of which gained good opinions in GDR after being tested in that country, will be granted the certificate in first half this year. Tests of Wilga 80R are to be commenced this year. Wilga 35 with AI-14RC engine with electric starting system is now subjected to test operation. The AI-14RA engines used till now have a compressed air starting system.

The prototype of **Wilga 80/1400**, built in 1982, having elongated trapezoidal wing tips and thus increased span and wing area, with the T-O weight raised up to 1400 kg, is driven by a 206 kW (280 hp) engine AI-14RD. The prototype of Wilga 80/1400 is scheduled to be flight-tested in the first half of this year.

Preliminary design of **Wilga 88** is now being prepared. This aircraft will not be a modification of previous Wilgas but it will be an airplane of partly changed design. Its payload will be 600 kg, therefore cubic capacity of its cabin and number of passenger's seats will be increased. Initially the flight-test was planned for 1985 and the symbol 88 indicates the planned year of production start. Implementation of this project will undoubtedly depend on interests displayed by potential customers.

PZL-106 Kruk

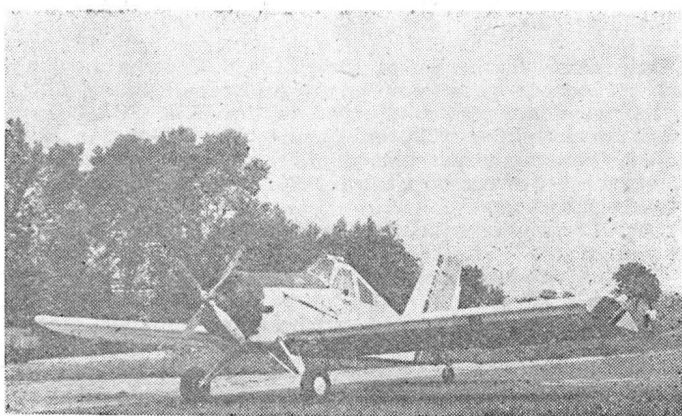
Until the present, 150 pcs of agricultural Kruk's, including prototypes, have been built. Production of the PZL-106A Kruk airplanes was ended in 1981 and in 1982 production of the PZL-106B version was commenced since tests of the latter had proved it to be markedly better than the former as regard aerodynamics and economy.



Rys. 2. Rolniczy PZL-106 AS Kruk z silnikiem ASz-62IR/The PZL-106 AS Kruk ag-plane powered by ASz-62IR engine. Fot. WPL — J. Stantstawski

nową odmianę Kruka A oznaczoną **PZL-106AS**, napędzana silnikiem PZL ASz-62IR o mocy 736 kW (1000 KM). Przyczyniła się do tego zbyt mała niezawodność silników PZL-3S, w szczególności silnie obciążonych przy lotach w upalnym powietrzu. Aby nie wycofywać samolotów z prac w Afryce, zamontowano na Kruku A silnik o większej mocy i większej masie, znany ze swej niezawodności na samolotach An-2 i PZL-M18 Dromader. Wyniki prób prototypu wypadły pozytywnie. Duży nadmiar mocy zmniejszył rozbieg samolotu, poważnie zwiększył wznoszenie, podniósł prędkość roboczą ze 150 do 170 km/h oraz poprawił stateczność samolotu. Długi okres międzyremontowy silnika i niższa o 30% jego cena, a przy tym mniejsze o 30% zużycie paliwa (licząc na opryskiwany obszar, a samolot wykonuje opryskiwanie z większą prędkością roboczą) spowodowały zmniejszenie kosztu eksploatacji samolotu o ok. 40%. W 1982 r. 10 Kruków przerobiono w Afryce na PZL-106AS, a w 1983 r. zamienia się silniki na następnych 20. Minusem samolotu jest cięższy silnik, czyli konieczność obniżenia ładunku chemicznego z 900÷1000 kg do 750 kg. Jednakże duży nadmiar mocy silnika i wznoszenie z urządzeniami rolniczymi przekraczające 6 m/s pozwolą, po przeprowadzeniu prób, na podniesienie dopuszczalnej masy całkowitej samolotu, a tym samym i ładunku chemicznego, przy zaliczeniu samolotu do tzw. klasy ograniczonej (restricted). Jest to praktyka stosowana do samolotów rolniczych na całym świecie.

Samolotem rolniczym, przed którym dopiero otwiera się przyszłość, jest Kruk B czyli PZL-106B. Wszedł on w br. do produkcji seryjnej. Nowe skrzydło o zmienionym profilu, innym słocie i z kłapą oraz o skróconych zastrzałach, stawiając mniejszy opór aerodynamiczny poprawiło osiągi i ekonomikę samolotu. Samolot ten z silnikiem reduktorowym PZL-3SR oznaczony **PZL-106BR** bierze 1050 kg ładunku chemicznego, a wersja przeciążona **PZL-106BS**, czyli w klasie ograniczonej, napędzana silnikiem ASz-62IR, zabiera 1200 kg ładunku chemicznego.



Rys. 3. PZL-106 B Kruk ze skrzydłem o krótkich zastrzałach/The PZL-106 Kruk with a wing with short bracing struts. Fot. WPL — J. Stankowski

W 1981 r. został oblatany prototyp doświadczalny samolotu PZL-106AT Turbo Kruk napędzany silnikiem turbośmigłowym PT6A-34AG o mocy 566 kW. Posłużył on do wypróbowania samolotu z tym rodzajem napędu. Samolot wykazał bardzo dobre osiągi. Bez urządzeń rolniczych uzyskał wznoszenie 8,1 m/s, przy masie całkowitej 3000 kg. Doświadczenia zebrane z prób tego samolotu posłużą przy zabudowie tego silnika na samolocie **PZL-106BT Turbo Kruk**. Będzie to wersja przeznaczona do produkcji seryjnej. Dzięki małej masie zespołu napędowego, masa własna samolotu PZL-106BT będzie o 150 kg mniejsza niż PZL-106BR. A jakie perspektywy zbytu ma Turbo Kruk?

Ponieważ silnik turbośmigłowy jest kilkakrotnie droższy od tłokowego, a obecnie w Afryce olej silnikowy służący do napędu silników turbośmigłowych jest 12 razy tańszy od benzyny lotniczej — stwarza to bardzo korzystne perspektywy stosowania Turbo Kruka na tym obszarze. A dlaczego szczególnie tam? Bo od lat proporcja cen tych paliw w każdym kraju jest inna. Np. kilkanaście lat temu paliwo odrzutowe w RFN było droższe od benzyny, w wyniku czego dyspozycyjne samoloty turbośmigłowe należały w tym kraju do rzadkości, natomiast w Hiszpanii benzyna była parokrotnie droższa, co stwarzało szansę dla samolotów turbośmigłowych. Dlatego też perspektywy stosowania Turbo Kruków będą zależały od stosunku cen ww. paliw w danym kraju.

However, in 1981 a new version of the Kruk A, designated **PZL-106AS**, driven by the 736 kW (1000 hp) PZL ASz-62IR engine, was developed. One of the reasons for this was too low reliability of the PZL-3S engines which are especially heavily loaded during flights in hot air. With the aim not to withdraw the airplanes from their operation in Africa, the engine of increased power and higher weight, famous for its reliability shown on An-2 and PZL-M18 Dromader airplanes, was installed on Kruk A. The tests results of the prototype were satisfactory. The high surplus power decreased the take-off run, significantly increased the rate of climb, raised the working speed from 150 km/h to 170 km/h and improved the airplane stability. Long TBO of the engine, its price lower by 30% and fuel consumption less by 30% (in relation to the sprayed area, and the airplane performs the spraying with higher working speed) decreased the cost of aircraft operation by approx. 40%. In 1982, 10 Kruks were transformed into the PZL-106AS version in Africa and in 1983 engines are being replaced in next 20 airplanes. A disadvantage of the aircraft is its heavier engine, i.e. the necessity to lower the load of chemicals from 900÷1000 kg to 750 kg. However, high surplus power and rate of climb with agricultural equipment exceeding 6 m/s will permit after appropriate tests, to increase the allowable total weight of the aircraft, and thus the load of chemicals, at classifying the airplane to the so-called restricted class. This is a practice applied to agricultural airplanes all over the world.

The ag-plane, before which a future is just opening, is Kruk B or PZL-106B. Its lot production was started this year. New wing of modified aerofoil section, changed slot and equipped with a flap and shortened bracing struts, producing lower aerodynamic drag, improved aircraft performance and economy. This airplane with the PZL-3SR geared engine, designated **PZL-106BR**, can take 1050 kg of chemicals, and the overloaded version **PZL-106BS**, i.e. of the restricted class, driven by the ASz-62IR engine, can take 1200 kg of chemicals.

In 1981 an experimental prototype of the PZL-106AT Turbo Kruk, driven by a 566 kW turbo-propeller engine PT6A-34AG, was flight-tested. It was used to test this type of propulsion system applied to such an airplane. The aircraft shew very good performance. Without agricultural equipment, it obtained rate of climb amounting to 8.1 m/s at total weight of 3000 kg. The experience gained during tests of this aircraft will be utilized at installation of this engine on the **PZL-106BT Turbo Kruk** airplane, which will be the version intended to be manufactured in lots. Owing to low weight of the power plant, the empty weight of the PZL-106BT will be less by 150 kg as compared to that of the PZL-106BR. And what are the sales prospects of the Turbo Kruk?

Though the turbo-prop engine is several times more expensive than the piston one, but at present the diesel engine fuel used for turbo-prop engines is in Africa 12 times cheaper than aviation petrol, and this creates very advantageous prospects to use the Turbo Kruk in that area. But why particularly there? Because for many years the proportion between prices of these fuels has been different in each country. E.g. a dozen or so years ago in FRG the jet fuel was more expensive than petrol and therefore turbo-prop airplanes were rarely used in this country while in Spain it was several times cheaper which created a chance for turbo-prop airplanes. That's why the



Rys. 4. Turbośmigłowy PZL-106 AT Turbo Kruk/The-106 AT Turbo Kruk turboprop ag-plane

PZL-107 Kawka

PZL-106B będzie samolotem rolniczym lat osiemdziesiątych. Lecz aby dobrze przygotować się na lata dziewięćdziesiąte, już dziś trzeba myśleć o nowym samolocie rolniczym. Aby wstąpił on do produkcji seryjnej przed 1990 r. — to w 1986 r. powinien rozpocząć loty jego prototyp. Dlatego w 1982 r. powstała wstępna koncepcja samolotu turbośmigłowego PZL-107 Kawka.

Ma to być następca Kruka. Ze względu na mniejszą masę silnika turbośmigłowego, a stąd mniejszą masę całego samolotu, istnieje szansa zaprojektowania samolotu trochę mniejszego od Kruka, lecz biorącego taki sam ładunek chemiczny. Przewiduje się wykorzystanie niektórych zespołów od innych samolotów, które równocześnie z Kawką będą wprowadzane do produkcji.

PZL-110 Koliber

Koliber, czyli polska odmiana francuskiego samolotu Rallye 100 ST, został wreszcie zamówiony przez Aeroklub PRL. W tym roku 10 Kolibrów znajdzie się na lotniskach aeroklubowych, a następnie 10 wchodzi na warsztat. Samolot przeszedł już próby statyczne upoważniające do wykonywania na nim akrobacji. Tym samym został rozszerzony zakres stosowania go do szkolenia pilotów.

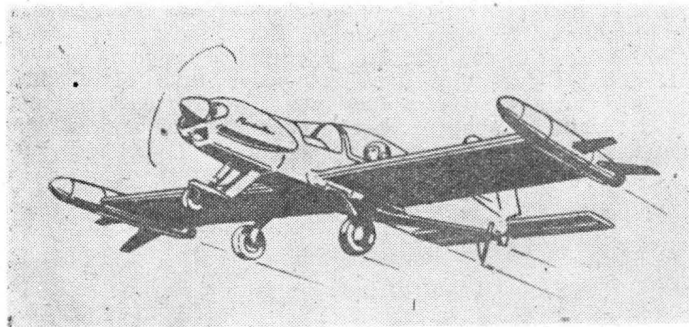
Wytrzymałość samolotu pozwala zbudować na nim silnik PZL-F6A o mocy 164 kW (220 KM). Taką odmianę wytwórnia zamierza opracować, podejmując produkcję Kolibra. Obecnie jest to uzależnione od zainteresowania ewentualnych odbiorców. Niewątpliwie konkurentem w tej klasie samolotów jest budowany w Mielcu PZL-M26 Iskierka.

PZL-126 Mrówka

Projekt wstępny samolotu PZL-126 Mrówka powstał w zakładowej szkole WSK PZL-Okecie pod kierunkiem inż. Andrzeja Słocińskiego. W dniu 1.07.1982 r. Biuro Techniczne Nowych Uruchomień zamówiło wykonanie do 1985 r. trzech prototypów tego samolotu. Mają one służyć jako latające laboratorium.

Za pomocą samolotu PZL-126 Mrówka mają być wykonane następujące badania:

- sprawdzenie dwóch odmian urządzeń rolniczych rozpryskujących oraz rozrzutnika kapsulek do ochrony roślin,
- wypróbowanie aparatury fotograficznej do oceny stanu upraw i gleby,
- zbadanie podwozia z kołem przednim o dużej średnicy oraz dwóch odmian goleni sprężystych: stalowych i z włókna węglowego,
- studia nad przydatnością profilu GA(W)-1 z klapotkami i spoilerami do samolotów rolniczych,
- sprawdzenie układu równoważenia momentów pochylających spowodowanych wychyleniem klap na całej rozpiętości,



Rys. 5. Samolot PZL-126 Mrówka, The PZL-126 Mrówka

- sprawdzenie właściwości samolotu z 2-cylindrowym silnikiem PZL-FA2 o mocy 45 kW (60 KM) z prądnicą 600 W oraz z silnikiem 4-cylindrowym Limbach SL 1700 EC o mocy 50 kW (68 KM).

Ponadto zostanie sprawdzona przydatność samolotu PZL-126 do wykonywania precyzyjnych zabiegów agrolotniczych w pobliżu zbiorników wodnych i zabudowań, do czego używa się zwykle śmigłowców.

Projekt wstępny samolotu był opisany w *TLiA* 8÷9/80. Przypominamy tylko, że jego rozpiętość wynosi 4,7 m, powierzchnia nośna 3,3 m², masa własna 200 kg, masa całkowita 350 kg.

prospects of the use of the Turbo Kruks will depend on the proportion between prices of these fuels in a specific country.

PZL-107 Kawka

The PZL-106B will be an agricultural aircraft of 1980's, but to be well prepared for the 1990's one must think of a new ag-plane already now. For the lot production of that airplane to be started before 1990, flights of its prototype must commence in 1986. That's why a preliminary proposal of a turbo-prop airplane PZL-107 Kawka arose in 1982.

This aircraft is to be the successor of the Kruk. Owing to lower weight of the turbo-prop engine and, therefore, lower weight of the entire airplane, there is a chance to design an aircraft slightly smaller than the Kruk but taking the same amount of chemicals. It is planned to employ some assemblies of the other airplanes which will be put into production simultaneously with the Kawka.

PZL-110 Koliber

The Koliber that is to say a Polish version of the French Rallye 100ST aircraft has been ordered at last by Aeroklub of the Polish People's Republic. 10 Kolibers will reach aeroklub airfields this year and the next 10 airplanes are started to be prepared. The aircraft has already passed successfully static tests which have provided the ground for it to be used for aerobatics. Thus the scope of its application to pilots' training has been expanded.

The strength of the aircraft structure allows to install the 164 kW (220 hp) engine PZL-F6A on it. This is the version the manufacturing plant was going to develop when undertaking production of the Koliber. At present this depends on interest displayed by potential customers. Undoubtedly, a competing model within this class of airplanes is the PZL-M26 Iskierka, built in Mielec.

PZL-126 Mrówka

The preliminary design of the PZL-126 Mrówka airplane was worked out by a team led by Andrzej Słociński, B.Sc., at the vocational school attached to the WSK PZL-Okecie plant. On 1st July 1982 the Engineering Office for New Project Implementation placed an order for making three prototypes of this aircraft till 1985. They are to serve as a flying laboratory.

The following investigations are to be carried out with the use of the PZL-126 Mrówka airplane:

- testing of two versions of agricultural spraying devices and a spreader for plant protection capsules;
- testing of photographic camera for evaluation of soil and crop condition;
- testing of a landing gear with large diameter nose-wheel and two versions of elastic legs: made of steel and of carbon fibre;
- studies at suitability of the GA(W)-1 aerofoil section with flap-ailers and spoilers for agricultural airplanes;
- testing of the system to balance the pitching moment caused by flap displacement over the entire length;
- testing of characteristics of the airplane with 2-cylinder 45 kW (60 hp) engine PZL-FA2 with 600 W generator and with 4-cylinder 50 kW (68 hp) engine Limbach SL 1700 EC.

Moreover, suitability of the PZL-126 aircraft for performing precise air-agricultural operations in the vicinity of reservoirs or buildings, where normally helicopters are used, will be tested.

The preliminary design of this aircraft was described in *TLiA* 8—9/80. We should like only to remind that its span is 4.7 m, wing area — 3.3 m², empty weight — 200 kg, T-O weight — 350 kg.

PZL-130 Orlik

Andrzej Frydrychewicz, M.Sc., the chief designer of this aircraft, presents it in *Skrzydła* fortnightly in the following words: „It will be a training aircraft, for special purposes, provided with a piston engine. Owing to this engine, the fuel consumption will be reduced ten-folds in relation to the Iskra. Similarly, as regards the price, the proportions are roughly at the same level.

Undertaking of this subject is connected with the crisis, taking place anyway not only in Poland but also throughout the world. I mean the fuel crisis and the resulting from it necessity of economic thinking, on one hand, in

Główny konstruktor samolotu mgr inż. Andrzej Frydrychewicz na łamach dwutygodnika *Skrzydła* następująco prezentuje samolot: „Będzie to samolot szkolno-treningowy, o przeznaczeniu specjalnym, wyposażony w silnik tłokowy. Dzięki temu silnikowi zużycie paliwa zmniejszy się w stosunku do Iskry dziesięciokrotnie. Również jeśli chodzi o cenę — relacje utrzymują się mniej więcej na tym samym poziomie.

Podjęcie tego tematu wiąże się z kryzysem, zresztą nie tylko w Polsce, ale i na świecie. Chodzi mi o kryzys paliwowy i wynikającą z tego potrzebę ekonomicznego myślenia z jednej strony w produkcji samolotów, a w dalszej konsekwencji — w procesie szkolenia pilotów wojskowych.

Od dwóch lat mniej więcej buduje się w świecie samoloty upodobnione do odrzutowych, tj. o identycznych cechach lotnych i w dodatku tańsze oraz zużywające mniej paliwa.

Proponując więc samolot odpowiadający właściwościami samolotowi odrzutowemu, który jednak dzięki zastosowaniu silnika tłokowego będzie mógł lądować z mniejszą szybkością, co jest bardzo istotne w procesie szkolenia, a poza tym będzie dużo tańszy — mieliśmy na uwadze jeszcze jeden aspekt. Zakład nasz specjalizuje się w produkcji samolotów rolniczych i wielozadaniowych dla określonych klientów. W związku ze zmieniającymi się tendencjami i zmniejszeniem zapotrzebowania na usługi agrowo, chcieliśmy powiększyć krąg odbiorców naszych wyrobów i stąd koncepcja skonstruowania jeszcze jednego samolotu. Poza tym przez wiele lat dochodziliśmy do poznania współczesnego systemu konstruowania samolotów, tzn. konstruowania taniego. Muszę powiedzieć, że bardzo dużo nam w tym pomogła licencja PZL-110 Koliber. Dzięki niej nie tylko konstruktorzy, ale i technolodzy nauczyli się robić taniej. Również dzięki Kolibrowi mamy gotowe narzędzia. O tym czy samolot jest drogi, czy tani przede wszystkim decyduje ilość części. Wilga składa się z 4,5 tys. części, Kruk z 7,5 tys., a Orlik będzie miał ich znacznie mniej.

Koncepcja samolotu powstała w 1981 r. a w trzecim kwartale przyjęty został przez komisję makietową projekt wstępny. Do końca tego roku chcemy wykonać prototyp do prób statycznych, a w II kwartale przyszłego roku — trzy prototypy do lotu. Próby aerodynamiczne potwierdziły nasze założenia jeśli chodzi o aerodynamikę, stateczność i sterowność samolotu. Na samolocie będą wykorzystane części z samolotów u nas produkowanych, nie budzące zastrzeżeń pod względem tanioci, najwięcej z PZL-110.

PZL-Mielec buduje samolot konkurencyjny. Odbiorca wybierze ten samolot, który pierwszy będzie gotowy, zaprzeczając w ten sposób być może nawet lepsze rozwiązania w tym drugim. Kłopotliwość więc przyjęcia dużego tempa jest o tyle niekorzystna, że chcemy zrobić taki samolot, który zapewniłby przedsiębiorstwu duży zysk. Aby to osiągnąć, należałoby wielokrotnie robić wielowariantowe rozwiązania, a na to nie ma czasu. Z punktu widzenia czasu PZL-Mielec ma nad nami przewagę, na co składa się liczba konstruktorów, jak i to, że oni dysponują gotowymi częściami. Dysponując gotowymi zespołami, gdyż te z Mewy zostaną wykorzystane, mają nad nami przewagę, ale wadą tego jest, że elementy te mają inne właściwości, gdyż Mewa jest samolotem dyspozycyjnym, a nie szkolno-treningowym.

Postawiliśmy na młodzież i, oceniając dotychczasowy przebieg prac, trzeba stwierdzić, że było to udane pociągnięcie. Pracują z niezwykłym samozaparciem, czasem po 16 godzin. Poza możliwością sprawdzenia się w poważnych pracach, istotnym bodźcem jest specjalny system motywacyjny (tj. wynagrodzeń) stworzony dla biura i tego tematu.

Na samolot nie ma oficjalnego zamówienia, ale odbiorca wyznaczył zespół konsultacyjny, który spotyka się z nami systematycznie i wnosi swoje uwagi. My natomiast przedstawiamy im kolejne etapy pracy”.

(Informacje o Orliku oprac. na podstawie wywiadu przeprowadzonego przez Marię Wierzbę)

production of airplanes, and in further consequence — in the training process of military pilots.

For approximately two years, airplanes similar to jets, i.e. having identical flight characteristics but cheaper and consuming less fuel, have been built in the world.

Therefore, when proposing an aircraft of characteristics corresponding to a jet but capable to land with lower speed owing to application of a piston engine, which is essential in the training process, and, besides, being much cheaper, we kept in mind one more aspect. Our factory specialize in production of agricultural and multipurpose airplanes for definite customers. In connection with varying trends and reduction in demand for ag-aviation services, we wanted to widen the circle of our customers and this was the reason for the concept to design one more aircraft. Moreover, for many years we acquainted ourselves with the contemporary system of aircraft designing, i.e. economical designing. I must admit that the licence for the PZL-110 Koliber was very helpful for us in this matter. Owing to it not only designers but also production engineers have learned to attain more economical results of their works. Owing to the Koliber, we have got ready tools and instrumentation. The fact whether an aircraft is expensive or cheap depends first of all on the quantity of its components. The Wilga consists of about 4500 components, the Kruk comprises about 7500 parts, while the number of components of the Orlik will be significantly less.

The concept of the aircraft arose in 1981, and the preliminary design was accepted by the commission for mock-up evaluation in the third quarter of 1981. Till the end of this year we plan to make the prototype for static tests and in the third quarter of next year we are going to prepare three prototypes for flight. Aerodynamic tests have confirmed our assumptions as regards aircraft aerodynamics, stability and manoeuvrability. Components of airplanes manufactured in factory, causing no reservation as regards their cost, will be employed in this aircraft. The most number of such parts will come from the PZL-110.

PZL-Mielec are building a competing aircraft. Customers will choose that airplane which will be ready earlier, thus throwing away, may be, even better design solutions of the other one. The necessity to assume high rate of work is, however, inasmuch disadvantageous as we want to make such in aircraft which would ensure high profit for the factory. To achieve this, it would be necessary to prepare for many times multi-version solutions, but there is no time for this. As regards time, PZL-Mielec have the advantage over us, resulting from the number of designers employed and from the fact that they have ready components at their disposal. The ready assemblies (e.g. those coming from the Mewa, which will be utilized) give them the advantage over us, but there is also a disadvantage of this, consisting in fact that those components have other characteristics since the Mewa is an executive aircraft, not a training one.

We staked on young people and, evaluating the course of work carried out up to the present, we must admit that this was a successful move. They work with unusual self-abnegation, sometimes 16 hours a day. Beside the opportunity to prove themselves in works of critical importance, the special system of reasons for working properly (i.e. the system of remunerations) established for the office and for this subject is an important stimulus for them.

There is no official order for this aircraft but the customer has appointed a consultation team who meet us systematically and introduce their remarks while we present the successive stages of our work”.

(Information about the Orlik aircraft worked out the ground of an interview conducted by Maria Wierzbą)

Samoloty PZL-Mielec

Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Mielec jest zajęta przede wszystkim produkcją samolotów lokalnego transportu i rolniczych An-2. Liczba zbudowanych w Mielcu samolotów An-2 już w niedługim czasie wyniesie 10 000 egz. Produkcję samolotów An-2 rozpoczęto w 1960 r., w 1968 r. wyprodukowano 3-tysięczny samolot, a w 1973 r. — 5-tysięczny. Produkcja samolotów An-2 jest zaplanowana po 1985 r., gdyż są zamówienia na samolot. Wytwórnia zamierza podjąć produkcję wersji turbinowej An-2 oznaczonej An-3.

W produkcji znajduje się samolot rolniczy PZL-M18 Dromader, którego zbudowano ponad 150 sztuk. Została również wznowiona produkcja samolotów TS-11 Iskra. Wytwórnia produkuje w kooperacji usterzenia i elementy skrzydeł do radzieckiego aerobusu Il-86.

Na mocy porozumienia polsko-radzieckiego z 1978 r. PZL-Mielec podjął się produkcji samolotów lokalnego transportu An-28. W 1983 r. ma być zbudowane pierwsze 5 szt. samolotów serii informacyjnej. Samolot dyspozycyjny PZL-M20 Mewa w ub. roku został wypróbowany w wersji sanitarnej, a w br. buduje się 5 Mew sanitarnych.

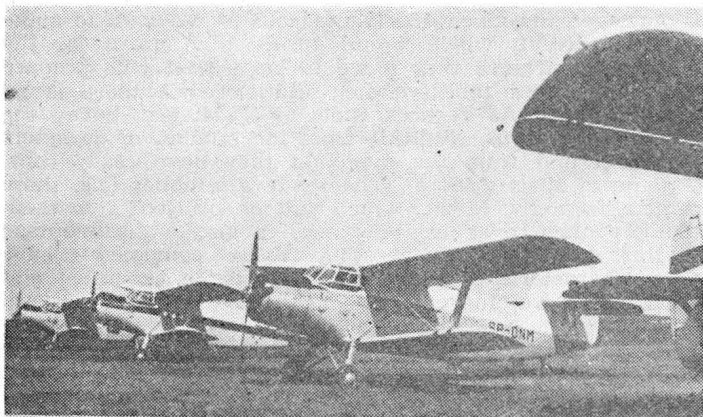
Wytwórnia PZL-Mielec od 1945 r. do chwili obecnej wyprodukowała ponad 12 000 samolotów.

Obecnie Ośrodek Badawczo-Rozwojowy Sprzętu Komunikacyjnego WSK PZL-Mielec pracuje nad nowymi projektami, które wejdą do produkcji w najbliższych latach.

Rodzina Dromaderów

Powodzenie samolotu rolniczego PZL-M18 Dromader spowodowało opracowanie całej rodziny samolotów rolniczych, których produkcja jest przewidziana na drugą połowę lat osiemdziesiątych.

Pierwszym z nowych samolotów jest PZL-M21 Dromader Mini, zbudowany w 1981 r. a oblatany 18 czerwca 1982 r. Jest to odmiana Dromadera o zmniejszonej rozpiętości skrzydeł, zmniejszonej długości przodu kadłuba i mniejszej pojemności zbiornika na środki chemiczne. Napęd tego sa-



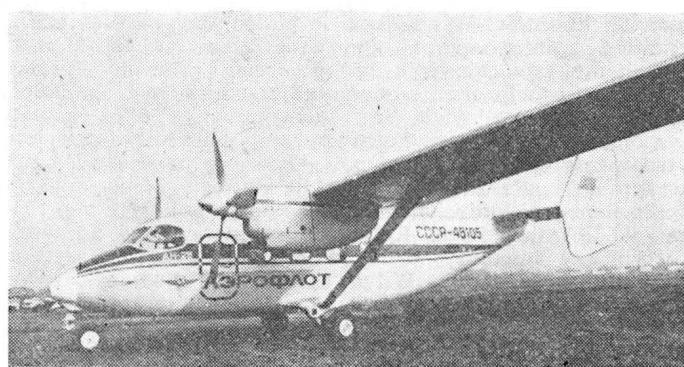
Rys. 1. Liczba samolotów An-2 zbudowanych w PZL-Mielec zbliża się do 10 000/The number of PZL-built An-2 aircraft is approaching to 10 000

Airplanes manufactured at PZL-Mielec

The Transport Equipment Manufacturing Centre (WSK) PZL-Mielec are engaged, first of all, in production of An-2 local transport and agricultural airplanes. The number of the An-2 airplanes made at WSK PZL-Mielec will soon reach 10 000 pcs. Production of the An-2 was started in 1960, the three thousandth airplane was made in 1968 and the five thousandth one — in 1973. The production of the An-2 aircraft is planned to be continued to 1985 because this aircraft is still being ordered. The factory are going to undertake production of a turbine version of the An-2, designated An-3.

Besides, an agricultural aircraft named PZL-M18 Dromader is being manufactured and more than 150 airplanes of this type have already been made. Production of the TS-11 Iskra aircraft has also been resumed. The factory manufacture, within the framework of co-operation with the USSR, tail units and wing components for the Soviet airbus Il-86.

According to an agreement between Poland and the



Rys. 2. Pasażerski samolot An-28, którego pierwsze egzemplarze buduje w 1983 r. PZL-Mielec/In PZL-Mielec is built the first batch of An-28 transport aircraft. Fot. ILOT.

Soviet Union concluded in 1978, PZL-Mielec undertook to manufacture a local transport aircraft named An-28. The first 5 airplanes of the first batch are to be built in 1983. Last year the PZL-M20 Mewa executive aircraft was tested in the ambulance version and 5 Mewa ambulances are to be built this year.

From 1945 till now the PZL-Mielec have manufactured 12 000 airplanes.

At present the Transport Equipment Research and Development Centre at WSK PZL-Mielec work at new projects which will be put into production in the years to come.

Family of Dromaders

Success of the PZL-M18 Dromader ag-plane has caused development of a family of agricultural airplanes which are planned to be put into production in mid 1980's.

The first one of the new airplanes is the PZL-M21 Dromader Mini, built in 1981 and flight-tested on 18th June 1982. It is a version of the Dromader with reduced

TABLICA/TABLE. Samoloty rodziny Dromaderów/The Dromader family aircraft

Nazwa	Rok oblotu	Silnik moc, kW (KM)	Rozpiętość, m	Długość, m	Wysokość, m	Pow. nośna, m ²	Masa całkow., kg	Lad. chem., kg	Masa własna, kg
Name	First flight	Engine rating kW (hp)	Span	Length	Height	Wing area	T-O mass	Chemical load	Empty mass
M18 Dromader	1976	ASz-62IR 736 (1000)	17,7	9,5	3,7	40	4200	1350	2550
M21 Dromader Mini	1982	PZL-3SR 441 (600)	14,5	9,5	3,8	38	3300	900	2060
M24 Dromader Super	1983	ASz-62IR 736 (1000)	19,9	10,8	3,8	45	5000	1800	2900
M24 Dromader Super Turbo	1985	PZL-10 692 (940)	19,9	10,8	3,8	45	5000	1800	2700
M25 Dromader Mikro	1986	AI-14R 191 (260)	11,6	7,6	3,2	17	1650	500	1000



Rys. 3. Samolot dyspozycyjny i sanitarny PZL-M20 Mewa/The PZL-M20 Mewa executive and ambulance aircraft

molotu stanowi silnik PZL-3R o mocy 441 kW (600 KM). M21 zabiera 900 kg ładunku chemicznego.

