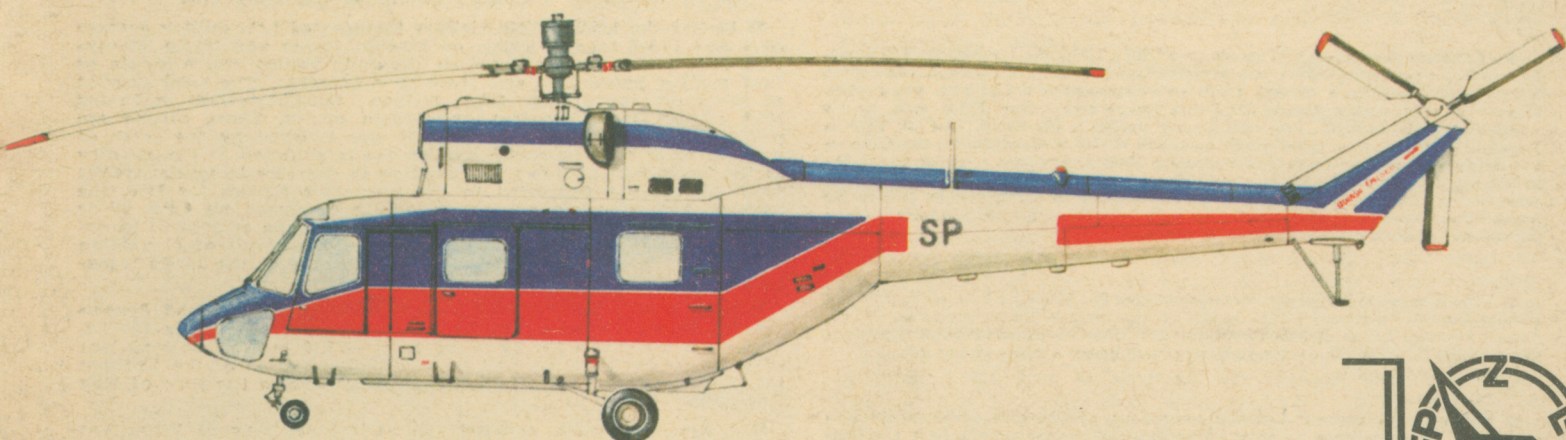
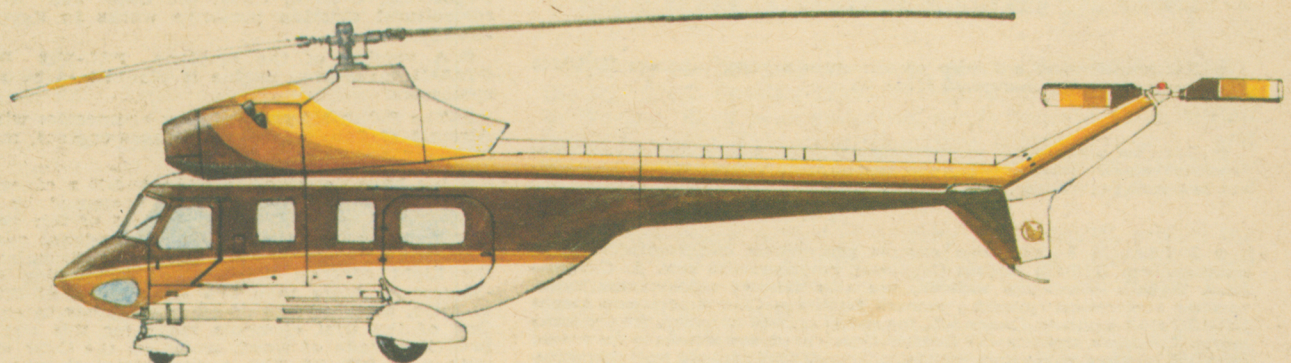
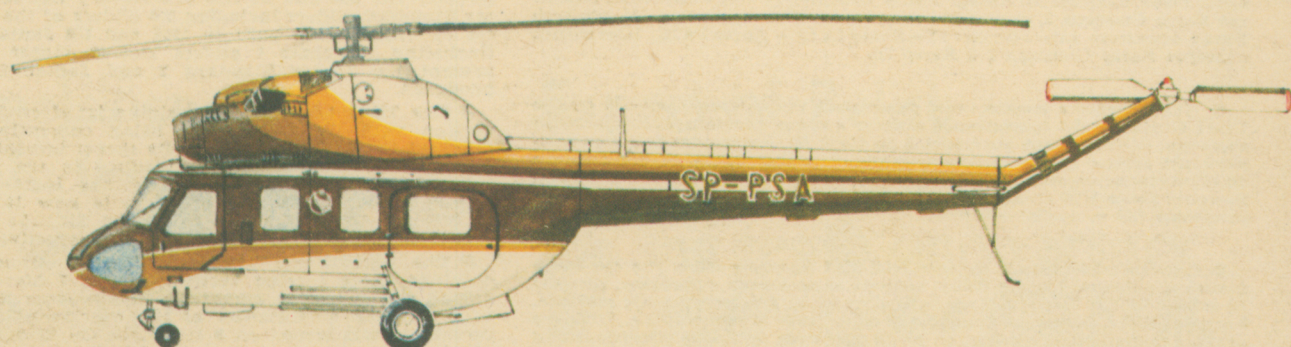


TECHNIKA

5'81

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



PEZETEL
1971 1981

Cena zł 25,-
ISSN 0040-1145

MTP'81

WYDAWNICTWO NOT SIGMA

● В 1980 г. были утверждены 2 планерные мировые рекорды, которые установили польские летчицы — планеристки: А. Данковска на двухместном планере Хальны — рекорд скорости на треугольнике 509 км — 93,7 км/час и П. Маевска, тоже на планере Хальны — полет до предначеченного пункта и обратно — дистанция 617,4 км. Одними из замечательных рекордов Польши были: рекорд перелета по треугольнику 893 км, установленный С. Клюком, скорость 117 км/час на треугольнике 500 км и (Ю. Зэбро) и перелет 1016 км (Г. Мушчиньски).

Кроме того, в 1980 г. на Планерном Чемпионате Социалистических Стран в Венгрии в открытом классе первое и второе место заняли Г. Мушчиньски и Ю. Зэбро, а в открытом классе первое место занял Ф. Кемпка. В планерном состязании в Падерборн в ФРГ в классе стандарт Ф. Кемпка занял третье место, С. Витек — четвертое, а в открытом классе — С. Клюк и Г. Мушчиньски, летавшие на одном планере, заняли пятое место.

● Опытное-производственное Предприятие Планеризма ПЗЛ-Бельско построило в 1980 г. прототип планера класса клуб — СЗД-51 Юниор. Прототип совершил первый полет 31.12.1980 г., летал летчик — испытатель мгр инж. Я. Роман.

● Уже свыше 500 планеров Янтар построило предприятие ПЗЛ-Бельско. До конца 1980 г. выпущен 361 планер Янтар Стандарт (в том числе 200 шт. вариант тга Янтар Стандарт 2, из чего 104 построено в 1980 г.), а также 126 планеров Янтар открытого класса (из чего 51 — Янтар 1 и 69 — Янтар 2 и 2Б). Идет выпуск планеров Янтар Стандарт 2 и Янтар 2Б.

● Находящийся в производстве реактивный учебно-тренировочный самолет ТС-11 Искра бис ДФ (разведочной вариант с тремя фотоаппаратами) получил двигатель СО-3В с тягой увеличенной до 10790 Н. Увеличение тяги двигателя улучшило летные характеристики самолета. Максимальная скорость возросла до 770 км/час на высоте 5000 м, скороподъемность составляет 19,4 м/с при общей полетной массе 3750 кг. Время подъема на 5000 м составляет 5,3 мин. Разбег составляет 650 м, пробег — 1090 м.

● Сельскохозяйственный самолет ПЗЛ-М18 Дромедер имеет уже три сертификата за рубежом. 7 марта 1980 г. получил от канадский сертификат, который 19 января 1981 г. был расширен на эксплуатацию в перегруженном варианте. 9 декабря 1980 г. был выдан французский сертификат. 23 января 1981 г. Дромедер получил американский сертификат. Из 50 самолетов Дромедер построенных до конца 1980 г. 33 самолета были проданы во Францию, Канаду, Югославию, на Кубу, в США и в Венгрию. Самолеты Дромедер используются также в Египте и в Судане.

● Для потребителей в Канаде предусмотрен вариант самолета ПЗЛ-М18 Дромедер с канадским двигателем ПТ6А-45.

● Польская авиационная промышленность ведет кооперацию с канадским авиадвигательным заводом — фирмой Пратт-Уитней Эраффт оф Канада, выпускающая для этой фирмы элементы двигателей.

● В ТЛИА № 8-9/80 была описана конструкция сельскохозяйственного минисамолета ПЗЛ-126 Мрувка (Муравей), разработанная инж. А. Слодзиньским. Журнал «Скишляда» написал, что этот самолет строится как любительская конструкция группой учеников Техникума Самолетостроения завода НППЦС ПЗЛ Варшава. Свыше 60% (по массе) деталей самолета, это элементы других самолетов, строящихся в Польше. Одним из первых элементов для нового самолета является деревянный четырехлопастный винт который проходит испытания на моторпланере Огар, имеющим такой же двигатель, как ПЗЛ 126 мощностью в 44 квт (60 лс). Строится шасси и задняя часть фюзеляжа. Собственная масса самолета — 200 кг, полная масса — 350 кг, размах 5 м. Самолет предназначен для сверхмалообъемного опрыскивания (1 ÷ 2 л/га) при использовании атомайзеров, установленных на концах крыльев.

● Польские авиалинии ЛЕТ перевезли в 1980 г. 1,036 млн пассажиров и 10,8 тыс. тон грузов в международных рейсах и 791 тыс. пассажиров и 6,4 тыс. тон грузов в внутренних рейсах, в общем 1,827 млн пассажиров и 17,2 тыс. тон грузов. Перевозки составили в общем 257,8 млн ткм, в том числе 932,8 млн ткм в международных рейсах. Эти результаты немного скромнее, чем за 1979 г. Причиной этому стала катастрофа самолета Ил-62 и общественно-экономическая ситуация в стране во второй половине 1980 г. которая снизила число зарубежных туристов. Число пассажиров по сравнению с 1979 г. снизилось в международных рейсах на 8,4%, а во внутренних на 8,2%, однако работа по перевозкам снизилась всего на 2% за счёт удлинения среднего перевозочного расстояния и увеличения перевозок грузов на 4%.

● Пётр Фолцик из Рыбника построил самолет Я-1 Мева, на базе любительской конструкции Я. Яновского. Собственный вес самолета — 130 кг, общий вес 25) кг, размах крыльев 7,60 м. Двигателем самолета будет модернизованный двигатель автомобиля Трабант. Предполагается первый полет в мае — июне т.г.

● В Военно-Технической Академии состоялась защита докторской диссертации мгр инж. Е. Манеровского, по теме: «Численный анализ колебаний и устойчивости роторов турбин авиадвигателей». Промотором работы являлся проф. Зд. Джгадло.

● Во время конвенции Американского Вертолетного Общества — Эмерикен Хеликоптер Сосаети — проходившей 17 ÷ 21 января т.г. директору ВСК ПЗЛ-Свидник был вручен акт принятия в число постоянных членов этой организации. ВСК ПЗЛ Свидник является первым предприятием из социалистических стран, которое было принято в ряды этой организации. Это обстоятельство будет способствовать расширению содействия Завода с авиационными фирмами за рубежом.

● Two glider world records, set up by Polish women pilots, were confirmed in 1980: a speed record on a 509 km triangle route, amounting to 93.7 km/h and set up by A. Dankowska on a Hainy two seat glider and a target — return flight record of 617.4 km set up by P. Majewska on a Hainy, too. The major national records, set up on Jantar gliders, were: triangle route flight by S. Kluk — 893 km; speed on a 500 km triangle route by J. Ziobro — 117 km/h; cross-country flight by H. Muszczyński 1016 km.

Moreover, at the Glider Championship of Socialist Countries taking place in Hungary in 1980, H. Muszczyński and J. Ziobro were placed first and second in the open class while F. Kępka won the standard class. At the glider competition organized in Paderborn the FRG in 1980 F. Kępka was placed third and S. Witek-fourth, both in the standard class, while S. Kluk and H. Muszczyński were fifth in the open class (they flew on one glider).

● In 1980 the Experimental and Production Glider Works PDPS PZL-Bielsko built a prototype of a club class glider SZD-51 Junior. The prototype of this glider was flight tested by J. Roman, M. Sc. Eng. an experimental pilot on 31 Dec. 1980.

● The PDPS PZL-Bielsko have already built more than 500 Jantar gliders. Till the end of 1980 the factory had manufactured 361 Jantar Standard gliders including 200 gliders of the Jantar Std.2 version, 104 of which being built in 1980 and 126 Jantars of the open class (including 57 Jantar 1 gliders and 69 Jantar 2 and 2B ones). At present the Jantar Standard 2 and Jantar 2B gliders are being produced.

● The TS-11 Iskra bis DF training jet aircraft (the reconnaissance version with three cameras), being currently in production, has received the SO-3W engine of its thrust increased to 1079 daN. This growth in engine thrust has resulted in the aircraft performance being improved. Maximum speed has increased to 770 km/h at 5000 m altitude and rate of climb is now 19.4 m/s at total mass of 3750 kg. Time of climb to 5000 m altitude is 5.3 min. Take-off and landing run is 650 m and 1090 m respectively.

● The agricultural aircraft PZL-M18 Dromader has already obtained three foreign certificates. On 7 March 1980 this airplane gained the Canadian certificate which from 19 Jan. 1981 has been expanded for exploitation of the overloaded version. The French certificate was issued on 9 Dec. 1980. On 23 Jan. 1981 the Dromader obtained the American type certificate. From among 50 Dromaders built till the end of 1980, 33 airplanes have been exported to France, Yugoslavia, Canada, Cuba, the USA and Hungary. The Polish agricultural aviation performs works in Egypt and Sudan, using Dromader.

● A version of the ag-plane PZL-M18 Dromader with the PT6A-45 turbo-prop engine is planned to be supplied to Canadian customers.

● The Polish aircraft industry co-operates with Pratt and Whitney Aircraft of Canada, factory of aero-engines, manufacturing for this company engine components.

● We have described in TLIA 8-9/80 a concept of an agricultural mini-airplane PZL-126 Mrówka, presented by A. Słociński, B. Sc. Eng. The „Skrzydła” biweekly No 2 of this year has reported that this airplane is built as an unprofessional construction by school-boys from the Airplane Construction Technical School attached to the Light Aircraft Science and Production Centre CNPSL PZL-Warszawa. More than 60% components of this airplane, in terms of mass, are elements of other airplanes batch produced in Poland. One of the first elements made for this airplane is a four-blade propeller made of wood, tested on the Ogar motor glider equipped with a 44 kW (60 KM) engine identical with that to be installed on the PZL-126. Currently the landing gear and the rear portion of the fuselage are being built. Empty weight of this aircraft is 200 kg, maximum weight — 350 kg and wing span — 5 m. The airplane is designed to spray 1 ÷ 2 l/ha of concentrated liquid chemicals by means of atomizers placed at the wing tips.

● In 1980 the LOT Polish Airlines transported 1,036 million passengers and 10,800 tons of cargo on foreign routes and 791,000 passengers and 6,400 tons of cargo on domestic routes which totals as 1,827 million passengers and 17,200 tons of cargo. The total amount of transport labour is 257,8 million ton-kilometres, including 232,8 million ton-kilometres on foreign routes. These results are slightly lower than those in 1979. It was affected by the crash of an Il-62 liner and the social and economic situation of the country in the latter half of last year resulting in decrease in tourist traffic from abroad. As compared to the respective figures for 1979, the number of passengers on foreign routes decreased by 8.4%, while that on domestic routes dropped by 8.2%, but the amount of transport labour decreased by 2% only which is a result of elongation of the average transport distance and increase in the cargo transport by 4%.

● Piotr Folcik has built at Rybnik an amateur designed Janowski J-1 Mewa airplane. Empty weight of this aircraft is 130 kg, maximum weight — 250 kg, wing span — 7.60 m. The power plant of this amateur's design will be a modified engine of the Trabant car. The test flight is planned to be performed on the turn of May this year.

● A doctoral thesis, entitled „Numerical Analysis of Vibrations and Stability of Rotors of Aircraft Turbine Engines”, has been defended by Jerzy Manerowski, M. Sc. Eng., in the Military Technical Academy. Zb. Dzygado, Prof. Dr. Eng., was the professor conferring the degree.

● During the this year's Conference, held between 17 and 21 January, the Director of WSK PZL-Swidnik was handed a certificate of admission this company among permanent members of the American Helicopter Society. The WSK PZL-Swidnik factory is the first enterprise from socialist countries having become a member of this Society. This will enable the WSK PZL-Swidnik to widen their co-operation with aircraft establishments in the world.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XXXVI MAJ 1981

TECHNIKA

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA

5'81

Mgr inż. JANUSZ MATUSZEWSKI M. Sc. Eng.

Eksport polskiego przemysłu lotniczego (w 10-lecie działalności PHZ PEZETEL)

Od dziesięciu już lat, dokładnie od 1 kwietnia 1971 r., wyroby Zjednoczenia PZL eksportuje Przedsiębiorstwo Handlu Zagranicznego Przemysłu Lotniczego PEZETEL w Warszawie. Powstało ono z wydzielenia Biura Lotniczego i Silnikowego z CHZ Motoimport i włączenia go do przemysłu lotniczego.

Ten dziesięcioletni okres działalności PEZETEL w Zjednoczeniu Przemysłu Lotniczego i Silnikowego PZL potwierdził słuszność związania przedsiębiorstwa handlu zagranicznego z przedsiębiorstwami produkcyjnymi.

Układ taki stwarza perspektywiczne i korzystne warunki dla rozwoju eksportu wyrobów i usług w reprezentowanej branży.

Aktywna rola Przedsiębiorstwa Handlu Zagranicznego Przemysłu Lotniczego PEZETEL we współpracy z wytwórcami Zjednoczenia PZL umożliwia zwiększanie specjalizacji przemysłu w produkcji i kooperacji międzynarodowej.

Zjednoczenie Przemysłu Lotniczego i Silnikowego PZL jest organizacją przemysłową o ponad 50-letnich tradycjach w produkcji sprzętu lotniczego.



Rys. 1. Wielozadaniowych samolotów PZL-104 Wilga zbudowano ponad 500 szt./Over 500 PZL-104 Wilga multi-purpose aircraft were built
Fot. W. Garbarczyk

Export of Polish aircraft industry (on the tenth anniversary of activity of the PEZETEL Foreign Trade Enterprise)

Already for ten years or, to be precise, since 1 April 1971, the PEZETEL Foreign Trade Enterprise of Aviation Industry in Warsaw have been exporting goods manufactured within the PZL Union. This enterprise arose from the Aviation and Engine Office after it had been separated from the Motoimport Commercial Centre for Foreign Trade and included into the aircraft industry.

This ten-years' period of activity of PEZETEL within the PZL Aircraft and Engine Industry Union has confirmed pertinence of connecting the foreign trade enterprise with production establishments.

Such a system provides prospective and favourable conditions for development of exports of goods and services within the area dealt in.

Active role played by the PEZETEL Foreign Trade Enterprise of Aviation Industry in their partnership with manufacturing plants of the PZL Union enables the industry to focus their activity on production and allows to develop international co-operation.

The PZL Aircraft and Engine Industry Union is an industrial organization having more than 50-years' tradition in production of aircraft and aviation equipment.

About 100 000 workers, employed in 20 specialized manufacturing plants, produce: airplanes, helicopters and gliders, power plants and aviation equipment as well as diesel engines of low and medium rated power.

These manufacturing plants are assisted by Aeronautical Institute, who realize a wide program of their own investigations and carry out works for research and development centres and experimental division attached to production plants.

The investment activity within the PZL Union is co-ordinated by the Enterprise for Design and Production Engineering PZL-Kraków, who program development of individual establishments within the Union and work out assumptions and projects of new investments as well as development and modernization of existing facilities. Moreover the PZL-Kraków work out and implement new manufacturing processes and modernize production methods being already in use.

The manufacturing plants grouped within the Union have celebrated recently the 50-th anniversary of their establishing (13 Jan. 1928). Their dynamic development was inter-



Rys. 2. PZL-Mielec zbudował przeszło 9000 samolotów An-2/PZL-Mielec-Worsk have built over 9000 An-2 aircraft
Fot. A. Szczepantak

W 20 wyspecjalizowanych wytwórniach ok. 100 000 pracowników produkuje: sprzęt lotniczy — samoloty, śmigłowce i szybowce, napędy i osprzęt lotniczy — oraz silniki wysokoprężne małej i średniej mocy.

Z tymi wytwórniami współpracuje Instytut Lotnictwa, który realizuje szeroki program badań własnych oraz wykonuje prace dla ośrodków badawczo-rozwojowych i zakładów doświadczalnych zlokalizowanych przy przedsiębiorstwach produkcyjnych.

Działalność inwestycyjna w Zjednoczeniu PZL koordynowana jest przez Przedsiębiorstwo Projektowo-Technologiczne PZL-Kraków, które programuje rozwój poszczególnych przedsiębiorstw Zjednoczenia, opracowuje założenia i projekty nowych inwestycji oraz rozbudowy i modernizacji istniejących obiektów. PZL-Kraków opracowuje także i wdraża nowe technologie oraz nowocześnie stosowane dotąd metody produkcyjne.

Wytwórnice zgrupowane w Zjednoczeniu PZL obchodziły niedawno 50-lecie powstania (13.I.1928 r.). Ich dynamiczny rozwój przerwała II wojna światowa. Po odzyskaniu niepodległości, na początku lat pięćdziesiątych, polski przemysł lotniczy poważnie się rozwinął.

Wznowiono produkcję samolotów i szybowców. Przy pomocy specjalistów radzieckich uruchomiono produkcję śmigłowców oraz samolotów odrzutowych i silników turbiniowych.

Rozwój polskiego przemysłu lotniczego po II wojnie światowej był szybki. Dzisiaj jest on jednym z podstawowych przemysłów narodowych, stymulujących także rozwój niektórych branż. Największy jego rozwój przypada na pierwszą połowę lat pięćdziesiątych oraz na ostatnie dziesięciolecie.

Dorobek własnej myśli technicznej oraz silna baza technologiczno-produkcyjna dały polskiemu przemysłowi lotniczemu wysoką pozycję w skali międzynarodowej. Było to podstawą do rozwoju w latach siedemdziesiątych specjalizacji produkcji i rozszerzenia współpracy międzynarodowej. XXV sesja wykonawcza RWPG uznała specjalizację polskiego przemysłu lotniczego w produkcji lekkich śmigłowców i samolotów gospodarczych. W 1971 r. podpisano umowę pomiędzy rządami PRL i ZSRR o wspólnej konstrukcji i produkcji pierwszego odrzutowego samolotu dla rolnictwa PZL-M15 Belphegor. Równoległe powstał samolot rolniczy polskiej konstrukcji o mniejszym ładunku PZL-106 Kruk. Ponadto w masowej produkcji znajdują się licencyjne: samolot rolniczy An-2 i śmigłowiec rolniczy Mi-2. Gamę latających maszyn rolniczych uzupełnia samolot o najmniejszym

ruptę by the World War II. Polish aviation industry developed significantly after independence has been regained, i.e. especially in early 1950's.

Production of airplanes and gliders was resumed. Moreover, production of helicopters and jet aircraft as well as turbine engines was started with assistance rendered by Soviet specialists.

Development of the Polish aviation industry after the World War II was fast. Nowadays it is one of the basic national industries, stimulating as well development of some other branches of economy. The most dynamic growth in this industry took place in the early half of 1950's and during the recent decade.

Own technical experience and solid production and engineering base gave Polish aviation industry high rank in the international scale. This provided a basis for development of manufacturing specialization in 1970's and for expanding international co-operation.

The 25-th executive session of the CMEA recognized specialization of the Polish aviation industry in production of light helicopters and civil airplanes. In 1971 governments of the Polish People's Republic and the Soviet Union signed agreement on collective design and production of the PZL-M15 Belphegor, the first jet agricultural aircraft in the world. At the same time the PZL-106 Kruk, a Polish design agricultural airplane of lower load capacity, was developed. The largest airplane in the group of agricultural aircraft is the PZL-M18 Dromader. Moreover, the An-2 agricultural airplane and the Mi-2 agricultural helicopter are mass-produced under license. The range of flying agricultural machines supplemented an airplane of the lowest load capacity — the agricultural version of the PZL-104 Wilga.

Owing to so wide production program, the Polish aviation industry is now a potentate in manufacturing of airplanes and aviation equipment for agriculture, ranking second in this field, next to the USA. Nowadays every sixth airplane rendering services for agriculture comes from Polish manufacturing plants bearing the PZL mark.

Besides, PEZETEL render agricultural air services. Crews of pilots and engineers with PEZETEL emblems, flying on Polish airplanes and helicopters, perform agricultural operations over fields of European, Middle East and African countries. Those areas constitute excellent proving grounds for new aircraft and equipment.

The recent decade was noticeable by establishing co-operation with western companies as well.

The international co-operation with western countries resulted in production of the PZL-M20 Mewa (Piper Seneca II) and PZL-110 Koliber (Socata Rallye) airplanes. These airplanes are driven by piston engines of the PZL-F type, manufactured according to drawing and specification of the Franklin company.

Manufacturing of helicopters is undoubtedly one of the most difficult areas in aircraft engineering. This is evidenced by the fact that only 7 countries produce them in lots. Poland, i.e. the PZL manufacturing plants, is included into this group, being placed 4-th as regards both quantity and production value.

The Mi-2 helicopters, being now manufactured in lots, are utilized in various conditions, from Antarctica to the North Pole.

New designs, i.e. Kania, Taurus and Sokół, are being prepared to be batch produced.

Poles are especially fond of gliders. This is, may be, because these machines, having no power plant of their own, enable the Icarus's dreams to be realized in the best way. These are Polish gliders on which Polish pilots break



Rys. 3. Rolniczy PZL-106 Kruk używany m.in. w Sudanie/PZL-106 Kruk aircraft used in Sudan

udźwigu — rolnicza wersja PZL-104 Wilga. Największym samolotem w grupie samolotów rolniczych jest PZL-M18 Dromader.

Dzięki tak rozległemu programowi produkcyjnemu polski przemysł lotniczy jest dzisiaj potentatem w produkcji sprzętu lotniczego dla rolnictwa i w tej dziedzinie zajmuje drugie miejsce po USA. Obecnie co szósty samolot wykonujący usługi dla rolnictwa pochodzi z polskich wytwórni ze znakiem PZL.

Ponadto PEZETEL wykonuje usługi agrolotnicze. Ekipy pilotów i mechaników z emblematami PEZETEL wykonują na polskich samolotach i śmigłowcach zabiegi nad uprawami rolnymi w krajach Europy i Bliskiego Wschodu oraz Afryki. Są to doskonałe poligony doświadczalne nowego sprzętu.

Minione 10-lecie odznaczało się nawiązaniem współpracy również z firmami zachodnimi.

Efektem międzynarodowej współpracy z krajami zachodnimi jest produkcja samolotów: PZL-M20 Mewa (Piper Seneca II), PZL-110 Koliber (Socata Rallye). Do ich napędu wykorzystano silniki tłokowe typu PZL-F produkowane wg dokumentacji firmy Franklin.

Produkcja śmigłowców należy zapewne do najtrudniejszych dziedzin inżynierii lotniczej. Świadczy o tym fakt, że tylko 7 państw produkuje je seryjnie. W ich gronie znajduje się Polska, czyli wytwórnie PZL. Zarówno pod względem ilości, jak i wartości produkcji Polska zajmuje 4 miejsce.

Seryjnie produkowany obecnie śmigłowiec Mi-2 eksploatowany jest w różnorodnych warunkach, od Antarktydy po Biegun Północny.

Do produkcji seryjnej przygotowywane są nowe konstrukcje: Kania, Taurus i Sokół.

Szczególnym sentymentem Polacy obdarzyli szybowce. Być może dlatego, że te maszyny bez napędu własnego najlepiej pozwalają realizować marzenia Ikara. Na polskich szybowcach polscy piloci biją rekordy, zdobywają diamentowe odznaki i tytuły mistrzowskie. Pod względem wielkości produkcji szybowców polski przemysł lotniczy zajmuje drugie miejsce na świecie, po RFN. Obecnie w produkcji znajdują się szybowce klasy standard — Jantar Standard 2, klasy otwartej Jantar 2B i dwumiejscowe Puchacz. Ostatnio powstał prototyp szybowca klasy klubowej Junior.

Ostatnie lata to także nowy etap — udział Wytwórni PZL w produkcji elementów aerobusu Il-86. Zarówno rozmiary tych zespołów, jak i ich rozwiązanie konstrukcyjne wymagały radykalnych zmian w wyposażeniu produkcyjnym i opanowania nowych technologii. Wytwórnie PZL produkują kompletne usterzenie pionowe i poziome do tego aerobusu, wysięgniki podwieszenia silników, elementy mechanizacji skrzydeł i mechanizmy śrubowe. Przy produkcji tych elementów zastosowano wiele tworzyw i materiałów konstrukcyjnych nowych dla naszego przemysłu, które wymagają nowych technologii. Zastosowanie np. tytanu wymagało opanowania nowych technologii w obróbce spawaniem, kuziennej czy w odlewnictwie. Udział polskiego przemysłu lotniczego w produkcji aerobusu Il-86 wynosi ok. 12%. Specjalizacja produkcji w ramach RWPG a szczególnie współpraca ze Związkiem Radzieckim stały się przyczyną rozwoju polskiego przemysłu lotniczego, który ponad 90% swoich wyrobów produkuje dla odbiorców zagranicznych.

Rozwój polskiego przemysłu lotniczego wykazał potrzebę istnienia wyspecjalizowanego przedsiębiorstwa handlu zagranicznego jakim jest PEZETEL.

W ciągu 10-lecia działalności handlowej PEZETEL rości systematycznie jego obroty: eksport wzrósł prawie 5-krotnie a import ponad 3-krotnie. Znak firmowy PEZETEL znany jest dzisiaj na wszystkich kontynentach. Najważniejszą grupą asortymentową w obrotach handlowych PEZETEL jest sprzęt lotniczy, który eksportowany jest do przeszło 50 krajów. Warto też wspomnieć, że za granicą zaangażowanych jest ponad 100 samolotów i śmigłowców przy wykonywaniu usług agrolotniczych.

Poważną pozycją eksportową PEZETEL są silniki wysokoprężne małej i średniej mocy (do 500 kW) do napędu autobusów i samochodów ciężarowych, maszyn i urządzeń rolniczych, budowlanych, górniczych itp.

Wyspecjalizowane wytwórnie zespołów i elementów silnikowych produkują niektóre elementy jak: tłoki, sworznie tłokowe i tuleje cylindryczne dla firm w Szwecji, Holandii, RFN oraz Francji, a PZL WZM dostarcza amerykańskiemu odbiorcy elementy aparatury paliwowej produkowane wg jego dokumentacji technicznej.

PEZETEL eksportuje również wózki elektryczne Melex (ponad 50 000 szt.) oraz elementy olejowej hydrauliki siłowej: pompy zębate i wielotłoczkowe, zawory odcinające, re-

records, win diamond awards and gain titles of champions. As regards the output of gliders production, the Polish aviation industry ranks second in the world, next to the FRG. At present, the Polish industry supply the Jantar Standard 2 standard class glider, the Jantar 2B open class and the Puchacz two-seaters. Recently a prototype of a club class glider, named Junior, has been built.

Recent years are also a new stage, distinguished by participation of PZL manufacturing plants in production of components for the Il-86 airbus. Both size of these units and their design required to introduce fundamental changes in production equipment and to acquire the knack of new manufacturing processes. The PZL manufacturing plants supply complete vertical tail unit and elevator unit for this airbus, outriggers for suspension of engines, high-lift devices and screw gears. Production of these components entailed use of many types of plastics and construction materials being new for our industry and requiring to introduce new manufacturing processes. For example, use of titanium required to get the knack of new producers in the field of welding processing, forging and foundry practice. Share of the Polish aviation industry in production of the Il-86 airbus amount to approx. 12%. Specialization of production within the CMEA countries, and especially co-operation with the Soviet Union, resulted in development of the Polish aviation industry which supply than 90% of their products to foreign customers.

Development of the Polish aviation industry has showed need of existence of a specialized foreign trade enterprise such as PEZETEL.