Drugi z kolei, PZL-M24 Dromader Super, jest już zbudowany i w br. ma wykonać pierwszy lot. Samolot ma wejść do produkcji w 1987 r. Jest on napędzany tym samym silnikiem co M18 Dromader, czyli ASz-62IR o mocy 736 kW (1000 KM). Zbiornik tego samolotu ma pojemność 2700 l i mieści 1800 kg środków chemicznych. W wersji przeciążonej samolot będzie zabierał 2300 kg ładunku chemicznego. Na rok 1985 przewidziany jest oblot odmiany PZL-M24 Dromader Super Turbo napędzany silnikiem turbosmigłowym PZL-10 lub PT6A.

Samoloty M18, M21 i M24 mają większość elementów jednakowych (część kadłuba, usterzenia i skrzydeł), co upraszcza ich produkcję i eksploatację.

Najmniejszy z tej rodziny ma być samolot PZL-M25 Dromader Mikro. Przewidziany jest ładunek chemiczny 500 kg, a do napędu użyty silnik AI-14R czyni zeń następcę samolotu PZL-101 Gawron. Mała masa i małe wymiary samolotu nie pozwolą jednak na wykorzystanie zespołów od M18. Samolot zostanie w zasadzie zaprojektowany od nowa, w oparciu o doświadczenia zebrane na samolocie Dromader i Dromader Mini.

PZL-M26 Iskierka

Ze względu na zapotrzebowanie na samolot szkolno-treningowy dla szkół lotniczych, został opracowany projekt samolotu PZL-M26 Iskierka, konkurencyjny do samolotu PZL-130 Orlik. Do budowy Iskierki zostaną użyte elementy od samolotu dyspozycyjnego PZL-M20 Mewa: zewnętrzne części skrzydeł, elementy usterzenia, elementy mechanizmów sterowania.

Samolot ma rozpiętość 9,6 m, długość 8,3 m, wysokość 2,9 m.

wing span, reduced nose length and less capacity of the hopper for chemicals. This airplane is driven by the 441 kW (600 hp) PZL-3R engine. The M21 can take 900 kg of chemicals.

The next one, i.e. the PZL-M24 Dromader Super, has already been built and its first flight is to take place this year. Production of this aircraft is planned to be started in 1987. It is driven by the same engine as the M18 Dromader, i.e. the 736 kW (1000 hp) ASz-62IR. The cubic capacity of the hopper of this aircraft is 2700 l and it can contain 1800 kg of chemicals. In the overloaded version the airplane will take 2300 kg of chemicals. The PZL-M24 Dromader Super Turbo version, driven by a PZL-10 or PT6A turboprop engine is planned to be flight-tested in 1985.

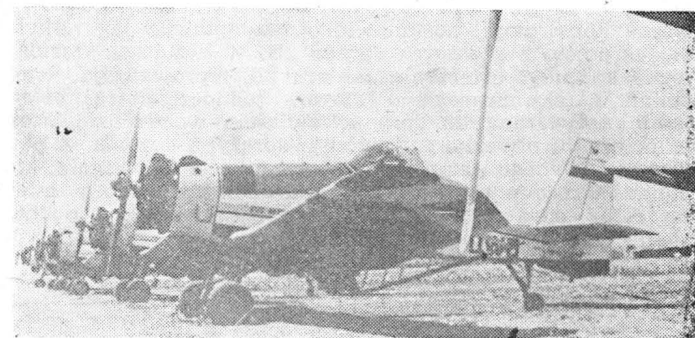
Majority of components of the M18, M21 and M24 airplanes (parts of the fuselage, tail unit and wing) are identical which simplifies their production and operation.

The least airplane of the entire family is to be the PZL-M25 Dromader Mikro. The planned load of chemicals amounting to 500 kg and the AI-14R engine used as the power plant make the aircraft a successor of the PZL-101 Gawron airplane. Its low weight and small dimensions will not allow, however, to use for it assemblies of the M18. The aircraft will be designed, in principle, from the beginning, with basing on experiences gained on the Dromader and the Dromader Mini airplanes.

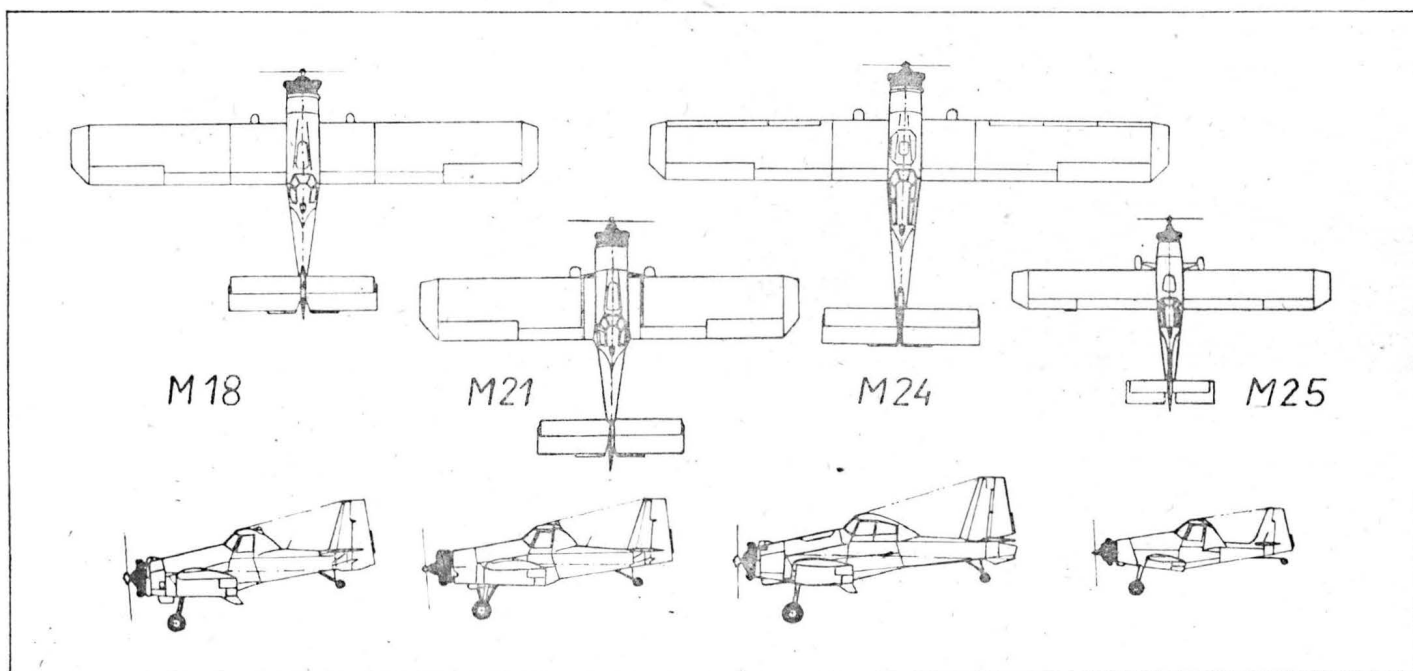
PZL-M26 Iskierka

In consideration of demand for a training aircraft for aviation schools, the PZL-M26 Iskierka airplane competing with the PZL-130 Orlik has been designed. In the Iskierka such components of the PZL-M20 Mewa executive aircraft as outer wing parts, tail unit components, elements of control mechanisms, will be employed.

Span of the aircraft will be 9.6 m, length — 8.3 m, height — 2.9 m.



Rys. 4. Rolniczy PZL-M18 Dromader, zbudowany w liczbie 150 szt./150 of the PZL-M18 Dromader ag-plane were built



Rys. 5. Rodzina samolotów Dromader/The family of the Dromader ag-planes: M18, M21, M24, M25

Nowe konstrukcje szybowców PZL-Bielsko

New glider designs from PZL-Bielsko

W ciągu ostatnich kilku lat w PZL-Bielsko przeprowadzono prace zmierzające do opracowania i wdrożenia do produkcji nowych szybowców wysokowyczynowych oraz szybowca klubowego. Poniżej zaprezentowano informacje o rezultatach i stanie zaawansowania tych prac.

For several recent years, works aiming at development and starting production of new high-performance sailplanes and a club glider have been carried out at PZL-Bielsko (Glider Works) PZL-Bielsko. Information on results and current advance of these works is presented below.

Szybowce wysokowyczynowe o rozpiętości 15 m

High-performance sailplanes of 15 m span

Nowe prototypy Jantarów: Jantar 15HF i Jantar 15HS są wersjami rozwojowymi szybowców Jantar 15, których budowę rozpoczęto w 1980 r. z myślą o zbliżających się Mistrzostwach Świata w 1981 r. w Paderborn w RFN. W rezultacie w Mistrzostwach startowała tylko wersja standard tego szybowca Jantar 15S, na którym latał pilot Stanisław Witek.

New prototype of Jantar, i.e. Jantar 15HF and Jantar 15HS, are development versions of the Jantar 15 gliders, the construction of which was started in 1980 with having in mind the approaching World Championship at Paderborn, FRG, in 1981. As a result, only the standard version of this sailplane designated Jantar 15S, piloted by Stanisław Witek, took part in the Championship.

Dla pełnego przeglądu całej rodziny szybowców SZD-52 warto zapoznać się z krótkim opisem i tych pierwszych. Podstawowe dane każdej wersji zawiera tabl.

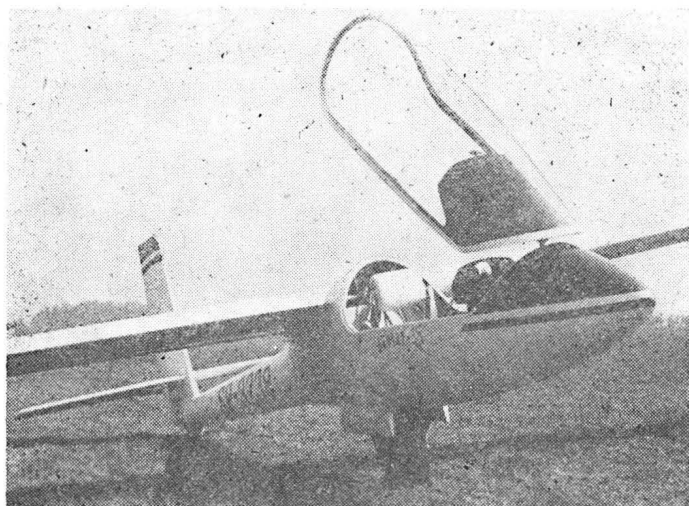
To make revue of the entire family of the SZD-52 gliders, it is worthwhile to read also the brief description of the earliest ones. Basic data for each version are given in the table.

Szybowce SZD-52-0 Jantar 15 i SZD-52-1 Jantar 15S

SZD-52-0 Jantar 15 and SZD-52-1 Jantar 15S gliders

Utworzenie przez FAI nowej klasy szybowców 15 m stało się źródłem podjęcia decyzji budowy szybowca SZD-52-0 Jantar-15. Aby maksymalnie skrócić czas opracowywania konstrukcji, postanowiono zaadaptować jak największą część zespołów z szybowca Jantar 2B. W rezultacie zastosowano kadłub i usterzenie Jantara 2B, wprowadzając wiele zmian. I tak opracowano nową, jednoczęściową osłonę kabiny otwieraną do góry z zawiasem w przodzie, którą w położeniu otwartym utrzymuje sprężyna gazowa. Z podwozia głównego usunięto amortyzację, a usterzenie kierunku skrócono o 24 cm. Inne drobniejsze zmiany miały na celu poprawę właściwości eksploatacyjnych i podniesienie technologiczności kadłuba.

Establishment of a new FAI 15 m class by FAI became a stimulus for undertaking the decision of construction of the SZD-52-0 Jantar 15 glider. In order to reduce the designing time to minimum, it was decided to adapt as many assemblies of the Jantar 2B glider as possible. As a result, the fuselage and the tail unit of the Jantar 2B were used, though with many modifications. Namely, a new one-piece cockpit canopy hinged at the front edge and openable upwards, maintained in the open position by a gas spring, was developed. Shock absorbers were removed from the main landing gear and the rudder was shortened by 24 cm. Other minor changes aimed at improvement in operational characteristics of the glider and in producibility of the fuselage.



Rys. 1. Szybowiec klasy zawodniczej FAI SZD-52, Jantar 15/The SZD-52 Jantar 15 FAI-class sailplane

The wing was designed as a completely new assembly, with the use of the same aerofoil section as for the Jantar 2B, i.e. FX 67K 170/150, and applying the 15% section already at the end of the first trapezium. The wing planform is of the double-tapered type. A 17% elastic-type flap hinged on the wing upper skin, is provided along the span of the inner trapezium, while a 20% flap-aileron hinged in five points with side bearings and the axis of rotation situated in the centre is provided along the entire span of the outer trapezium. Airbrakes are fouled by plates protrudable from the upper wing surface only and this design has not, in practice, reduced the brake efficiency during flight throughout the entire speed range almost at all. Water ballast tanks are situated in the front torque box at the wing root.

Skrzydło zaprojektowano nowe, stosując ten sam profil co na Jantarze 2B, tzn. FX 67K 170/150 i stosując profil 15% już na końcu pierwszego trapezu. Obrys skrzydła jest dwutrapezowy. Na rozpiętości trapezu wewnętrznego jest klapa 17% zawieszona elastycznie na górnym pokryciu, natomiast na całej rozpiętości zewnętrznego trapezu jest klapolotka 20% zawieszona na pięciu zawiasach z łożyskami bocznymi z osią obrotu w środku. Hamulce aerodynamiczne stanowią płyty wysuwane tylko z górnej powierzchni skrzydła, co praktycznie prawie wcale nie zmniejszyło skuteczności hamulców w locie w całym zakresie prędko-

The wing load bearing structure is formed by a spar with flanges made of glassfibre composites and walls of glassfibre/foamed core sandwich structure. The spar is glued between the upper and lower wing skin. The wing skin is also made as glassfibre laminate/PVC foamed core sandwich structure. The skin is 3 mm thick and this is sufficient to maintain the ideal shape of the aerofoil section without the use of ribs. As the laminate components, glassfibre roving made in Poland and imported glass fabric are used with epoxy resins Epidian 52 and Epidian 53 with hardener Z-1. Two prototypes of the glider were made, with constructional numbers X-136 and X-137. These prototypes were intended to be used in the World Championship at Paderborn in 1981. However, several months before the Championship the Polish team resigned the start within the 15 m class and, in connection with this, a decision was taken to make one additional glider in the standard version. It was given the symbol SZD-52-1 and the name Jantar 15S. The difference in relation to the previous gliders consisted in the fact that

ści. Zbiorniki wody balastowej są umieszczone w przednim kesonie u nasady skrzydła.

Konstrukcja nośna skrzydła to dźwigar z pasami z rowingu szklanego i ściankami z przekładki laminat-pianka-laminat. Dźwigar jest wklejony między skorupę górną i dolną skrzydła. Skorupy mają budowę również przekładkową laminat-pianka PCV-laminat. Grubość skorupy wynosi 8 mm i jest wystarczająca do utrzymania idealnego kształtu profilu bez użycia żeber. Do wykonywania laminatu zastosowano rowing szklany produkcji krajowej i importowane tkaniny, a jako kompozycję laminującą żywice epoksydowe Epidian 52 i Epidian 53 z utwardzaczem Z-1. Wykonano dwa prototypy szybowca o numerach fabrycznych X-136 i X-137, które miały wziąć udział w MS w 1981 r. w Paderborn. Parę miesięcy przed mistrzostwami ekipa polska zrezygnowała ze startu w klasie 15 m i w związku z tym postanowiono wykonać jeden egzemplarz dodatkowy w wersji standard. Otrzymał on oznaczenie SZD-52-1 i nazwę Jantar 15S. Różnica w stosunku do poprzednich polegała na tym, że skrzydło wykonano bez kłapy w pozycji odpowiadającej wychyleniu kłapy 0°, a zbiornik wody balastowej zrobiono integralny. Wszystko to pozwoliło zmniejszyć masę szybowca w porównaniu z poprzednimi o ok. 20 kg.

Na Mistrzostwach Świata osiągi szybowca oceniono jako porównywalne z szybowcem LS-4, który zdominował na zawodach klasy standard. Również korzystnie oceniono właściwości pilotażowe. Te opinie wystarczająco uzasadniały decyzję dalszego rozwoju szybowca.

Szybowiec SZD-52-2 Jantar 15HF i SZD-52-3 Jantar 15HS

Przystępując do budowy szybowców postawiono sobie następujące cele:

— zbudować szybowce klasy 15 m i standard o małej masie,

— zastosować (nawet w ograniczonym zakresie) laminat węglowy, aby zdobyć doświadczenie w konstruowaniu i przetwórstwie tego tworzywa,

— zaproponować ekipie polskiej start na tych szybowcach w Mistrzostwach Świata-83,

— gruntownie przebadать szybowiec klasy 15 m przeznaczony do wdrożenia do produkcji seryjnej.

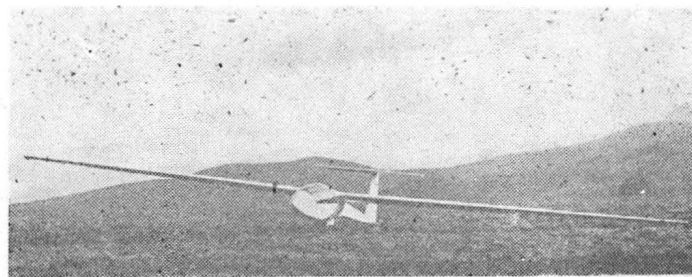
Nie dysponując innymi, lepszymi profilami, postanowiono zastosować tę samą geometrię skrzydła i wprowadzić do jego konstrukcji zmiany zmierzające przede wszystkim do ulżenia konstrukcji. Skrzydło szybowca kłapowego wykonano w dwóch wersjach: z pasami dźwigara węglowymi (Jantar 15HFC) i szklanymi (Jantar 15HF). Skrzydło szybowca klasy standard wykonano tylko w wersji szklanej (Jantar 15HS). Oczywiście zastosowanie na elementy nośne szybowca włókien węglowych wymagało wykonania wielu badań i prób wytrzymałościowo-szywnościowych na próbkach i całych zespołach.

Kadłub i usterzenia zaprojektowano nowe, koncentrując się przede wszystkim na starannym ergonomicznym opracowaniu kabiny pilota oraz zaprojektowaniu bryły kadłuba w taki sposób, aby uzyskać minimum jego oporów. Poświęcono też dużo uwagi osiągnięciu minimum masy kadłuba i usterzeń. W efekcie uzyskano kabinę wygodną, obszerną dla każdego „rozmiaru” pilota z dobrym dostępem do uchwytów, którymi musi manipulować pilot w czasie lotu. Osłona pilota jest podobnie jednoczęściowa i przy otwarciu unoszona do góry razem z przymocowaną do niej tablicą przyrządów. Ułatwiło to zdecydowanie wsiadanie i wysiadanie pilota. Jedno pociągnięcie za uchwyt awaryjnego zrzutu odłącza natychmiast osłonę od kadłuba. Podwozie chowane nieamortyzowane z kołem o średnicy 350 mm jest zamocowane już tradycyjnie do centralnej stalowej kraty kadłuba, do której mocuje się również skrzydła.

Na usterzenie kierunku i wysokości zastosowano profil FX 71L 150/30. Osie obrotu sterów znajdują się w 30% cięciwy. Zdecydowano się na układ-usterzenia T ze względu na korzyści aerodynamiczne i zalety przy lądowaniu w przygodnym terenie. Przy montażu statecznika wysokości napęd steru wysokości łączy się samoczynnie. Ster kierunku wykonany z przekładki laminat-pianka-laminat ma 100% wyważenie masowe, w celu zapobieżenia drganiom typu flatter.

Szybowiec klubowy

W latach 1973/74 w Ośrodku Badawczo-Rozwojowym Szybnictwa w Bielsku-Białej opracowano projekt laminatowego szybowca klasy klub — SZD-47 Klub. Nie został on zrealizowany wskutek skierowania możliwości wytwór-



Rys. 2. Szybowiec SZD-52-2 Jantar 15HFC z dźwigarem węglowym /The SZD-52-2 Jantar 15HFC with carbon wing spar. Fot. PZL-Bielsko M. Lempart

the wing was made without the flap, in position corresponding to flap displacement of 0°, and the water ballast tank was made as an integral part. All these modifications allowed to reduce the glider weight by ca. 20 kg in comparison to that of the previous versions.

The performance of the glider were evaluated at the World Championship as being comparable with that of the LS-4 glider which dominated the Standard Class at the competition. The pilotage characteristics were evaluated as being good, too. The opinions like these sufficiently justified the decision on further development of the glider.

SZD-52-2 Jantar 15HFC and SZD-52-3 Jantar 15HS gliders

When starting construction of the gliders, the following goals were assumed:

— to build a low weight 15 m Standard Class glider;
— to employ (even in a limited range) the carbon fibre laminate to gain experience in designing and processing components of this material;

— to suggest the Polish team to start on these gliders at the World Championship in 1983;

— to thoroughly test the 15 m class glider intended to be put into lot production.

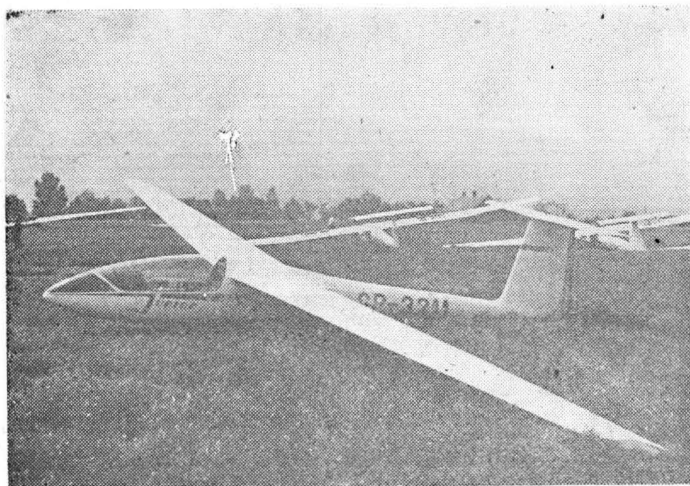
Having got no other better aerofoil section at their disposal, the designers decided to employ the same wing geometry and to introduce such design changes which aimed, first of all, at reducing the design weight. The wing of the flap-type glider was made in two versions: with the spar flanges made of carbon fibre (Jantar 15HFC) and of glassfibre (Jantar 15HF). The wing of the Standard Class glider was made only in one version, i.e. of glassfibre (Jantar 15HS). Of course, application of carbon fibre for load bearing components of the glider required a lot of investigations as well as strength and stiffness tests to be carried out both for material specimens and for complete assemblies.

The fuselage and the tail units were designed as new components, with focusing the interests first of all on careful designing of the pilot's cab from the ergonomics point of view and on designing the fuselage body so as to obtain minimum drag. Great attention was also paid to achieving minimum weight of the fuselage and tail units. As a results, a cabin was obtained which was comfortable and roomy for every pilot's „size”, with easily accessible pilot's controls which must be operated during flight. The cockpit canopy is, similarly as in the previous versions, one-piece-type and openable upwards together with the instrument panel attached to it. This substantially facilitates the pilot to get in and out. A single pull at the emergency throw-off handle disconnects immediately the canopy from the fuselage. The retractable landing gear, without a shock absorber, with a wheel of 350 mm diameter, is attached to the central steel fuselage truss, to which the wings are fastened as well, this system being already the traditional design.

The fin and tail plane are made of the FX 71L 150/30 section. The axes of rotation of the rudder and elevator are situated at the point of 30% of the section chord. The T tail unit arrangement was chosen because of good aerodynamic characteristics and good points at landing on accidental field. During assembly of the tail plane the elevator actuating system is engaged automatically. The rudder made as a laminate/foam/laminate sandwich structure is in 100% mass-balanced in order to prevent the flatter-type vibrations.

Club glider

In the years 1973÷1974, a laminate glider of the club class, named SZD-47 Klub, was designed at the Glider



Rys. 3. Szybowiec klubowy SZD-51-1 Junior/The SZD-51-1 Junior club-class sailplane. Fot. PZL-Bielsko — M. Lempart

czych OBRS na budowę i wdrożenie do produkcji innych typów szybowców.

W 1979 r. PDPS PZL-Bielsko ponownie podjęto temat budowy nowoczesnego szybowca klubowego na lata osiemdziesiąte. Dla takiego szybowca określono następujące założenia:

- Przeznaczenie do szkolenia podstawowego, treningu i tzw. „małego wyczynu”, tzn. udziału w zawodach i zdobywania warunków do odznak szybowcowych. Zastosowanie obejmuje cały zakres od wyszkolenia podstawowego pilota do przejścia na szybowiec wysokowydajny, np. Jantar. Wymaga to powiązania dobrych osiągnięć szybowca z odpowiednimi właściwościami pilotażowymi i ergonomicznymi, które umożliwią lądowanie ucznia-pilota wprost po przeszkoleniu na szybowcu dwumiejscowym, np. Puchacz, lub motoszybowcu, takimi jak:

- łatwy pilotaż, odpowiedni do poziomu ucznia-pilota,
- mała prędkość lądowania i krążenia,
- prawidłowe właściwości przeciągnięcia i korkociągu,
- skuteczne hamulce aerodynamiczne i hamulec koła,
- zakres masy pilota ze spadochronem 55÷110 kg bez potrzeby stosowania ciężarka wyważającego,
- ergonomia kabiny zbliżona do rozwiązań współczesnych szybowców dwumiejscowych.

- Szybowiec w wersji standard dopuszczony do startu za samolotem i wyciągarką, akrobacji podstawowej, lotów chmurowych i falowych. Na życzenie może być przystosowany do startów z lin gumowych i lotów nocnych.

- Rozwiązanie konstrukcyjno-technologiczne umożliwiające istotne zmniejszenie kosztów wytwarzania, a zatem i ceny zbytu, w stosunku do laminatowego szybowca klasy standard Jantar Std., a jednocześnie zapewniające dużą trwałość konstrukcji (trwałość ponad 3000 h), prostotę obsługi naziemnej i napraw.

- Szybowiec powinien odpowiadać zapotrzebowaniu krajowemu i zagranicznemu w latach osiemdziesiątych.

W wyniku przeprowadzonych analiz zdecydowano zbudować szybowiec z kompozytu szklano-epoksydowego i w oparciu o geometrię skrzydła projektu SZD-47 Klub. Parametry tego skrzydła okazały się nadzwyczaj trafne i przydatne do nowoczesnego szybowca klubowego, głównie dzięki odpowiedniemu doborowi profili skrzydłowych:

- profil SO 1-196 na wewnętrznej części skrzydła,
- profil SO 1-196 zmieszany liniowo z profilem SO 1/2-158 na lotkowej części skrzydła.

Wybór tego układu nastąpił w wyniku optymalizacji 10 par różnych profili laminarnych.

Szybowiec klubowy otrzymał nazwę SZD-51 Junior. Postanowiono realizować go w następujących etapach:

- Opracowanie, budowa i próby w locie modelu, nazywanego przedprototypem, a docelowej bryle i rozkładzie mas w celu sprawdzenia wszystkich charakterystyk pilotażowo-osiagowych i ergonomicznych. Konstrukcja dostosowana do uproszczonego oprzyrządowania, pozwalająca na budowę przedprototypu przy minimum nakładów i czasu.

- Na podstawie rezultatów prób przedprototypu — opracowanie, budowa i próby prototypu, zakończone certyfikacją.

- Wdrożenie szybowca do produkcji seryjnej.

Przedprototyp szybowca SZD-51-0 Junior został oblatany 31.12.1980 r. Próby fabryczne przeprowadzone w latach 1981/82 wykazały zgodność właściwości lotnych z założeniami. Charakterystyki przedprototypu całkowicie pokryły

Research and Development Centre in Bielsko-Biala. It was not implemented due to focusing the manufacturing capabilities of the Centre on construction and starting production of other glider types.

In 1979 the subject of construction of a modern club glider for 1980's was undertaken again. The following assumptions were determined for such a glider:

- Intended use for basic training, advanced training and the so-called „small sport”, i.e. for participation in competitions and for achieving the criteria for glider awards. This type of the glider use covers the entire range from basic training of pilots to their pass onto a high-performance sailplane, e.g. the Jantar. This requires to combine good performance of the glider with its appropriate pilotage and ergonomic characteristics which will allow to admit a pilot-learner to his first unaided flight directly after his training on a double-seat glider such as e.g. the Puchacz or on a motor glider. The required pilotage and ergonomic characteristics should include:

- easy pilotage, appropriate for the qualification level of a pilot-learner;
- low landing and circling speed;
- proper stalling and spin characteristics;
- effective airbrake and wheel brake;
- allowable range of weight of a pilot with parachute amounting to 55 to 110 kg without the need to use a balancing weight;
- ergonomics of the cabin similar to that of modern double-seat gliders.

- The glider in the standard version should be approved for aero-tow take-off, winch launching, basic aerobatics as well as cloud and wave flights. Optionally it may be adapted for bungee launching and night flights.

- The design of the glider and of its manufacturing process should make it possible to substantially reduce its production cost and thus its sale price in relation to the laminate Standard Class glider Jantar Std, and, at the same time, it should ensure high durability of the structure (the life exceeding 3000 h), as well as simplicity of ground maintenance, service and repairs.

- The glider should meet the domestic and international demand of 1980's.

As a result of analyses carried out, a decision was made to build the glider of glass-epoxy composite, with basing on the wing-geometry of the SZD-47 Klub design. Parameters of that wing proved to be perfectly chosen and suitable very much for a modern club glider, owing mainly to the appropriate selection of the aerofoil sections:

- section SO 1-196 for the inner wing part;
 - section SO 1-196 mixed linearly with section SO 1/2-158 for the wing part with ailerons.
- This arrangement was selected in result of optimization of 10 pairs of various laminar aerofoil sections.

The club glider was named SZD-51 Junior. Its implementation was decided to be conducted in the following stages:

- Design, construction and flight tests of a model named the preliminary prototype of the target body and mass distribution in order to test all pilotage, performance and ergonomic characteristics. The design was adapted for simplified instrumentation, allowing to build the preliminary prototype with minimum expense and time to be spent.

- On the ground of test results of the preliminary prototype-design, construction and testing of the prototype, to be finished with obtaining the certificate.

- Putting the glider into lot production.

The preliminary prototype of the SZD-51-0 Junior glider was flight-tested on 31st Dec. 1980. The factory tests, carried out in the years 1981÷1982, shew conformance of the actual flight characteristics with the assumptions. Characteristics of the preliminary prototype proved to be fully in line with the „Project of initial data of a single-seat club glider” published by the Aeroclub of the FRG (*Aerokurier* 1/81).