During the decade of the PEZETEL's trade activity the turnover of this enterprise was increasing systematically: the export have grown almost five-fold and this imports — more than three-fold. At present the PEZETEL trade mark is known on all continents. The most important group of goods dealt with by the PEZETEL is constituted by aircraft exported to more than 50 countries. It is also worth to be mentioned that more than 100 airplanes and helicopters are employed abroad at agricultural air services.

A considerable export item of the PEZETEL are diesel engines of low and medium rated power (up to 500 kW) designed for buses, trucks, machines and devices used in agriculture, building engineering, mining etc.

Specialized plants manufacturing assemblies and components for engines supply such elements as pistons, gudgeon pins and cylinder barrels for customers in Sweden, Holland, the FRG and France, while the PZL WZM works supply elements of fuel equipment to an American customer, these elements being manufactured according to customer's drawings and specifications.

Moreover, PEZETEL export the Melex electric carts (more than 50 000 units) and elements of oil hydraulic power systems such as gear and multi-piston pumps, cut-off, pressure reducing and overflow valves as well as slot and plate filters. These hydraulic elements are used in hydraulic systems of building, agricultural, mining and metallurgical machines of various types.

Development in exports of our products and services is also a result of steady improvement in forms of serving PEZETEL's customers, in post-sale services, sales network as well as canvassing and promotion activity.

Our technical and trade representatives operate in Polish commercial agencies in Moscow, New York, Budapest, Bucharest, Berlin, Belgrade, Baghdad, Khartoum, Cairo, Prague and Sofia. North America is an area of operation of a trade company named Melex USA Inc. The PEZETEL's exports to the FRG are activated by the Mexpol GmbH company in Düsseldorf, end to Great Britain by Toolmex in Leicester.

dukcyjne i przelewowe oraz filtry szczelinowe i płytkowe. Znajdują one zastosowanie w układach hydraulicznych różnego rodzaju maszyn budowlanych, rolniczych, górniczych i hutniczych.

Rozwój eksportu naszych wyrobów i usług to także rezultat doskonalenia form obsługiwanie klientów PEZETEL'u, serwisu posprzedażnego, sieci sprzedaży oraz działalności akwizycyjnej i promocyjnej.

W polskich przedstawicielstwach handlowych w Moskwie, N. Jorku, Budapeszcie, Bukareszcie, Berlinie, Belgradzie, Bagdadzie, Chartumie, Kairze, Pradze i Sofii działają nasi przedstawiciele techniczno-handlowi. Na terenie Ameryki Północnej działa spółka handlowa Melex USA Inc. Aktywizacją eksportu PEZETEL do RFN zajmuje się spółka Mexpol GmbH w Düsseldorfie, zaś do Wlk. Brytanii — Toolmex w Leicester k. Londynu.



POLSKA

● W 1980 r. zostały zatwierdzone 2 rekordy szybowcowe świata ustalone przez polskie pilotki: A. Dankowskiej na szybowcu dwumiejscowym Halny — prędkości na trasie trójkąta 509 km — 93,7 km/h i P. Majewskiej też na Halnym — przelotu docelowo-powrotnego 617,4 km. Ważniejszymi rekordami krajowymi wykonanymi na szybowcach Jantar były: S. Kluka przelot po trójkącie 893 km. J. Ziobro prędkość 117 km/h po trójkącie 500 km i H. Muszczyńskiego przelot 1016 km.

Ponadto w 1980 r. na Szybowcowych Mistrzostwach Państw Socjalistycznych na Węgrzech w klasie otwartej 1 i 2 miejsce zajęli: H. Muszczyński i J. Ziobro, zaś w klasie standard 1 miejsce zajął F. Kępka. W zawodach szybowcowych w Paderborn w w RFN w 1980 r. w klasie standard F. Kępka zajął 3 miejsce, S. Witek 4, zaś w klasie otwartej S. Kluk i H. Muszczyński 5 (latali na jednym szybowcu).

● Przedsiębiorstwo Doświadczalno-Produkcyjne Szybownictwa PZL-Bielsko zbudowało w 1980 r. prototyp szybowca klasy klubowej SZD-51 Junior. Prototyp tego szybowca oblatał 31.12.1980 r. pilot doświadczalny mgr inż. J. Roman.

● Już ponad 500 szybowców Jantar zbudowało PDPS PZL-Bielsko. Do końca 1980 r. wyprodukowano 361 Jantarów Standard (w tym 200 wersji Jantar Std. 2, z czego 104 zbudowano w 1980 r.) oraz 126 Jantarów klasy otwartej (w tym 57 Jantarów 1 i 69 Jantarów 2 oraz 2B). W produkcji znajdują się Jantary Standard 2 i Jantary 2B.

● Produkowany obecnie odrzutowy samolot szkolno-treningowy TS-11 Iskra bis DF (wersja rozpoznawcza z trzema kamerami) otrzymał silnik SO-3W o ciągu zwiększonym do 1079 daN. Wzrost ciągu silnika spowodował podniesienie się osiągnięć samolotu. Prędkość maksymalna wzrosła do 770 km/h na wysokości 5000 m, a wznoszenie wynosi 19,4 m/s przy masie całkowitej 3750 kg. Czas wznoszenia samolotu na 5000 m wynosi 5,3 min. Rozbieg wynosi 650 m, zaś dobieg 1090 m.

● Samolot rolniczy PZL-M18 Dromader ma już trzy certyfikaty zagraniczne. 7.3.1980 r. uzyskał certyfikat kanadyjski, rozszerzony 19.1.1981 r. na użytkowanie wersji przedłużonej. 9.12.1980 r. został wydany certyfikat francuski. 23.1.1981 r. Dromader otrzymał amerykański certyfikat typu. Spośród 50 Dromaderów zbudowanych do końca 1980 r. 33 egz. eksportowano do: Francji, Jugosławii, Kanady, Kuby, USA i na Węgry. Polskie lotnictwo rolnicze wykonuje prace za pomocą Dromaderów w Egipcie i Sudanie.

● Dla odbiorców kanadyjskich przewidziana jest odmiana samolotu rolniczego PZL-M18 Dromader z silnikiem turbośmigłowym PT6A-45.

● Polski przemysł lotniczy prowadzi kooperację z kanadyjską wytwórnią silników lotniczych Pratt and Whitney Aircraft of Canada, wykonując dla niej elementy silników.

● W TLiA 8+9/80 opisaliśmy koncepcję mini-samolotu rolniczego PZL-126 Mrówka, przedstawioną przez inż. A. Słocińskiego. Nr 2 dwutygodnika „Skrzydła” z br. doniósł, że samolot ten jest budowany jako konstrukcja amatorska przez uczniów Technikum Budowy Płatowców przy CNPSL PZL-



Rys. 1. Makleta śmigłowca PZL-Taurus/Mock-up of PZL-Taurus helicopter

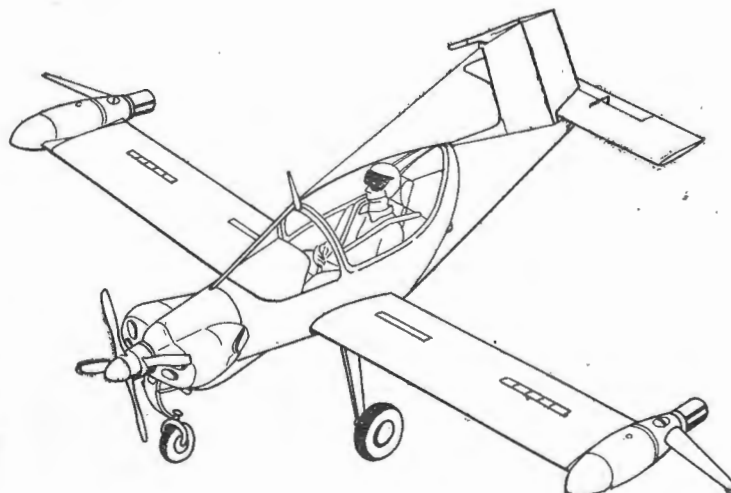
-Warszawa. Ponad 60% elementów samolotu, licząc ich masę, to elementy innych seryjnie produkowanych w Polsce samolotów. Jednym z pierwszych elementów wykonanych do tego samolotu jest czteropłatowe śmigło drewniane — próbowane na motoszybowcu Ogar, który ma taki sam silnik jaki ma mieć PZL-126, o mocy 44 kW (60 KM). W budowie znajduje się podwozie i tylna część kadłuba. Masa własna samolotu — 200 kg, masa całkowita — 350 kg, rozpiętość 5 m. Samolot jest przeznaczony do rozpryskiwania w ilości 1-2 l/ha stężonych środków ciekłych za pomocą atomizerów umieszczonych na końcach skrzydeł.

● Polskie Linie Lotnicze LOT w 1980 r. przewiozły 1,036 mln pasażerów i 10,8 tys. ton ładunków w lotach zagranicznych oraz 791 tys. pasażerów i 6,4 tys. ton ładunków w lotach krajowych, łącznie 1,827 mln pasażerów oraz 17,2 tys. ton ładunków. Wykonana praca przewozowa wynosi 257,8 mln tkm, w tym 232,8 mln tkm na liniach zagranicznych. Są to wyniki nieco skromniejsze niż w 1979 r. Przyczyniły się do tego: wypadek samolotu Il-62 oraz sytuacja społeczno-gospodarcza kraju w drugim półroczu ub. roku, która spowodowała zmniejszenie się ruchu turystycznego z zagranicy. Liczby pasażerów w porównaniu z 1979 r. na liniach zagranicznych zmniejszyły się o 8,4%, a na liniach krajowych o 8,2%, lecz praca przewozowa zmalała tylko o 2% ze względu na wydłużenie średniej odległości przewozowej oraz wzrost przewozu ładunków o 4%.

● Piotr Falcik z Rybnika zbudował samolot J-1 Mewa operując się na amatorskiej konstrukcji J. Janowskiego. Masa własna samolotu — 130 kg, masa całkowita 250 kg, rozpiętość 7,60 m. Zespołem napędowym tej amatorskiej konstrukcji będzie zmodernizowany silnik od samochodu Trabant. Termin oblatania — przełom maja i czerwca br.

● W Wojskowej Akademii Technicznej odbyła się obrona pracy doktorskiej mgr inż. Jerzego Manerowskiego pt. „Numeryczna analiza drgań i stateczności wirników turbiniowych śmigłowych”. Promotorem był prof. dr hab. inż. Zb. Dzygadlo.

● Organizowana corocznie przez Amerykańskie Stowarzyszenie Producentów i Użytkowników Śmigłowców Konwencja Śmigłowcowa (Helicopter Association of America) jest swoistą gieldą wymiany myśli naukowo-technicznej, prezentacji dorobku liczących się w świecie producentów i użytkowników śmigłowców oraz zawierania kontraktów na wszelkiego rodzaju wyposażenia do śmigłowców. W Konwencji mogą uczestniczyć wyłącznie producenci i użytkownicy. Podczas tegorocznej Konwencji odbytej w dniach 17-21 stycznia br. dyrektorowi WSK PZL-Swidnik wręczono akt przyjęcia w poczet stałych członków Amerykańskiego Zrzeszenia Śmigłowcowego — American Helicopter Society. WSK PZL-Swidnik jest pierwszym przedsiębiorstwem krajów socjalistycznych jakie zostało członkiem tego Zrzeszenia. Pozwoli to Swidnikowi na szerszą współpracę z firmami lotniczymi świata.



Rys. 2. Amatorski minisamolot rolniczy PZL-126 Mrówka budowany przez uczniów technikum przy CNPSL PZL-Warszawa/PZL-126 Mrówka ag-plane amateur-built by pupils of technical school at PZL-Warszawa Works



Polski przemysł lotniczy Polish aircraft industry

Zjednoczenie Przemysłu Lotniczego i Silnikowego PZL/Aircraft and Engine Industry Union PZL

ul. Miodowa 5, 00-251 Warszawa

Naczelny Dyrektor/General Manager: inż. Kazimierz Brejnak

Zatrudnienie/Employment: 98 000

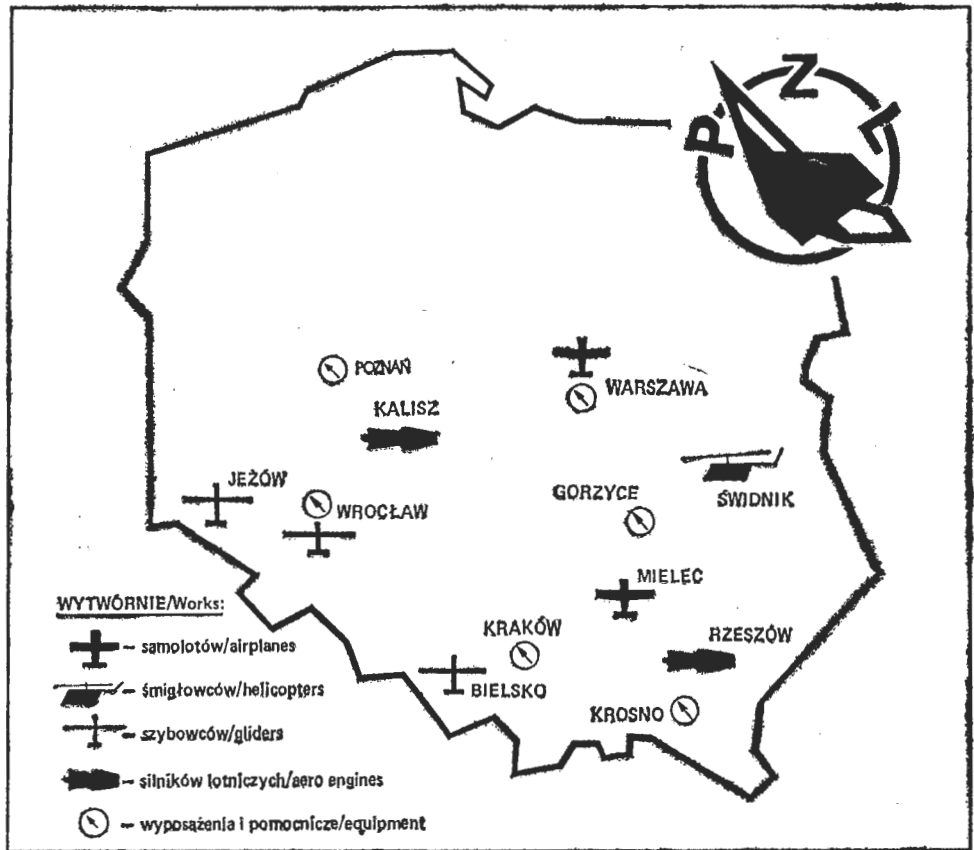
Wytwórnice/Works:

- Samolotów i śmigłowców/Aircraft — 3
- Szybowców/Gliders — 3
- Silników lotniczych/Aero engines — 2
- Wyposażenia i pomocnicze/Equipment and other — 6
- Instytut Lotnictwa/Aeronautical Institute — 1
- Silników wysokoprężnych/Diesel engines — 7

Wartość produkcji/Turnover: 40 mld zł

Eksport/Export: 1,8 mln zł dewiz.