In the years 1981÷1982 the technical documentation for the SZD-51-1 Junior prototype was prepared and its construction was started; the construction is planned to be completed in 1983. The prototype has the body unchanged in relation to that of the preliminary prototype, but its design and manufacturing methods is quite new, making possible the short, one-day cycle of making large assemblies (wing, fuselage, tail unit) in negative moulds.

cd. na s. 28

PZL-104 Wilga 35

KARTOTEKA TLiA

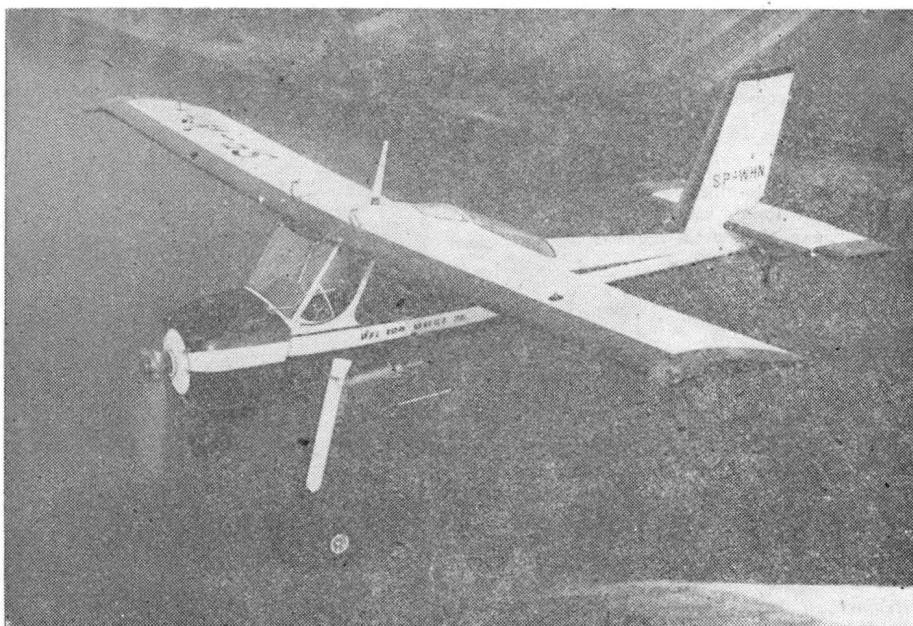
Type: Four-seat general-purpose light aircraft

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

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

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

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



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

Power plant: One 194 kW (260 hp) PZL AI-14RA nine-cylinder radial supercharged engine geared driving a PZL US-122000 two-blade constant speed wooden propeller of 2.65 m diameter. Two fuel tanks in each wing with total capacity of 195 litres. Refuelling point on each side of fuselage, below the wing. Oil capacity 16 litres. Engine starting effected pneumatically by a built-in system of 7 litre capacity at 4900 kPa (50 kg/cm²) pressure.

Equipment: Hydraulic system rated at 3900 kPa (40 kg/cm²) pressure. Electrical system powered by DC generator and 24 Y 10 Ah battery. Standard navigation equipment includes VHF transceiver and IFR instrumentation.

DESIGN DEVELOPMENT: First prototype of PZL-104 known as Wilga 1 with a 133 kW (180 hp) WN-6B engine was flown for the first time on 24 April 1962. It was followed by Wilga 2 with completely re-

designed fuselage and tail unit, Wilga C with a 172 kW (225 hp) Continental 0-470 engine and Wilga 3 with a 195 kW (260 hp) PZL AI-14R engine. This last model was flown for the first time on 31 December 1965 and was built in small quantities as Wilga 3A for flying club use. In 1967 the basic design was further modified — improved cabin comfort, redesigned landing gear. This new version is known as Wilga 35 when fitted with a AI-14R engine (first flight on 28 July 1967) and Wilga 32, with a Continental 0-470 engine and shorter main landing gear legs (first flight on 12 September 1967). Both Wilga 35 and Wilga 32 production was started in 1968. The agricultural version designated Wilga 35R was flown for the first time on 13 February 1978 and five-seat version for four parachute jumps was tested in September 1978. Current production models are Wilga 35A (Aeroclub) and Wilga 35P (Passenger/liaison). More than 700 Wilgas had been built by the end of 1982 for customers in 21 countries. A modified version of Wilga 32 was produced in Indonesia as Linpur Gelatik 32. A floatplane version of Wilga 35 — Wilga 35H — fitted with Canadian CAP-3000 floats was successfully tested in Canada (first flight on 31 October 1979). The Wilga 80, built in accordance with FAR 23 requirements, was first flown on 30 May 1979.

TECHNICAL DATA

Dimensions

Wing span	11.12 m
Length overall	8.10 m
Height overall	2.94 m
Wheel track	2.85 m
Wheelbase	6.70 m
Wing area	15.50 m ²
Wing aspect ratio	7.95
Wing chord (constant)	1.40 m
Tailplane span	3.70 m
Tailplane area	3.16 m ²
Vertical tail area	1.89 m ²

Weights and loadings

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

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

Performance at max T-O weight

Never-exceed speed	279 km/h
Max level speed	201 km/h
Max cruising speed	193 km/h
Economical cruising speed	128 km/h
Stalling speed, power on	68 km/h
Max rate of climb at S/L	5.0 m/s
Service ceiling	4000 m
T-O run	80 m
T-O to 15 m	186 m
Landing from 15 m	230 m
Landing run	95 m
Range with max fuel, 30 min reserves	680 km

EQ/243/K/83

W.K.

PZL-110 Koliber

KARTOTEKA TLiA

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

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

Wings: Cantilever low-wing monoplane of rectangular form. Wing section NACA 63A416 (modified). Dihedral 7° beginning at roots. Incidence 4°. All-metal single-spar structure. Wide-chord slotted ailerons with ground-adjustable tabs. Full-span automatic slats. Long-span slotted flaps. Ailerons and flaps covered with corrugated metal skin. No anti-icing equipment.

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

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

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

Power plant: One 93 kW (126 hp) PZL-Franklin 4A-235-B1 flat-four engine driving a PZL US-135000 two-blade fixed-pitch propeller of 1.78 m diameter. Aluminium alloy fuel tanks in each wing of total capacity 105 litres. Refuelling points of wings. Oil capacity 6 litres.



Fot. L. Zielaskowski

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

DESIGN DEVELOPMENT: PZL-110 Koliber is licence-built modified version of SOCATA Rallye 100ST with 93 kW (126 hp) PZL-Franklin engine replacing 74.5 kW (100 hp) Rolls-Royce Continental engine. The Rallye aircraft having its origin in a competition organized in 1958 was deve-

loped by the old-established Morane-Saulnier Co. The prototype MS880A Rallye-Club with 67 kW (90 hp) engine flew for the first time on 10 June 1959 and the initial production version were MS880B Rallye-Club and MS885 Super Rallye. FAA certification was obtained on 21 November 1961. The SOCATA Rallye 100ST obtained SGAC certification on 4 October 1974. A total of above 1200 Rallye aircraft of 100 series i.e. 100S, 100T, 100ST have been built by the end 1977. PZL-110 Koliber, a Rallye 100ST reengineered on PZL-Franklin 4A-235-B1, was flown for the first time on 18 April 1978. The production in Poland of PZL-110 is started in 1979 and a total of 20 had been built by the spring 1983.

TECHNICAL DATA

Dimensions

Wing span	9.74 m
Length overall	7.20 m
Height overall	2.80 m
Wheel track	2.01 m
Wheelbase	1.71 m
Wing area	12.66 m ²
Wing aspect ratio	7.57
Wing chord (constant)	1.30 m
Tailplane span	3.67 m
Tailplane area	3.48 m ²
Vertical tail area	1.74 m ²
Cabin length	2.25 m
Cabin width	1.13 m

Weights and loadings

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

normal category	850 kg
utility category	770 kg
Max wing loading	66.6 kg/m ²
Max power loading	9.14 kg/kW

Performance (at max T-O weight)

Never-exceed speed	270 km/h
Max level speed at S/L	195 km/h
Max cruising speed at S/L	170 km/h
Stalling speed	
flaps down	76 km/h
flaps up	89 km/h
Max rate of climb at S/L and AUV 830 kg	2.85 m/s
Service ceiling	3500 m
T-O run	155 m
T-O on 15 m	380 m
Landing from 15 m	274 m
Max range	740 km

EO/243/K/83

W.K.

PZL-I06B Kruk

KARTOTEKA TLiA

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

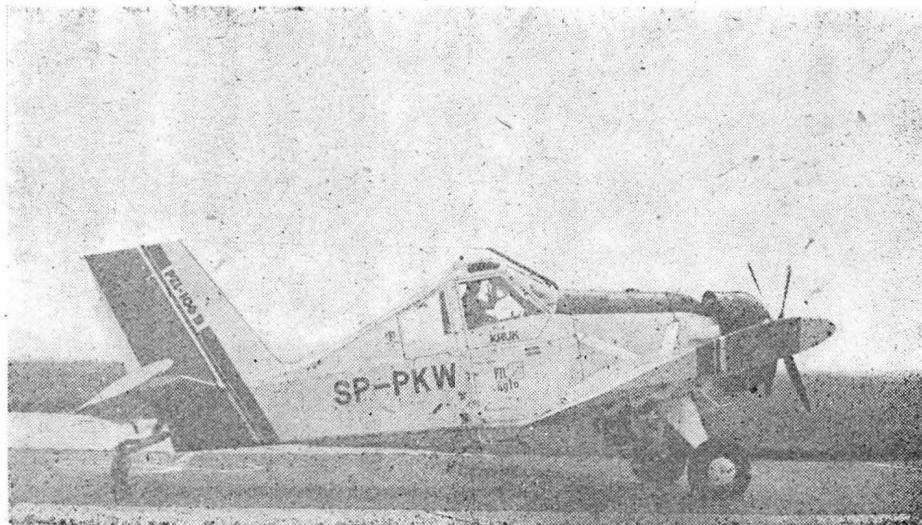
DESIGN: Single-engined low-wing aircraft with conventional tail unit and tail-wheel type landing gear. All-metal structure.

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

Fuselage: Welded steel tube structure covered with glassfibre and light alloy quick-detachable panels to provide access for fuselage structure inspection. Enclosed pilot's cockpit with mechanic's seat at rear is ventilated and heated. Excellent visibility from pilot's seat due to its high placing. Combined window/door on each side of cockpit. Cockpit structure is strengthened to withstand 40 g impact. Glassfibre hopper for 1400 litres of chemicals forward of cockpit. Quick-dumping system can release total content of hopper in about 5 s. Hopper can be easily replaced by a special container with instructor's seat, controls, basic instruments and windscreen in order to convert any of PZL-106B Kruk aircraft into two-seat training version.

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

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



Fot. WPL — J. Stanislawski

Power plant: One 441 kW (600 hp) PZL-3S seven-cylinder radial supercharged engine direct driving a PZL US-132000 four-blade constant speed metal propeller of 2200 rpm and 2.62 m diameter. Total fuel capacity 540 litres. Gravity refuelling point on each wing and semi-pressurized refuelling point on starboard side of fuselage. Oil capacity 54 litres. Carburettor fitted with air filter. NACA type engine cowlings as standard equipment; in tropical aircraft operated without engine cowlings.

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

Agricultural equipment: Windmill-driven centrifugal pump for liquid chemical and tunnel-type distributor for dry chemical.

Pneumatically operated hopper intake for dry chemical loading optional. Maximum flow rates: 25 kg/s for powder, 35 kg/s for granulates, 10 kg/s for grains, 18 lit/s for water solutions and 4.5 lit/s for oil solutions. Effective chemical swath width 30–35 m.

DESIGN DEVELOPMENT: PZL-106B aircraft was designed in 1979 by a PZL-Okecie team led by Andrzej Frydrychewicz. The first prototype was flown for the first time on 15 May 1981 by Witold Lukomski. Second prototype flew for the first time on July 1981 and third prototype — in September 1981. The production of PZL-106B aircraft begins in 1982. PZL-106B is the development version of the PZL-106A aircraft, that was produced in 1976–1982. A total of 144 PZL-106As had been built including 54 exported to East Germany; about 60 aircraft are being used by Polish agricultural air service team in Egypt.

TECHNICAL DATA

Dimensions

Wing span	14.90 m
Length overall	9.10 m
Height	3.32 m
Wheel track (static)	3.10 m
Wheelbase	7.41 m
Propeller ground clearance (tail up)	0.63 m
Wing area	32.18 m ²
Wing aspect ratio	6.90
Wing chord (constant)	2.16 m
Tailplane span	5.77 m
Tailplane area	7.56 m ²
Vertical tail area	2.88 m ²

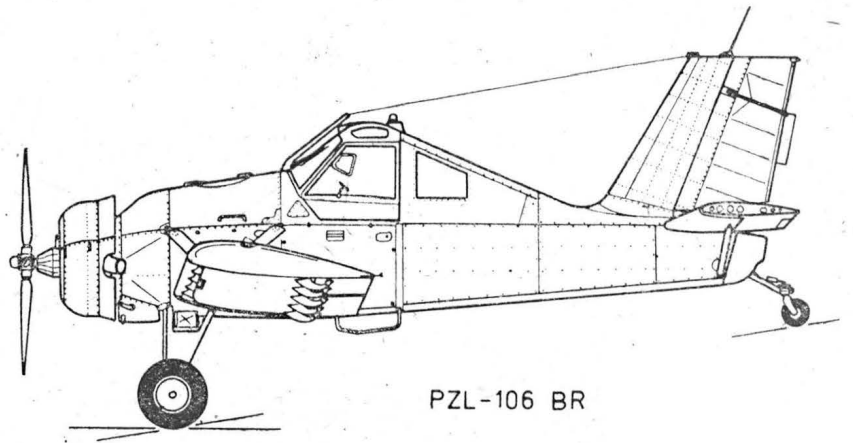
Weights and loadings

Weight empty, standard equipment	1670 kg
Normal T-O weight with 1000 kg of chemicals	3000 kg

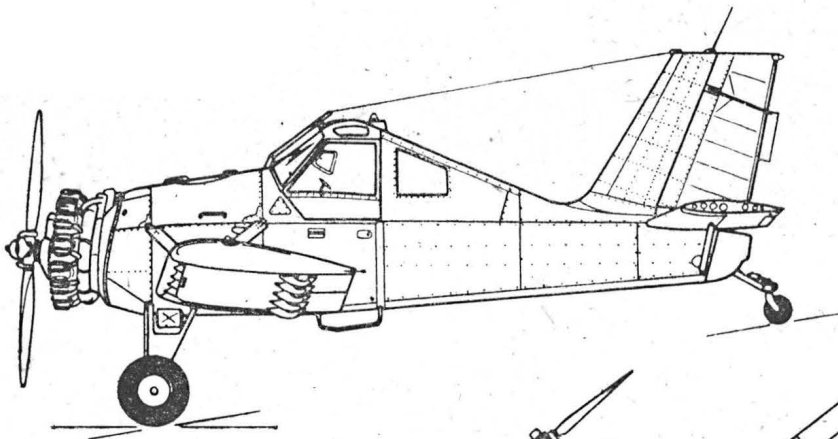
Max T-O and landing weight in normal category	3000 kg
Max chemicals load	1050 kg
Max wing loading	93.2 kg/m ²

Performance at 3000 kg AUV

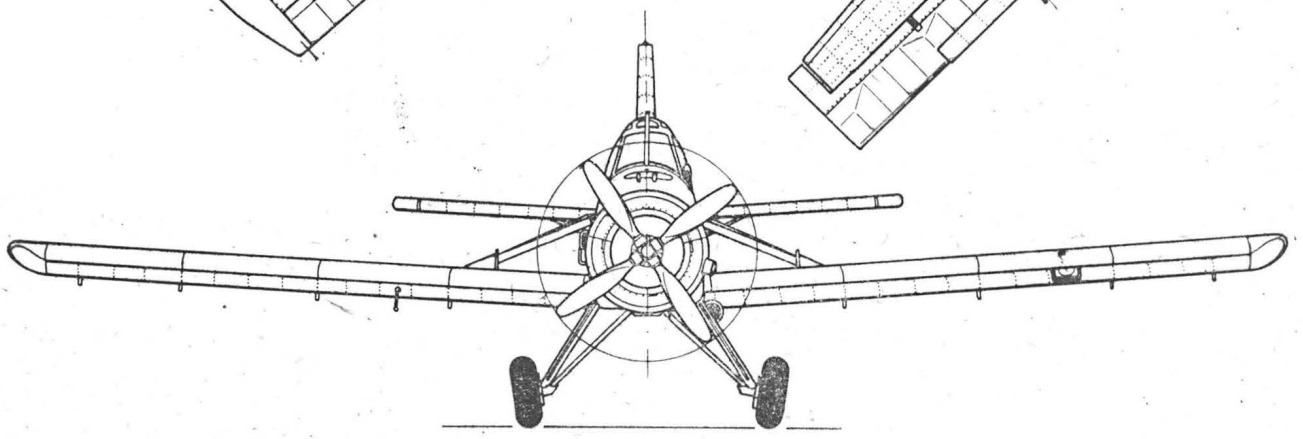
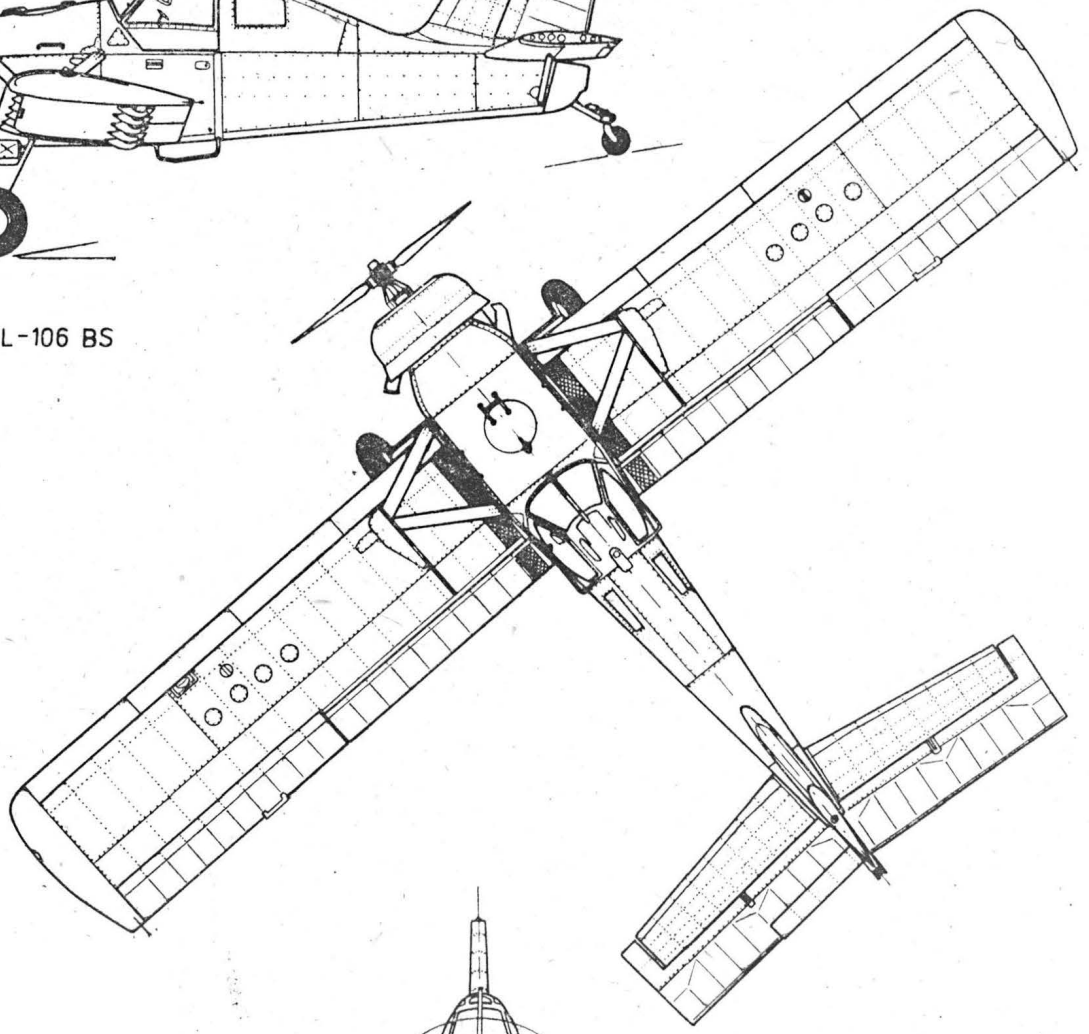
Never-exceed speed	270 km/h
Max level speed at S/L	220 km/h
Cruising speed at 75% max continuous power	194 km/h
Operating speed	150–160 km/h
Stalling speed at S/L	90 km/h
Max rate of climb at S/L	4.0 m/s
Service ceiling	4600 m
T-O and landing run with agricultural equipment	220/210 m
T-O to 15 m with agricultural equipment	480 m
Landing from 15 m	410 m
Range with max fuel	1100 km
EO/243/K/83	W.K.



PZL-106 BR



PZL-106 BS



Type: Single-seat agricultural aircraft

DESIGN: Single-engined low-wing aircraft with conventional tailwheel type landing gear. All-metal construction with corrosion proof external surface finished with polyurethane and epoxy. Due to high payload M18A aircraft is especially applied for large cultivation area operation and forest fire fighting.

Wings: Cantilever low-wing monoplane of rectangular form. Plane consists of central part and two outer parts with trapez tips. Wing central part sections NACA 4416 at root and NACA 4412 at end, wing outer part section NACA 4412. Dihedral 2°30' for central part and 5° for outer parts. Wing incidence 3°. Single-spar duralumin wing structure; spar with steel cap. All-metal slotted ailerons, mass-and aerodynamically balanced, actuated by push-rods. No tabs. All-metal slotted flaps in central and outer parts, hydraulically locked in three positions. Integral fuel tanks forwards of spar in each wing outer part.

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

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



Fot. L. Zielaskowski

Landing gear: Non-retractable tailwheel type. Main wheels with oleo-pneumatic shock-absorbers, low-pressure tyres size 720 × 320 mm, hydraulic disc brakes, parking brake and wire cutters. Fully-castering tailwheel with oleo-pneumatic shock-absorber and tyre size 318 × 114 mm, lockable for take-off and landing.

Power plant: One 736 kW (987 hp) PZL ASz-62IR nine-cylinder radial supercharged engine geared driving a PZL-SP.00 four-blade constant speed aluminium propeller of 3.3 m diameter. Electrical starting system. Fuel usable capacity 400 litres. Gravity-feed header tank in fuselage.

Equipment: Hydraulic system of pressure 10 000÷14 000 kPa (100÷140 kg/cm²) actuating flaps, wheel brakes and atomizer brakes. Electrical system powered by 28.5 V 100 A generator and 24 V 25 Ah nickel-cadmium battery. Standard equipment included navigation lights, two rotating beacons, cockpit light and instrument panel lights. Option items: transceiver, navigation receiver, VOR-OBS indicator, landing lamps, night working lamps and taxiing light.

Agricultural equipment: Aircraft can be equipped with three agricultural systems: 1 — system for spraying with 48/46 nozzle on spraybooms; 2 — system for fine spraying with eight atomizers; 3 — system for dusting with Transland high output spreader. Windmill-driven Roots pump for liquid chemical. Provision for water bombing installation for fire suppression.

DESIGN DEVELOPMENT: The M18 Dromader is a much larger agricultural aircraft than PZL-106 Kruk. It was designed in 1976 by a PZL-Mielec team led by Józef Oleksiak. The aircraft meets the requirements of FAR Pt 23. First prototype was flown on 27 August 1976 by Andrzej Pamała and second prototype — on 2 October 1976. The fire-fighting version was tested for the first time on 11 November 1978. Since late 1980 is built version M18A. Polish type certificate has awarded on 27 September 1978, Canadian on 7 March 1980 and French on 9 December 1980. Up to 1983 were built 150 aircraft. The aircraft is used by operators in Poland, Czechoslovakia, Canada, Cuba, Bulgaria, Egypt, France, Hungary, the USA and Yugoslavia.

TECHNICAL DATA

Dimensions

Wing span	17.70 m
Length overall	9.47 m
Height overall	3.70 m
Wheel track	3.58 m
Propeller ground clearance (tail up)	0.23 m
Wing area	40.00 m ²
Wing aspect ratio	7.8
Wing chord (constant)	2.28 m
Tailplane span	5.00 m
Tailplane area	6.50 m ²
Vertical tail area	2.65 m ²
Weights and loadings	
Weight empty, equipped	2550 kg
Payload FAR 23	1050÷1350 kg
Max T-O weight FAR 23	4200 kg
Payload CAM 8	1550÷1850 kg
Max T-O weight CAM 8	4700 kg
Wing loading	105 kg/m ²
Power loading	5.7 kg/kW
g limits FAR 23	+3.4/-1.4
g limits CAM 8	2.8

Performance at 4200 kg without ag equipment

Never-exceed speed	280 km/h
Max level speed	256 km/h
Cruising speed at S/L	205 km/h
Stalling speed, power off	
flaps up	125 km/h
flaps down	109 km/h
Max rate of climb at S/L	5.8 m/s
Service ceiling	6500 m
T-O run (ground)	275 m
Landing run (ground)	330 m
Max range, no fuel reserves	520 km
Performance at 4200 kg with spreader	
Max level speed	237 km/h
Cruising speed at S/L	190 km/h
Operating speed	170÷185 km/h
Stalling speed, power off	
flaps up	125 km/h
flaps down	109 km/h
Max rate of climb at S/L	5.3 m/s
T-O run (ground)	280 m
Landing run (ground)	320 m
EO/243/K/83	W.K.

PZL An-2

KARTOTEKA TLIA

Type: Single-engined general-purpose biplane

VERSIONS:

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

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

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

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

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

Landing gear: Non-retractable split-axle type, with long-stroke oleo shock-absorbers.



Fot. L. Zielaskowski

Main wheel tyres size 800 X 260 mm, pressure 230 kPa (2.3 kg/cm²). Pneumatic brakes on main units. Fully-castoring and self-centering tailwheel with electro-pneumatic lock. Interchangeable ski landing gear available optionally.

Power plant: One 736 kW (997 hp) PZL ASz-62IR nine-cylinder radial aircooled engine, driving an AW-2 four-blade variable pitch metal propeller. Six fuel tanks in upper wing, with total capacity of 1200 litres. Oil capacity 120 litres.

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

Equipment: Dual controls and blind-flying instrumentation standard. HF and VHF light-weight radio transceiver, radio altimeter, ADF, marker, gyro compass, directional gyro and intercom.

DESIGN DEVELOPMENT: The prototype of this large biplane was designed to a specification of the Ministry of Agriculture and Forestry of the USSR and made its first flight on 31 August 1947. It was powered by a 560 kW (760 hp) ASH-21 engine and was known as the SKh-1. In 1948 design went into production in the USSR as the An-2, with a 736 kW (997 hp) ASH-62 engine. Licence rights were granted to China, where the first locally-produced An-2 was completed in December 1957. Since 1960, apart from a small Soviet-built quantity of a developed version known as the An-2M, the continued production of the An-2 has been the responsibility of the Polish WSK factory at Mielec, the origin licence arrangement providing for two basic versions: the An-2T transport and An-2R agricultural version. Since beginning An-2 production, WSK-Mielec has made numerous improvements to the airframe of the An-2R, resulting in an increase in TBO from 900 hr in 1961 to 1500 hr in 1970 and 2000 hr in 1973. More than 90 per cent of aircraft deliveries were for export, chiefly to the USSR. Since 1960 — over 9500 An-2S were built including 5500 of the agricultural version.

TECHNICAL DATA

Dimensions

Wing span
Length overall (tail down)
Height overall (tail down)
Wheel track
Propeller diameter
Wing area
Weights and loadings
Weight empty
Max T-O weight
Useful load
Max wing loading

18.18 m
12.40 m
4.00 m
3.45 m
3.60 m
71.6 m²
3450 kg
5500 kg
2050 kg
76.82 kg/m²

Max power loading 5.5 kg/hp
Performance (at AUV of 5250 kg)
Max level speed at 1750 m 258 km/h
Econ. cruising speed 185 km/h
Min flying speed 90 km/h
Max rate of climb at S/L 3.5 m/s
Service ceiling 4400 m
T-O run (grass) 170 m
T-O to 10.7 m (grass) 320 m
Landing run (grass) 185 m
Range at 1000 m with 500 kg payload 900 km

EO/243/K/83

A.G.

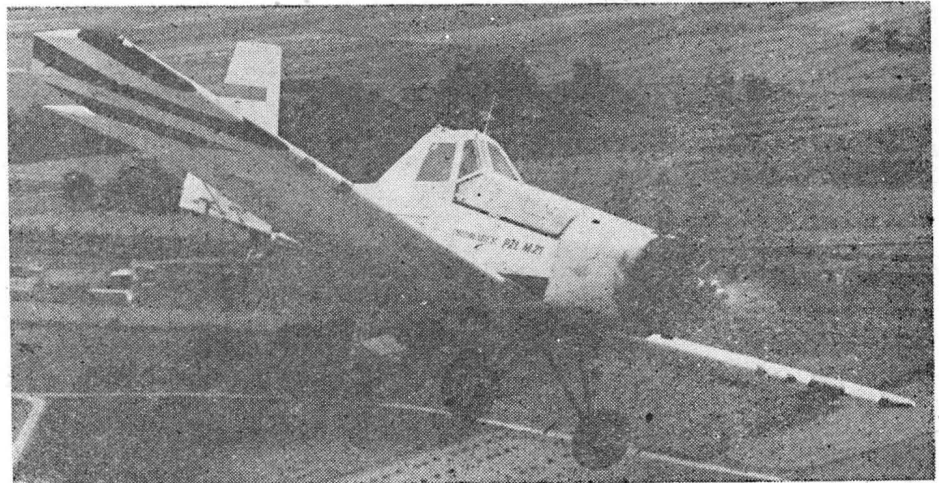
Type: Single-seat agricultural aircraft

DESIGN: Single-engined low-wing aircraft of all-metal structure, with conventional tail unit and tail-wheel type non-retractable landing gear, of scheme conventional for agricultural airplanes, i.e. engine-hopper-pilot. Designed for plant protection and aerial top-dressing in agriculture and forestry as well as for forest fire fighting. The entire structure is finished with polyurethane and epoxy. The aircraft meets the requirements of the FAR-23 regulations.

Wings: Rectangular, with trapezoidal tips, sectional, with short central part, mono-spar with an auxiliary rear spar; spar flanges and main fittings — made of steel. Wing outer parts of 6 dihedral and -1.5° geometric twist, provided with single-slotted flaps and ailerons of all-duralumin structure actuated by push-rods. Ailerons aerodynamically and mass-balanced. The port side and starboard side ailerons are provided with Flettner tab and electrically actuated trim tab respectively. Wing outer part sections — modified NACA 4412, wing central part — NACA 4416 at the root chord and NACA 4412 at the junction with the outer wings. The outer wings provided with integral fuel tanks, take-off and landing lamps, taxiing lamps and lamps for night agricultural work.

Fuselage: Truss of argon-arc welded chrome-molybdenum steel tubes. The truss is protected internally against corrosion with linseed oil varnish. Duralumin side panels quick-detachable owing to the use of Camloc fasteners, fixed stainless steel bottom covering. Cockpit sealed and ventilated, with downward-openable door on the port and starboard side, withstands 40 g overload. Pilot's seat provided with safety harness, with inertia-type shoulder belts. Windscreen made of laminated toughened glass, protected with wire-cutters, may be provided with a windscreen wiper with washer. Optionally the windscreen may be openable sideways to allow the pilot to operate the hopper loading lid. The top part of the cockpit canopy is made of glass-epoxy laminate. Baggage compartment of 30 kg capacity behind the cockpit. Hopper for chemicals, of 1800 l capacity, made of glass-epoxy laminate, provided with loading lid and anti-sloshing barriers, situated in the front part of the fuselage. Stainless steel fire-wall.

Tail unit: Slab-type tail plane of rectangular form, supported with angle struts; trapezoidal vertical tail unit; elevator and rudder aerodynamically and mass-balanced; corrugated skin. Elevator



Fot. CAF

actuated by push-rods, provided with mechanically actuated trim tab; rudder actuated by cables, with electrically actuated trim tab. The tail unit is protected with a cable stretched between cabin and fin.

Landing gear: Non-retractable, tail-wheel type. Main landing gear of the rocker-arm type with oleo-pneumatic shock absorbers, with low-pressure tyres (800 X 260). Wheels provided with disc brakes. Tail-wheel suspended on a rocker arm with an oleo-pneumatic shock absorber, with 380 X 150 tyre, castoring, lockable for take-off and landing.

Power plant: PZL-3SR seven-cylinder radial engine with geared drive, of 441 kW (600 hp) take-off power. Four-blade constant speed metal propeller US 133 000, of 3.1 m diameter. Electrical starting system. Fuel system capacity 400 l. Lubricating oil system with an oil cooler, of 75 l capacity.

Equipment: Hydraulic system of 100 ÷ 150 kg/cm² working pressure actuates flaps, main wheel brakes, brake of the pump of the agricultural equipment, atomizer brakes. Electrical system powered by 50 A 24 V alternator and 24 V 24 Ah battery. Standard equipment includes UHF RS 6102 transceiver and artificial horizon. VOR direction indicator and gyro compass may be installed optionally.

Agricultural equipment: The aircraft can be equipped with four agricultural systems:

- coarse droplet spraying system with the wirejet type sprayers,
- fine spraying system with 6 Micronair atomizers,

— dusting system,

— fire-fighting system for bombing with extinguishing media or water.

Windmill-driven pumps serving agricultural works. All the systems are provided with quick-dumping capability.

DESIGN DEVELOPMENT: Successful marketing of the PZL-M18 Dromader aircraft and desires expressed by the users of the airplanes sold hither to have shown that a family of agricultural airplanes of 500 kg through 2500 kg payload based on the M18 can be developed.

The PZL M21 Dromader Mini is one of the Dromaders of 900 kg payload. The preliminary design was started by a team led by Jarosław Rumszewicz, M.Sc., in January 1980. The basic design work was completed in June 1980. Assembly of the first prototype was started in August 1981. The airplane was submitted to test flights in May 1982. The first flight was performed on 18th June 1982 by Tadeusz Pakula, M.Sc., a 1-st class test pilot.

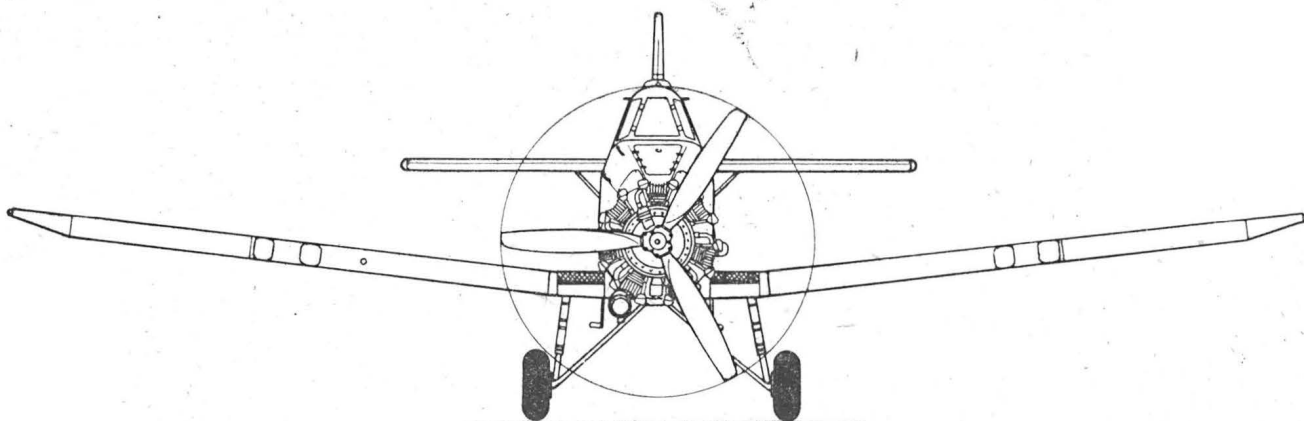
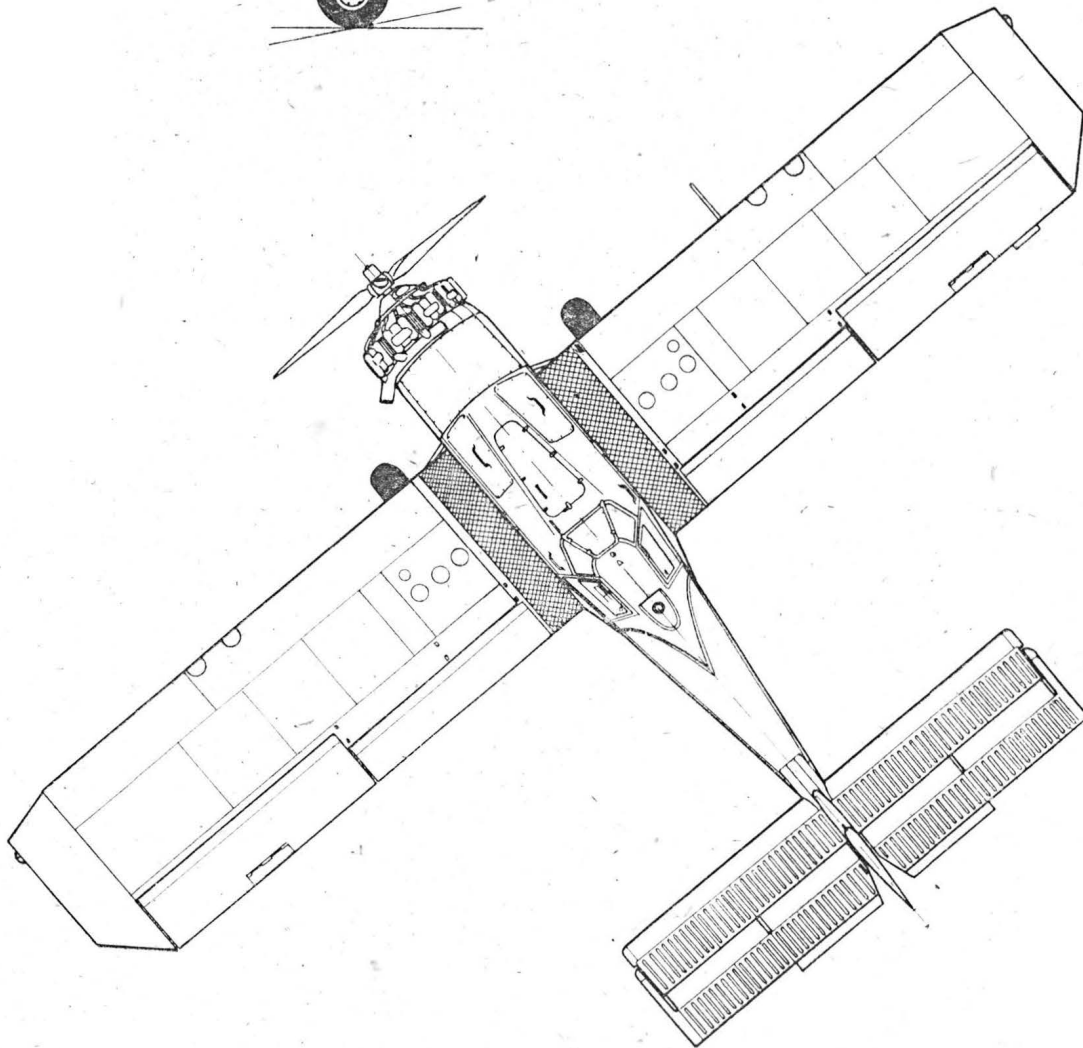
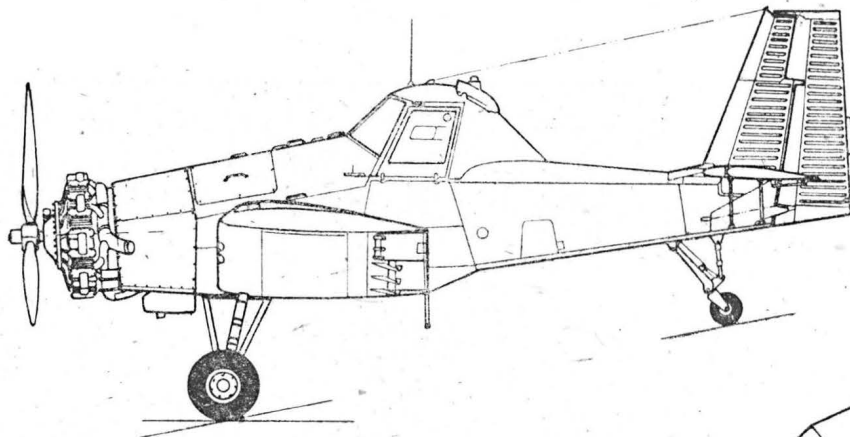
The PZL-M21 aircraft has 70% components the same as the PZL-M18. The following components of the M18 were employed without major modifications: rear part of the fuselage including cockpit, tail unit, control system and tail-wheel, outer wings, upper part of the hopper, wheels of the main landing gear including brakes, and components of the hydraulic, electrical, fuel, lubricating oil and agricultural systems. Three prototypes have been built, i.e. two to be flight-tested and one for static tests. Due to lack of the PZL-3SR engine intended to be used in production airplanes, the first prototype was equipped with a PZL-3S engine and a Dowty Rotol propeller of 2.6 m diameter.

TECHNICAL DATA

Dimensions

Wing span	14.51 m
Length	9.48 m
Height	3.11 m
Wheel track	2.7 m
Wing area	32.6 m ²
Wing chord	2.286 m
Aspect ratio	6.46
Tailplane span	5.6 m
Tailplane area	7.28 m ²
Vertical tail area	3.2 m ²
Weights and loadings	
Empty weight	2060 kg
Payload	900 kg

T-O weight	3300 kg
Wing loading	101.2 kg/m ²
Power loading	7.5 kg/kW
g limits	+3.5; -1.4
Performance at 3300 kg without ag equipment for the prototype with PZL-3S engine	
Maximum speed	187 km/h
Cruising speed	135 to 180 km/h
Rate of climb	3.8 m/s
Ceiling	2900 m
Never-exceed speed (at diving)	230 km/h
EO/243/K/83	J.R.



Jednomiejscowy samolot rolniczy

KONSTRUKCJA. Jednosilnikowy, całkowicie metalowy dolnopłat z usterzeniem klasycznym, podwozie stałe z kółkiem ogonowym, zbudowany w klasycznym układzie dla samolotów rolniczych, tzn. silnik-zbiornik-pilot. Samolot przeznaczony do ochrony i nawożenia upraw w rolnictwie i leśnictwie, jak również do zwalczania pożarów lasów. Całość malowana emaliami epoksydowymi i poliuretanowymi. Samolot spełnia przepisy FAR-23.

Plat. Prostokątny, z końcówkami trapezowymi, dzielony, z krótkim centroplatem, jednodźwigarowy z tylnym dźwigarkiem pomocniczym; pasy dźwigara i główne okucia stalowe. Części zewnętrzne skrzydła o wzniosie 6° i skróceniu geometrycznym 1,5°, wyposażone w jednoszczelinowe klapy i lotki całkowicie duralowe, napęd popychaczowy, lotki wyważone masowo i aerodynamicznie. Lewa lotka wyposażona jest we fletner, prawa w trymer sterowany elektrycznie. Profil skrzydeł zewnętrznych NACA 4412 modyfikowany, centroplat w cięciwie przykadłubowej NACA 4416 i NACA 4412 na połączeniu ze skrzydłami doczepnymi. Skrzydła zewnętrzne wyposażone w integralne zbiorniki paliwowe, w reflektory do startu i lądowania oraz w reflektory do kołowania i do prac agro w nocy.

Kadłub. Kratownicowy, spawany (w osłonie argonu) z rur ze stali chromomolibdenowej. Kratownica wewnętrznie zabezpieczona przed korozją pokostem Inlanym. Boczne osłony kadłuba duralowe, mocowane zamkami szybkorozłącznymi typu Camloc, dolne osłony stałe ze stali nierdzewnej. Kabina pilota uszczelniona i wentylowana, z drzwiami z lewej i prawej strony, otwieranymi do celu, wytrzymuje przeciążenie 40 g. Fotel pilota zaopatrzony w pasy pilota; pasy plecowe bezwładnościowe. Przednia szyba z klejonego szkła hartowanego, zabezpieczona nożami do cięcia drutów, może być wyposażona w wycieraczkę ze spryskiwaczem. Na specjalne życzenie szyba przednia może być otwierana na bok, w celu obsługi klapy zasypowej zbiornika chemikaliów przez pilota. Górna osłona kabiny wykonana jest z laminatu szklano-epoksydowego. Za kabiną bagażnik 30 kg. W przedniej części kadłuba zabudowany jest zbiornik chemikaliów o pojemności 1800 l, z laminatu szklano-epoksydowego, wyposażony w klapę zasypową oraz przegrodę przeciwfalową. Przegroda ogniowa ze stali nierdzewnej.

Usterzenie. Usterzenie poziome niedzielone, podpartie zastrzałami, o obrysie: pionowe trapezowe, poziome prostokątne, stery wyważone masowo i aerodynamicznie, po-



Fot. CAF — A. Łokaj

krzyca żłobkowane. Ster wysokości ma sterowanie popychaczowe, wyposażony jest w trymero-fletner sterowany mechanicznie. Ster kierunku ma sterowanie linkowe i jest wyposażony w trymer sterowany elektrycznie. Usterzenie jest chronione przez linę rozpiętą między kabiną a statecznikiem pionowym.

Podwozie. Stałe z kółkiem ogonowym. Podwozie główne wahaczowe z amortyzatorem olejowo-pneumatycznym z niskociśnieniowymi kołami głównymi (800 × 260). Koła wyposażone w hamulce tarczowe. Podwozie ogonowe wahaczowe z amortyzatorem olejowo-pneumatycznym z kołem 380 × 150 samonastawnym z blokadą do startu i lądowania.

Zespół napędowy. Silnik gwiazdowy, siedmiocyndrowy, z reduktorem, PZL-3SR o mocy startowej 441 kW (600 KM). Śmigło US 133 000 metalowe, czterolopatowe o stałej prędkości i o średnicy 3,1 m. Rozruch elektryczny. Pojemność instalacji paliwowej 400 l. Instalacja olejowa z chłodnicą oleju o pojemności 75 l.

Wyposażenie. Instalacja hydrauliczna o ciśnieniu 10 000÷15 000 kPa (100÷150 kg/cm²) napędza klapy, hamulce kół głównych, hamulec pompy agro, hamulce atomizerów. Instalacja elektryczna, alternator 50 A 24 V i akumulator 24 V i 24 Ah. Radiostacja UKF RS 6102, sztuczny horyzont, dodatkowo może być zabudowany wskaźnik kursu VOR i żyroskop.

Wyposażenie agrolotnicze. Samolot może być wyposażony w cztery instalacje: instalacja grubokroplista — rozpryskiwacze typu wirejet, instalacja atomizerowa — 6 atomizerów Micronair, rozrzutnik do materia-

łów sypkich, instalacja przeciwpożarowa do bombardowania środkami gaśniczymi lub wodą. Pompa agro napędzana wiatrakiem. Wszystkie instalacje wyposażone w zrzut awaryjny.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Powodzenie rynkowe samolotu PZL-M18 Dromader oraz życzenia dotychczasowych użytkowników wykazały, że na bazie samolotu M18 można zbudować rodzinę samolotów rolniczych o udźwigach od 500 kg do 2500 kg. PZL-M21 Dromader Mini jest przedstawicielem rodziny samolotów Dromader o udźwigu 900 kg. Opracowanie projektu wstępnego pod kierunkiem mgr inż. Jarosława Rumaszewicza rozpoczęto w styczniu 1980 r. Opracowanie podstawowej dokumentacji konstrukcyjnej zakończono w czerwcu 1980 r. Montaż pierwszego prototypu rozpoczęto w sierpniu 1981 r. Przekazanie samolotu do prób w locie nastąpiło w maju 1982 r. Pierwszy lot wykonał pilot doświadczalny I klasy mgr inż. Tadeusz Pakula 18 czerwca 1982 r.

Samolot PZL-M21 jest zunifikowany w 70% z samolotem PZL-M18. Z samolotu M18 wykorzystano bez zasadniczych zmian: tylną część kadłuba wraz z kabiną pilota, usterzeniem, sterowaniem, kółkiem ogonowym, skrzydła zewnętrzne, górną część zbiornika na chemikalia, koła podwozia głównego wraz z hamulcami oraz elementy instalacji hydraulicznej, elektrycznej, paliwowej, olejowej i agrolotniczej. Zbudowano trzy prototypy, dwa do prób w locie, jeden do prób statycznych. Pierwszy prototyp, z braku silnika PZL-3SR przeznaczono do egzemplarzy seryjnych, otrzymał silnik PZL-3S i śmigło Dowty Rotol o średnicy 2,6 m.

DANE TECHNICZNE

Wymiary

Rozpiętość	14,51 m
Długość	9,48 m
Wysokość	3,11 m
Rozstaw kół	2,7 m
Powierzchnia nośna	32,6 m ²
Cięciwa skrzydła	2,286 m
Wydłużenie	6,46
Rozpiętość usterzenia poziomego	5,6 m
Powierzchnia usterzenia poziomego	7,28 m ²
Powierzchnia usterzenia pionowego	3,2 m ²

Masy i obciążenia
Masa własna

2060 kg

Ładunek płatny	900 kg
Masa całkowita	3300 kg
Obciążenie powierzchni	101,2 kg/m ²
Obciążenie mocy	7,5 kg/kW
Współczynniki obciążenia dopuszcz.	+3,5; -1,4

Osiągi dla masy 3300 kg bez urządzeń rolniczych dla prototypu z silnikiem PZL-3S

Prędkość maks.	187 km/h
Prędkość robocza	155÷180 km/h
Wznoszenie	3,8 m/s
Pałap	2900 m
Prędkość nurkowania dopuszcz.	230 km/h
EO/243/K/83	J.R.

Type: Six-seven seat executive and ambulance aircraft

The PZL-M20 Mewa is the Polish version of the Piper PA-34 Seneca airplane produced in the USA, developed and manufactured by Polish aircraft industry.

The M20 is designed for passenger, transport, training, liaison and ambulance service, facilitating economic short-distance transport. The aircraft has been designed and certified according to FAR-23 regulations. It is intended to be operated from airfields having concrete air strips or from grassy aerodromes, with the runway length of ca. 700 m. The standard equipment of the aircraft allows to perform flights according to the VFR and IFR systems, while application of optional equipment makes possible flights in icing and night conditions and landing in accordance with the ILS system.

DESIGN: Twin-engined, six-seat, cantilever low-wing aircraft, of all-metal structure, with retractable landing gear.

Wings: Cantilever type, of rectangular form, with 7° dihedral and no sweep, single-spar light alloy structure. The aerofoil of laminar section according to NACA 65 415 is made as a semi-monocoque structure and consists of two braced shells screwed together with the fuselage floor beam fixtures. Fricse type ailerons of semi-monocoque structure are mass-balanced. The slotted flaps are designed as a semi-monocoque structure. Pneumatic anti-icing system is stuck on along the entire edge of attack (optionally). Two metal fuel tanks, being an integral nose part of the aerofoil section, are incorporated in each wing. There is a possibility to install an additional fuel tank. The engine nacelle structure, together with the engine cowling and mount, is also an integral part of the wing. Doubled control system. Ailerons, flaps, rudder and elevator actuated by cables. The flaps situated at the wing trailing edge are manually operated. Wing tips and firings are made of thermoplastic ABS and epoxy laminate respectively.

Fuselage: Light-alloy semi-monocoque structure with skin made of thin duralumin sheet. Only such assemblies as rear cabin door, nose baggage compartment door and fuselage nose are made of glass-fibre laminate. Large amount and size of glass panels provides excellent field of vision for pilots and passengers. The cabin is finished with special noise absorbing lining. Passenger's seats are installed according to specific demands and provided with inertia-type seat belts which do not restrain normal motions of the persons. The passengers' cabin is designed to accommodate 4+5 persons plus one additional seat installed optionally. Seat fastening rails with locking holes are incorporated in the cabin floor. This method of seat fastening ensures quick installation and removal of the seats and provides significant capability to adapt the cabin interior in the passenger version to current needs. Baggage compartment of 0.57 m³ capacity is situated behind the seats. Another baggage compartment of 0.43 m³ capacity is provided in the fuselage nose. The pilot's cabin is adapted for one or two pilots. Doubled flying and navigation instruments are installed in the instrument panel. Such instruments as air speed indicator, altimeter and variometer situated in the left instrument panel are calibrated in Imperial units while those in the right panel — in metric units.



The ambulance version is made in two variants. Variant A is adapted to transport sitting patients, medical personnel and medical equipment. The cabin of this variant is equipped with 6 seats, the centre seats being arranged with their backs towards the flight direction. The back of the additional seat installed on the floor of the rear baggage compartment is removable. Variant B is adapted to transport the patient on a stretcher and the medical personnel nursing the patient. In this variant 3 seats (the right central and two rear ones) are removed. The stretcher mounting frame is installed at the place of the right central seat and it is as easily removable as the seat. The stretcher frame is provided with guides which are connected with the door-sill and this significantly facilitates loading of the stretcher. After the stretcher is loaded, the guides are folded. Drip suspension points are installed on the ceiling. Oxygen supply system for the patient is also provided in the cabin. The left central seat (with its backs situated towards the flight direction) is intended for the doctor who has therefore the patient within his direct reach, without the need to leave his seat. The arm-rest, serving simultaneously as a control console, provided to possibility to switch on and off the incubator, fan and lamp and incorporates the transmit push-button. The modified radio system makes possible direct contact with ground stations in order to consult specialists or to give instructions relating to ground transport, preparation of an operating table etc. The rear additional seat, situated on the baggage compartment floor, is intended for the nurse.

Tail unit: Cantilever type, in conventional configuration. Fin of semi-monocoque structure, with sheet light alloy skin, is integral with the fuselage. Fintib and fairing of the filled between the fuselage and the fin are made of glassfibre laminate. Aerodynamically and mass-balanced rudder is provided with anti-servo tab. Slab-type tailplane of semi-monocoque structure has a trimming tab and serves, as well, as the elevator. Edges of both the fin and the tailplane are equipped with a pneumatic anti-icing system. The trimming tabs are actuated mechanically.

Landing gear: Tricycle type, with steerable nose-wheel, retractable, electrohydraulically. Emergency lowering of the landing gear — gravitational. The steerable nose-wheel can be deflected by 27° to each

side. Size of tyres of the main wheels and the nose-wheel is 6.00 X 6. The landing gear is provided with double disc brakes operated hydraulically by pilot's pedals. The aircraft has a parking brake.

Power plant: Two flat-six 4-stroke air-cooled engines PZL-F 6A350C1L and R with directions of rotation being opposite to each other, with wet sump and direct propeller drive, manufactured by WSK PZL-Rzeszów. Two-blade constant-speed propellers made by Hartzel, with the edge of attack electrically heated (optionally) or three-blade propellers US-134 manufactured by WSK PZL-Warszawa-Okecie. Capacity of the fuel system — standard 371 l, with additional tank 484 l. Capacity of the lubricating oil system (per one engine) — 10 l.

Installations: The aircraft is equipped with an electrohydraulic system for retracting the landing gear and an independent hydraulic wheel braking system. Electrical system is powered by dual alternators 12 V 70 A and a battery 12 V 35 Ah. Pneumatic gyroscope operating system and anti-icing system (the latter installed optionally) are also provided.

Radio and navigation equipment: Apart from basic pilotage and navigation instruments and multi-channel VOR/LOC radio station, additional equipment made by KING, NARCO or COLLINS, such as glide path receiver, radio range finder, radio marker, radio compass and three-axial autopilot of the Altimatec IIIc type, can be installed in the aircraft, and individual sets of this equipment are mounted according to customer's order. At present the airplanes are provided with the KTS-3-34 set made by KING. Version of the equipment, based on Polish instruments ERNO-U is being prepared.

DESIGN DEVELOPMENT: During the period from January till June 1978, the design of installation of the PZL F6A engines to this aircraft were worked out by a team led by Krzysztof Piwek, M.Sc. tests and on 25th July 1979 the first prototype, having marks SP-PKA, was flight-tested by Tadeusz Pakula, Eng. Pilot. In the years 1979-1980 4 airplanes were made based on assemblies manufactured by Piper and with PZL F 6A350C1L and R engines. In 1981 a complete structure of the ambulance version, intended to be subjected to static tests, was prepared and in 1982 and at the beginning of 1983 five airplanes in the ambulance version were built.

TECHNICAL DATA

Span	11.86 m
Length	8.72 m
Height	3.02 m
Wheel track	2.13 m
Wheelbase	3.37 m
Average aerodynamic chord	1.61 m
Wing area	19.18 m²
Propeller diameter	1.93 m
Tailplane span	4.13 m
Tailplane area	3.75 m²
Fin height	1.56 m
Rudder area	0.71 m²
Max T-O weight	2070 kg
Max landing weight	1970 kg
Weight empty	1290 kg
Payload	780 kg
Weight with zero fuel	1610 kg

Wing loading	107.9 kg/m²
Power loading	6.86 kg/kW
Max loading factor (flaps excluded)	+3.80
Max speed	360 km/h
Max horizontal speed H = 1500 m (IAS)	275 km/h
Stalling speed (IAS)	
flaps up	128 km/h
flaps down	108 km/h
Rate of climb at S/L	6.4 m/s
T-O to H = 15 m, at T-O weight, concrete, flaps 25°	460 m
Landing run from above H = 15 m, at mass = 1970 kg, concrete, flaps 40°	655 m
Range with 45 min reserves	1020 km
standard fuel with additional fuel tanks	1360 km
Ceiling	4000 m
EO/243/K/83	S.F.

PZL-M20 Mewa

Samolot PZL-M20 Mewa to polska wersja produkowanego w USA samolotu Piper PA-34 Seneca opracowana i produkowana przez krajowy przemysł lotniczy.

M20 jest lekkim 6-miejscowym samolotem przeznaczonym do przewozu pasażerów, szkolenia, łączności oraz jako sanitarny, umożliwiający ekonomiczny transport na małe odległości. Samolot był opracowany oraz homologowany zgodnie z przepisami FAR-23. Samolot przewidziany jest do użytkowania z lotnisk o pasach betonowych i trawiastych o długości drogi startowej ok. 700 m. Wyposażenie podstawowe samolotu umożliwia wykonywanie lotów wg VFR i IFR; w przypadku dodatkowego wyposażenia, które montowane jest tylko na specjalne zamówienie, możliwe jest wykonywanie lotów w warunkach oblodzenia, w nocy i lądowania wg systemu ILS.

KONSTRUKCJA. Dwusilnikowy, 6-miejscowy wolnonośny dolnopłat o konstrukcji całkowicie metalowej z chowanym podwoziem.

Kadłub ma konstrukcję półskorupową ze stopów lekkich. Pokrycie wykonane jest z cienkiej blachy duralowej. Tylko takie zespoły jak: drzwi tylne, drzwi luku noskowego oraz część noskowa wykonane są z laminatu szklanego. Obfite oszklenie zapewnia doskonałą widoczność pilotom i pasażerom. Kabina jest wyłożona specjalną wykładziną tłumiącą hałas. Fotele pasażerskie ustawiane są wg potrzeb, a fotele pilotów są regulowane i wyposażone w bezwładnościowe pasy bezpieczeństwa nie krepujące ruchów. Kabina pasażerska przystosowana jest dla 4+5 osób plus dodatkowy fotel dostawiany na życzenie. W podłogę kabiny wmontowane są szyny do mocowania foteli z otworami do blokowania. Taki sposób mocowania zapewnia szybki montaż i demontaż foteli oraz daje duże możliwości dostosowania wnętrza kabiny w wersji pasażerskiej do chwilowych potrzeb. Z tyłu za fotelami znajdują się pomieszczenie bagażowe o pojemności 0,57 m³, w części noskowej — bagażnik o pojemności 0,43 m³. Kabina załogi mieści jednego lub dwu pilotów. Tablica przyrządów ma zdwójne przyrządy: pilotażowo-nawigacyjne. Takie przyrządy jak: prędkościomierz, wysokościomierz i wariometr na lewej tablicy wyskalowane są w jednostkach angielskich, natomiast na prawej tablicy w jednostkach metrycznych.

W wersji sanitarnej samolot jest produkowany w dwóch wariantach. Wariant A przystosowany jest do przewozu chorych siedzących, personelu medycznego i sprzętu medycznego. Kabina wyposażona jest w 6 foteli, przy czym środkowe fotele ustawione są tyłem do kierunku lotu. Demontuje się natomiast oparcie dodatkowego fotela zabudowanego na podłodze tylnego bagażnika. Wariant B przystosowany jest do przewożenia chorego na noszach oraz personelu medycznego opiekującego się chorym. W wariantcie tym demontuje się trzy fotele (prawy środkowy i dwa tylne). Stelaż pod mocowanie noszy zabudowuje się w miejscu prawego środkowego fotela, jest on tak samo łatwo demontowalny jak fotel. Stelaż ma prowadnice, które połączone są z progiem drzwi, co znacznie ułatwia załadunek noszy. Po załadunku noszy prowadnice są składane. Na suficie znajdują się zaczepy do podcepienia kronlówek. W kabine znajduje się instalacja tlenowa dla chorego. Lewy środkowy fotel jest przeznaczony dla lekarza (tyłem do kierunku lotu), co umożliwia bezpośredni dostęp do chorego bez konieczności ruszania się z miejsca. Podłokietnik-nulolit umożliwia zaliczanie i włączanie inkubatora, wentylatora. Lampki oraz zawiera przycisk nadawania. Tylne dodatkowe, fo-

tel znajdujący się na podłodze bagażnika, przeznaczony jest dla pielęgniarkei.

Płat wolnonośny o obrysie prostokątnym z dodatnim wzniosem 7°, bez skosu, konstrukcji jednodźwigarowej, wykonany ze stopów lekkich. Płat o profilu laminarnym NACA 65 415 ma konstrukcję półskorupową i składa się z dwóch usztywnionych powłok połączonych śrubami z okuciami belki podłogowej kadłuba. Lotki o konstrukcji półskorupowej typu Friese, wyważone masowo. Kłapy szczelinowe mają konstrukcję półskorupową. Wzdłuż całej krawędzi natarcia naklejona jest pneumatyczna instalacja oblodzeniowa (na życzenie użytkownika). W każdym płacie umieszczone są dwa metalowe zbiorniki paliwa stanowiące integralną część nosową profilu płata. Istnieje możliwość zabudowy dodatkowego zbiornika paliwa. Również integralną część płata stanowi konstrukcja gondoli silnika wraz z osłoną i łożem. Układ sterowania zdwójny. Sterowanie lotkami, kłapami, sterem kierunku i wysokości — linkowe. Kłapy znajdujące się na krawędzi spływu płatów sterowane są ręcznie. Końcówki płatów wykonane są z tworzywa termoplastycznego ABS, natomiast owiewki z laminatu epoksydowego.