Roczny wzrost eksportu/Export growth rate — 15%



Produkcja i eksport/Production and export

Wyroby/Products	Produkcja/Production 1945 ÷ 1980 szt., number	Eksport/Export 1945 ÷ 1979 szt., number	% produkcji/Per cent of production %	Eksport do ZSRR/Export to USSR 1945 ÷ 1979 szt., number
Samoloty/Airplanes	12 875***)	10 000	77	9 100
Śmigłowce/Helicopters	5 000	4 000	85	3 800
Szybowce/Gliders	4 300	2 000	48	220
Silniki lotnicze/Aero engines	37 200***)	20 000**)	55	17 500

*) 22 000 tłokowych/piston engines, 15 200 turbinowych/turbo engines

**) bez silników na samolotach/without engines on aircraft

***) do 1978 r./to 1978

Wytwórnice/Works

Nazwa/Name	Miejscowość/ /Location	Rodzaj prod./Activities	Wyroby/Products
PŁATOWCE/AIRCRAFT: — CNPSL PZL-Warszawa (Centrum Naukowo-Produkcyjne Samolotów Lekkich) WSK PZL-Mielec	Warszawa-Okęcie	samoloty/Airplanes	PZL-104 Wilga 80, PZL-110 Koliber, PZL-106A Kruk, śmigła/propellers
WSK PZL-Świdnik PDPS PZL-Bielsko (Przedsiębiorstwo Doświadczalno-Produkcyjne Szybowiactwa)	Mielec Świdnik Bielsko Jeżów Wrocław	samoloty/Airplanes śmigłowce/Helicopters szybowce/Gliders	An-2, TS-11 Ikra, PZL-M18 Dromader, PZL-M20 Mewa, elementy II-86/elements Mi-2, PZL-Sokół, PZL-Kania, elementy II-86/elements SZD-42 Jantar 2B, SZD-48 Jantar Standard 2, SZD-50 Puchacz, SZD-51 Junior
SILNIKI LOTNICZE/AERO ENGINES: WSK PZL-Rzeszów WSK PZL-Kalisz	Rzeszów Kalisz	silniki lotnicze/Aero engines silniki lotnicze/Aero engines	GTD-350, SO-3, PZL-3S, PZL-10, PZL-Franklin 2A, —4A, —6A AI-14R, ASz-62IR, WK-1
WYPOSAŻENIE I OSPRZĘT/EQUIPMENT: WSK PZL-Warszawa II KTEHS WSK PZL-Hydral Wrocław	Warszawa Wrocław	wyposażenie/Flight equipment hydraulika siłowa/Power hydraulic	przyrządy pokładowe/Flying instruments osprzęt hydrauliczny/Hydraulic power systems
WSK PZL-Krosno	Krosno	podwozia/Landing gears	podwozia/Landing gears

Rozwój produkcji śmigłowców w PZL-Świdnik (1951÷1981)

PZL-Świdnik jest jedną z czterech wielkich wytwórni śmigłowców w Europie, nie licząc ZSRR. Pozostałymi są: francuski Aerospatiale, brytyjski Westland i włoska Agusta. Świdnik jest jedną z trzech dużych polskich wytwórni płatowców.

W ramach rozbudowy polskiego przemysłu lotniczego wiosną 1949 r. zapadła decyzja budowy nowej wytwórni samolotów w Świdniku k. Lublina, gdzie już przed wojną istniała szkoła pilotów. Wytwórnia została zbudowana w latach 1950–1952, zaś formalnie została powołana do życia 1.1.1951 r., czyli 30 lat temu, pod nazwą Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego nr 5. Głównym projektantem wytwórni był mgr inż. Tadeusz Gumowski, a dyrektorem budowy inż. Konrad Biały. W trakcie budowy przewidywano, że będzie to wytwórnia samolotów szkolnych Junak-2 i CSS-13 oraz nadwozi autobusów. W drugiej połowie 1951 r. decyzję zmieniono, produkcję samolotów szkolnych z wytwórni WSK-Mielec przejęła wytwórnia WSK-Okęcie, a w Świdniku przystąpiono do przygotowania kooperacyjnej produkcji skrzydeł, stateczników i kadłubów samolotów odrzutowych LIM-1 (Mig-15) dla WSK-Mielec, którą prowadzono przez kilka lat. W 1954 r. wytwórnia otrzymała nowe zadania: uruchomienie produkcji śmigłowca Mi-1 (oznaczonego w Polsce SM-1) oraz przejęcie produkcji motocykli z warszawskiej wytwórni WFM. Od tego czasu główną specjalizacją wytwórni stała się produkcja śmigłowców.

Wiosną 1956 r. zmontowano w Świdniku pierwsze śmigłowce SM-1 z części wyprodukowanych w ZSRR, a już w następnym roku rozwinięto produkcję seryjną. Początkowo produkowano SM-1/300 (Mi-1T) o okresie międzynaoprawczym 300 h, zaś od 1959 r. SM-1/600 (Mi-1A), którego łopaty miały okres międzynaoprawczy 600 h. W Zakładowym Prototypowym Biurze Konstrukcyjnym kierowanym przez mgr inż. Jerzego Kotlińskiego opracowano dokumentację kilku wersji tego śmigłowca. Pierwsza powstała dwusteroowa wersja szkolna SM-1SZ oblatana 19.3.1959 r., której konstruktorem przewodzącym był inż. Z. Weiner, następnie sanitarna SM-1S z gondolami, opracowana pod kierunkiem mgr inż. J. Olejnika, oblatana 20.3.1959 r. W tym samym roku powstała wersja dźwigowa SM-1D pod kierunkiem mgr inż. J. Olejnika, a w 1960 r. wersja rolnicza SM-1Z do



Rys. 1. Śmigłowiec SM-1 (Mi-1), którego w latach 1956÷1965 zbudowano w Świdniku 1594 szt./1594 SM-1 (Mi-1) helicopters were built in PZL-Świdnik Works in 1956÷1965

Development in production of helicopters in PZL-Świdnik (1951÷1981)

The PZL-Świdnik works in one of four great helicopters factories in Europe, excluding the USSR. The remaining plants are: Aerospatiale in France, Westland in U.K. and Agusta in Italy. The Świdnik works is also one of three great Polish plants manufacturing airframes.

In spring 1949, within the framework of development of the Polish aviation industry, a decision was taken to build a new aircraft plant in Świdnik near Lublin, where a pilot school existed as early as before the war. The plant was built in 1950–1952 but it was officially brought into being on 1 Jan. 1951, i.e. 30 years ago, as Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego nr 5 (Transport Equipment Manufacturing Centre No. 5). The Chief Project Engineer of this new investment was Tadeusz Gumowski, M. Sc. Eng., while Konrad Biały, B. Sc. Eng., served as a director of the construction works. During the construction it was planned that the factory would produce training airplanes Junak-2 and CSS-13 as well as bus bodies. In the latter half of 1951 this decision was changed, production of training aircraft was shifted from WSK-Mielec to WSK-Okęcie and the Świdnik works was started to be adopted to manufacture wings, fins, tail planes and fuselages for the LIM-1 (MiG-15) jet airplanes and to supply these components to WSK-Mielec, this production being then maintained for several years. In 1954 the plant was imposed a new task: to start up production of the Mi-1 helicopter (designated in Poland SM-1) and to take over production of motorcycles from the WFM works in Warsaw. Since then the production of helicopters became the main speciality of this plant.

In spring 1956 the first SM-1 helicopters were assembled in Świdnik of components manufactured in the Soviet Union and the batch production was developed already next year. Initially the SM-1/300 (Mi-1T), having the overhaul period of blades of 300 h, was built and since 1959 the SM-1/600 (Mi-1A), of the overhaul period of blades of 600 h, was introduced. The Prototype Design Office attached to this factory, managed by Jerzy Kotliński, M. Sc. Eng., worked out technical documentation of several versions of this helicopter. The training version SM-1SZ, equipped with dual controls and flight tested on 19 March 1959, was built as the first of them, and the project engineer of it was Z. Weiner, B. Sc. Eng. The next one was the SM-1S ambulance version with nacelles, developed under management of J. Olejnik, M. Sc. Eng., and flight tested on 20 March 1959. In the same year the lift crane version SM-1D was built under management of J. Olejnik, M. Sc. Eng., and in 1960 a team managed by L. Kuhn, M. Sc. Eng., developed an agricultural version named SM-1Z designed to spray powders.

In 1960 a modified variant of this helicopter, designated SM-1W (Mi-1M), with a reshaped fuselage nose, was introduced into production. The first test flight of this version was performed on 28 Nov. 1960. The first flight of the SM-1WZ agricultural version of this variant took place on 24 Dec. 1961. This version was adapted for dusting and spraying. The last variant was the SM-1Wb with metal rotor blades and hydraulic booster in the control system (the suffix „b” in the symbol comes from the word „booster”), with the overhaul period of blades amounting to 800 h. The SM-1 helicopters were batch produced for the years. The last test flight of a serial SM-1 took place on 22 Dec. 1965. The total number of all the SM-1 built in Świdnik was 1594 units.

In 1957 a team managed by Jerzy Tyrcha, M. Sc. Eng., started to design in WSK-Świdnik a evolution of the SM-1 with the cabin enlarged for 4÷5 persons since placing patients in the ambulance version SM-1S in nacelles located on sides of the fuselage was not very practical because of



Rys. 2. SM-2 produkowany w latach 1959÷1962/SM-2 helicopter manufactured in 1959÷1962

rozpylania proszków, opracowana pod kierunkiem mgr inż. L. Kuhna.

W 1960 r. do produkcji weszła zmodyfikowana odmiana śmigłowca SM-1W (Mi-1M) ze zmienionym kształtem nosa kadłuba. Pierwszy jej egzemplarz został oblatany 28.11.1960 r. Jej wersja rolnicza SM-1WZ została oblatana 24.12.1961 r. Była ona dostosowana do opylania i do opryskiwania. Ostatnia odmiana — to SM-1Wb z metalowymi łopatkami wirnika i ze wspomaganiami hydraulicznym w układzie sterowania (stał w oznaczeniu śmigłowca litera b od słowa buster), której okres międzynaoprawczy wynosił 800 h. Śmigłowce SM-1 były w produkcji seryjnej przez dziesięć lat. Ostatni oblot seryjnego SM-1 odbył się 22.12.1965 r. Wszystkich SM-1 zbudowano w Świdniku 1594 egz.

W 1957 r. rozpoczęto w WSK-Świdnik pod kierunkiem mgr inż. Jerzego Tyrchy projektowanie wersji rozwojowej SM-1 o powiększonej kabinie na 4÷5 osób, gdyż umieszczanie chorych w wersji sanitarnej SM-1S w gondolach po bokach kadłuba nie było najpraktyczniejsze ze względu na dostęp do chorego i hałas. Śmigłowiec z nową, kabinową częścią kadłuba oznaczono SM-2. Jego oblot odbył się 18.11.1959 r. W latach 1960÷1962 zbudowano 85 egz. SM-2 w wersji sanitarnej i łącznikowej. Łącznie wszystkich śmigłowców z rodziny Mi-1 (SM-1 i SM-2) wyprodukowano w Świdniku 1680 egzemplarzy.

W 1961 r. pod kierunkiem mgr inż. Jerzego Kotlińskiego rozpoczęto projektowanie lekkiego, trzymiejscowego śmigłowca SM-4 Łątka napędzanego silnikiem tłokowym. W 1964 r. był już gotowy prototyp. Niestety drgania śmigłowca stwierdzone podczas prób naziemnych oraz niedopuszczenie prototypowego silnika do użytkowania w locie spowodowały przerwanie prac nad śmigłowcem. Łątka była pierwszym w Polsce śmigłowcem, który miał laminatowy wirnik i laminatową kabinę, co wzbogaciło wytwórnictwo w doświadczenia w dziedzinie laminatów szklanych, wykorzystane w dalszych pracach konstrukcyjnych zakładu. Pod kierunkiem inż. W. Junga powstał projekt turbiny odmiany Łątka, SM-4T, z silnikiem GTD-350, lecz nie został on zrealizowany. Dalszą próbą w tym kierunku był projekt lekkiego śmigłowca SM-6 napędzanego silnikiem turbinowym GTD-350. Powstał on pod kierunkiem mgr inż. J. Olejnika, lecz nie został skierowany do realizacji.

W 1963 r. została podjęta decyzja o uruchomieniu w WSK-Świdnik produkcji radzieckiego wielozadaniowego śmigłowca turbinowego Mi-2, zaś silniki do niego w WSK-Rzeszów. Wytwórnictwo przejęła dokumentację prototypową śmigłowca podejmując się jego dopracowania i dalszego rozwoju oraz przejmując wyłączność jego produkcji. Pierwszy śmigłowiec zmontowany w Świdniku z elementów radzieckiej produkcji oblatany 26.8.1965 r. G. Karpetań, zaś pierwszy seryjny egzemplarz zbudowany w Polsce — 4.11.1965 r. mgr inż. W. Mercik. Początkowo śmigłowiec miał okres międzynaoprawczy 500 h, lecz już od 1967 r. produkowano Mi-2 o okresie międzynaoprawczym 1000 h. Biuro konstrukcyjne WSK-Świdnik opracowało wiele wersji tego śmigłowca. Pod kierunkiem mgr inż. Z. Profety powstała dwusterowa wersja szkolna Mi-2 oblatana 25.3.1968 r. W dniu 20.6.1968 r. wykonała pierwszy lot wersja rolnicza Mi-2, która początkowo miała metalowe zbiorniki na chemikalia, a następnie laminatowe. Ma ona wymienną aparaturę, pozwalającą na rozpylanie proszków, rozrzucanie nawozów i opryskiwanie.

access to the patient and noise. The helicopter with the new cabin portion of the fuselage was designated SM-2. It was flight tested on 18 Nov. 1959. Between 1960 and 1962, 85 SM-2 helicopters were built in the ambulance and liaison versions. The total number of the Mi-1 family helicopters (SM-1 and SM-2) manufactured in Świdnik reached 1680 units.

In 1961, a team headed by Jerzy Kotliński, M. Sc. Eng., started to design a light 3-seat helicopter designated SM-4 Łątka, powered by a piston engine. In 1964 a prototype of this machine was already finished. Unfortunately, vibrations of the helicopter observed during ground tests as well as the fact that the engine was not passed to be used in flight caused that works at this helicopter were interrupted. The Łątka was the first helicopter in Poland provided with both rotor and cabin made of laminates. This gave the factory some experiences in the field of glass fibre laminates which was utilized in next design works carried out in the factory. A turbine version of the Łątka, named SM-4T, equipped with the GTD-350 engine, was designed under management of W. Jung, B. Sc. Eng., but this design has never been built. A further attempt in this field was a project of a light helicopter SM-6 driven by the GTD-350 turbine engine. This project was worked out by a team managed by J. Olejnik, M. Sc. Eng., but it has not been directed to be realized.

In 1963, a decision on starting up production of the Soviet multipurpose turbine helicopter Mi-2 was taken. The helicopter was decided to be built in WSK-Świdnik and the engine for this machine — in WSK-Rzeszów. The factory took over the prototype documentation of this helicopter, undertaking to Polish it up and to further develop its design as well as taking over exclusive rights to manufacture this machine. The first helicopter assembled of elements supplied from the USSR in Świdnik was flight tested by G. Karpetań on 28 Aug. 1965 and the first serial helicopter built fully in Poland was flight tested by W. Mercik, M. Sc. Eng., on 4 Nov. 1965. Initially the TBO of the helicopter was 500 h but the overhaul period for the Mi-2 helicopters built since 1967 was increased to 1000 h. The Design Office of WSK-Świdnik worked out many versions of this machine. A training version of the Mi-2, equipped with dual controls, was developed under management of Z. Profeta, M. Sc. Eng., and was flight tested on 25 March 1968. The first flight of an agricultural version of the Mi-2 took place on 20 June 1968. The latter was initially provided with metal hoppers for chemicals and then these hoppers were replaced by laminate ones. This version is provided with exchangeable equipment for dusting of powders, distributing of fertilizers and spraying of liquid chemicals.

During the production of this helicopter, main rotor blades made of laminate were developed and introduced.

The factory supplies the following versions of the Mi-2 helicopters:

- passenger transport,
- cargo/lift crane,
- ambulance,
- agricultural,



Rys. 3. Wielozadaniowych Mi-2 zbudowano już 3500 szt./Over Mi-2 multi-purpose helicopters were built in PZL-Świdnik



Rys. 4. Prototyp śmigłowca PZL-Kania/Kitty Hawk/Prototype of PZL-Kania/Kitty Hawk helicopter

W trakcie produkcji śmigłowca opracowano i wprowadzono do użytku laminatowe łopaty wirnika nośnego.

Seryjnie produkowane wersje śmigłowca Mi-2 to:

- pasażerska,
- transportowa (dźwigowa),
- sanitarna,
- rolnicza,
- szkolna dwusterowa,
- ratownicza lądowa (z dźwigiem),
- ratownicza morska (z dźwigiem),
- reanimacyjna,
- fotogrametryczna,
- termowizyjna,
- telewizyjna,
- patrolowa milicyjna,
- uzbrojona w działko i k.m.,
- uzbrojona w działko i niekierowane pociski raketowe,
- uzbrojona w działko i przeciwpancerne pociski rakietowe.

Śmigłowiec ten znajduje się w masowej produkcji już ponad 15 lat, a wyprodukowano go przeszło 3500 egzemplarzy. Wobec dużego zbytu i poważnych zamówień na najbliższe lata, jego produkcja nie maleje, lecz rośnie.