Usterzenie wolnonośne o układzie klasycznym. Statecznik pionowy jest integralny z kadłubem o konstrukcji półskorupowej pokryty blachą ze stopów lekkich. Końcówki statecznika i owiewki przejścia kadłub-statecznik są wykonane z laminatu szklanego. Ster kierunku wyważony masowo i aerodynamicznie oraz wyposażony w kłapkę odciążającą. Statecznik poziomy, płytowy o konstrukcji półskorupowej, wyposażony jest w kłapkę wyważającą i spełnia jednocześnie rolę steru wysokości. Krawędzie obu stateczników wyposażone są w pneumatyczną instalację przeciwołodzeniową. Kłapki wyważające sterowane są mechanicznie.

Podwozie trójkołowe ze sterowanym kołem przednim chowane jest podczas lotu elektrohydraulicznie. Awaryjne wypuszczenie podwozia odbywa się pod własną masą. Sterowane koło przednie wychyla się 27° w każdą stronę. Ogumienie kół głównych i koła przedniego o wymiarze 600 × 6. Podwozie wyposażone jest w podwójne

hamulce tarczowe sterowane hydraulicznie pedałami pilota. Samolot ma hamulec postojowy.

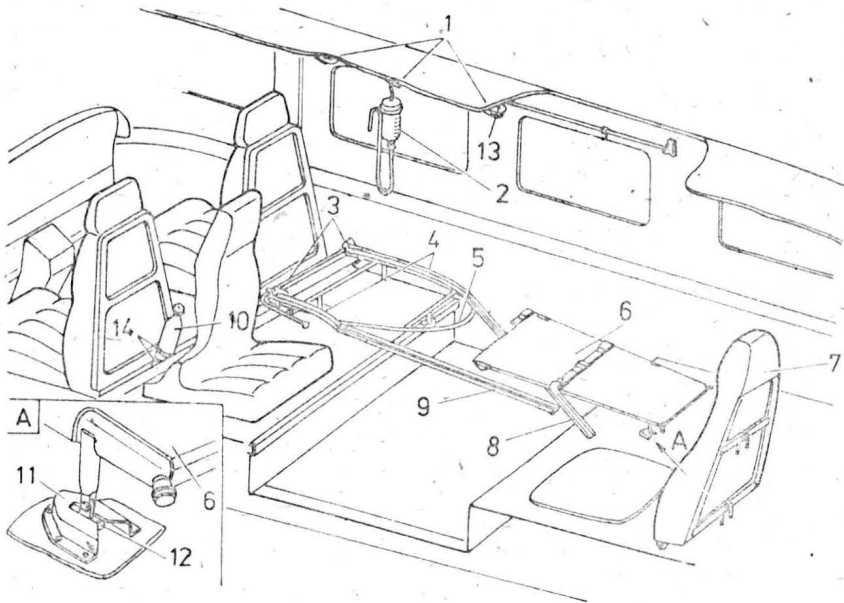
Napęd samolotu stanowią dwa o przeciwnych kierunkach obrotów 6-cylindrowe czterosurowe silniki PZL-F 6A350C1L1R w układzie piaskim z mokrą miską olejową produkowane przez WSK PZL-Rzeszów. Chłodzone są powietrzem z bezpośrednim napędem śmigła. Śmigła dwułopatowe o stałych obrotach firmy Hartzel, z elektrycznie ogrzewaną krawędzią natarcia (na życzenie użytkownika) lub śmigła trójłopatowe US-134 produkowane przez WSK PZL-Warszawa-Okecie.

Instalacja. Samolot wyposażony jest w elektrohydrauliczną instalację do wypuszczenia i chowania podwozia oraz niezależną instalację hydrauliczną hamowania kół. Instalacja elektryczna zasilana jest przez zdwójne alternatory 12 V 70 A i akumulator 12 V 35 Ah. Instalacja pneumatyczna służy do napędu żyroskopów; instalacja przeciwołodzeniowa montowana jest na życzenie.

Wyposażenie radionawigacyjne. Oprócz wyposażenia w przyrządy pilotażowo-nawigacyjne i wielokanałowej radiostacji VOR/LOC w samolocie mogą być zainstalowane dodatkowe urządzenia firmy King, Narco lub Collins jak: odbiornik ścieżki schodzenia, radiodalmierz, radiomarker, radiokompas oraz pilot automatyczny trójstopowy typu Altimatec IIIc. Samolot jest wyposażony w zestaw KTS-3-34 firmy King. Przygotowuje się krajowy zestaw Erno-u.

ROZWOJ KONSTRUKCJI. W okresie od stycznia do czerwca 1978 r. wykonany został projekt konstrukcyjny zabudowy silników PZL F6A na samolot pod kierunkiem mgr inż. Krzysztofa Piwka. W maju 1979 r. samolot przeszedł próby naziemne, a w dniu 25 lipca 1979 r. pierwszy prototyp ze znakami SP-PKA oblatał inż. p.l. Tadeusz Pakula.

W latach 1979-1980 wykonano cztery samoloty w oparciu o zespoły firmy Piper z silnikami PZLF 6A350C1L1R. W 1981 r. wykonano w wersji sanitarnej kompletną strukturę przeznaczoną do prób statycznych. Natomiast w 1982 r. i na początku 1983 r. wykonano pięć samolotów w wersji sanitarnej.



Rys. Wyposażenie kabiny w wersji sanitarnej: 1 — zaczepy pod kroplówkę, 2 — kroplówka, 3 — elementy blokujące nosze, 4 — prowadnice stałe, 5 — stelaż, 6 — nosze, 7 — dodatkowy fotel, 8 — prawa, ruchoma prowadnica, 9 — lewa, ruchoma prowadnica, 10 — butla z tlenem, 11 — gniazdomocowania, 12 — stopka, 13 — wkręty mocujące zaczepy, 14 — opaski mocujące butle z tlenem

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	11,86 m
Długość	8,72 m
Wysokość	3,02 m
Rozstaw kół	2,13 m
Baza podwozia	3,37 m
Srednia cieżwa aerodynamiczna	1,61 m
Powierzchnia nośna	19,18 m ²
Srednica śmigła	1,93 m
Rozpiętość usterzenia poziomego	4,13 m
Powierzchnia usterzenia poziomego	3,75 m ²
Wydłużenie usterzenia poziomego	4,75 m
Wysokość usterzenia pionowego	1,56 m
Powierzchnia steru kierunku	0,71 m ²
Maks. masa do startu	2070 kg
do lądowania	1970 kg
Masa własna	1290 kg
Masa użyteczna	780 kg
Masa z zerowym paliwem	1810 kg
Obciążenie powierzchni	107,9 kg/m ²
Obciążenie mocy	6,86 kg/kW

Maks. współczynnik obciążenia (bez kłap)	+3,80
Pojemność instalacji paliwej standard z dod. zbiornikiem	371 l
Pojemność instalacji olejowej (jeden silnik)	484 l
Prędkość maks.	10 l
Maks. prędkość pozioma (H = 1500) (IAS)	360 km/h
Prędkość przeciągnięcia (IAS)	275 km/h
kłapy chowane	128 km/h
kłapy do lądowania	108 km/h
Prędkość wznoszenia przy ziemi	6,4 m/s
Długość startu na H = 15 m przy masie startowej 2070 kg, start z betonu, kłapy 25°	460 m
Długość lądowania z nad H = 15 m przy masie 1970 kg, lądowanie na beton z kłapami 40°	655 m
Zasięg z rezerwą na 45 min lotu (z dodatkowymi zbiornikami paliwa)	1020 km
Pułap	1360 km
	4000 m

Stefan Furmantak

Type: Twin-turbine general-purpose light helicopter

VERSIONS:

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

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

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

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



Fot. A. Szczepaniak

Landing gear: Non-retractable tricycle type, plus tailskid. Twin-wheel nose unit. Single wheel on each main unit. Oleo-pneumatic shock-absorbers on all units, including tailskid. Main shock-absorbers designed to cope with both normal operating loads and possible ground resonance. Main-wheel tyres size 600 X 180, pressure 450 kPa (4.5 kg/cm²). Nosewheel tyres size 400 X 125, pressure 350 kPa (3.5 kg/cm²). Pneumatic brakes on main wheels. Metal ski landing gear optional.

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

Systems: Cabin heating, by engine bleed air, and ventilation; heat exchangers warm atmospheric air for ventilation system.

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

DESIGN DEVELOPMENT: The Mil Mi-2, announced in the Autumn of 1961, was designed in the USSR by the Mikhail L. Mil-bureau. Development on the Mi-2 prototype, continued in the USSR until the helicopter had completed its initial type trials programme. Then, in accordance with an agreement signed in January 1964, further development, production and marketing of the Mi-2 were assigned exclusively to the Polish aircraft industry, which had flown its own first example of the Mi-2 in November 1965. Production by WSK-Swidnik began in 1965, and this factory had since built over 3500 in 24 versions for both civil and military customers.

TECHNICAL DATA

Dimensions

Diameter of main rotor	14.50 m
Length overall, rotors turning	17.42 m
Length of fuselage	11.40 m
Height to top of rotor hub	3.75 m
Main rotor blades area (each)	2.40 m ²
Main rotor disc area	166.0 m ²

Weights and loadings

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

Performance (at normal T-O weight)

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

EO/243/K/83

A.G.



Type: Single-seat high-performance Standard Class sailplane

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

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

Fuselage: The monocoque glassfibre stressed structure stiffened in the rear part with the semi-frames and fin ribs. The steel-tube framework in the central part where the wings, undercarriage and pilot's safety harness are attached. The

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

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

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

Equipment: Standard equipment consists of airspeed indicator, altimeter, vario-

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

DESIGN DEVELOPMENT: SZD-48 Jantar Standard sailplane was designed by Władysław Okarmus on the basis of SZD-41A Jantar Standard glider which flew for the first time on 3 October 1973 and was put into production in 1974 (a total of 160 SZD-41As had been built for customers in 18 countries, when the production was ended). The main changes introduced into SZD-48 sailplane in respect to SZD-41A are the following: wings shifted up for about 10 cm, new wing to fuselage fairing, fuselage shorter for about 40 cm, tailplane and fin lowered for 10 cm, water ballast increased up to 150 kg. SZD-48 flew for the first time on 10 December 1977 piloted by January Roman. A total of 315 SZD-48 had been built by the end of 1980 and a total of 475 of all Jantar Standards. On 31 December 1981 was flown for the first time the SZD-52 Jantar 15, 15 metre FAI class sailplane with flaps.

TECHNICAL DATA

Dimensions

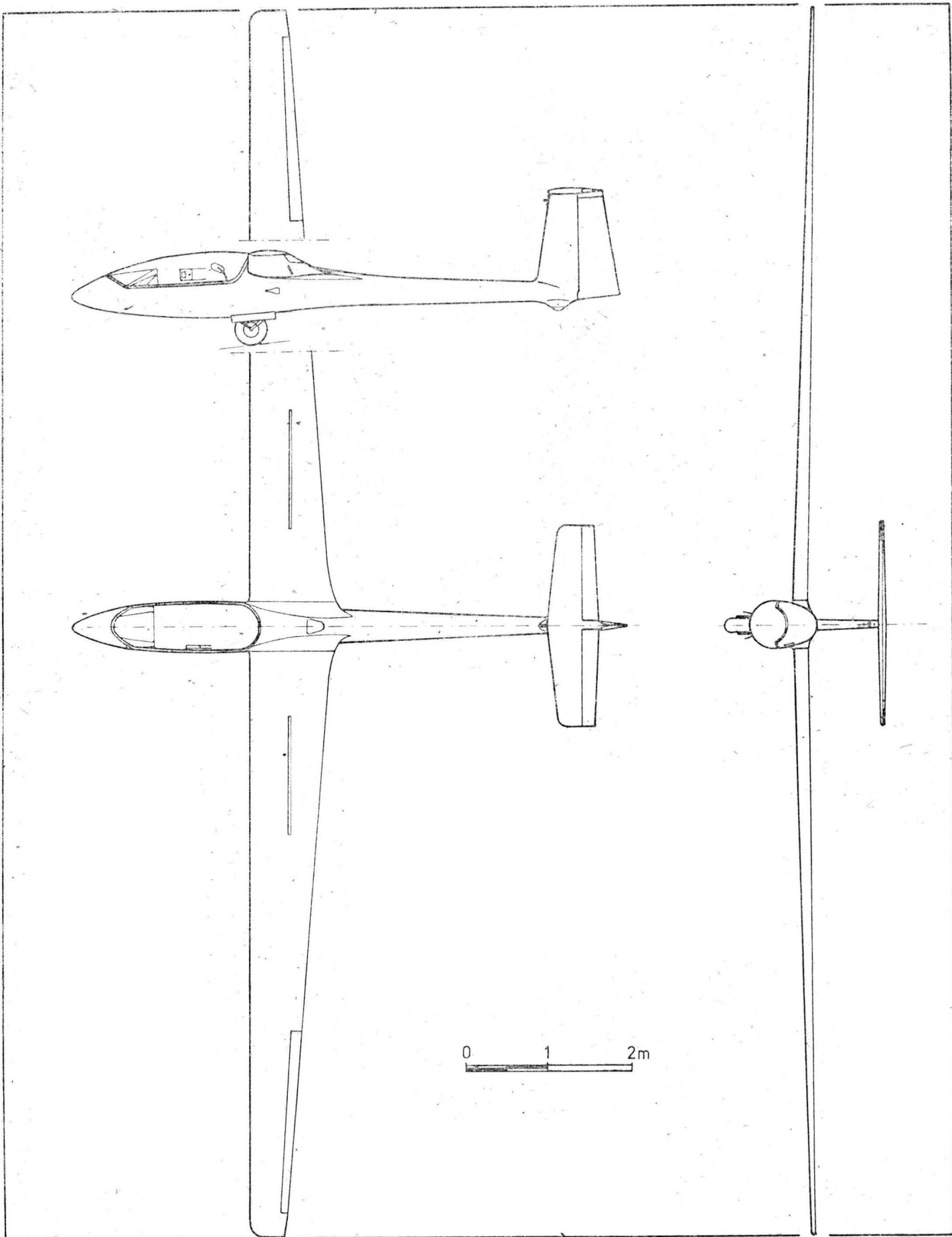
Wing span	15.00 m
Length overall	6.71 m
Height over tail	1.51 m
Wing area	10.66 m ²
Wing aspect ratio	21.1
Wing chord at root	0.95 m
Wing chord at tip	0.45 m
Mean standard chord	0.742 m
Tailplane span	2.43 m
Tailplane area	1.26 m ²
Vertical tail area	1.03 m ²

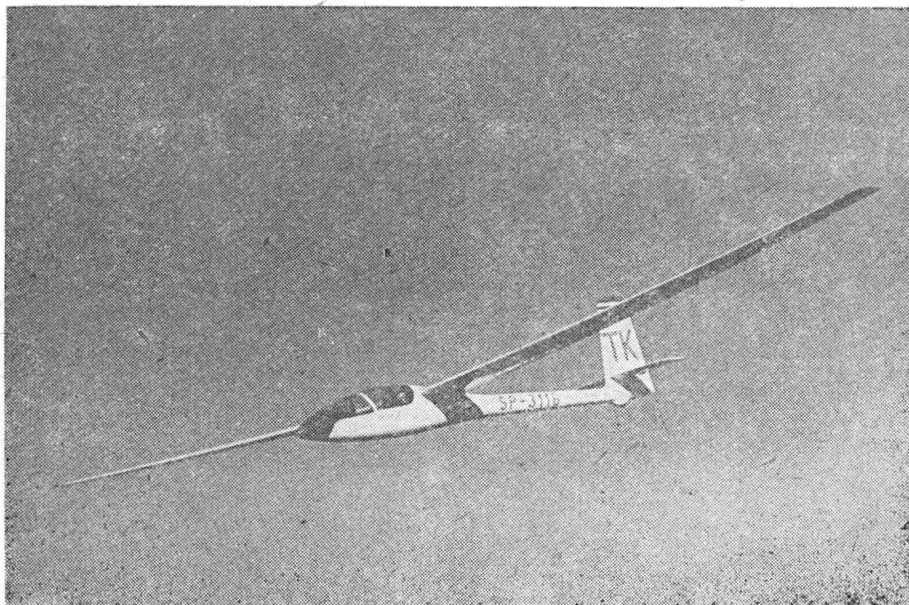
Weights and loadings

Weight empty, equipped	265 kg	
Max T-O weight		
without water ballast	385 kg	
with water ballast	535 kg	
Max wing loading	50 kg/m ²	
Performance	at 320 kg	at 535 kg
Best glide ratio	38	38
at	95	123 km/h
Min sinking speed	0.60	0.77 m/s
at	75	97 km/h
Stalling speed	68	82 km/h
Max permissible speed	285	285 km/h
Max aero-tow speed	150	150 km/h

EO/243/K/83

W.K.





Type: Single-seat high-performance Open Class sailplane

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

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

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

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

Landing gear: Mechanically-retractable mono-wheel of 400 mm diameter (tyre pressure 296 kPa) with two axial rubber shock-absorbers and disc brake. Tail wheel of 200 mm diameter.

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

DESIGN DEVELOPMENT: The first production version of Jantar Open Class sailplane — designed by Adam Kurbiel — was SZD-38A Jantar 1, which was flown for the first time on 7 August 1973. A total of 57 Jantar 1s had been built by the beginning of 1976, when the production was ended, for customers in 9 countries. The second version was SZD-42-1 (formerly marked as SZD-42A) Jantar 2 flown on 2 February 1976 — a total of 23 had been built. SZD-42-2 Jantar 2B was first flown on 13 March 1978. The basic changes introduced in respect to earlier versions are as follows: wing shifted up for 12.5 cm, wing to fuselage incidence lowered by 1°30', water ballast increased up to 170 kg, modified elevator trimming, canopy hinged instead of free opened. A total of 72 Jantar 2Bs had been built by the end of 1982 and total of 154 of all Open Class Jantars.

TECHNICAL DATA

Dimensions

Wing span	20.5 m
Length overall	7.18 m
Height over tail	1.76 m
Wing area	14.25 m ²
Wing aspect ratio	29.2
Wing chord at root	0.90 m
Mean standard chord	0.731 m
Tailplane span	2.60 m
Tailplane area	1.35 m ²
Vertical tail area	1.20 m ²

Weights and loadings

Weight empty, equipped	362 kg
Max T-O weight	

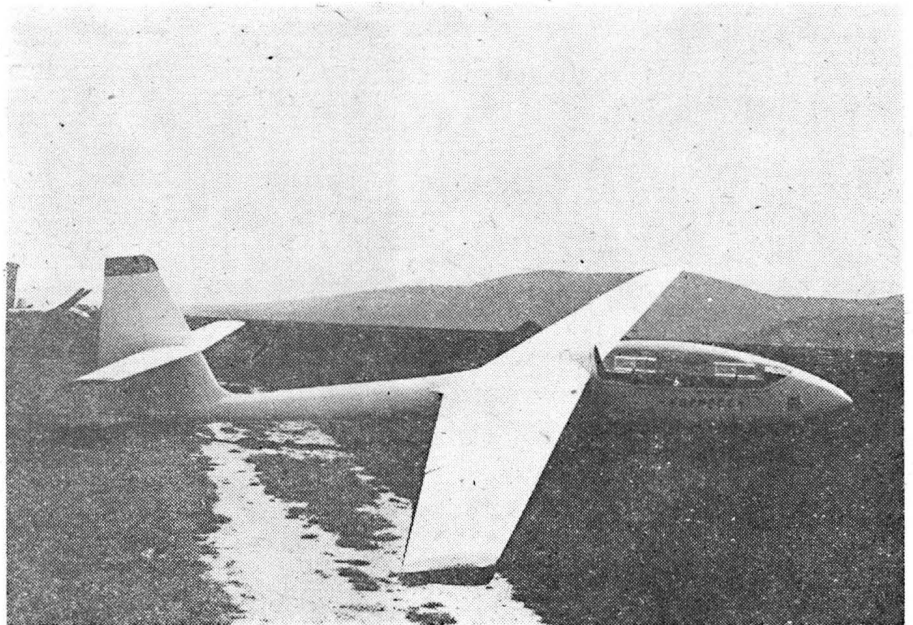
without water ballast	482 kg
with water ballast	649 kg
Max wing loading	45.6 kg/m ²
g limits at 54°C	+5.30/-2.65

Performance

Best glide ratio	50.3	50.3
at	87	103 km/h
Min sinking speed	0.46	0.53 m/s
at	80	95 km/h
Stalling speed	63	80 km/h
Max permissible speed in rough air		
7.5 m/s	250	250 km/h
15 m/s	200	200 km/h
Max aero-tow speed	140	140 km/h

EO/243/K/83

W.K.



Fot. PZL-Bielsko — M. Lempart

Type: Two-seat high-performance training sailplane

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

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

Fuselage: Glassfibre monocoque structure integral with the fin. Two plywood frames at the central part connected with under-carriage spars and upper and lower floor. Cockpit of tandem arrangement with one-piece Mecaplex canopy, side hinged. Cockpit with adjustable ventilation. In the case

of standard cockpit equipment the instrument panel for front seat only, the instrument panel for rear seat optional. Front pedals adjustable in flight. Bottom seat adjustable. Front and bottom towing hooks SZD or TOST type.

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

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

Equipment: Standard equipment consisting of PR-250s airspeed indicator, W-12s altimeter, PR-03 variometer, total energy variometer, EZs-3 electric turn indicator and BS-1 compass, all of PZL production. Optional: RS 6101-1 VHF transceiver and TA-03A oxygen equipment with 8 l bottle.

DESIGN DEVELOPMENT: SZD-50 Puchacz sailplane was designed by Adam Meus to meet the OSTIV-1976 regulations and IAR-22 regulations. The first prototype provisory marked as SZD-50-1 Dromader was flown for the first time on 21 December 1976. SZD-50-2 Puchacz flew for the first time on 20 December 1977 and its production version — on 13 April 1979. A total of 45 had been built by the end of 1982. SZD-50-3 Puchacz sailplane has granted the Polish, LBA (FRG) and Swedish type certificates. Puchacz is built for domestic use and for the customers in Argentina, Austria, Denmark, Finland, Great Britain, Greece, FRG, Sweden, Turkey and the USSR. The current version, SZD-50-3, has a larger horizontal tail situated 30 cm higher on the fin and an enlarged rudder.

TECHNICAL DATA

Dimensions

Wing span	16,67 m
Length overall	8,38 m
Height over tail	1,92 m
Wing area	18,16 m ²
Wing aspect ratio	15,3
Wing chord at root	1,60 m
Wing chord at tip	0,551 m
Mean standard chord	1,178 m
Tailplane span	4,20 m
Tailplane area	2,79 m ²
Vertical tail area	1,87 m ²

Weights and loadings

Weight empty, equipped	300 kg
Max T-O weight	550 kg

Max wing loading	30,3 kg/m ²
g limits	+5.30/-2.65

Performance

Best glide ratio	30
at	85 km/h
Min sinking speed	0,70 m/s
at	75 km/h
Stalling speed	58 km/h
Max permissible speed	
in smooth air	215 km/h
in rough air	160 km/h
Max aero-tow speed	150 km/h
Max winch-launching speed	110 km/h

A.G.

się z opublikowanym przez Aeroklub RFN „Projektem danych wyjściowych jednomiejscowego szybowca klubowego” (*Aerokurier* 1/81).

W latach 1981/82 opracowano dokumentację techniczną prototypu SZD-51-1 Junior oraz rozpoczęto jego budowę, której zakończenie jest przewidziane w 1983 r. Prototyp ma bryłę nie zmienioną w stosunku do przedprototypu oraz całkowicie nowe rozwiązanie konstrukcyjno-technologiczne, umożliwiające krótki, jednodniowy cykl fabrykacji dużych zespołów (skrzydło, kadłub, usterzenia) w foremnikach negatywowych.

Typ szybowca. Jednomiejscowy szybowiec klasy klub.

Układ. Szybowiec z kompozytu szklano-epoksydowego w układzie grzbietopłata z T-owym usterzeniem wysokości i stałym jednokołowym podwoziem.

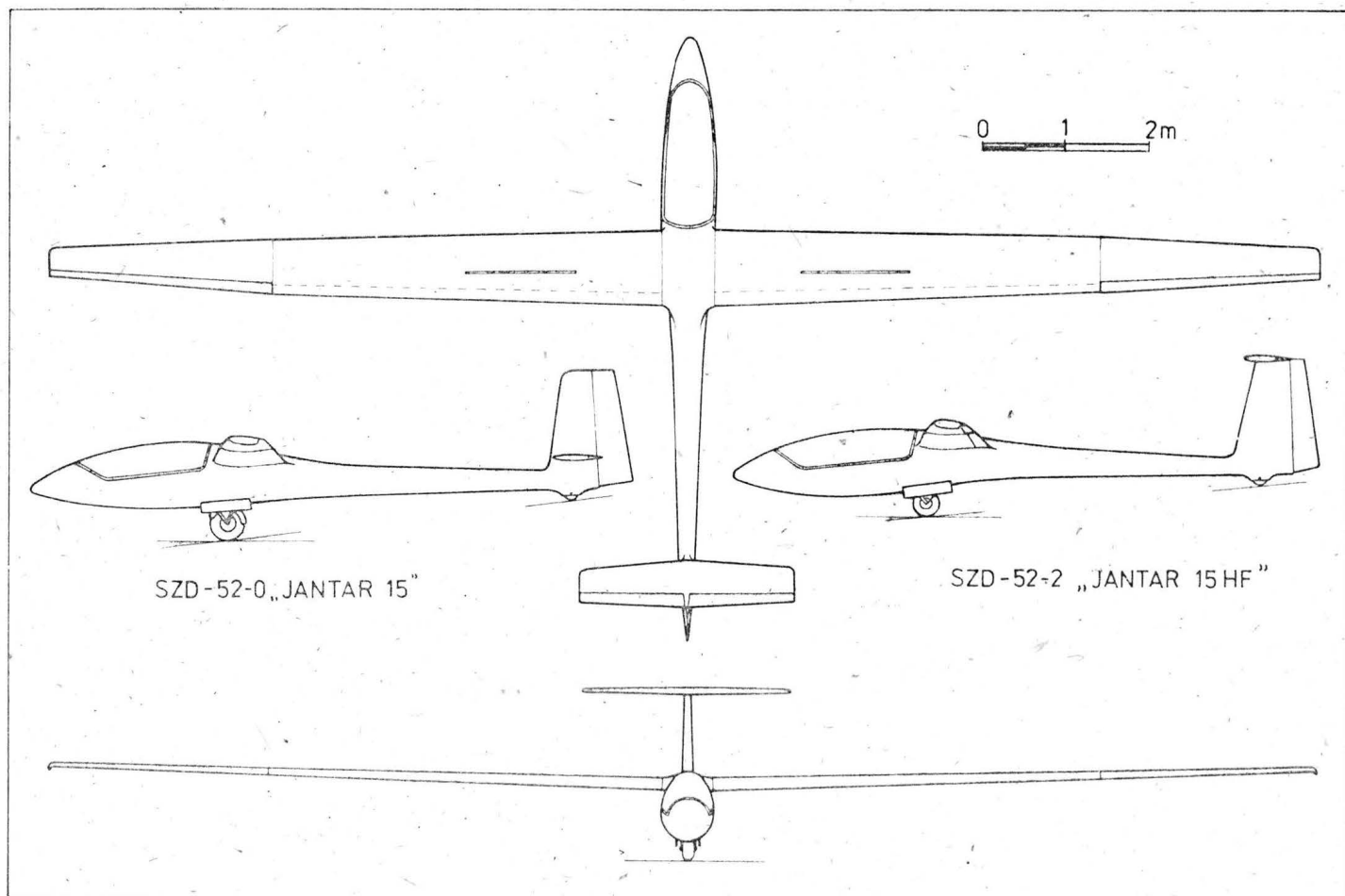
Płat. W kształcie dwutrapezu. Konstrukcja jednodźwigarowa skorupowa, zamknięta metalowym zębem zamykającym. Skorupa przekładkowa. Dźwigar dwuteowy symetryczny w obu skrzydłach. Czoło dźwigara niesymetryczne skrzynekowe. Skrzynka hamulca aerodynamicznego i cały napęd hamulca aerodynamicznego oraz lotki zawieszane na dźwigarze. Hamulec aerodynamiczny jednopłytkowy — płyta z blachy duralowej wysuwana tylko na górnej powierzchni skrzydła. Lotka skorupowa z kompozytu szklano-epoksydowego zawieszona w pięciu punktach, napędzana w jednym. Automatyczne sprzęgnięcie napędu hamulca aerodynamicznego i napędu lotek podczas montażu skrzydła z kadłubem. Oba napędy popychaczowe.

Type of the glider. Single-seat club class glider.

Arrangement. Glider made of glass-epoxy composite in shoulder wing arrangement with T-tail and non-retractable mono-wheel landing gear.

Wing. In form of double trapezium. Mono-spar monocoque structure, terminated with a metal end rib. Sandwich-type skin. I-section spar symmetrical in both wings. End face of the glider — non-symmetrical, box-type. Air-brake box and the entire airbrake actuating system as well as ailerons — suspended on the spar. Single-plate airbrake — sheet duralumin plate, protrudable from the upper wing surface only. Monocoque-type aileron made of glass-epoxy composite, hinged in five points and actuated in one point. Automatic engagement of the air-brake actuating system and the aileron actuating system during assembling the wing with the fuselage. Both actuating systems of the push-rod type.

Fuselage. Solid laminate monocoque structure, braced in the rear portion with composite semi-frames and foamed ribs. In the central part — truss welded of steel tubes, with wing and the main wheel fastened to it. One-piece cockpit canopy, openable sideways. Seat bowl arranged so as to obtain sitting-like pilot's position, with the back-rest adjustable when on ground. Rudder controls pedals adjustable during flight. Effective cabin ventilation accomplished by means of adjustable air blow onto the



Rys. 4. Szybowiec SZD-52-2 i SZD-52-3/The SZD-52-2 and SZD-52-3 sailplanes

Kadłub. Konstrukcja skorupowa z litego laminatu w tylnej części usztywniona kompozytowymi półwreżkami i piankowymi żeberkami. W części centralnej spawana kratownica z rurek stalowych, na której zawieszono są skrzydła i koło główne. Osłona kabiny jednoczęściowa, otwierana na bok. Miska siedzeniowa przystosowana do pozycji pilota zbliżonej do siedzącej z regulacją oparcia pleców na ziemi. Pedaly steru kierunku przestawiane w locie. Skuteczna wentylacja kabiny za pomocą regulowanego nawiewu na osłonę kabiny oraz na pilota. Koło główne o średnicy 350 mm wyposażone w hamulec tarczowy. Z tyłu kadłuba

canopy and the pilot. Main wheel of 350 mm diameter, provided with a disc brake. 200 mm dia. tailwheel at the fuselage rear, in front of it — a rudimentary skid. Two aero-tow hooks: front and bottom ones. Elevator — actuated by push-rods; rudder, wheel brake and hook — actuated by cables.

Tail unit. Horizontal unit with tailplane and elevator. Laminate monocoque sandwich structure. Elevator trimming realised by spring. Fin carries integrally — mounted VHF aerial. Fabric-covered rudder.

ba — kółko tylne o średnicy 200 mm, z przodu szczątkowa płózka. Dwa zaczepy: przedni i dolny. Napęd steru wysokości — popychaczowy, napęd steru kierunku, hamulca koła i zaczepów — linkowy.

Usterzenie. Usterzenie wysokości ze statecznikiem i sterem. Konstrukcja skorupowa przekładkowa. Ster wysokości wyważony za pomocą sprężyny. W stateczniku kierunku umieszczona antena radiowa. Ster kierunku kryty płótnem.

DANE TECHNICZNE

	Przedprototyp SZD-51-0 Junior	Prototyp SZD-51-1 Junior
--	-------------------------------------	--------------------------------

Wymiary

Rozpiętość	15 m
Długość	6,69 m
Wysokość	1,54 m
Szerokość kabiny	0,62 m
Wysokość kabiny	0,88 m
Wznios skrzydeł	3°
Powierzchnia nośna	12,51 m ²
Wydłużenie	18

Masy i obciążenia (dla masy pilota 90 kg)

Masa własna	240 kg	235 kg
Masa całkowita maks.	360 kg	380 kg
Obciążenie powierzchni	26,3 kg/m ²	25,9 kg/m ²

Osiągi (wg pomiarów w locie, dla masy pilota 90 kg)

Doskonałość przy 78 km/h	35	
Opadanie min. przy 72 km/h	0,6 m/s	
Prędkość min.	60 km/h	
Prędkość dop. maks.		220 km/h
Prędkość holowania maks.		140 km/h

TECHNICAL DATA

	Pre-prototype SZD-51-0 Junior	Prototype SZD-51-1 Junior
--	-------------------------------------	---------------------------------

Dimensions

Span	15 m
Length	6.69 m
Height	1.54 m
Cockpit width	0.62 m
Cockpit height	0.88 m
Dihedral	3°
Wing area	12.51 m ²
Aspect ratio	18

Weights and loadings (at pilot weight 90 kg)

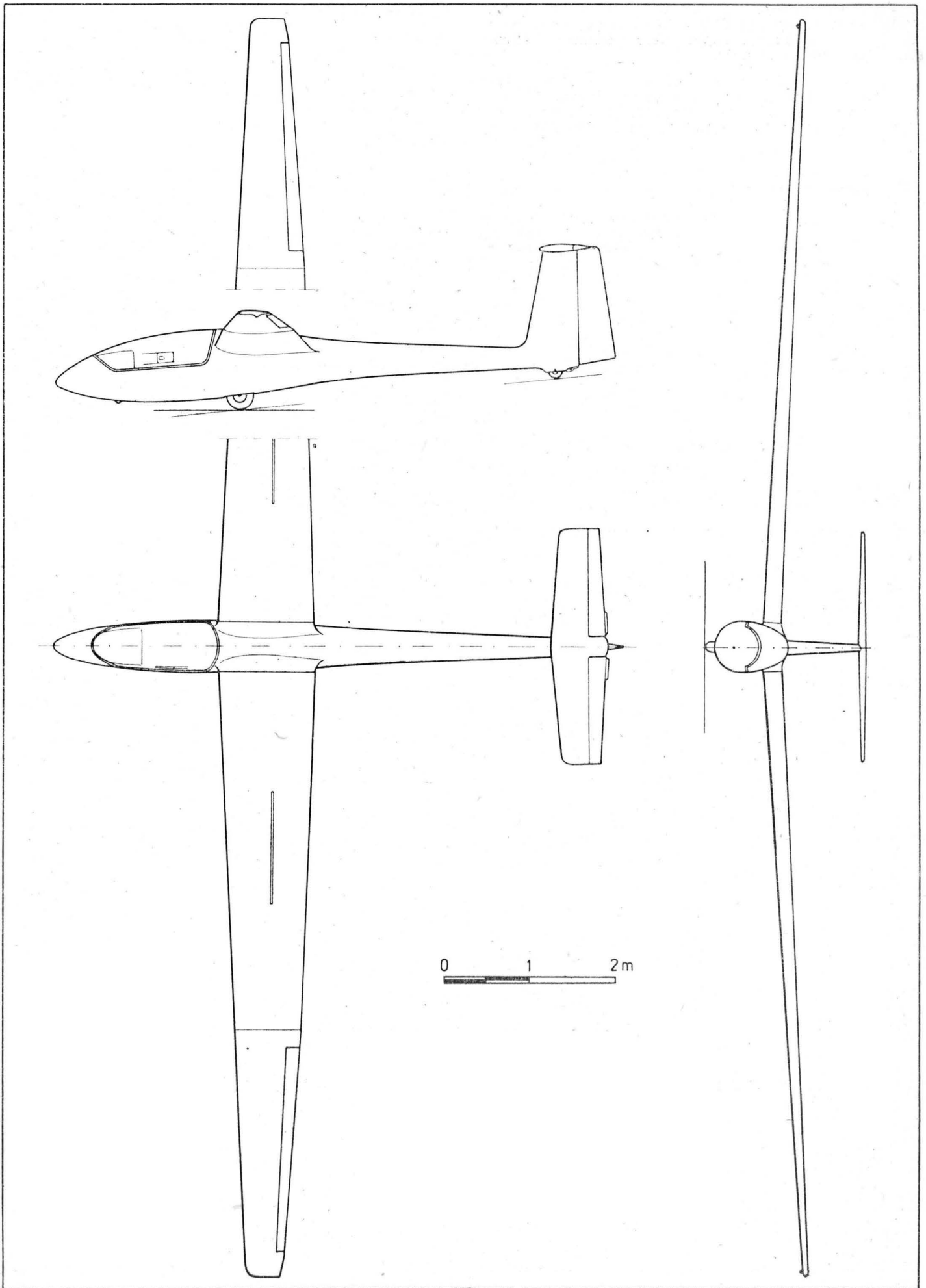
Empty weight	240 kg	235 kg
Max T-O weight	360 kg	380 kg
Wing loading	26.3 kg/m ²	25.9 kg/m ²

Performance (at pilot weight 90 kg)

Best glide ratio at 78 km/h	35
Min. sinking speed at 72 km/h	0,6 m/s
Stalling speed	60 km/h
Max permissible speed	220 km/h
Max aero-tow speed	140 km/h

TABLICA/TABLE

Nazwa Type	SZD-52-0 Jantar-15	SZD-52-1 Jantar-15S	SZD-52-2 Jantar-15HFC	SZD-52-3 Jantar-15HS	SZD-52-4 Jantar-15HF
Klasa Class	15 m	standard	15 m	standard	15 m
Rozpiętość, m Wing span	15				
Powierzchnia nośna, m ² Wing area	10,3				
Wydłużenie Aspect ratio	21,9				
Wznios skrzydła Dihedral	2°				
Długość, m Length	7,18	7,18	7,0	7,0	7,0
Wysokość, m Height	1,31	1,41	1,33	1,33	1,33
Szerokość kabiny, m Cockpit width	0,6	0,6	0,65	0,65	0,65
Wysokość kabiny, m Cockpit height	0,8	0,8	0,8	0,8	0,8
Masa własna, kg Weight empty	275	260	235	240	245
Masa balastu wodnego, kg Water ballast	124	124	140	140	140
Masa całkowita maks., kg Max T-O weight	495	495	480	480	480
Doskonałość Best glide ratio	43,4	41,5	43,5	41,5	43,5
Opadanie min., m/s Min. sinking speed	0,6	0,6	0,54	0,56	0,54
Prędkość min., km/h Stalling speed	74	74	65	70	65
Maks. prędkość dopuszczalna, km/h Max permissible speed	260	260	260	260	260
Układ usterzenia Tail scheme	+	+	T	T	T
Data oblotu prototypu First flight	28.02.1981	8.05.1981	9.02.1983	5.11.1982	3.02.1983



Rys. 5. Szybowiec SZD-51-1 Junior/The SZD-51-1 Junior sailplane

Silniki lotnicze WSK PZL-Kalisz

Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Kalisz w Kaliszu specjalizuje się w produkcji lotniczych silników tłokowych i przepływowych jako drugi zakład w Polsce, po PZL-Rzeszów. Pod względem produkcji lotniczych silników tłokowych jest największym producentem w Europie. W ciągu swojej 30-letniej działalności przedsiębiorstwo dostarczyło na rynki zagraniczne i rynek wewnętrzny łącznie ok. 24 tys. silników lotniczych. Produkcja lotnicza Wytwórni stanowi 85% ogólnej produkcji. Dostawy produkcji na eksport osiągnęły 62% ogólnej sprzedaży. Podstawowymi odbiorcami wyrobów PZL-Kalisz są:

— Związek Radziecki, Bułgaria, Rumunia, Węgry, NRD, Czechosłowacja, Wietnam, Kuba, Korea,
— Francja, Anglia, USA, Jugosławia, RFN, Turcja.

Przewiduje się dalszy rozwój przedsiębiorstwa przez:

— modernizację produkowanych lotniczych silników tłokowych,
— rozwinięcie produkcji zespołów do samolotów II,
— uruchomienie produkcji silnika PZL-10 (TWD-10B) do samolotu An-28.

Oprócz silników lotniczych Wytwórnia produkuje mechanizmy śrubowe do sterowania klapami, slotami i przestawiania statecznika poziomego samolotu Il-86.

Silnik lotniczy ASz-62IR

Silnik ASz-62IR jest czterosuwowy, gaźnikowy, 9-cylindrowy w układzie cylindrów w pojedynczą gwiazdę, chłodzony powietrzem. Jego moc startowa (wartość minimalna) wynosi 721 kW (980 KM) przy 2200 obr/min.

Zastosowanie

Silnik ASz-62IR serii 16 stosowany jest do wszystkich wersji samolotów An-2, zaś jego odmiana konstrukcyjna oznaczona ASz-62IR-M-18 stosowana jest do samolotów rolniczych polskiej konstrukcji PZL-M18 Dromader i PZL-106 Kruk.

Modernizacja silnika

Kolejne modernizacje silnika mają na celu zwiększenie okresu do pierwszej naprawy głównej. W początkowej fazie produkowano silniki z okresem międzynaprawczym 700 h. Obecnie seryjnie produkuje się silniki z 1200-godzinnym okresem międzynaprawczym.

W 1982 r. wykonano prototyp silnika ASz-62IR serii 17 z 1500 h okresem międzynaprawczym. Partia prototypowa tych silników zostanie w 1983 r. przekazana do eksploatacji obserwowanej.

Certyfikaty

Silniki ASz-62IR serii 16 i ASz-62IR-M-18 mają certyfikaty importowe:

— nr CB-116 polski uzyskany 15 lutego 1978 r.,
— nr E16 kanadyjski uzyskany 6 maja 1980 r.,
— nr E16 NE amerykański uzyskany 16 grudnia 1980 r.

Silnik lotniczy AI-14RA

Silnik AI-14RA jest czterosuwowy, gaźnikowy, 9-cylindrowy, o układzie cylindrów w pojedynczą gwiazdę, chłodzony powietrzem, z reduktorem planetarnym. Jego moc startowa (wartość minimalna) wynosi 187,4 kW (254,8 KM) przy 2350 obr/min.

TABLICA 1. Zalecane okresy międzynaprawcze (w godzinach)

Wersja silnika	Nowy	Po remoncie				
		pierwszym	drugim	trzecim	czwartym	piątym
ASz-62 IR serii 16	1200	1000	1000	1000	1000	1000
ASz-62 IR-M-18	1000	1000	1000	1000	1000	1000

Aircraft engines manufactured by WSK PZL-Kalisz

The Transport Equipment Manufacturing Centre (WSK) PZL-Kalisz specialize in production of aircraft piston and turbine engines (second greatest after PZL-Rzeszów). As regards production of aircraft piston engines, they are the greatest manufacturer in Europe. For their 30-years' activity they have supplied approximately 24 000 aircraft engines for both foreign and domestic markets. The products intended for aircraft makes 85% of the total production output of the plant. The supply of products to be exported reached 62% of the total sales. The most important importers of products supplied by this factory are:

— USSR, Bulgaria, Romania, Hungary, GDR, Czechoslovakia, Viet-Nam, Cuba, Korea and
— France, Great Britain, USA, Yugoslavia, FRG, Turkey.

Within the anticipated development trends of the factory, the following is planned:

— further modernization of the manufactured aircraft piston engines,
— further development of production of assemblies for the II airplanes,
— starting up of production of the PZL-10 (TWD-10B) engine for the An-28 aircraft.

In addition to the aircraft engines, the factory manufacture as well screw mechanisms to actuate flaps slots and tailplane for the Il-86 airplane.

ASz-62IR aircraft engine

The ASz-62IR engine is a 4-stroke 9-cylinder single-row radial air-cooled carburettor engine. Its take-off power (the minimum value) is 721 kW (980 hp) at 2200 rpm.

Application

The ASz-62IR series 16 engine is used in all versions of the An-2 airplanes and its design version denominated ASz-62IR-M-18 is used in ag-planes PZL-M18 Dromader and PZL-106 Kruk of Polish design.

Modernization of the engine

Successive modernizations of the engine are aimed at increase in the time to the first major overhaul. The recommended TBO for the engines manufactured at the initial stage of production was 700 h. The TBO for the engines manufactured at present in lots amounts to 1200 h.

In 1982 a prototype of the ASz-62IR series 17 engine was made, for which the TBO of 1500 h was planned. The prototype batch of these engines will be submitted to supervision operation in 1983.

Certificates

The ASz-62IR series 16 and ASz-62IR-M-18 engines have been granted the following import certificates:

— No. CB-116 — Polish — obtained on 15th Feb. 1978,
— No. E16 — Canadian — obtained on 6th May 1980,
— No. E16 NE — American — obtained 16th Dec. 1980.

AI-14RA aircraft engine

The AI-14RA engine is a 4-stroke 9-cylinder single-row radial air-cooled carburettor engine with a planetary gear. Its take-off power (the minimum value) is 187.4 kW (254.8 hp) at 2350 rpm. It is manufactured on two versions worked out at WSK PZL-Kalisz:

— AI-14RA with air-operated starting system (employing compressed air),
— AI-14RC with electric starting system (with an electric starting motor).

TABLE 1. Recommended Time Between Overhauls (hrs)

Engine version	New	After overhaul				
		1-st	2-nd	3-rd	4-th	5-th
ASz-62IR, series 16	1200	1000	1000	1000	1000	1000
ASz-62IR-M-18	1000	1000	1000	1000	1000	1000

TABLICA 2. Zalecane okresy międzynaaprawcze (w godzinach)

Wersja silnika	Nowy	Po remoncie			Uwagi
		pierwszym	drugim	trzecim	
AI-14RA	1000	1000	1000	1000	Okresy międzynaaprawcze przy stosowaniu od początku oleju Aeroshell W 100 lub jego odpowiedników
AI-14RC	800	800	800	800	Okresy międzynaaprawcze przy stosowaniu innych olejów (np. MK-22, MS-20)

TABLE 2. Recommended Time Between Overhauls (hrs)

Engine version	New	After overhaul			Remarks
		1-st	2-nd	3-rd	
AI-14RA and AI-14RC	1000	1000	1000	1000	TBO's provided Aeroshell W 100 or equivalent lubricating oil is used from the very beginning of engine operating
	800	800	800	800	TBO's when another grade of lubricating oil is used (e.g. MK-22 or MS-20)

Application

The AI-14RA and AI-14RC engines are used as power units the PZL-104 multipurpose airplanes (Wilga 35 and Wilga 80). This engine can be used to power liaison, touring, agricultural, ambulance etc. airplanes.

Modernization of the engine

The engine modernization work carried out up to the present has brought about increase in the TBO from 600 to 1000 hrs when Aeroshell W 100 lubricating oil is used at the engine operation.

Moreover, new versions of the engine have been developed:

— version with electric starting system, denominated AI-14RC;

— version with the carburettor shifted rearwards, denominated AI-14RA-KAF, for the Wilga 80 airplane;

— prototype engine AI-14RD with the rated power increased from 191 kW (260 hp) to 206 kW (280 hp).

In 1982 the 206 kW engine successfully passed bed tests and in 1983 it will be flight-tested on the PZL-104 aircraft.

Certificates

The AI-14RA and AI-14RC engines have been granted the following import certificates:

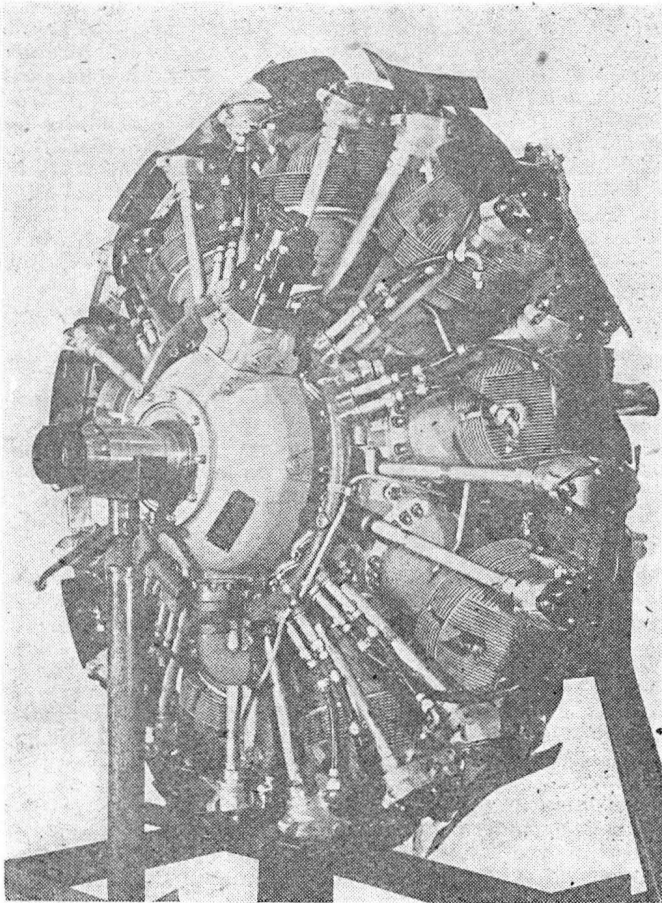
— No. CB-125 — Polish — obtained on 26th June 1979,

— No. E-17 — Canadian — obtained on 28th May 1980,

— No. E 11 NE — American — obtained on 21st Sept. 1981.

WK-1A jet engine

It is a turbojet engine, with centrifugal compressor. Take-off thrust 2700 daN at 11 560 rpm.



Rys. 1. Silnik ASz-62IR serii 16, widok z przodu/ASz-62IR series 16 engine, front view

Silnik produkowany jest w dwóch odmianach konstrukcyjnych opracowanych przez WSK PZL-Kalisz:

— AI-14RA z powietrznym rozruchem (za pomocą sprężonego powietrza),

— AI-14RC z elektrycznym rozruchem (za pomocą prądorozrusznika).

Zastosowanie

Silniki AI-14RA i AI-14RC stosowane są do napędu samolotów wielozadaniowych PZL-104 Wilga 35 i Wilga 80. Silnik może być stosowany do napędu samolotów łącznikowych, turystycznych, sanitarnych, rolniczych itp.

Modernizacja silnika

Przeprowadzane modernizacje silnika doprowadziły do podwyższenia okresu międzynaaprawczego z 600 do 1000 h przy eksploatacji na oleju Aeroshell W 100.

Ponadto wykonano nowe wersje silnika:

— z elektrycznym rozruchem, oznaczoną AI-14RC,

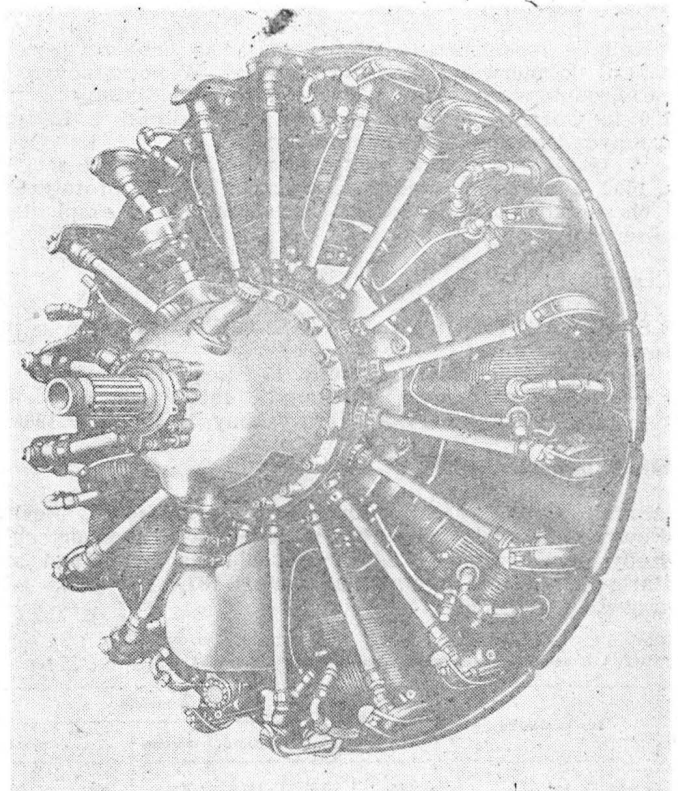
— z przesuniętym do tyłu gaźnikiem, oznaczoną AI-14RA-KAF do samolotu Wilga 80,

— silnik prototypowy AI-14RD o zwiększonej mocy ze 191 kW (260 KM) do 206 kW (280 KM).

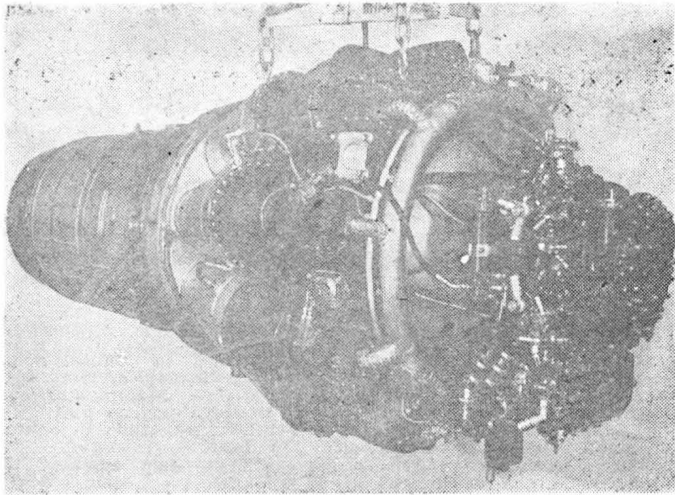
W 1982 r. przeprowadzono na hamowni stoiskowe próby silnika o mocy 206 kW z wynikiem pozytywnym, w 1983 r. przejdzie on próby w locie na samolocie PZL-104.

Certyfikaty

Silniki AI-14RA i AI-14RC mają certyfikaty importowe:



Rys. 2. Silnik AI-14RA, widok z przodu/AI-14RA engine, front view



Rys. 3. Silnik WK-1A, widok z boku/WK-1A turbojet, side view

- nr CB-125 polski uzyskany 26 czerwca 1979 r.,
- nr E-17 kanadyjski uzyskany 28 maja 1980 r.,
- nr E 11 NE amerykański uzyskany 21 września 1981 r.

Silnik WK-1A

Silnik WK-1A jest silnikiem przepływowym, turbodrzutowym ze sprężarką odśrodkową. Ciąg startowy wynosi 2700 daN przy 11 560 obr/min.

Zastosowanie

Silnik jest stosowany do samolotów MiG-15bis (LiM-2), MiG-17 (LiM-5 i LiM-6) i Il-28 jest łatwy w obsłudze i stosunkowo tani. Okres do pierwszej naprawy głównej wynosi 200 h. Modernizacji silnika nie przewiduje się ze względu na zakończenie jego produkcji w 1985 r.

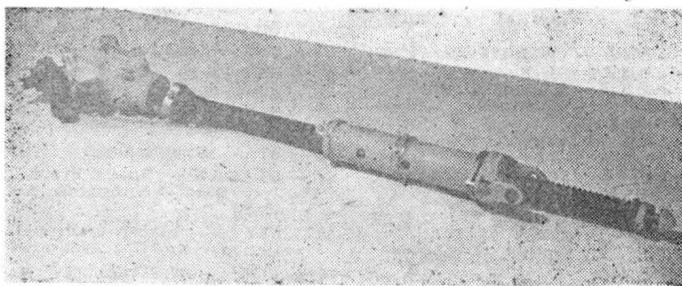
Mechanizmy śrubowo-toczne do sterowania klapami i slotami samolotu Il-86

Przekładnie śrubowo-toczne są jednym z elementów specjalizacji, jaką Wytwórnia PZL-Kalisz osiągnęła w produkcji zespołów samolotowych. Przekładnie toczne wykonywane są o długości do 1500 mm ze śrubą pełną względnie drążoną o średnicy do 120 mm. Produkowane przekładnie mają kojarzenie swobodne (bez napięcia wstępnego), nakrętka jednoczęściowa z dowolną ilością i rodzajem obiegów kulek (obieg zewnętrzny). Śruba i nakrętka są wykonywane obróbką cieplno-chemiczną przez: nawęglanie i hartowanie względnie azotowanie.

Mechanizmy śrubowo-toczne służą do sterowania klapami skrzydła, przenoszą siłę do 8750 daN, mają skok roboczy 910 mm i masę z reduktorem 34,6 kg. Mechanizmy do sterowania slotami przenoszą siłę do 2217 daN, mają skok roboczy 626 mm, a ich masa wynosi 13,5 kg. Minimalna temperatura ich pracy wynosi 205 K.

Mechanizm sterowania statecznikiem poziomym samolotu Il-86

Mechanizm ten jest mechanizmem śrubowym, przenosi siłę 100 ton. Jego skok roboczy wynosi 572 mm, a masa 296 kg.



Rys. 4. Mechanizm śrubowo-toczny z reduktorem do sterowania klapami samolotu Il-86/Ball screw mechanism with a reduction gear, for actuating flaps of the Il-86 aircraft

Application

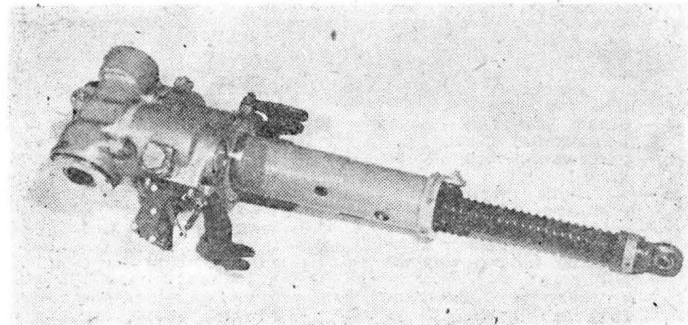
The engine is used in airplanes MiG-15bis (LiM-2), MiG-17 (LiM-5 and LiM-6) and Il-28. It is easy for operation, maintenance and service and relatively cheap. The time to the first major overhaul amounts to 200 hrs. It is not planned to be modernized because its production is intended to be stopped in 1985.

Ball screw mechanisms to actuate flaps and slots of the Il-86 aircraft

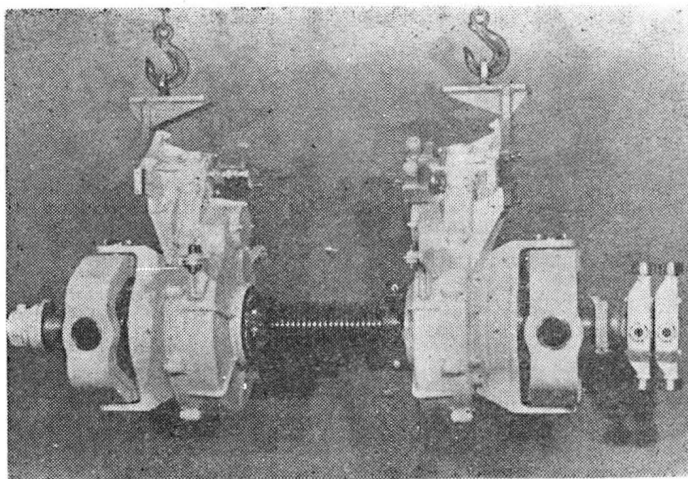
The ball screw mechanisms are one of the subjects of specialization gained by WSK PZL-Kalisz in the field of production of aircraft assemblies.

Anti-friction gears up to 1500 mm long with solid or hollow screw of up to 120 mm diameter are manufactured. The gears are freely engaged (without pre-tension), the nut is of the non-split type, with freely chosen number and type of the ball circulating systems (external circulating systems). The screw and nut are available in the following versions of thermo-chemical treatment: carburized and quenched or nitrogen case hardened.

On group of the ball screw mechanisms are used to actuate wing flaps. They are capable to bear forces up



Rys. 5. Mechanizm śrubowo-toczny do sterowania slotami skrzydła samolotu Il-86/Ball screw mechanism for actuating wing slots of the Il-86 aircraft



Rys. 6. Mechanizm sterowania statecznikiem poziomym/Tail plane actuating mechanism

to 8750 daN. Their working travel is 910 mm and weight, including the reduction gear, is 34,6 kg.

The slot actuating mechanisms can bear forces up to 2217 daN, their working travel is 626 mm and weight amounts to 13,5 kg. Their minimum operating temperature is 205 K.

Mechanism actuating the tail plane of the Il-86 aircraft

This ball screw mechanism can bear forces up to 100 tons. Its working travel is 572 mm and weight — 296 kg.