Wzrastająca liczba prac biura konstrukcyjnego spowodowała, że zostało ono w końcu 1967 r. przekształcone w Zakład Doświadczalny, przemianowany wiosną 1972 r. na Ośrodek Badawczo-Rozwojowy. Dyrektorem ZD i OBR do 1974 r. był mgr inż. Z. Kodłubaj, następnie do 1977 r. mgr inż. Jan Czogała, zaś od 1977 r. — mgr inż. Z. Kotliński.

Na przełomie lat sześćdziesiątych i siedemdziesiątych pod kierunkiem mgr inż. H. Czerwińskiego powstała zmodyfikowana odmiana śmigłowca, oznaczona Mi-2M, która miała zmieniony kadłub i nowe podwozie. Prototyp jej został oblatany 1.7.1974 r. Ze względu na zbyt dużą masę — nie wszedł on do produkcji.

W połowie lat siedemdziesiątych wytwórnia w Świdniku przystąpiła do prac nad śmigłowcem PZL-Kania. Kania, opracowana pod kierunkiem inż. S. Markisza, to odmiana rozwojowa Mi-2 napędzana silnikami turbinowymi Allison 250-C20B. Jest ona przeznaczona na rynki zachodnie, gdzie jest reklamowana pod nazwą Kitty-Hawk. Jej odmiana o ulepszonych kształtach aerodynamicznych nosi nazwę Super Kania lub Taurus. Prototyp Kania został oblatany 3.6.1979 r. Kania i makietą Taurusa były wystawiane na kilku wystawach zagranicznych.

W 1974 r. przystąpiono do projektowania śmigłowca 12-miejscowego, oznaczonego początkowo W-3, który otrzymał nazwę PZL-Sokół. Projekt śmigłowca został wykonany pod kierunkiem mgr inż. S. Kamińskiego. Pierwszy lot prototypu Sokoła odbył się 16.11.1979 r. Napęd śmigłowca stanowią dwa silniki turbinowe PZL-row (TWD-10).

W rozwoju śmigłowców ze Świdnika ma duży udział Wydział Prób i Badań Śmigłowców, kierowany przez inż. S. Łobacza. Spośród szczególnie znanych pilotów doświadczalnych wytwórni należy wymienić mgr inż. S. Gajewskiego, mgr R. Kosiola, inż. W. Mercika, inż. J. Ochalię i S. Wiącka.

Wytwórnia prowadzi nie tylko działalność produkcyjną. W Świdniku istnieje Wydział Remontów Głównych wykonujący remonty śmigłowców Mi-2 dla odbiorców krajowych i zagranicznych. Wytwórnia prowadzi także szkolenie pilotów i mechaników śmigłowców dla nabywców śmigłowców polskiej produkcji.

istniejący od 1974 r. Wydział Usług Agrolotniczych pro-

- training with dual controls,
- search and rescue land version (with a hoist),
- search and rescue sea version (with a hoist),
- resuscitation,
- photogrammetric,
- thermovision,
- television,
- police-patrol,
- armed with a gun and a machine-gun,
- armed with a gun and unguided rocket missiles,
- armed with a gun and armour-piercing rockets.

This helicopter has already been batch produced for more than 15 years and the total number of these machines having been manufactured exceeds 3500 units.

Due to high sales and considerable orders for the years to come, production of this helicopter is still growing.

The increasing number of works conducted by the Design Office caused that at the end of 1967 this Office was transformed into the Experimental Plant, the name of which was changed into the Research and Development Centre in 1972. Till 1974 the function of Director of the Experimental Plant and the Research and Development Centre was performed by Z. Kodłubaj, M. Sc. Eng., the Jan Czogała, M. Sc. Eng., fulfilled these duties till 1977 and since 1977 Z. Kotliński, M. Sc. Eng., has been serving at this post.

On the turn of 1960's a team headed by H. Czerwiński, M. Sc. Eng., designed a modified version of this helicopter, designated Mi-2M, having a changed fuselage and a new landing gear. A prototype of this version was flight tested on 1 July 1974. This version has never been introduced into production because its excessive mass.

In mid 1970's the factory in Świdnik started works at the PZL-Kania helicopter. The Kania, designed by a team managed by S. Markisz, B. Sc. Eng., is a developmental version of the Mi-2, powered by Allison 250-C20B turbine engines. It is designed for western markets where it is advertised as being named Kitty-Hawk. Another version of this helicopter, of improved aerodynamic shape, is named Super Kania or Taurus. A prototype of the Kania was flight tested on 3 June 1979. The Kania and a mock-up of the Taurus were presented at several foreign exhibitions.

In 1974, design works at a 12-seat helicopter were started. This helicopter was initially designated W-3 and finally it has been named PZL-Sokół. The design of this helicopter was made by a team headed by S. Kamiński, M. Sc. Eng. The first flight of a prototype of the Sokół took place on 16 Nov. 1979. This helicopter is powered by two PZL-10W (TWD-10) turbine engines.

An important role in development of helicopters from Świdnik is played by the Helicopter Research and Test Department, headed by S. Łobacz, B. Sc. Eng. Among the particularly well known experimental pilots working for the factory, the following are especially worth to be mentioned: S. Gajewski, M. Sc. Eng., R. Kosiół, M. Sc., W. Mercik, B. Sc. Eng., J. Ochalik, B. Sc. Eng., and S. Wiącek.

Not only the production activity is carried out by the factory. In Świdnik there exists the General Overhaul Department, performing general overhauls of Mi-2 helicopters for domestic and foreign customers. The factory conduct also training of helicopter pilots and flight engineers for purchasers of the helicopters made in Poland.

The Agricultural Air Service Department, existing since 1974, perform helicopter agricultural air works in Poland and in Africa and Asia. These works are managed by R. Kosiół, M. Sc. Pilot.

Since mid 1970's the factory in Świdnik have been participating in co-operation works connected with manu-



Rys. 5. Prototyp śmigłowca 12-miejscowego PZL-Sokół/Prototype of PZL-Sokół 12-seat helicopter

wadzi śmigłowcowe prace agrolotnicze w kraju oraz w Afryce i Azji. Kieruje nim mgr pil. R. Kosioł.

Wytwórnia w Świdniku od połowy lat siedemdziesiątych bierze udział w kooperacji przy budowie samolotów produkowanych w pozostałych zakładach PZL. Wykonuje ona zespoły do samolotów PZL-106, PZL-110 i M-15, elementy do PZL M-20, stery i lotki do aerobusu Ii-86 oraz przygotowuje się do produkcji zespołów do samolotu An-28.

Do końca 1980 r. wytwórnia w Świdniku wyprodukowała ponad 5000 śmigłowców i jest dzięki temu w czołówce światowych wytwórni Europy. Większość śmigłowców wyeksportowano do: Związku Radzieckiego, NRD, Czechosłowacji, Bułgarii, Jugosławii i Węgier oraz krajów arabskich (m.in. do Iraku).

Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego w Świdniku początkowo nosiła nazwę WSK nr 5, po 1956 r. WSK-Świdnik, a od 1959 r. nosi imię Zygmunta Puławskiego, konstruktora samolotów myśliwskich PZL. Od 1975 r. wytwórnia używa nazwy WSK PZL-Świdnik.

facturing of airplanes produced by the remaining PZL factories. The PZL-Świdnik works supply assemblies for the PZL-106, PZL-110 and M15 airplanes, components for the PZL-M20 and control surfaces and ailerons for the Ii-86 airbus and are preparing themselves for production of assemblies for the An-28 aircraft.

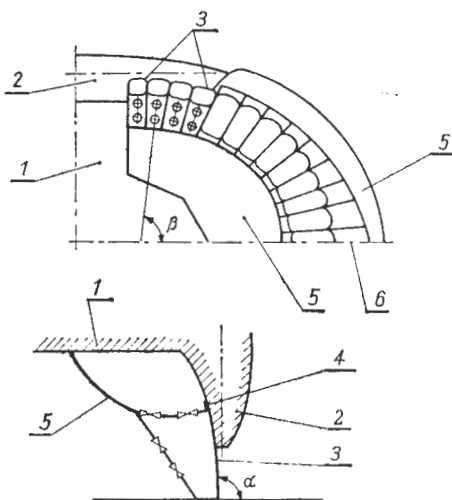
Till the end of 1980 the PZL-Świdnik factory manufactured more than 5000 helicopters and, owing to this, it is in the forefront of the helicopter factories in Europe. Majority of those helicopters have been exported to the Soviet Union, the GDR, Czechoslovakia, Bulgaria, Yugoslavia and Hungary as well as Arabian countries (e.g. to Iraq).

The Transport Equipment Manufacturing Centre in Świdnik was initially named WSK nr 5 (Transport Equipment Manufacturing Centre No. 5), in 1956 its name was changed into WSK-Świdnik and since 1959 it has been bearing the name of Zygmunt Puławski, a designer of PZL fighters. Since 1975 the factory has been using the name WSK PZL-Świdnik.

POLSKIE PATENTY LOTNICZE

● Zespół konstruktorów Politechniki Gdańskiej w składzie: E. Brzosko, A. Rogalski, K. Paul i M. Krężelewski zgłosił do opatentowania wynalazek pt. **Ośłona elastyczna poduszkowca**, rozwiązujący zagadnienie doszczelniania dziobowej części poduszki powietrznej w miejscu przylegania segmentów do ścian bocznych kadłuba.

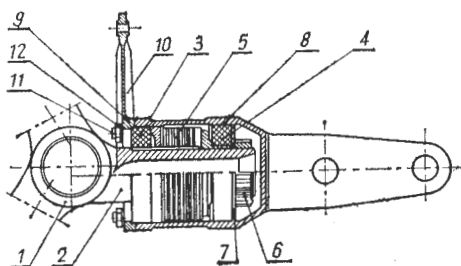
Ośłona elastyczna poduszkowca, której segmenty części dziobowej przylegające do sztywnych ścian bocznych kadłuba, mają postać jak gdyby ściętych stożków zwięzających się ku przodowi, otwarte z góry i od dołu, których tylnie ścianki wszystkich lub niektórych segmentów zaopatrzone są



w otwory, charakteryzujące się tym, że co najmniej dwa segmenty 3 przylegające do każdej ściany bocznej 2 połączone są przednim górnym końcem 4 ze ścianą boczną 2 kadłuba 1 i/lub z elastycznym zbiornikiem powietrza 5, przy czym są one ustawione pod kątem β względem płaszczyzny symetrii 6 i są nachylone pod kątem α do podłoża, zaś kąt β znajduje się w przedziale $75-105^\circ$, a kąt α jest nie mniejszy niż 90° .

Wynalazek, opublikowany w BUP nr 22/1979 r. w klasie B60V, pod nr P.205078, chroniony jest jednym zastrzeżeniem.

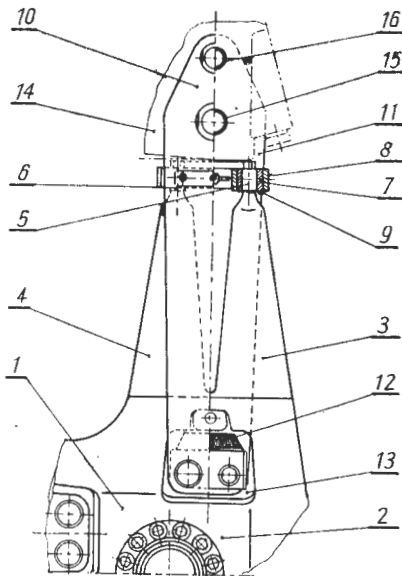
● Wzór użytkowy pt. **Płata wirnika nośnego śmigłowca** (autorzy: S. Trębacz, W. Kowala, M. Błaszczak, M. Bojaczuk i W. Kwaśniewski), rozwiązujący zagadnienie podatnego zawieszenia łopat wirnika oraz tłumienia wahań łopat w płaszczyźnie obrotu.



Płata wirnika nośnego śmigłowca składa się z części centralnej 1 z ramionami 2 zaopatrzonymi w zestaw trzech elastomerycznych łożysk 3, 4 i 5. Zestaw łożysk jest zamocowany na każdym ramieniu nakrętką 6 z podkładką 7. Na zestawie łożysk zabudowany jest korpus 8 przegubu osiowego i zabezpieczony przed przesunięciem wzdłużnym kołnierzem 9 dźwigni sterowania 10, przymocowanym do korpusu 8 śrubami 11 i nakrętkami 12.

Wzór, opublikowany w BUP nr 22/1979 r., w klasie B64C, pod nr W.60820, chroniony jest dwoma zastrzeżeniami.

● Wzór użytkowy pt. **Płata wirnika nośnego śmigłowca** (konstruktorzy T. Błiski, Z. Paluch, J. Chról, T. Sawczuk i J. Robak), rozwiązujący zagadnienie opracowania płaty lekkiej, trwałej, o nieskomplikowanej budowie i obsłudze oraz nie mającej ograniczeń temperaturowych użytkowania, pozwalającej na uzyskanie wymaga-

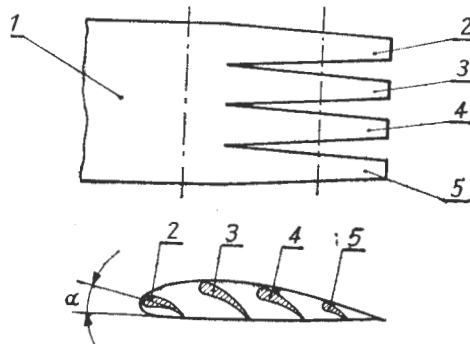


nej elastyczności płaty w płaszczyźnie pionowej, poziomej i w osi przekreślni łopaty w granicach dopuszczalnych naprężeń panujących w całym zakresie obciążeń eksploatacyjnych wirnika nośnego.

Płata wirnika nośnego śmigłowca składa się z głowicy 1 umocowanej współosiowo w otworze centralnej części 2, wykonanej z ramionami, mającymi kształt dwóch symetrycznych płetw 3 i 4, zakończonych czopami 5 i 6, osadzonymi w bezsmarowych łożyskach 7, ustalonych w korpusie 8 za pomocą pierścieni 9. Korpus 8 jest połączony przymocowanymi do niego łącznikami 10 i 11 z elastycznym przegubem 12, umocowanym w gnieździe 13 centralnej części 2. Nasada 14 łopaty jest umocowana do łączników 10 i 11 śrubami 15 i 16.

Wzór, opisany w BUP nr 22/1979 r., w klasie B64C, pod nr W.60872, chroniony jest trzema zastrzeżeniami.

● Wzór użytkowy pt. **Końcówka aerodynamiczna elementów nośnych statopłatów i wiroplątów** (autor T. Błiski), rozwiązująca



cy zagadnienie opracowania takiego ukształtowania końcówki, aby uzyskać zmniejszenie hałasu, szczególnie przy dużych prędkościach śmigieł i wirników.

Końcówka aerodynamiczna elementów nośnych statopłatów i wiroplątów jest zestawiona z częściowych płatów 2, 3, 4, 5, które są rozmieszczone jeden za drugim i pochylone o kąt α wynoszący 45° w stosunku do powierzchni dolnej łopaty 1. Płaty 2, 3, 4, 5 w przekroju poprzecznym mają kształt zbliżony do aerodynamicznego kształtu łopaty 1 i mieszczą się w obrysie tej łopaty. Tak ukształtowana końcówka może mieć zastosowanie do łopat statków powietrznych lub skrzydeł wentylatorów.

Wzór, opisany w BUP nr 22/1979 r., w klasie B64C, pod nr W.60645, chroniony jest dwoma zastrzeżeniami.