**WAHADŁOWIEC KOSMICZNY
I TECHNIKA KOSMICZNA**

SPACE SHUTTLE AND SPACE TECHNOLOGY ABBREVIATIONS

- 1 — automatyczne urządzenie kontrolne
- 2 — dyspozycyjny wskaźnik położenia, d. sztuczny horyzont
- 3 — zmodyfikowana, podatna izolacja powierzchniowa wielokrotnego użytku
- 4 — ubiór przeciwprzeciążeniowy
- 5 — wskaźnik liczby Macha i kąta natarcia
- 6 — przerwanie lotu w trakcie okrążania (przed wejściem na orbitę)
- 7 — automatyczne przekazywanie obrazu
- 8 — układ sterowania atmosferycznym układem życiodajnym
- 9 — atmosferyczny układ życiodajny
- 10 — układ zasilania śluzy powietrznej
- 11 — przerwanie lotu po orbicie
- 12 — wskaźnik wysokości i prędkości pionowej
- 13 — celownik optyczny załogi (dla obserwacji drzwi komory ładunkowej wahadłowca)
- 14 — Towarzystwo Satelitów Łącznościowych
- 15 — Komitet Badań Przestrzeni Kosmicznej
- 16 — procesor (układu) sterowania, zespół przetwarzania danych układu sterowania
- 17 — sterowanie (samym) drążkiem sterowym
- 18 — układ przetwarzania danych
- 19 — zespół zobrazowania (informacji)
- 20 — układ sterowania środowiskiem i układ życiodajny
- 21 — ubiór ratowniczy do kaptułowania
- 22 — powierzchnia graniczna wejścia (w atmosferę)
- 23 — Europejska organizacja rozwoju rakiet nośnych (indywidualny) aparat dla poruszania się poza statkiem
- 24 — Europejska organizacja badań kosmicznych
- 25 — układ wentylacyjny ubioru ratunkowego
- 26 — zbiornik (paliwowy) zewnętrzny
- 27 — czas upływający, c., jaki upłynął
- 28 — praca (ludzi) na zewnątrz statku (orbitalnego)
- 29 — freonowy obieg chłodzący
- 30 — siłownia (elektryczna) z ogniwami paliwowymi
- 31 — foliowa izolacja (cieplna) powierzchniowa, wielokrotnego użytku
- 32 — włóknista kompozytowa izolacja (cieplna) odbijająca
- 33 — wódz gazowy, w. w. stanie gazowym
- 34 — azot g., a. w. stanie gazowym
- 35 — tlen gazowy, t. w. stanie gazowym
- 36 — komputer ogólnego przeznaczenia
- 37 — zespół połączeniowy słuchawek
- 38 — powierzchnia izolacja (cieplna) wielokrotnego użytku dla wysokich temperatur
- 39 — Międzynarodowe konsorcjum satelitów łącznościowych
- 40 — bezwładnościowy zespół pomiarowy
- 41 — praca (ludzi) wewnątrz statku (orbitalnego)
- 42 — zespół klawiszowy, klawiatura
- 43 — Centrum lotów kosmicznych im. Kennedy'ego
- 44 — patrz 47
- 45 — ciekły wodór
- 46 — lądownik księżycowy, czł. księżycowy (statku kosmicznego)
- 47 — (sztuczny) satelita Księżyca, księżycowa stacja orbitalna
- 48 — ciekły tlen
- 49 — system przetwarzania danych dla startu statku
- 50 — Księżycowe laboratorium odbiorcze, l. odbioru materiałów księżycowych
- 51 — powierzchnia izolacja (cieplna) wielokrotnego użytku dla niskich temperatur
- 52 — jazik księżycowy, k. pojazd wędrujący
- 53 — lekkie słuchawki
- 54 — wielofunkcyjny układ zobrazowania na lampie katodowej
- 55 — zespół połączeniowy sterowania (zdalnym) manipulatorem
- 56 — łagodny ładunek wybuchowy, l. pironabój
- 57 — główny silnik
- 58 — wyłączenie głównego silnika
- 59 — minimalny punkt wejścia (w atmosferę)
- 60 — czas upływający zadania
- 61 — izolacja (cieplna) wielowarstwowa
- 62 — ruchoma platforma startowa
- 63 — hydrazyna monometylowa
- 64 — wielozadaniowy modułowy statek kosmiczny
- 65 — mechanizm ustalenia położenia manipulatora
- 66 — główny układ napędowy
- 67 — zamek blokowania manipulatora
- 68 — Ośrodek kosmicznych lotów załogowych
- 69 — sieć (śledzenia) załogowych lotów kosmicznych
- 70 — główny zespół regulacji w czasie
- 71 — ręczne sterowanie wektorem ciągu
- 72 — nominalny punkt wejścia (w atmosferę)
- 73 — obserwatorium satelitarne do badań geofizycznych
- 74 — orbitalny układ manewrowania
- 75 — satelitarne obserwatorium astronomiczne
- 76 — statek (kosmiczny) orbitalny
- 77 — układ wysuwania i odzyskiwania ładunku użytecznego (wahadłowca)
- 78 — u. przechowywania i rozprowadzania reagentów (dla ogniw paliwowych)
- 79 — bierna ochrona przeciwtermiczna
- 80 — kompozyt węglowo-węglowy
- 81 — układ sterowania odrzutem, sterowanie strumieniowe
- 82 — zawór sterowania odrzutem, z. sterów strumieniowych

cd. na s. 37

- 1 — ACE — Automatic checkout equipment
- 2 — ADI — Attitude director indicator
- 3 — AFRSI — Advanced flexible reusable surface insulation
- 4 — AGS — Anti-gravity suit
- 5 — AMI — Alpha Mach Indicator
- 6 — AOA — Abort once around
- 7 — APT — Automatic picture transmission
- 8 — ARPCS — Atmospheric revitalization, pressurization control system
- 9 — ARS — Atmospheric revitalization system
- 10 — ASS — Airlock support system
- 11 — ATO — Abort to orbit
- 12 — AVVI — Altitude/vertical velocity indicator
- 13 — COAS — Crew optical alignment sight
- 14 — COMSAT — Communication Satellite Corporation
- 15 — COSPAR — Committee for Space Research
- 16 — CPU — Control processor unit
- 17 — CSS — Control stick steering
- 18 — DPS — Data processing system
- 19 — DU — Display unit
- 20 — ECLSS — Environmental control and life support system
- 21 — EES — Escape ejection suit
- 22 — EI — Entry interface
- 23 — ELDO — European Launcher Development Organization
- 24 — EMU — Extravehicular mobility unit
- 25 — ESRO — European Space Research Organization
- 26 — ESVS — Escape suit ventilation system
- 27 — ET — External tank
- 28 — ET — Elapsed time
- 29 — EVA — Extravehicular activity
- 30 — FCL — Freon coolant loop
- 31 — FCP — Fuel cell power plant
- 32 — FRSI — Felt reusable surface insulation
- 33 — FRCI — Fibrous refractory composite insulation
- 34 — GH₂ — Gaseous hydrogen
- 35 — GN₂ — Gaseous nitrogen
- 36 — GO₂ — Gaseous oxygen
- 37 — GPC — General purpose computer
- 38 — HIU — Headset interface unit
- 39 — HRSI — High-temperature reusable surface insulation
- 40 — INTELSAT — International Telecommunication Satellite Corporation
- 41 — IMU — Inertial measurement unit
- 42 — IVA — Intra-vehicular activity
- 43 — KBU — Keyboard unit
- 44 — KSC — Kennedy Space Center
- 45 — LEM — Lunar Excursion Module — see LM
- 46 — LH₂ — Liquid hydrogen
- 47 — LM — Lunar module
- 48 — LO — Lunar orbiter
- 49 — LO₂ — Liquid oxygen
- 50 — LPS — Launch processing system
- 51 — LRL — Lunar Receiving Laboratory
- 52 — LRSI — Low-temperature, reusable surface insulation
- 53 — LRV — Lunar roving vehicle, (L.) Rover
- 54 — LWHS — Lightweight headset
- 55 — MCDS — Multifunction CRT display system
- 56 — MCIU — Manipulator controller interface unit
- 57 — MDF — Mild detonating fuse
- 58 — ME — Main engine
- 59 — MECO — Main engine cutoff
- 60 — MEP — Minimum entry point
- 61 — MET — Mission elapsed time
- 62 — MLI — Multilayer insulation
- 63 — MLP — Mobile launch platform
- 64 — MMH — Monomethyl hydrazine
- 65 — MMS — Multi-mission modular spacecraft
- 66 — MPM — Manipulator positioning mechanism
- 67 — MPS — Main propulsion system
- 68 — MRL — Manipulator retention latch
- 69 — MSC — Manned Spacecraft Center
- 70 — MSFN — Manned Spacecraft Flight Network
- 71 — MTU — Master timing unit
- 72 — MTVC — Manual thrust vector control
- 73 — NEP — Nominal entry point
- 74 — OGO — Orbital geophysical observatory
- 75 — OMS — Orbital maneuvering system
- 76 — OSO — Orbital satellite observatory
- 77 — OV — Orbital vehicle
- 78 — PDRS — Payload deployment and retrieval system
- 79 — PRSD — Power reactant stowage and distribution system
- 80 — PTC — Passive thermal control
- 81 — RCC — Reinforced carbon carbon
- 82 — RCS — Reaction control system
- 83 — RJD — Reaction jet driver
- 84 — RMS — Remote manipulation system
- 85 — RSS — Range safety system
- 86 — RTLS — Return to launch site
- 87 — SBTC — Speedbrake thrust control
- 88 — SCA — Shuttle carrier aircraft
- 89 — SGLS — Space-ground link system
- 90 — SI — Scientific instruments
- 91 — SOP — Software operating program
- 92 — SPI — Surface position indicator
- 93 — SRB — Solid rocket booster
- 94 — SSME — Space shuttle main engines
- 95 — SSUS — Spinning solid upper stage
- 96 — ST — Star tracker
- 97 — STADAN — Space Tracking and Data Acquisition Network
- 98 — STS — Space transportation system
- 99 — TDRS — Tracking and Data Relay Satellite
- 100 — TLM — Telemetry
- 101 — TPS — Thermal protection system
- 102 — TVC — Thrust vector control
- 103 — VAB — Vehicle assembly building

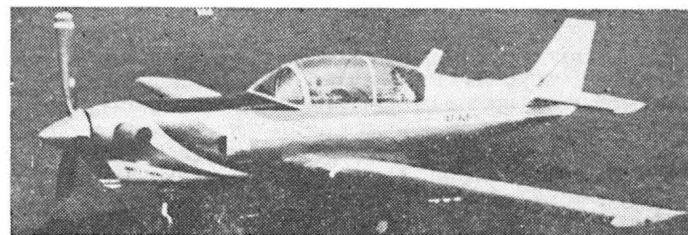
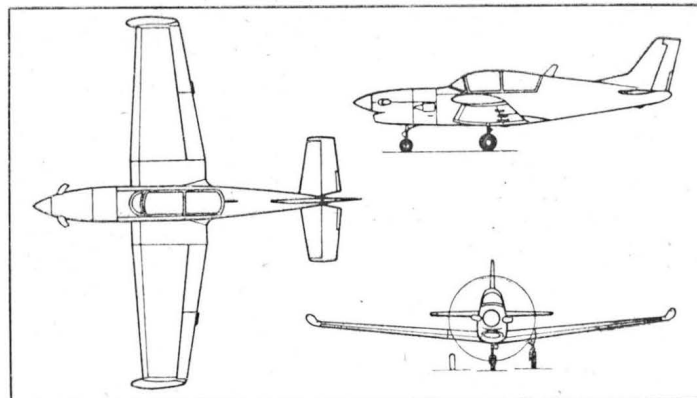
ICA IAR-825 TP Triumf • Rumunia •

Turbośmigłowy samolot szkolno-treningowy

W czerwcu 1982 r. wykonał pierwszy lot rumuński samolot szkolno-treningowy z turbinowym silnikiem śmigłowym, IAR-825 TP Triumf, zbudowany przez Wytwórnice ICA w Braszow. Przedstawia on tę samą generację samolotów szkolno-treningowych co Pilatus PC-7, Beech T-34C i Embraer EMB-312 i jest przeznaczony do szkolenia podstawowego i zaawansowanego. W samolocie wykorzystano elementy samolotu z silnikiem tłokowym IAR-823, dzięki czemu opracowanie projektu i budowę prototypu samolotu ukończono w ciągu roku. Zupełnie nowy jest tylko kadłub, z kabiną z miejscami ucznia i instruktora jedno za drugim, został on jednak skonstruowany zgodnie z zasadami przyjętymi w budowie samolotu IAR-823. Do krótkiego centroplata o stałej cięciwie mocowane są główne golenie podwozia. Skrzydła o zmodyfikowanym profilu NACA 23012 są zaopatrzone w klapy Frise na krawędzi natarcia i w jednoszczelinowe klapy na krawędzi spływu. Do statecznika usterzenia kierunku dodano niewielką płetwę przykadłubową. Trójkątowe podwozie jest chowane. Do napędu prototypu zastosowano silnik z samolotu rolniczego IAR-827 TP — Pratt Whitney Canada PT6A-15AG o mocy 507 kW (680 KM) ze śmigłem Hartzell. Samoloty seryjne będą napędzane silnikiem PT6A-25; bierze się również pod uwagę czeskosłowacki silnik M-601B. Zbiorniki paliwowe o pojemności 360 l znajdują się w skrzydłach, samoloty seryjne będą wyposażone w dodatkowe, nieodrzucone zbiorniki po 70 l na końcach płata.

Dane techniczne

Rozpiętość	10,30 m
Długość	8,90 m
Wysokość	2,38 m
Powierzchnia nośna	15,00 m ²
Masa własna	1200 kg



Masa startowa	2200 kg
Współczynniki obciążeń	+6 g, -3 g
Maks. prędkość dopuszczalna	550 km/h
Maks. prędkość przelotowa	420 km/h
Prędkość minimalna	90 km/h
Pułap praktyczny	8000 m
Długość startu na 15 m	250 m
Długość lądowania z 15 m	300 m
Długotrwałość lotu	3 h

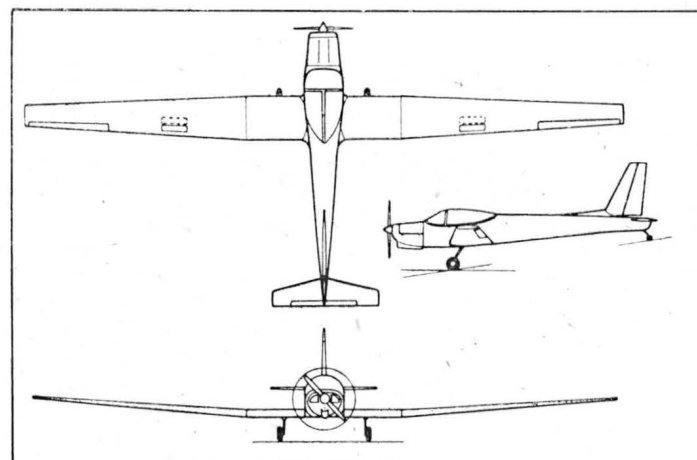
W.K.

Schweizer SGM2-37 • USA •

Dwumiejscowy motoszybowiec o metalowej konstrukcji

We wrześniu 1982 r. rozpoczęto w stanie Nowy Jork próby w locie dwumiejscowego metalowego motoszybowca SGM2-37 firmy Schweizer Aircraft. Pierwszy lot trwał 40 min i pozwolił na sprawdzenie motoszybowca w szerokim zakresie warunków lotu. Od rozpoczęcia prac studyjnych nad motoszybowcem do pierwszego lotu upłynęły tylko dwa lata, a certyfikat FAA był oczekiwany w najbliższym czasie. Osiem SGM2-37 zostało już zamówionych przez akademię USAF w Colorado Springs.

W porównaniu z innymi motoszybowcami SGM2-37 ma silnik o stosunkowo dużej mocy. Jest to Lycoming O-235 o mocy 82 kW (112 KM), wzięty wraz z przegrodą ogniową, układem sterowania i łóżem z samolotu Piper Tomahawk. Koszty większe niż w innych motoszybowcach zużycia paliw są kompensowane przez większą trwałość międzynaprawczą silnika (2000 h w porównaniu z 600÷÷1000 h silnika Limbach). Duży nadmiar mocy jest korzystny w warunkach amerykańskich ze względu na loty nad obszarami o wysokiej temperaturze i nad górami. Zapewnia on dobre osiągi przy starcie i wznoszeniu, porównywalne z osiągami samolotu Super Cub. Zastosowanie płata o dużym wydłużeniu i laminarnym profilu i aerodynamika całego płatowca zapewniają zarówno w locie szybowcowym jak i silnikowym poprawne właściwości i osiągi nie ustępujące osiągom motoszybowców wykonanych z laminatów.



SGM2-37 ma centroplata o stałej cięciwie, a skrzydła są zaopatrzone w obustronne płytowe hamulce. Kabina z miejscami obok siebie ma osłonę odsuwaną do tyłu. Dla ułatwienia kołowania i startu przy skośnym wietrze zastosowano podwozie klasyczne, z kółkiem ogonowym, zamiast jednośladowego. Nowsze wersje będą mieć podwozie chowane, a także napęd silnikiem turbinowym.

Dane techniczne

Rozpiętość	18,12 m
Długość	8,32 m
Wysokość	2,43 m
Powierzchnia nośna	18,00 m ²
Wydłużenie	18,09
Masa własna	520 kg
Masa paliwa	40 kg
Masa startowa	756 kg
Maks. prędkość dopuszczalna	249 km/h
Prędkość minimalna	74 km/h
Maks. doskonałość przy 102 km/h	27
Min. opadanie	0,85 m/s
Maks. wznoszenie	4,40 m/s
Długość startu na 15 m	160 m

W.K.

Lot na 43-letnim Orliku

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

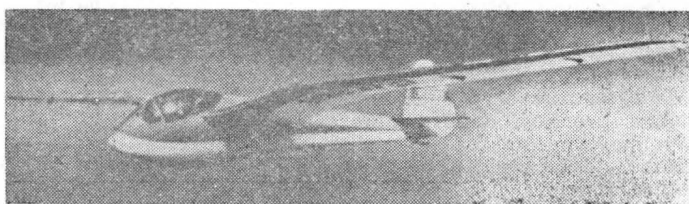
Jeden egzemplarz przedwojennego szybowca wyczynowego Orlik II konstrukcji Antoniego Kocjana wiosną 1939 r. został wystawiony na Światowej Wystawie w Nowym Jorku. Zakupił go dr Jan Zbikowski, Polak zamieszkały w USA. Po przystąpieniu USA do II wojny światowej wszystkie szybowce zarekwirowało lotnictwo wojskowe. Orlik też służył do treningu pilotów wojskowych. W 1946 r. Orlika nabył student Paul Mc Cready, znany później amerykański szybownik. W latach 1948÷1949 zajął on I miejsce na Orliku w krajowych zawodach szybowcowych w USA. W 1948 r. szybowiec otrzymał izolację cieplną z waty szklanej, aparaturę tlenową i radiostację. 31 grudnia 1948 r. P. Mc Cready uzyskał rekordową prędkość absolutną 9000 m. W przygotowaniach do tego lotu pomagała wytwórnia Lockheed, a podczas lotu rekordowego szybowiec był eskortowany przez samolot myśliwski Lockheed P-38 Lightning. Później Mc Cready zasłynął jako twórca tzw. krążka Mc Cready'ego, używanego przez szybowników. Dzięki lotom na Orliku Mc Cready zainteresował się meteorologią, z której następnie uzyskał doktorat.

W czasie eksploatacji szybowiec otrzymał oszklenie odejmowanej osłony kabiny z jednego arkusza szkła organicznego oraz zmniejszono mu powierzchnię lotek, pozostawiając tylko ich zewnętrzne połowki. Początkowo bowiem lotki były dwudzielne. Tak zmieniony był używany przez Merritta Wilsona w La Canada w Kalifornii w połowie lat sześćdziesiątych.

Na początku lat siedemdziesiątych szybowiec nabył John Serafin, Amerykanin polskiego pochodzenia. Zajął się on Orlikiem bardzo starannie.

O swym spotkaniu z Orlikiem II w USA w 1981 r. ciekawo odczyt miał pilot doświadczalny inż. Andrzej Ablamowicz z koła SIMP przy Instytucie Lotnictwa w Warszawie w dniu 14.02.1983 r. Oto jego relacja: „Z Orlikiem miałem okazję zapoznać się na lotnisku Estrella w Arizonie. Zaskoczył mnie wręcz rewelacyjny stan techniczny szybowca. Dbałość jaką tu się otacza latające egzemplarze samolotów i szybówców z dawnych lat rzuca się w oczy. Np. miałem też okazję przelecieć się na samolocie myśliwskim Mustang z II wojny światowej. Ale wróćmy do Orlika. J. Serafin przeprowadził remont generalny tego szybowca łącznie z rozklejaniem i klejeniem od nowa wielu elementów. Przy okazji nieznacznie szybowiec zmodyfikował. Osłonę kabiny zastąpił jednocześnie, dodał koło główne a pod końcówkami skrzydeł małe kabłąki z kółeczkami. Było to konieczne ze względu na betonową nawierzchnię lotniska, z którego Orlik wykonuje loty. Szybowiec pomalowany jest na biało i czerwono, dość podobnie jak w pierwszych latach po II wojnie światowej, choć nieco inaczej.

Wykonałem półtoragodzinny lot na Orliku. Ma on doskonałość rzędu 26 i małe obciążenie powierzchni, dzięki czemu nie jest szybki, lecz ma małe opadanie. Doskonale nadaje się do latania nawet przy słabej termicie. Szczególnie godne uwagi są właściwości pilotażowe tego szybowca. Choć wyważa się go ciężarkiem a nie klapą wyważającą, to jednak wyważenie jest bardzo dobre. Zwraca natomiast uwagę niesłychana harmonijność sterowania, tzn. doskonała proporcja wychyleń steru kierunku, steru wysokości i lotek. Największe są siły związane z wychyleniami steru

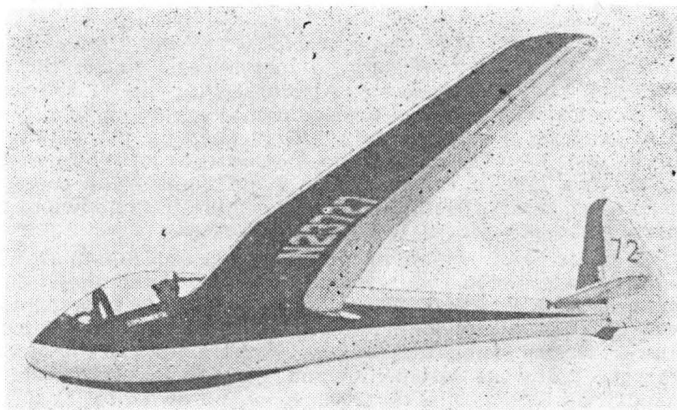


Rys. 1. Orlik II podczas rekordowego lotu wysokościowego Mc Cready'ego w 1939 r.

kierunku, odpowiednio mniejsze przy wychyleniach steru wysokości i najmniejsze od wychyleń lotek, czyli tak jak należy. Ponadto wygoda kabiny jest ogromna. Lot na Orliku to sama przyjemność. Uświadomił mi on ile zapłaceno za wysokie osiągi dzisiejszych szybowców wyczynowych. Orlik jest jednym z nielicznych szybowców przedwojennych wykonujących jeszcze loty. Ma już 44 lata i wciąż jest użytkowany.”

Przy okazji tego odczytu inż. pil. Stanisław Wielgus poruszył nieco kontrowersyjną sprawę wyniku konkursu odbytego w dniach 19÷25 lutego 1939 r. na lotnisku Sezze Littorio we Włoszech, konkursu na szybowiec olimpijski, w którym Orlik zajął drugie miejsce. S. Wielgus przytoczył wypowiedź poznanej przed laty we Włoszech pilota doświadczalnego Mandelliego: „Orlik pod względem właściwości pilotażowych i osiągow był lepszy od niemieckiego szybowca Olympia-Meise. O pierwszym miejscu Olympii zadecydowała jednak technologiczność jej konstrukcji.”

Dodajmy do tego opinię w tej sprawie członka komisji technicznej tego konkursu inż. Wiesława Stępniewskiego, opublikowaną w *Skrzydlatej Polsce* z marca 1939 r.: „Teza polska, iż maszyna olimpijska obok całkowitej prawidłowości pilotażu, dobrej widoczności, wygody, bezpieczeństwa itp. musi mieć jak najsilniej podkreśloną zdolność wykonywania wyczynów (chyba najbardziej ogólna cecha sprzętu olimpijskiego!), a więc możliwie jak najlepsze osiągi, nie znalazła uznania większości komisji. Ostatecznie przyjęto tezę niemiecką, iż podstawą wyboru monotypu olimpijskiego będą przede wszystkim cechy pilotażowo-sprawnościowe, następnie wygoda i bezpieczeństwo (łatwość opuszczania kabiny ze spadochronem itp.) oraz łatwość budowy.

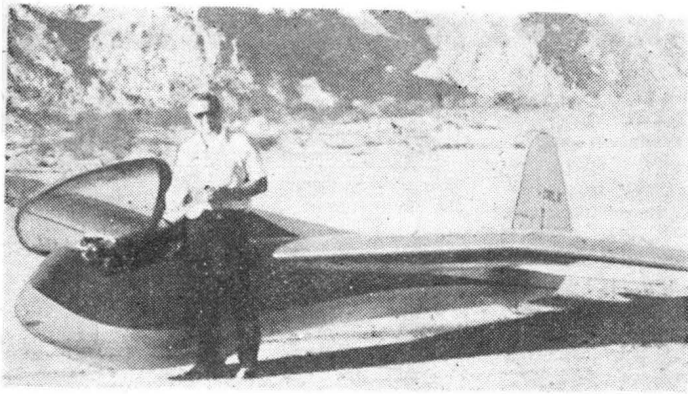


Rys. 2. Orlik II w 1965 r.

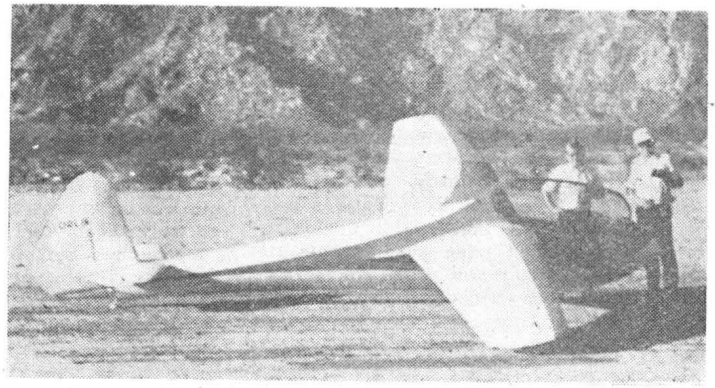
Najciekawsze i najdonioślejsze ze względu na przyszły rozwój szybownictwa było zaopatrzenie wszystkich szybowców w hamulce powietrzne, ograniczające bardzo znacznie szybkość nurkowania. Zgodnie z wymaganiami warunków technicznych, szybkość graniczna powinna być mniejsza a najwyżej równa 200 km/h (niestety ten podstawowy warunek został sprawdzony tylko dla Orlika).

Konstruktorzy wszystkich maszyn, poza p. Kocjanem, rozwiązali problem hamowania, adaptując dla swych szybowców hamulce typu DFS, notabene polecane przez niektórych członków komisji układającej warunki techniczne szybowca olimpijskiego.

Wadą może nie tyle koncepcji, co szczególnie niektórych rozwiązań (np. Meise, Merle) była tendencja do dalszego samoczynnego i gwałtownego otwierania się hamulców powietrznych na dużej szybkości po wykonaniu przez pilota pewnej części manewru otwarcia. Drugą poważną



Rys. 3. Inż. A. Ablamowicz przy Orliku II w 1981 r.



Rys. 4. Orlik I w 1981 r.

wadą niektórych rozwiązań ze względu na loty bez widoczności była tendencja do przechodzenia z lotu nurkowego na plecy przy otwartych hamulcach (Meise).

Zupełnie odmiennie rozwiązano sprawę hamulców powietrznych w Orliku, w którym zastosowano urządzenie, zaproponowane przez Instytut Aerodynamiczny w Warszawie. W odległości 5% cięciwy od krawędzi natarcia płata umieszczona jest zawiasowo listwa szeroka na 11% głębokości płata i — w wypadku Orlika — długa na 2,4 m dająca się wychylać na kąt bliski 70° .

Najcharakterystyczniejszą cechą hamulców Orlika jest bardzo intensywne zwiększenie oporów na małych kątach natarcia (lot nurkowy lub stany bliskie jego) i bardzo nieznaczne zwiększenie szybkości opadania w locie na szybkościach użytkowych.

Należy tu podkreślić, iż przy otwartych hamulcach pełne oddanie drążka sterowego do przodu doprowadza zupełnie jednoznacznie szybowiec do ustalonego lotu nurkowego lub stromego ślizgowego z ustaloną szybkością ok. 200 km/h. Brak jakichkolwiek dodatkowych, przykrych zjawisk przy nurkowaniu w postaci drgań, oderwań, samoczynnego dalszego otwierania się klap itp.

Mała skuteczność zastosowanych w Orliku hamulców, jako urządzenia ułatwiającego lądowanie, może być i powinna zostać uzupełniona zastosowaniem przerywaczy przeznaczonych specjalnie do tego celu.

O ile chodzi o rozgrywkę ostateczną Meise—Orlik, to — jako minus Orlika — wysunięto, iż jest on w locie z widocznością trudniejszy (bardziej czuły) aniżeli Meise. Poza tym brak hamulców skutecznych dostatecznie przy lądowaniu przy bardzo dużej doskonałości maszyny (mimo wolna, lecz b. cenna pochwała — przyp. Red.) zaliczono na jej minus. Prócz tego za cechę ujemną uznano pojawienie się refleksów na szybach kabiny (co ma swe źródło w bardzo intensywnym oszkleniu). Również wysuwano tezę, że Orlik powinien być trudniejszy i droższy w wykonaniu ze względu na wygięte płaty. W pewnej sprzeczności z tym twierdzeniem może stać ilość ludziodzin, potrzebna dla zbudowania Orlika, która była o kilkanaście % mniejsza aniżeli dla Meise.

Do bezspornych zalet Orlika, poza działaniem klap, wymieniano doskonale umieszczenie przyrządów pokłado-

wych, wygodę wsiadania i wysiadania, łatwość wyrzucania osłony we wszystkich możliwych położeniach szybowca, wygodę kabiny, dużą sztywność konstrukcji i przyjemne prowadzenie maszyny nawet na dużych szybkościach (Schreiber robił próbę nurkowania bez klap do szybkości ponad 250 km/h). Przewagi osiągnęły Orlika nie brano nieśtetu pod uwagę. O Meise mówiono, że w ogóle jest przyjemna i dobra, nie konkretyzując specjalnie zalet. Jeśli chodzi o wady tego szybowca, dadzą się one ująć następująco: 1) stateczność dynamiczna na dużych szybkościach gorsza niż w Orliku, umieszczenie przyrządów niezbyt szczęśliwe; są one za mało oświetlone; 2) tendencja do przechodzenia w lot na plecach przy nurkowaniu; 3) samoczynne dalsze otwieranie się hamulców na dużych szybkościach; 4) siedzenie niewygodne; pilot nie może oprzeć się o spadochron, który jest za nisko umieszczony; 5) nieproporcjonalne, duże „twardnienie” lotek na większych



Rys. 5. Kpt Mandelli podczas prób Orlika we Włoszech w marcu 1939 r.

szybkościach (130÷140 km/h); 6) w korkociągu w niektórych wypadkach występuje nieprzyjemne trzepotanie lotki.

Zgodnie z protokołem końcowym większość tych wad ma być usunięta przed rozesłaniem rysunków. Mają być również przeprowadzone oficjalne próby nurkowania”.

cd. ze s. 34

WAHADŁOWIEC KOSMICZNY I TECHNIKA KOSMICZNA

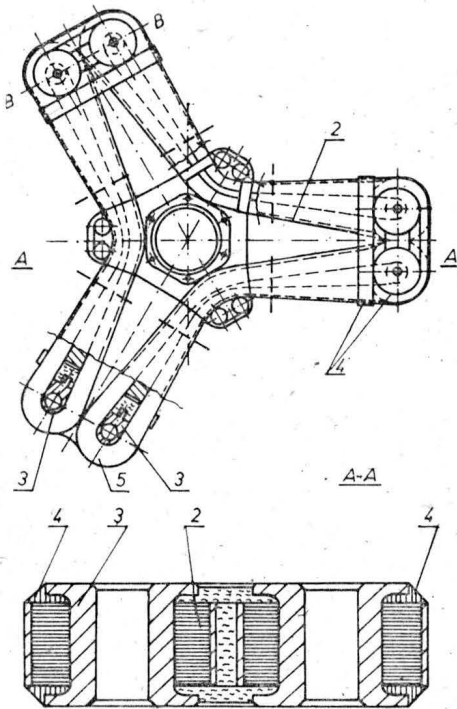
- 84 — układ zdalnej manipulacji
- 85 — system bezpieczeństwa na poligonie, s. likwidacji rakiet w locie
- 86 — powrót do miejsca startu
- 87 — sterowanie ciągiem hamującym
- 88 — samolot — nosiciel wahadłowca
- 89 — system łączności przestrzeń—ziemia
- 90 — przyrządy naukowe, p. badawcze
- 91 — (oprogramowanie operacyjne)

- 92 — wskaźnik położenia powierzchni sterowych
- 93 — przyspieszacz rakietowy na paliwo stałe, prochowy p. r.
- 94 — główne silniki wahadłowca
- 95 — (wirujący górny stopień z napędem na paliwo stałe, satelita odpalany na orbicie ze statku orbitalnego)
- 96 — urządzenie astronawigacyjne, astroorientator
- 97 — sieć śledzenia w przestrzeni kosmicznej i odbioru danych

- 98 — kosmiczny system transportowy
- 99 — satelita dla śledzenia i przekazywania danych
- 100 — telemetria
- 101 — system ochrony termicznej
- 102 — sterowanie wektorem ciągu
- 103 — hala montażowa wahadłowca, budynek montażowy w.

K.D.

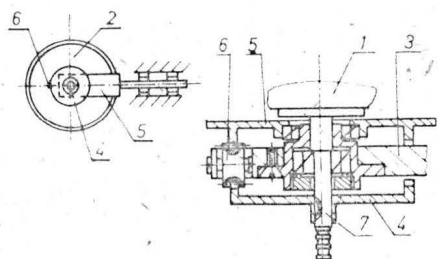
● Ośrodek Badawczo-Rozwojowy Sprzętu Komunikacyjnego, PZL-Swidnik zgłosił do opatentowania głowicę piasty wirnika maszyny wirującej (wynalazcy: S. Kamiński i S. Płowoś). Wynalazek rozwiązuje zagadnienie uproszczenia konstrukcji i zmniejszenia masy; może mieć zastosowanie do głowic piast śmigłowców, jak również w innych maszynach wirowych, np. w wirnikach wentylatorów.



Głowica jest zestawiona z ramion 5, które stanowią elementy nośne 2, ukształtowane z zamkniętych pasm włókien. Każdy element nośny 2 swoimi końcami opasuje kołnierзовą tuleję 3, zaś środkową częścią ukształtowaną łukowo opiera się boczna powierzchnia na cylindrycznej części wkładki. Wysokość h elementu nośnego 2 jest mniejsza od wysokości b kołnierżowej tulei 3, przy czym ułożone parami tuleje 3 są obustronnie połączone w płaszczyźnie poziomej, a elementy 2 — w płaszczyźnie pionowej za pomocą odpowiednio ułożonych pasm włókien 4.

Skrót opisu patentowego wynalazku, chronionego trzema zastrzeżeniami, opublikowano w BUP nr 23/1980 r., w klasie B64C, pod nr P.214155.

● WSK PZL-Warszawa II zgłosiła do opatentowania mechanizm zmiany kierunku ruchu wskaźnika pochyleń w sztucznym horyzoncie lotniczym (wynalazcy: B. Chodak, E. Szwartz i A. Opuchlik). Wynalazek rozwiązuje zagadnienie umożliwienia uży-



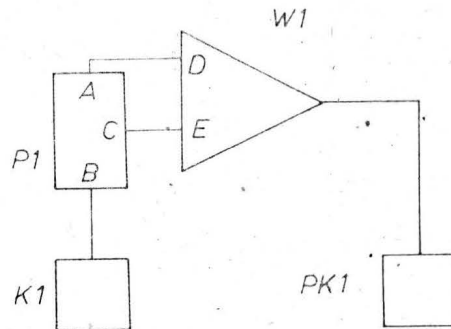
skiwania takiej prezentacji wizualnej, aby była ona zgodna z rzeczywistym kierunkiem pochyleń samolotu w pełnym zakresie wskazań przyrządu przy zastosowaniu możliwie prostego układu dostosowanego do potrzeb lotnictwa.

Mechanizm ten, w sztucznym horyzoncie lotniczym, mającym wirnik o pionowej osi wirowania i wskaźnik pochyleń w kształcie walca lub inny obracający się wokół osi poprzecznej przyrządu charakteryzuje się tym, że napęd z ramy wewnętrznej 1 na wskaźnik pochyleń 2 odbywa się przez układ walcowych kół zębatach 4 i 5 o uzębieniu czołowym i koła pośredniego 6 o uzębieniu zewnętrznym, przy czym pierwsze z kół zębatach 4 jest zamocowane na osi 7 ramy wewnętrznej, drugie 5 jest połączone ze wskaźnikiem pochyleń 2 i zamontowane w ramie zewnętrznej 3, zaś koło zębate pośrednie 6 przekładni obraca się na osi sztywnej połączonej z ramą 3. Oś 7 ramy wewnętrznej 1 oraz wskaźnika pochyleń 2 mają oddzielne, niezależne od siebie ułożyskowanie.

Skrót opisu wynalazku, chronionego dwoma zastrzeżeniami, ogłoszono w BUP nr 23/1980 r., w klasie G01C, pod nr P.214966.

● Lotnicze Zakłady Remontowe nr 4 zgłosiły do opatentowania układ do zdalnego sterowania z automatycznym zabezpieczeniem obwodu sterowanego przed przeciążeniem, zwłaszcza do silnika elektrycznego (wynalazcy: J. Trochimiuk i K. Borowski).

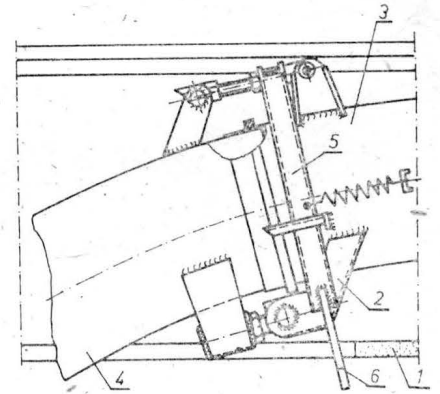
Układ charakteryzuje się tym, że ma przerzutnik P1, którego wejście A doprowadzające energię elektryczną zasilającą przerzutnika jest połączone z wejściem D wzmacniacza W1 sterującego wyłącznik PK1. Wejście C przerzutnika P1 jest połączone z wejściem E wzmacniacza W1, natomiast wejście B przerzutnika P1 jest połączone z czujnikiem przeciążenia K1.



Skrót opisu wynalazku, chronionego jednym zastrzeżeniem, opublikowano w BUP nr 23/1980 r., w klasie H02P, pod nr P.219636T.

● Instytut Lotnictwa w Warszawie zgłosił do opatentowania w Urzędzie Patentowym PRL samolotowy kanał pneumatyczny do rozprzestrzeniania środków sypkich (twórcy: E. Kotwicki, J. Parafiniuk i F. Oreziak). Wynalazek rozwiązuje zagadnienie szybkiego dostosowywania kanału do zmieniających się wymagań w zależności od rodzaju rozsiewanych środków sypkich oraz żądanych warunków rozprzestrzeniania.

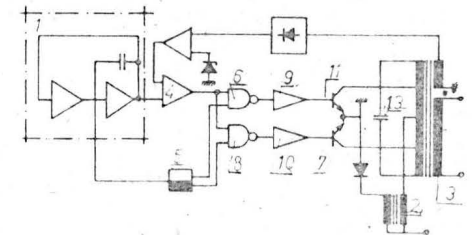
Samolotowy kanał wg wynalazku, składający się z rozpiętej wzdłuż skrzydła samolotu rury o dowolnym przekroju, z odchodzącymi wzdłuż długości odgałęzieniami, charakteryzuje się tym, że każde odgałę-



wienie 3 ma szybkorozłączną końcówkę wysypową 4 wraz z mechanizmem zamkowym 2 wyposażonym w dźwignię 5 z ramieniem 6, wystającym poza osłonę 1.

Wynalazek, chroniony dwoma zastrzeżeniami, opublikowano w BUP nr 25/1980 r., w klasie B64D, pod nr P.215093.

● WSK PZL-Warszawa II zgłosiła do opatentowania układ statycznej impulsowej przetwornicy sinusoidalnej (wynalazcy: S. Czajla i S. Chyła). Przedmiotem wynalazku jest prosty układ przetwornicy, zbudowany z elementów półprzewodnikowych, przeznaczony do zasilania odbiorników prądu przemiennego, znajdujących się na pokładach lekkich samolotów.



Układ przetwornicy zbudowany jest z generatora 1 synchronicznych przebiegów prostokątnych i trójkątnych o częstotliwości wyjściowej, z którego impulsy prostokątne podawane są do układu dzielnika częstotliwości 5 zbudowanego z jednego przerzutnika, a impulsy trójkątne podawane są do układu komparatora napięcia 4, którego drugie wejście sterowane jest napięciem różnicowym między napięciem wyjściowym a napięciem odniesienia. Napięcia prostokątne obu wyjść dzielnika częstotliwości 5 podawane są wraz z impulsem wyjściowym z układu komparatora 4 do dwóch układów logicznych NAND 6, 8, z których sygnały przez układy wzmacniaczy 9, 10 sterują tranzystorami wyjściowymi 11, 7 przetwornicy. Transformator wyjściowy 3 przetwornicy jest zasilany przez dławik 2.

Wynalazek, chroniony ośmioma zastrzeżeniami, zamieszczono w BUP nr 26/1980 r., w klasie H02M, pod nr P.214816.

● Centrum Naukowo-Produkcyjne Samolotów Lekkich PZL-Warszawa zgłosiło do opatentowania projekt samolotu do rozprzestrzeniania środków chemicznych (wynalazca A. Staciński). Wynalazek rozwiązuje zagadnienie lotniczego rozpryskiwania płynów chemicznych o małych wydatkach.

Samolot wg wynalazku charakteryzuje się tym, że integralne zespoły opryskujące

cd. na s. 39

GLASS A.: Airplanes manufactured at PZL-Warszawa-Okęcie. TLiA, vol. XXXVIII, 1983, No 5, p. 2

Current works at development of PZL-104 Wilga, PZL-106 Kruk and PZL-110 Koliber airplanes and at designs of PZL-107 Kawka, PZL-126 Mrówka and PZL-130 Orlik, have been presented.

Airplanes manufactured at PZL-Mielec. TLiA, vol. XXXVIII, 1983, No 5, p. 6

Current production (An-2, Iskra and Dromader airplanes and components for the Il-86) and development works at Mewa, Iskierka and family of Dromader airplanes (the Dromader family consisting of the Mini, Super, Super Turbo and Mikro models) have been shown.

KURBIEL A., ZIENTEK S.: New glider designs from PZL-Bielsko. TLiA, vol. XXXVIII, 1983, No 5, p. 8

Development of new versions of the SZD-52 Jantar 15 glider, i.e. standard and sailplane, with laminate and carbon-fibre wing, and of the SZD-51 Junior club glider has been described.

MEUS A.: SZD-50-3 Puchacz glider. TLiA, vol. XXXVIII, 1983, No 5, p. 27

The Puchacz basic training glider has been described.

Aircraft engines manufactured by WSK PZL-Kalisz. TLiA, vol. XXXVIII, 1983, No 5, p. 31

Development of the ASz-62IR, AI-14R and WK-1 aircraft engines manufactured currently has been presented and ball screw mechanisms for the Il-86 airplane have been described.

GLASS A.: Flight on an Orlik 43-years old. TLiA, vol. XXXVIII, 1983, No 5, p. 36

Reflections of A. Ablamowicz B.Sc., a test pilot, on a flight performed in the USA on a Polish glider Orlik II built before the World War II, have been presented.

GLASS A.: Flugzeuge der PZL-Warszawa Okęcie-Werke. TLiA, XXXVIII Jhrg., 1983, H. 5, S. 2

Es werden Arbeiten an der Entwicklung der Flugzeuge PZL-104 Wilga, PZL-106 Kruk und PZL-110 Koliber sowie an den Entwürfen von PZL-107 Kawka, PZL-Mrówka und PZL-130 Orlik dargestellt.

Flugzeuge der PZL-Mielec-Werke. TLiA, XXXVIII Jhrg., 1983, H. 5, S. 6

Es werden die gegenwärtige Produktion (die Flugzeuge An-2, Iskra, Dromader und Teile für Il-86) sowie die Entwicklungsarbeiten an den Flugzeugen Mewa, Iskierka, und an der Dromader-Flugzeugreihe (Mini, Super Turbo, Mikro) vorgeführt.

KURBIEL A., ZIENTEK S.: Neue Segelflugzeug-Konstruktionen der PZL-Bielsko-Werke. TLiA, XXXVIII Jhrg., 1983, H. 5, S. 8

Es wird die Entwicklung neuer Versionen des Segelflugzeuges SZD-52 Jantar 15 der Standard- und Wettbewerbs-Klasse mit Tragflächen aus Verbund- und Kohlenstoff sowie des Club-Segelflugzeuges SZD-51 Junior dargestellt.

MEUS A.: Das Segelflugzeug SZD-50-3 Puchacz. TLiA, XXXVIII Jhrg., 1983, H. 5, S. 27

Das Schul- und Trainings-Segelflugzeug Puchacz.

Flugmotoren der PZL-Kalisz-Werke. TLiA, XXXVIII Jhrg., 1983, H. 5, S. 31

In dem Beitrag wird die Entwicklung der gegenwärtig hergestellten Flugmotoren ASz-62 XR, AI-14R und WK-1 sowie der Schraubenge triebe für Il-86 beschrieben.

GLASS A.: Flug mit dem 43-jährigen Orlik. TLiA, XXXVIII Jhrg., 1983, H. 5, S. 36

Der Versuchsflieger Ing. A. Ablamowicz schildert seine Eindrücke über den Flug mit dem vor dem zweiten Weltkrieg gebauten polnischen Segelflugzeug Orlik II, den er in den USA durchgeführt hatte.

ГЛЯСС А.: Самолеты ПЗЛ-Варшава Океще. ТЛиА, т. 38, 1983 г., № 5, с. 2

Описываются работы, которые ведутся заводом в области развития самолетов ПЗЛ-104 Вильга, ПЗЛ-106 Крук, ПЗЛ-110 Колибер, а также по проектам ПЗЛ-107 Кавка, ПЗЛ-126 Мрувка и ПЗЛ-130 Орлик.

Самолеты ПЗЛ-Мелец. ТЛиА, т.38, 1983 г., № 5, с.6

Описываются самолеты Ан-2, Искра, Дромадер, которые выпускаются заводом, элементы самолета Ил-86, а также работы по развитию самолетов Мева, Искерка и семьи самолетов Дромадер (Мини, Супер, Турбо, Микро).

КУРБЕЛЬ А., ЗЕНТЕК С.: Новые конструкции планеров ПЗЛ-Бельско. ТЛиА, т. 38, 1983 г., № 5, с-8

Описано развитие новых вариантов планера СЗД-52 Яantar 15 стандартного класса и состязательного класса со стеклопластиковыми крыльями и крыльями из угольного волокна, а также планера класса клуб СЗД-51 Юниор.

МЕУС А.: Планер СЗД-50-3 Пухач. ТЛиА, т. 38, 1983 г., № 5, с. 27

Приводится описание учебно-тренировочного планера Пухач.

Авиадвигатели завода ПЗЛ-Калиш. ТЛиА, т. 38, 1983 г., № 5, с. 31

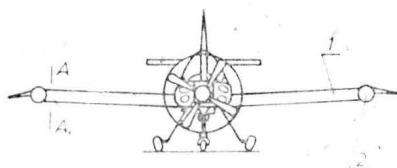
Указывается развитие выпускаемых в настоящее время авиадвигателей АШ-62ИР, АИ-14Р и ВК-1, описываются винтовые механизмы для самолета Ил-86.

ГЛЯСС: Полет на 43-летнем планере Орлик. ТЛиА, т. 38, 1983 г., № 5, с. 36

Статья содержит впечатления летчика-испытателя инж. А. Абламовича который совершил в США полет на польском планере Орлик II, построенным до второй мировой войны.

cd. ze s. 38

2 mocowane są do skrzydeł 1 za pomocą szybkozłącznych zamków zadržaskowych 3, zaś mechanizmy sterowania i przewody instalacji elektrycznej integralnych zespołów



opryskujących 2 łączone są za pomocą samoczynnych złączy kontaktowych 4.

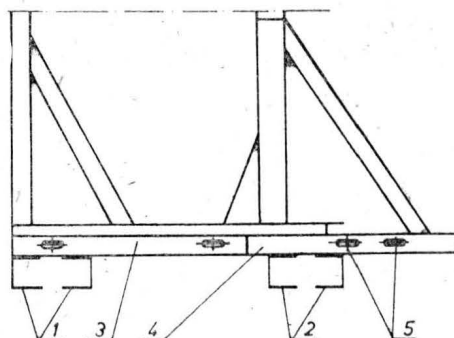
Skrót, opisu patentowego wynalazku chronionego dwoma zastrzeżeniami, opublikowano w BUP nr 19/1980 r., w klasie B64D, pod nr P.213670.

● WSK PZL-Rzeszów i Ośrodek Badawczo-Rozwojowy Napędów Lotniczych w Rzeszowie zgłosiły do ochrony wzór użytkowy pt. Rama do transportu silników spalinowych (autorzy: S. Chrzanowski, R. Łęgiewicz, W. Majchrowski, M. Mierzwa i H. Stańczyk). Rozwiązanie dotyczy prostej i lekkiej konstrukcji ramy, prawidłowo i bezpiecznie mieszczącej się wraz z silnikiem w kontenerze.

Rama składa się z podstawy utworzonej z belek nośnych 1 i 2, do których przymocowane są dźwigiary 3 i obejma 4 ukształtowana w formie klina, którego wierzchołek tworzy kąt α — symetryczny lub asymetryczny — o wartości zawartej między 54° i 120° , a ponadto obejma 4

ma otwory 5 służące do łączenia ram w zespoły.

Opis wzoru użytkowego, chronionego jedynym zastrzeżeniem, opublikowano w skrócie w BUP nr 21/1980 r., w klasie B65G, pod nr W.63326.



Adres dla korespondencji:

00-950 Warszawa, ul. Czackiego 3/5, skr. poczt. 1004

Siedziba Redakcji:

Warszawa, ul. Bartycka 20, pok. 81

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

Wydawca

WYDAWNICTWO CZASOPISM I KSIĄŻEK TECHNICZNYCH
SIGMA Przedsiębiorstwo Naczelnej Organizacji Technicznej

SPIS TREŚCI/CONTENTS

Nowa organizacja polskiego przemysłu lotniczego/New organization of Polish aircraft industry	1
A. Glass: Samoloty PZL-Warszawa-Okęcie/Airplanes manufactured at PZL-Warszawa-Okęcie	2
Samoloty PZL-Mielec/Airplanes manufacturing of PZL-Mielec	6
A. Kurbiel, S. Zientek: Nowe konstrukcje szybowców PZL-Bielsko/New glider design from PZL-Bielsko	8

KARTOTEKA TLiA:

PZL-104 Wilga 35	11
PZL-110 Koliber	12
PZL-106B Kruk	13
PZL-M18 Dromader	15
PZL-An-2	16
PZL-M21 Dromader Mini (ang.)	17
PZL-M21 Dromader Mini	19
PZL-M20 Mewa (ang.)	20
PZL-M20 Mewa — Stefan Furmaniak	21
PZL-Mi-2	22
SZD-48-3 Jantar Standard 3	23
SZD-42-2 Jantar 2B	25
SZD-50-3 Puchacz	26
A. Meus: Szybowiec SZD-50-3 Puchacz	27
Silniki lotnicze WSK-Kalisz/Aircraft engines manufactured by WSK PZL-Kalisz	31
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Wahadłowiec kosmiczny i technika kosmiczna/Spaces chutle and technology abbreviations	34
PROTOTYPY: ICA IAR-825 TP Triumf — Rumunia	35
Schweizer SGM2-37 — USA	35
A. Glass: Lot na 43-letnim Orliku (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	36
POLSKIE PATENTY LOTNICZE	38
Adresy wytwórni lotniczych	II okł.
KSIĄŻKI LOTNICZE	III okł.

Na okładce: Samoloty: PZL-104 Wilga 35, PZL-M21 Dromader Mini, PZL-106B Kruk B — rys. K. Cześlak

GLASS A.: Samoloty PZL-Warszawa Okęcie. TLiA, t. XXXVIII, 1983, nr 5, s. 2

Przedstawiono prowadzone aktualnie prace nad rozwojem samolotów PZL-104 Wilga, PZL-106 Kruk i PZL-110 Koliber oraz nad projektami PZL-107 Kawka, PZL-126 Mrówka i PZL-130 Orlik.

Samoloty PZL-Mielec. TLiA, t. XXXVIII, 1983, nr 5, s. 6

Pokazano aktualną produkcję (samoloty An-2, Iskra, Dromader i elementy do Il-86) oraz prace rozwojowe nad samolotami Mewa, Iskierka i rodziną samolotów Dromader (Mini, Super, Super Turbo, Mikro).

KURBIEL A., ZIENTEK S.: Nowe konstrukcje szybowców PZL-Bielsko. TLiA, t. XXXVIII, 1983 r., nr 5, s. 8

Opisano rozwój nowych wersji szybowca SZD-52 Jantar 15: standard i zawodniczej ze skrzydłem laminatowym i węglowym oraz szybowca klubowego SZD-51 Junior.

MEUS A.: Szybowiec SZD-50-3 Puchacz. TLiA, t. XXXVIII, 1983, nr 5, s. 27

Opisano szybowiec szkolno-treningowy Puchacz.

Silniki lotnicze PZL-Kalisz. TLiA, t. XXXVIII, 1983, nr 5, s. 31

Przedstawiono rozwój produkowanych obecnie silników lotniczych: Asz-62IR, AI-14R i WK-1 oraz opisano mechanizmy śrubowe do samolotu Il-86.

GLASS A.: Lot na 43-letnim Orliku. TLiA, t. XXXVIII, 1983, nr 5, s. 36

Przedstawiono refleksje pil. dośw. inż. A. Abłamowicza z lotu wykonanego w USA na polskim szybowcu Orlik II zbudowanym przed II wojną światową.

UWAGA NOWI PRENUMERATORZY!

Wydawnictwo NOT SIGMA wprowadza od 1.07.1983 r. prenumeratę ulgową dla:

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

Warunkiem uzyskania prenumeraty ulgowej jest poświadczenie blankietu przekazu dla nabywcy indywidualnego na odcinku dla adresata przez właściwe SNT-NOT, wyższą uczelnię lub szkołę zawodową oraz dokonanie wpłaty na konto 1036-7490-139-11 w NBP III O/M Warszawa z podaniem tytułów zamawianych czasopism.

Jeden kwartał jest najkrótszym okresem możliwym do zaprenumerowania. Terminy przedpłat dla prenumeraty ulgowej zgodnie z dotychczas obowiązującymi (patrz II okł.).

Cena naszego czasopisma w prenumeracie ulgowej wynosi:

- kwartalnie 120 zł,
- półrocznie 240 zł,
- rocznie 480 zł.

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

Redaktor naczelny:
mgr inż. Andrzej Glass

Sekretarz Redakcji:
Emilia Łazarewicz

Redaktorzy działowi:

mgr inż. K. Dąbrowski, dr inż. A. Gołdziński, mgr inż. A. Kardymowicz, mgr inż. W. Kordziński, dr inż. J. Morawski, inż. K. Szumielewicz

Rada programowa:

mgr inż. W. Błaszczak, mgr inż. Z. Górnalski, mgr inż. A. Glass, dr inż. H. Grzegorzczak, mgr inż. J. Grzegorzewski (wiceprzew.), mgr inż. F. Gwiżdż, dr inż. B. Jancelewicz, mgr inż. E. Kolodzieński, doc. dr inż. T. Kostia, mgr inż. J. Kowalczyk, dr inż. A. Kowalski, mgr inż. T. Królikiewicz (przewodniczący), mgr inż. K. Kunachowicz, doc. dr inż. J. Lamparski, mgr inż. M. Mikluszka, mgr inż. A. Misiorek, mgr inż. Z. Olszański, mgr inż. E. Pujszo, mgr inż. Z. Stankiewicz, mgr inż. S. Trębacz, inż. R. Wołński, mgr inż. M. Zawadzki

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakł. nr 1. W-wa. Zam. 0257-1300-82. Nakład 7150 egz.

Papier druk. sat. IV kl. 70 g. M-89.

Cena pojedynczego egz. zł 60.—

Prenumerata roczna zł 720.—

INDEKS 37969

KSIAZKI LOTNICZE

TAYLOR J. W. R.: Jane's All the World's Aircraft 1982-83. Jane's Publishing Co., London 1982, s. 866+68, cena £ 50.—

73 raz ukazał się rocznik „Samoloty świata Jane'sa”. Jak zwykle daje on doskonały przegląd wszystkich statków latających znajdujących się w produkcji, próbach, budowie i projektowaniu na całym świecie. W przedmowie znajdujemy ocenę sytuacji w światowym przemyśle lotniczym i komentarz do wydarzeń lotniczych 1982 roku. Min. została zwrócona uwaga na to, że duże straty w wojnie falklandzkiej zostały spowodowane przez brak samolotów wczesnego ostrzegania. Wśród nowych tendencji w przemyśle wymieniany jest rozwój produkcji lotniczej w krajach Trzeciego Świata. W części wstępnej, jak co roku, znajdujemy słownik skrótów, tablicę dat pierwszych lotów samolotów z ostatniego roku i tablicę rekordów światowych. Wśród nowo oblatanych samolotów znajdują się m.in. Turbo Kruk, PZL-106AS, PZL-106BS oraz Dromader Mini. Wśród rekordów najstarszy nie pobity jest rekord wysokości dla samolotów tłokowych (17 083 m) z 1938 r., czyli sprzed 45 lat.

Zasadniczą część rocznika stanowią opisy samolotów produkowanych przez przemysł, samolotów amatorskich, szybowców, samolotów ultralekkich i lotni, sterowców, balonów, celów latających, lotniczych pocisków rakietowych, pojazdów kosmicznych, sztucznych satelitów i silników lotniczych. Obszerne, szczegółowe opisy, opatrzone zdjęciami i rysunkami są uporządkowane wg krajów i wytwórni. Książka daje pełny obraz produkcji lotniczej wszystkich krajów, w tym i Polski. Spośród mniej znanych samolotów warto wymienić projekt



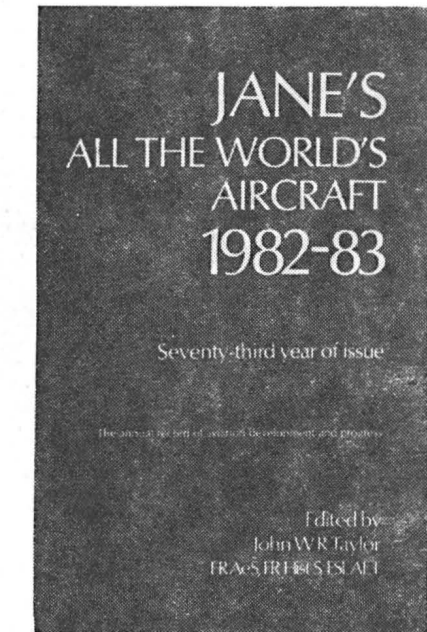
Autor znanej serii „Vojenska letadla” w dwutomowym dziele „Samoloty cywilne” przedstawił rozwój pasażerskich statków latających. Krótki rozdział poświęcony jest sterowcom. Natomiast zasadniczą treść pierwszego tomu — to rozwój samolotów z napędem tłokowym. Ostatnim etapem tego rozwoju są czterosilnikowe samoloty z lat pięćdziesiątych. Osobno został przedstawiony rozwój wodnosamolotów pasażerskich, głównie łodzi latających.

Drugi tom poświęcony jest rozwojowi samolotów turbośmigłowych i odrzutowych. Każdy z rozdziałów zawiera tabelę danych technicznych, rysunki w trzech rzutach najważniejszych konstrukcji oraz liczne zdjęcia. W sumie dzieło to daje obraz rozwoju samolotu pasażerskiego.

A.G.

NĚMEČEK V.: Atlas letadel. Wyd. Nadas, Praha od 1980 r., s. 160-176, cena kcs 19,50-22.—

Pod tytułem „Atlas samolotów” ukazuje się cała seria albumików. Każdy poświęcony innej kategorii samolotów. Jest to cenne uzupełnienie książki „Civilní letadla”. Pierwszy tom „Atlasu” nośi podtytuł „Trímotorová dopravní letadla” (Trójsilnikowe samoloty pasażerskie), drugi „Čtyřmotorová a větší pístová dopravní letadla” (Czterosilnikowe i większe samoloty pasażerskie), a trzeci „Dvumotorová proudová a turbovrtulová dopravní letadla” (Dwusilnikowe odrzutowe i turbośmigłowe samoloty pasażerskie). Każdy tom na wstępie zawiera krótką charakterystykę rozwoju danej kategorii samolotów. Zasadniczą część tomu stanowi około 70 dwustronicowych opisów poszczególnych typów samolotów. Każdy opis obejmuje dzieje samolotu, dane techniczne, zdjęcia i rysunki w trzech rzutach. Dla mniej ważnych typów czasem stosowane są opisy jednostronicowe, bez rysunku.



brytyjskiego samolotu myśliwskiego ACA, opis samolotu o zmiennej geometrii Su-24 i szturmowego Su-25, akrobacyjnego Jak-55, rumuńskiego samolotu sportowego IS-28M2A będącego odmianą motoszybowca z krótkimi skrzydłami, czy rumuńskiego turbośmigłowego samolotu szkolno-treningowego IAR-825 TP Triumf. Interesujący jest też fakt, że Węgry produkują balony na ogrzane powietrze. Jak zwykle zwraca uwagę błyskawiczność druku książki. Ostatnie informacje pochodzą z końca września a książka ukazała się w połowie grudnia.

A.G.

NĚMEČEK V.: Civilní letadla. Tom 1. Vzducholé a dopravní letouny s pístovými motory. S. 392, Wyd. Nadas, Praha 1981, cena kcs 45.—, Tom 2. Dopravní letadla s turbovrtulovými a proudovými motory. S. 360 Wyd. Nadas, Praha 1981, cena kcs 42.—

Dalsze tomy serii mają być poświęcone: — dwusilnikowym tłokowym samolotom pasażerskim,

— czterosilnikowym odrzutowym i turbośmigłowym samolotom pasażerskim,

— jednosilnikowym tłokowym i turbośmigłowym samolotom pasażerskim,

— pasażerskim wodnosamolotom i amfibiom,

— samolotom taksówkom, służbowym itp.,

— samolotom sportowym.

Szkoda, że analogiczna seria poświęcona samolotom wojskowym nie stała się uzupełnieniem wielotomowego dzieła „Vojenska letadla” tegoż autora.

A.G.

ANGELUCCI E., MATRICARDI P.: World Aircraft. Tom 1. Origins, World War 1, Tom 2. 1918-1935. Sampson Low, Berkshire 1977, s. 320, cena £ 3.95.

Seria „Samoloty świata” jest wielotomowa, tu przedstawiamy jej pierwsze dwa tomy. Tom pierwszy obejmuje okres pionierski i okres I wojny światowej. Tom drugi — lata pokoju międzynarodowego aż do przygotowań do II wojny światowej. Seria ta — to encyklopedyczny katalog najważniejszych samolotów świata. Cechą charakterystyczną książki są barwne rysunki perspektywiczne poszczególnych samolotów. Ważniejszym samolotom poświęcono jedną lub dwie strony, na których prócz barwnej ilustracji znajduje się nie-duży rysunek w trzech rzutach, dane techniczne i opis dziejów samolotu. Ponadto typy mniej rozpowszechnione przedstawione są w krótkich notkach zilustrowanych



ewentualnie boczną sylwetką samolotu. Treść podzielona jest na rozdziały wg okresów i krajów — z tekstami wprowadzającymi do rozdziałów, charakteryzującymi rozwój lotnictwa w danym okresie czy w danym kraju. Tekst uzupełniają tablice rysunkowe pokazujące rozwój samolotów w funkcji lat, przykłady znaków eskadrowych, tabele rekordów, barwne reprodukcje afiszy lotniczych. W każdym tomie znajduje się ponad 160 opisów z barwnymi ilustracjami i ok. 60-70 opisów krótkich. Ponadto na rysunkach perspektywicznych pokazane jest kilka typów najważniejszych silników lotniczych. Na końcu tomu zamieszczona jest chronologia wydarzeń w lotnictwie w danym okresie oraz indeks nazw samolotów. W sumie jest to udany informator o ważniejszych samolotach świata. Dalsze tomy tej serii obejmują kolejne okresy czasu. Tom 3 i 4 zawiera opisy samolotów z II wojny światowej, następnie — z okresu powojennego.

A.G.

**HEAVY-LOAD
AGRICULTURAL AIRCRAFT**



PZL-M18A DROMADER

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



MIELEC

PZL - MIELEC

44 years of experience
11 thousand of aircraft built

Manufacturer:
Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Mielec
ul. Ludowego Wojska Polskiego 3
39-301 Mielec, Poland



Exporter:
PEZETEL Foreign Trade Enterprise
Ltd. Co.
Aleja Stanów Zjednoczonych 61
00-991 Warszawa 44, PO.Box 6, Poland
Phone: 10-80-01. Cable: Pezetel Telex: 813 314 pzłpl.