NARZĘDZIA I MATERIAŁY ZUŻYWALNE DLA OBSŁUGI

- 1 — szczypce do cięcia drutu skośne
- 2 — s. ostronose
- 3 — s. długonose
- 4 — młotek z noskiem kulistym
- 5 — m. (blacharski) skórzany
- 6 — m. miękki
- 7 — punktak
- 8 — p. o cienkim ostrzu
- 9 — trzpień ustawczy (do ustawiania współosiowo)
- 10 — wybijak, trzpień
- 11 — lutownica, kolba do lutowania
- 12 — lampa lutownicza
- 13 — palnik spawalniczy
- 14 — aparat do spawania łukiem osłoniętym
- 15 — nożyce wibracyjne (do blachy)
- 16 — szlifiarka
- 17 — tarcza szlifierska, t. ścierna
- 18 — suwmiarka
- 19 — noniusz
- 20 — macki, sprawdzian szczękowy
- 21 — m. zewnętrzne
- 22 — m. wewnętrzne
- 23 — mikrometr
- 24 — szczelinomierz
- 25 — sprawdzian tłoczkowy, s. trzpieniowy
- 26 — s. pierścieniowy, s. tulejowy
- 27 — ryśnik traserski, znacznik t.
- 28 — przymiar do wiertel
- 29 — sprawdzian gwintowy
- 30 — przymiar z zarysem gwintów, grzebień do gwintów
- 31 — czujnik zegarowy
- 32 — przymiar do promieni, promieniomierz
- 33 — narzędzia specjalne
- 34 — wykrętak do urwanych śrub
- 35 — narzędzie do rozwalcowywania rur
- 36 — szczypce do obciskania
- 37 — ustalacz (pokrycia)
- 38 — narzędzia do obsługi silnika
- 39 — korek
- 40 — otwór kalibrowany, dysza kalibrowana
- 41 — rozpórka, sworzeń montażowy
- 42 — ściągacz, wyciągacz
- 43 — łącznik
- 44 — ściskacz
- 45 — podstawa śrubowa, podpórka ś., dźwignik śrubowy
- 46 — uchwyt specjalny, przyrząd
- 47 — urządzenie, przyrząd
- 48 — zawieszka, belka, trawersa (do podnoszenia silnika)
- 49 — wciąganie łańcuchowy
- 50 — pierścień dla montażu silnika
- 51 — wyposażenie kontrolne silnika
- 52 — stoisko (próbné)
- 53 — zestaw próbny
- 54 — próbnik ciśnienia
- 55 — pęczka ultradźwiękowa
- 56 — wytłaczarka, prasa do wyciskania
- 57 — materiały zużywalne
- 58 — topnik
- 59 — pasta lutownicza
- 60 — woda lutownicza
- 61 — kalafonia
- 62 — lut, lutowie, stop lutowniczy
- 63 — materiały ścierne
- 64 — płótno ś.
- 64 — papier ścierny piaskowy
- 66 — drobne ziarno
- 67 — grube z.
- 68 — szmergiel, korund naturalny
- 69 — płótno szmerglowe
- 70 — pumeks
- 71 — róż polerski
- 72 — płótno polerskie
- 73 — wełna stalowa, wata s.
- 74 — aceton
- 75 — kwas chromowy
- 76 — k. chlorowodorowy, k. solny
- 77 — k. fluorowodorowy
- 78 — k. azotowy
- 79 — k. siarkowy
- 80 — klej uszczelniający
- 81 — klej z kauczuku silikonowego
- 82 — keton metyloetylowy, metyloetyloketon
- 83 — ropa naftowa
- 84 — grunt cynkowo-chromianowy
- 85 — azotan srebrowy w kryształkach
- 86 — wodorotlenek sodowy w tabletkach
- 87 — roztwór do obróbki chemicznej
- 88 — rozpuszczalnik z ropy naftowej
- 89 — trójchloroetan
- 90 — trójchloroetylen
- 91 — woda odmineralizowana
- 92 — w. dejonizowana
- 93 — rozpuszczalnik myjący, zmywacz
- 94 — farba uszczelniająca
- 95 — rozpuszczalnik szybko schnący
- 96 — klej
- 97 — środek konserwujący, ś. konserwacyjny
- 98 — ś. zwilżający
- 99 — alkohol izopropylowy
- 100 — roztwór do mycia silnika
- 101 — zmywacz alkaliczny
- 102 — emulgator, ś. emulgujący
- 103 — mieszanka przeciw zatarciu, ś. p. z.
- 104 — ś. do usuwania osadu węglowego
- 105 — ś. dla docierania
- 106 — ładunek do odmineralizowania (wody)
- 107 — osuszacz, żel krzemionkowy
- 108 — barwnik traserski, farba traserska
- 109 — płyn do sprawdzania szczelności
- 110 — nadtlenek wodoru
- 111 — drut do zabezpieczania (połączeń)

K.D.

MAINTENANCE TOOLS AND CONSUMABLE MATERIALS

- 1 — diagonal cutters, d. cutting nippers
- 2 — thin nose pliers
- 3 — long n. p.
- 4 — ball peen hammer
- 5 — rawhide h., r. mallet
- 6 — soft-face(d) h.
- 7 — centre punch, center p.
- 8 — prick p.
- 9 — drift p., alignment pin
- 10 — drift
- 11 — soldering iron
- 12 — blowtorch, blow torch
- 13 — welding blowpipe
- 14 — shielded arc torch
- 15 — nibbler
- 16 — grinder
- 17 — grinding wheel
- 18 — slide caliper (rule)
- 19 — vernier
- 20 — caliper
- 21 — outside calipers
- 22 — inside c.
- 23 — micrometer (caliper)
- 24 — thickness gage
- 25 — plug g.
- 26 — ring g.
- 27 — surface g.
- 28 — drill g.
- 29 — screw g.
- 30 — s. pitch g.
- 31 — dial g.
- 32 — radius g.
- 33 — special tools
- 34 — screw extractor
- 35 — tube flaring tool
- 36 — crimping pliers, crimper
- 37 — skin clamp
- 38 — engine handling tools
- 39 — plug
- 40 — calibrated orifice
- 41 — spreader
- 42 — puller
- 43 — adapter
- 44 — compressor
- 45 — jackscrew
- 46 — fixture
- 47 — rig
- 48 — sling
- 49 — chain hoist
- 50 — engine assembly ring
- 51 — e. test equipment
- 52 — (test) stand
- 53 — test set
- 54 — pressure tester
- 55 — ultrasonic cleaner
- 56 — squeezer
- 57 — onsumables, consumable materials
- 58 — flux
- 59 — soldering paste
- 60 — soldering liquid
- 61 — rosin
- 62 — solder
- 63 — abrasives
- 64 — abrasive cloth
- 65 — sand-paper
- 66 — fine grit
- 67 — coarse g.
- 68 — emery
- 69 — e. cloth
- 70 — pumice (stone)
- 71 — crocus
- 72 — crocus cloth
- 73 — steel wool
- 74 — acetone
- 75 — chromic acid
- 76 — hydrochloric a.
- 77 — hydrofluoric a.
- 78 — nitric a.
- 79 — sulphuric a.
- 80 — sealant adhesive
- 81 — silicone rubber adhesive
- 82 — methyl-ethyl-ketone
- 83 — petroleum
- 84 — zinc-chromate primer
- 85 — silver nitrate crystals
- 86 — sodium hydroxide pellets
- 87 — chemical treatment solution
- 88 — petroleum solvent
- 89 — trichlorethane
- 90 — trichlorethylene
- 91 — demineralized water
- 92 — deionized w.
- 93 — cleaning solvent
- 94 — sealing paint
- 95 — quick-drying solvent
- 96 — cement, adhesive c.
- 97 — preservative compound
- 98 — wetting agent
- 99 — isopropyl alcohol
- 100 — (engine washing) cleaning solution
- 101 — alkaline cleaner
- 102 — emulsifier
- 103 — antigalling compound
- 104 — carbon removing c.
- 105 — lapping c.
- 106 — demineralizer (cartridge)
- 107 — desiccant, silica gel
- 108 — layout dye
- 109 — leak check fluid
- 110 — hydrogen peroxide
- 111 — lockwire

EO/28/K/81

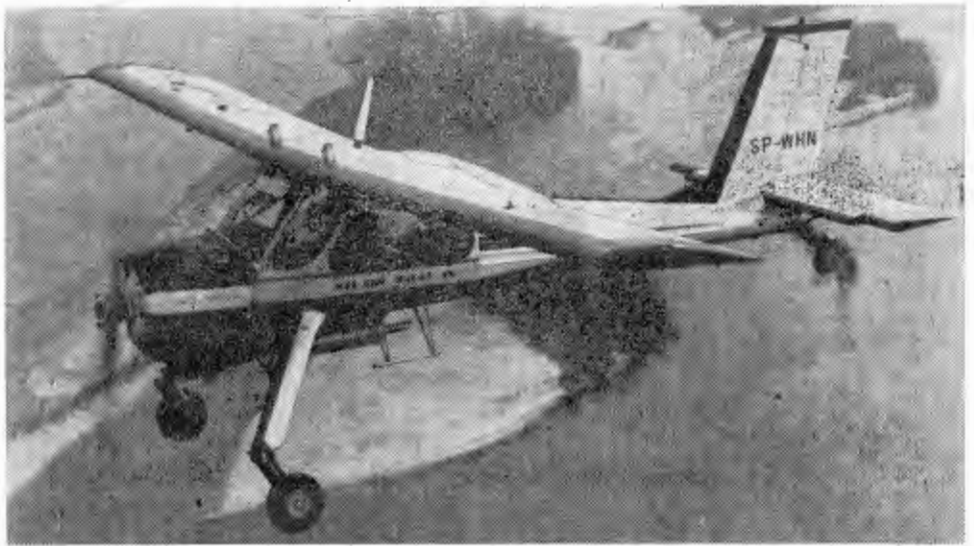
Type: Four-seat general-purpose light aircraft

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 slot 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 tall 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. Glassfibre 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 V 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) VJ-6B engine was flown for the first time on 24 April 1962. It was

followed by Wilga 2 with completely redesigned fuselage and tail unit, Wilga C with a 172 kW (225 hp) Continental O-470 engine and Wilga 3 with a 194 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 and as Wilga 3S for ambulance duties. 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 as Wilga 32, with a Continental O-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 500 Wilgas had been built by the end of 1979 for customers in 14 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

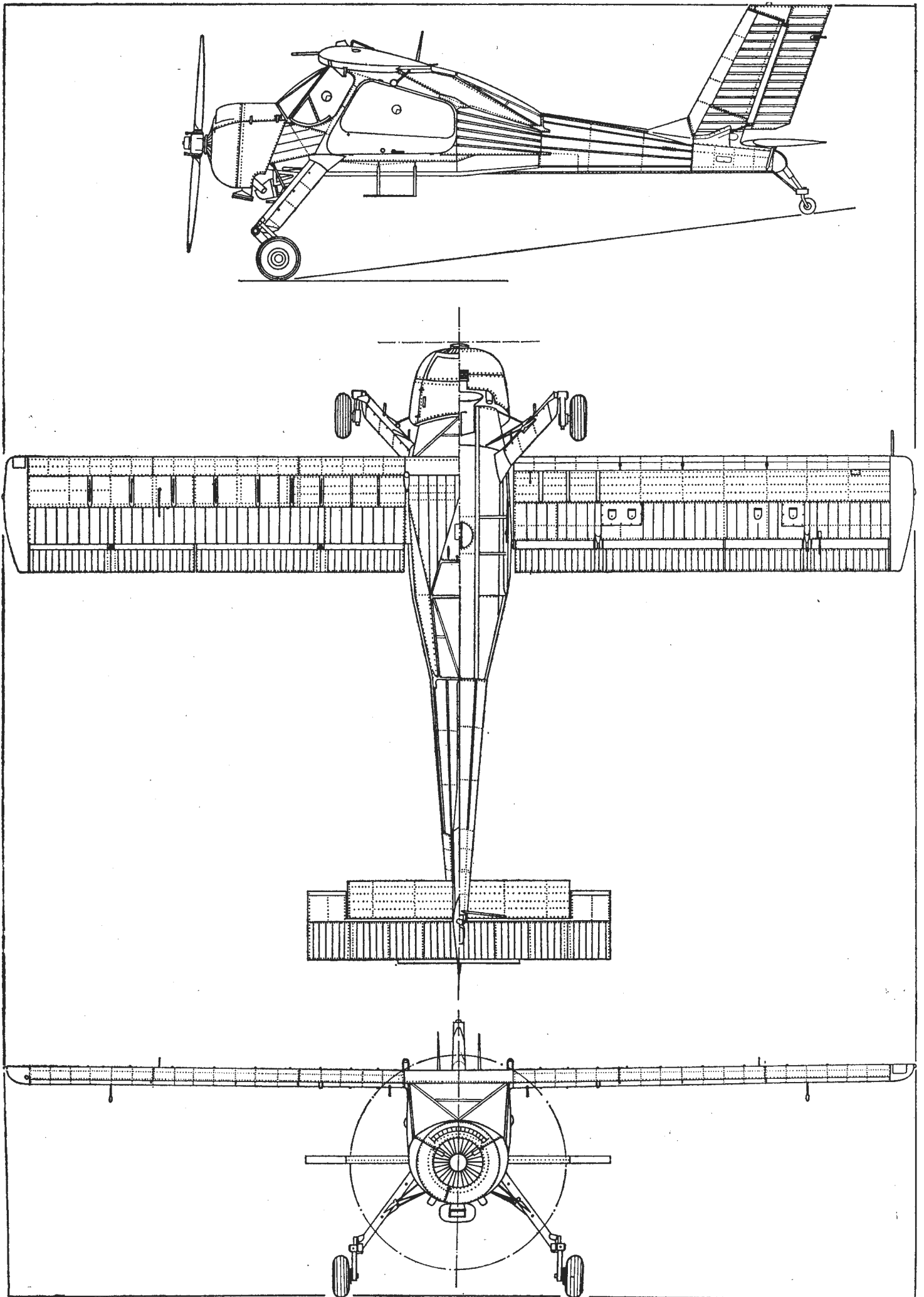
Wing span	11.12 m
Length overall	8.10 m
Height overall	2.94 m
Wheel track	2.85 m
Wheelbase	6.70 m
Wing area	15.50 m ²
Wing aspect ratio	7.95
Wing chord (constant)	1.40 m
Tailplane span	3.70 m
Tailplane area	3.16 m ²
Vertical tail area	1.89 m ²

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	210 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

W.K



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 on mass-balanced control surfaces. Fixed-incidence tailplane. One trim tab on elevator and one ground-adjustable tab on rudder.

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

Power plant: One 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.



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 developed by the old-

-established Morane-Saulnier Co. The prototype MS880A Rallye-Club with 67 kW (90 hp) engine flew for the first time on 10 June 1959 and the initial production version were MS880B Rallye-Club and MS885 Super Rallye. FAA certification was obtained on 21 November 1961. The SOCATA Rallye 100St obtained SGAC certification on 4 October 1974. A total of above 1200 Rallye aircraft of 100 series i.e. 100S, 100T, 100ST have been built by the end of 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 10 had been built by the end of 1979.

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

Weight and loadings

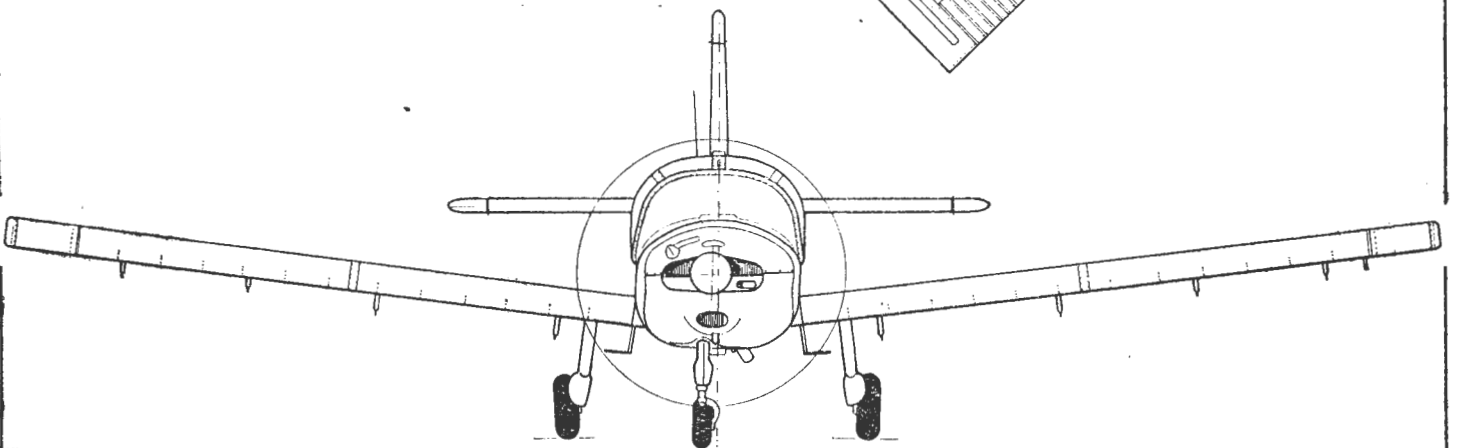
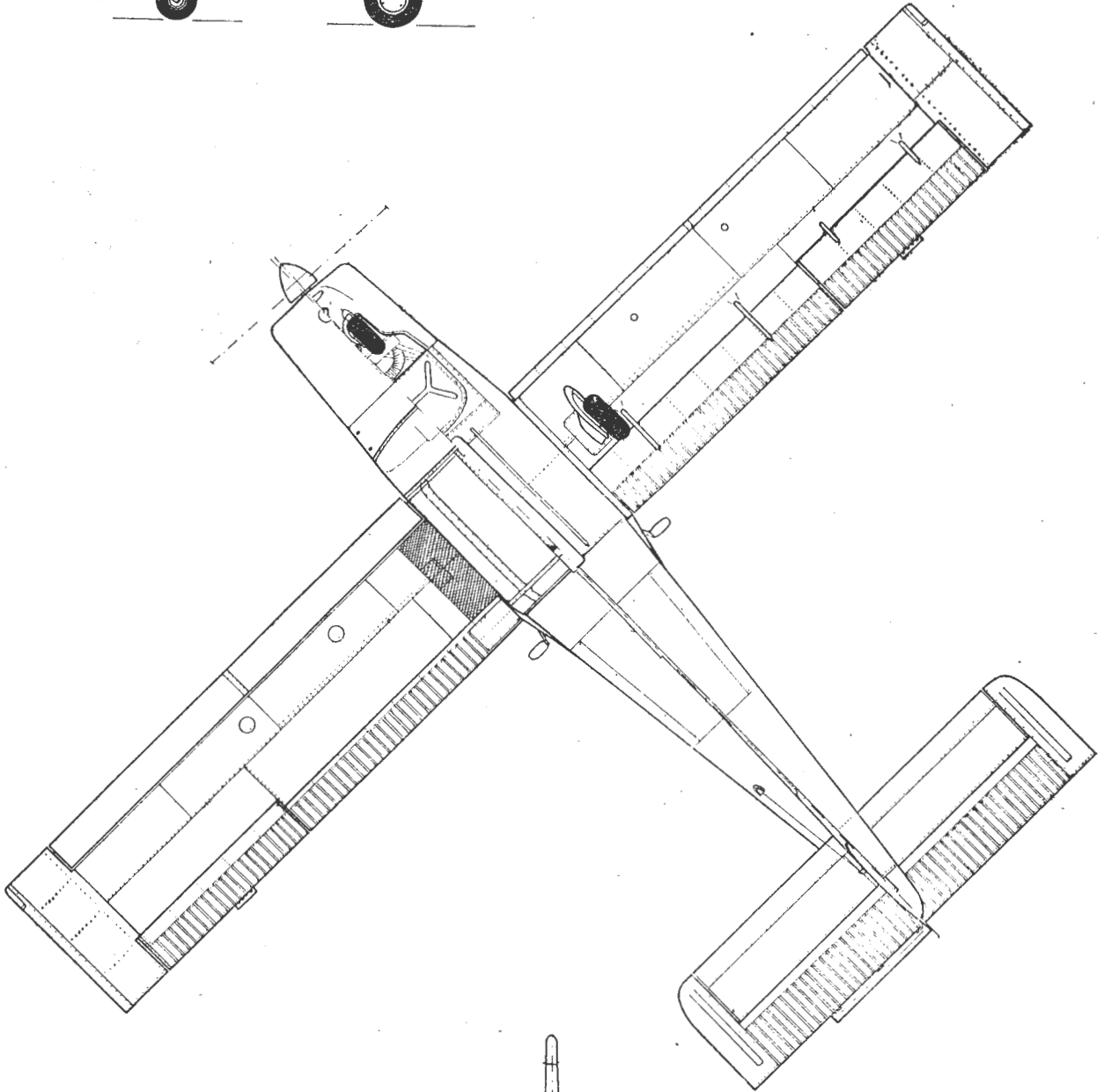
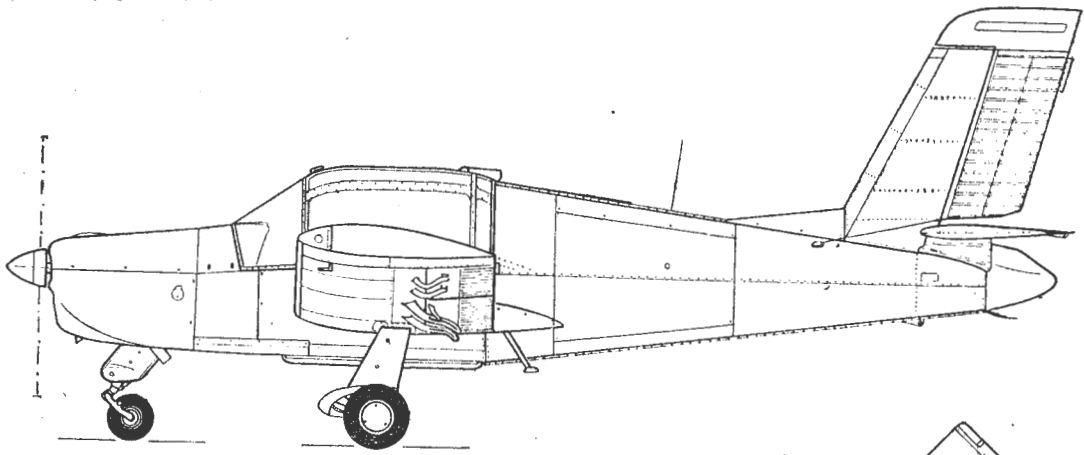
Weights empty, standard equipment 516 kg

Max T-C 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

W.K.



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 tips and constant chord. Clark Y wing section throughout span, except at tips. Dihedral 4° beginning at root. Incidence 6°6'. Sweep back 4° at quarter-chord. All-metal two-spar duralumin structure with metal and polyester fabric skin. Glassfibre wing tips. Full-span six-part fixed slats of glassfibre sandwich construction with foamed core. Three-part slotted ailerons of duralumin structure with polyester fabric skin. No tabs. Streamline Vee type bracing struts with jury 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 1000 kg chemical forward of cockpit. Quick-dumping system can release 1000 kg of chemical in less than 5 sec. 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-106A 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 and automatic tab in starboard elevator.

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

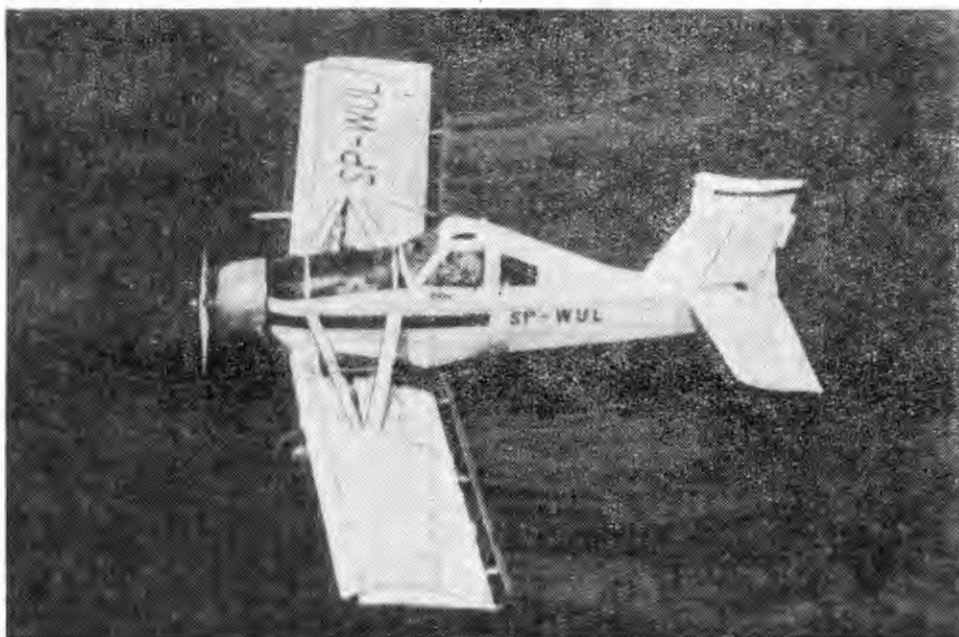
TECHNICAL DATA (values in parenthesis regard the PZL-106AR version)

Dimensions

Wing span	14.80 m
Length overall	9.10 (9.16) m
Height overall	3.32 m
Wheel track (static)	3.10 m
Wheelbase	7.41 m
Propeller ground clearance (tail up)	0.63 (0.39) m
Wing area	28.40 m ²
Wing aspect ratio	7.80
Wing chord (constant)	1.90 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	1610 (1685) kg
Normal T-O weight with 1000 kg of chemicals	2800 (3000) kg



Power plant: One 141 kW (592 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 300 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.

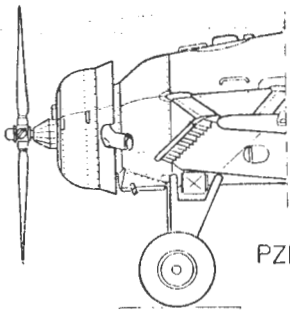
DESIGN DEVELOPMENT: PZL-106 aircraft was designed in 1972 by a PZL-Okecie team led by Andrzej Frydrychewicz. The first prototype was built in seven months and flown for the first time on 17 April 1973 by Jerzy Jędrzejewski. Second prototype flew for the first time on October 1973. These two prototypes are powered by a 298 kW (400 hp) Avco Lycoming engine. Third prototype was flown on October 1974 with a Polish-built 441 kW (592 hp) PZL-3S engine. Production aircraft designated PZL-106A are also fitted with such an engine. Production aircraft obtained cruciform tail unit instead of earlier T-tail. The PZL-106AR version powered by geared PZL-3SR engine (0.7:1 gear ratio) with US-133000 3.1 m diameter propeller was flown for the first time on 15 November 1978. A total of 125 PZL-106s had been built by the end of 1980, including 24 exported to East Germany.

Max T-O and landing weight in normal category	3000 kg
Max chemical load	1000 kg
Max wing loading	105.6 kg/m ²

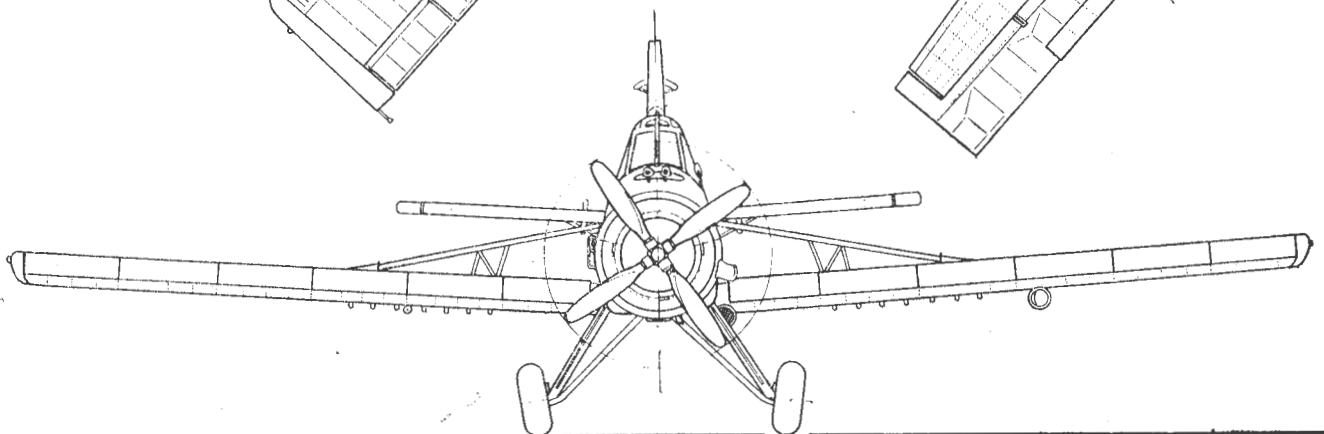
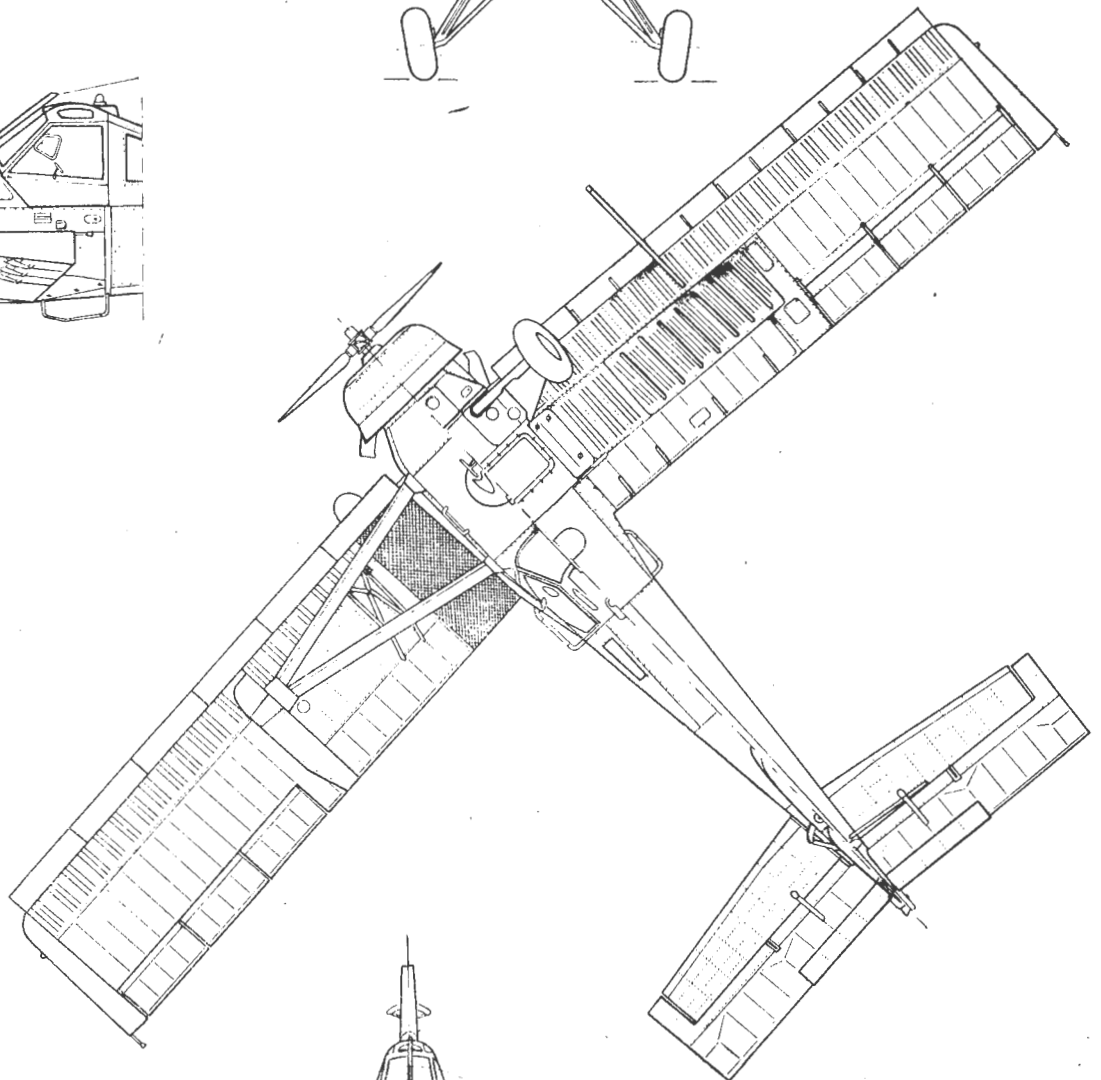
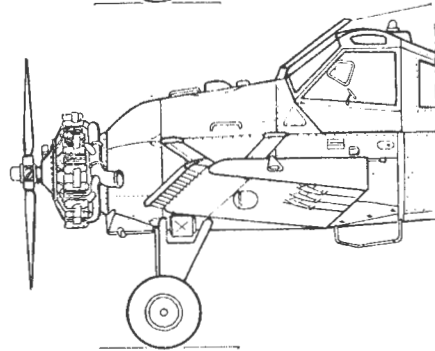
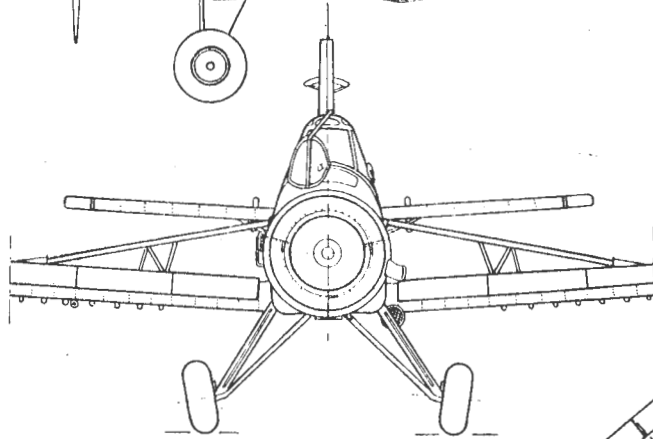
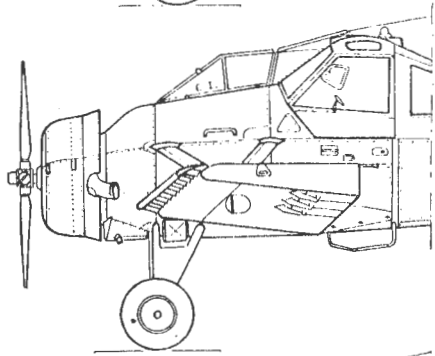
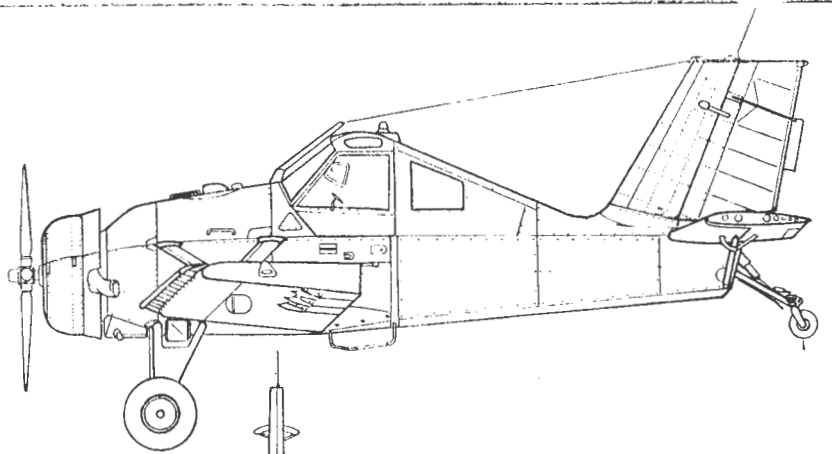
Performance at 2800 (3000) kg AUV

Never-exceed speed	260 km/h
Max level speed at S/L	211 km/h
Max cruising speed at S/L	180 km/h
Operating speed	120÷160 km/h
Stalling speed at S/L	92 km/h
Max rate of climb at S/L	4.0 (4.5) m/s
Service ceiling	4000 (4200) m
T-O and landing run with agricultural equipment	220/210 (240/210) m
T-O to 15 m with agricultural equipment	480 (390) m
Landing from 15 m	410 (370) m
Range with max fuel	400 (680) km
Range with hopper filled with fuel	1500 (2000) km

W.K.



PZL-106 AR



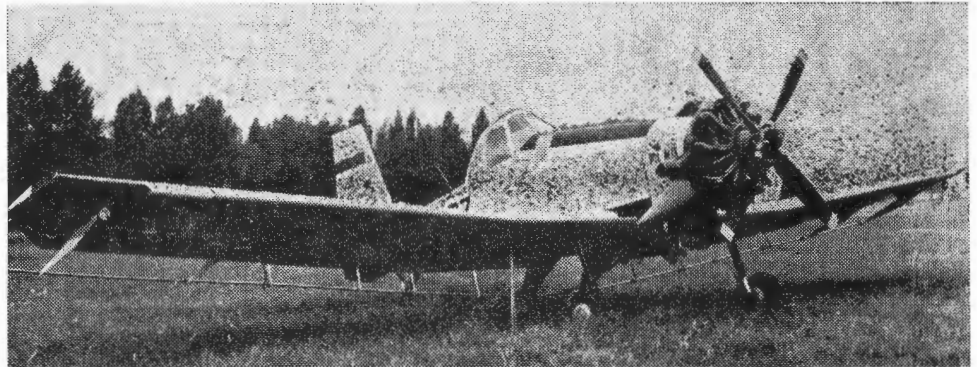
Type: Single-seat agricultural aircraft

DESIGN: Single-engined low-wing aircraft with conventional tail unit and tailwheel-type landing gear designed on the basis of Rockwell International Thrush Commander S-2R. All-metal construction with external surface corrosion proof 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 glassfibre top and rear parts, sealed and ventilated. Quick-opening door on each side. Portside door emergency jettisonable. Cockpit structure withstands 40 g impact. Adjustable pilot's seat and shoulder-type safety harness. Adjustable rudder pedals. Baggage compartment aft of seat. Glassfibre hopper of 2500 litre capacity forward of cockpit. Transparent rear wall of hopper with indicator of chemical level. Deflector cable from cabin to fin.

Tail unit: All-metal structure. Vertical tail with corrugated skin. Braced tailplane of rectangular form. Elevator and rudder aero-



Fot. W. Garbarczyk

dynamically and mass-balanced. Elevator actuated by push-rods, rudder — by cables. Trim tabs in elevator, actuated by push-rods.

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-castoring tailwheel with oleo-pneumatic shock-absorber and tire 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: In accordance with the agreement between Rockwell International and PZL a PZL-Mielec team led by Józef Oleksiak designed in 1976 the modified version of S-2R Thrush Commander. New aircraft, designated M18 Dromader and equipped with higher-power engine, utilizes the fuselage, outer wing parts and agricultural equipment of Thrush Commander aircraft and meets the requirements of FAR 23. First prototype was flown on 27 August 1976 by Andrzej Pamuła and second prototype — on 2 October 1976. The fire-fighting version was tested for the first time on 11 November 1978. Up to 1981 were built 50 aircraft. Since late 1980 is built version M18A.

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 loading

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

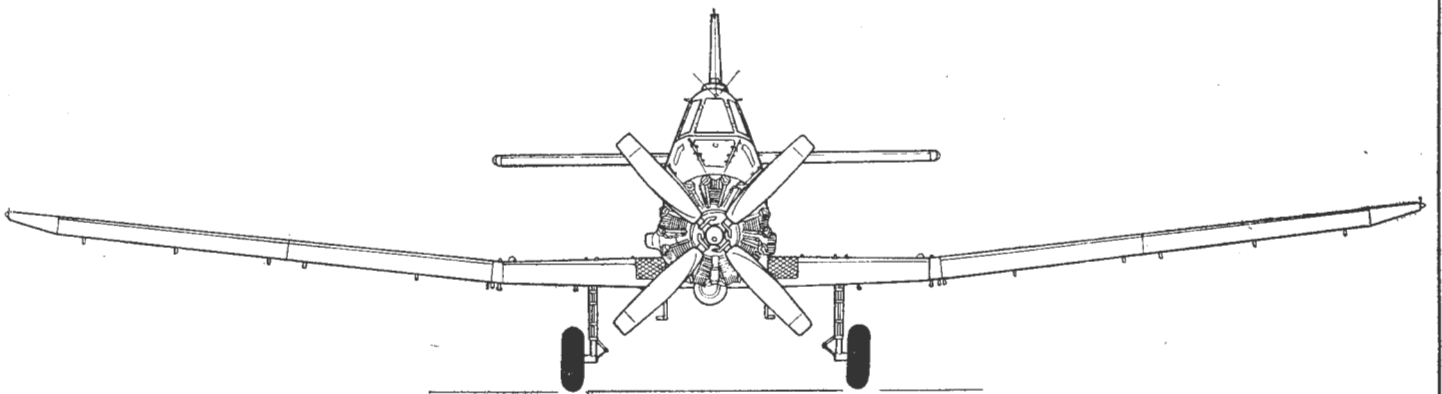
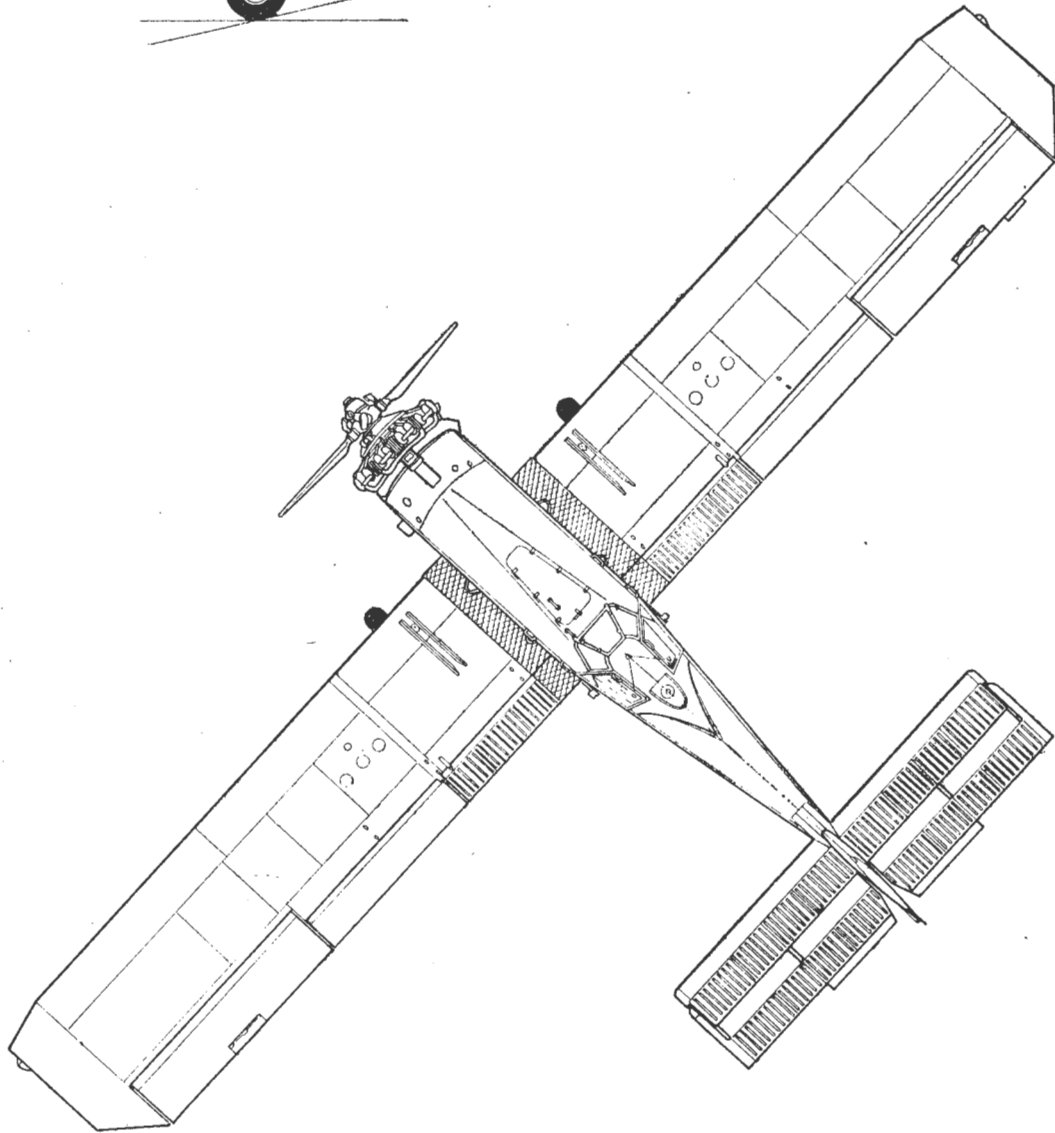
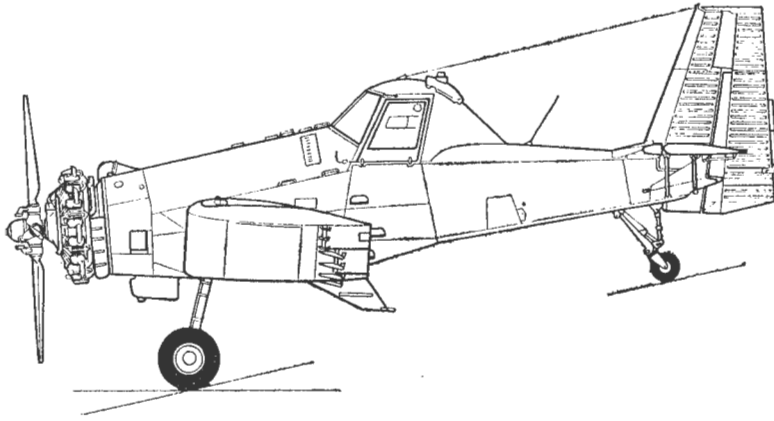
Performance at 4200 kg without ag equipment

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 rate, 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

W.K.



Type: Six/seven-seat executive aircraft

DESIGN: Twin-engined low-wing aircraft with conventional tail unit and tricycle landing gear being a modified version of Piper PA-34 Seneca II with PZL-Franklin engines instead of original Continental engines. All-metal structure.

Wings: Cantilever low-wing monoplane of rectangular form. Dihedral 7° beginning at roots. No sweep. Single-spar light alloy structure with light alloy skin of 0.4÷1.3 mm thickness. Frise type allerons of monocoque structure, mass-balanced. Wide-span slotted flaps of light alloy semi-monocoque structure, manually operated. Glassfibre wingtips. Pneumatic anti-icing system of Goodrich.

Fuselage: Light alloy semi-monocoque structure with skin of 0.5÷1.0 mm thickness. Fuselage nose, rear cabin door and nose baggage compartment door of glassfibre construction. Fuselage rear fairing of thermo-plasticity resin. Heated and ventilated cabin seating six people on pairs on individual seats with 0.25 m centre aisle. Optional seventh seat between two centre seats. Dual control standard. Pilot's storm window. Two forward-hinged doors, one on starboard side at front, the other on port side at rear. Large optional door adjacent to rear cabin door provides an extra-wide opening for loading bulky items. Passenger seats removable easily to provide different seating/baggage/cargo combinations. Space for 45 kg baggage at rear of cabin, and for 45 kg in nose compartment with external access door on port side.

Tail unit: Cantilever light alloy structure. Fin of semi-monocoque structure with light alloy 0.8 mm skin, integral with fuselage. Glassfibre fin tip and fairing. Aerodynamically and mass-balanced rudder with light alloy 0.5 mm skin and anti-servo tab. One-piece all-moving tailplane of semi-monocoque structure with light alloy 0.4÷0.8 mm skin and combined anti-balance and trim tab. Pneumatic anti-icing system of Goodrich.



coque structure with light alloy 0.4÷0.8 mm skin and combined anti-balance and trim tab. Pneumatic anti-icing system of Goodrich.

Landing gear: Hydraulically retractable tricycle type. Emergency free-fall extension system. Steerable nose-wheel. High-capacity double-disc brakes. Parking brake.

Power plants: Two 164 kW (220 hp) PZL-Franklin 6A-350-C flat-six engines driving two-blade constant speed metal propellers of 2800 rpm. Fuel in two tanks in wings, with a total capacity of 371 litres of which 532 are usable. Optional 57 litre auxiliary tank in each wing to provide a max capacity of 485 litres of which 466 litres are usable. Glassfibre engine cowlings.

Equipment: Electro-hydraulic system for landing gear retraction. Electrical system

powered by dual 12 V 65 A alternators and 12 V 35 Ah battery. IFR instrumentation standard.

DESIGN DEVELOPMENT: PZL-M20 Mewa is licence-built modified version of Piper PA-34 Seneca II with PZL-Franklin engines instead of Continental engines. On 23 September 1971 Piper announced a new twin-engined light aircraft of PA-34 designation and Seneca name. The 1975 version of this aircraft was redesignated Seneca II. In respect to earlier version were introduced following changes: applying of electric fuel boost pump for cold weather priming and emergency backup; new cabin combustion heater; optional auxiliary 57 litre tanks. The first PZL-M20 Mewa assembled in PZL-Mielec flew for the first time on 25 July 1979.

TECHNICAL DATA

Dimensions

Wing span	11.85 m
Length overall	8.73 m
Height overall	3.02 m
Wheel track	3.38 m
Wheelbase	2.13 m
Wing area	19.39 m ²

Weights and loadings

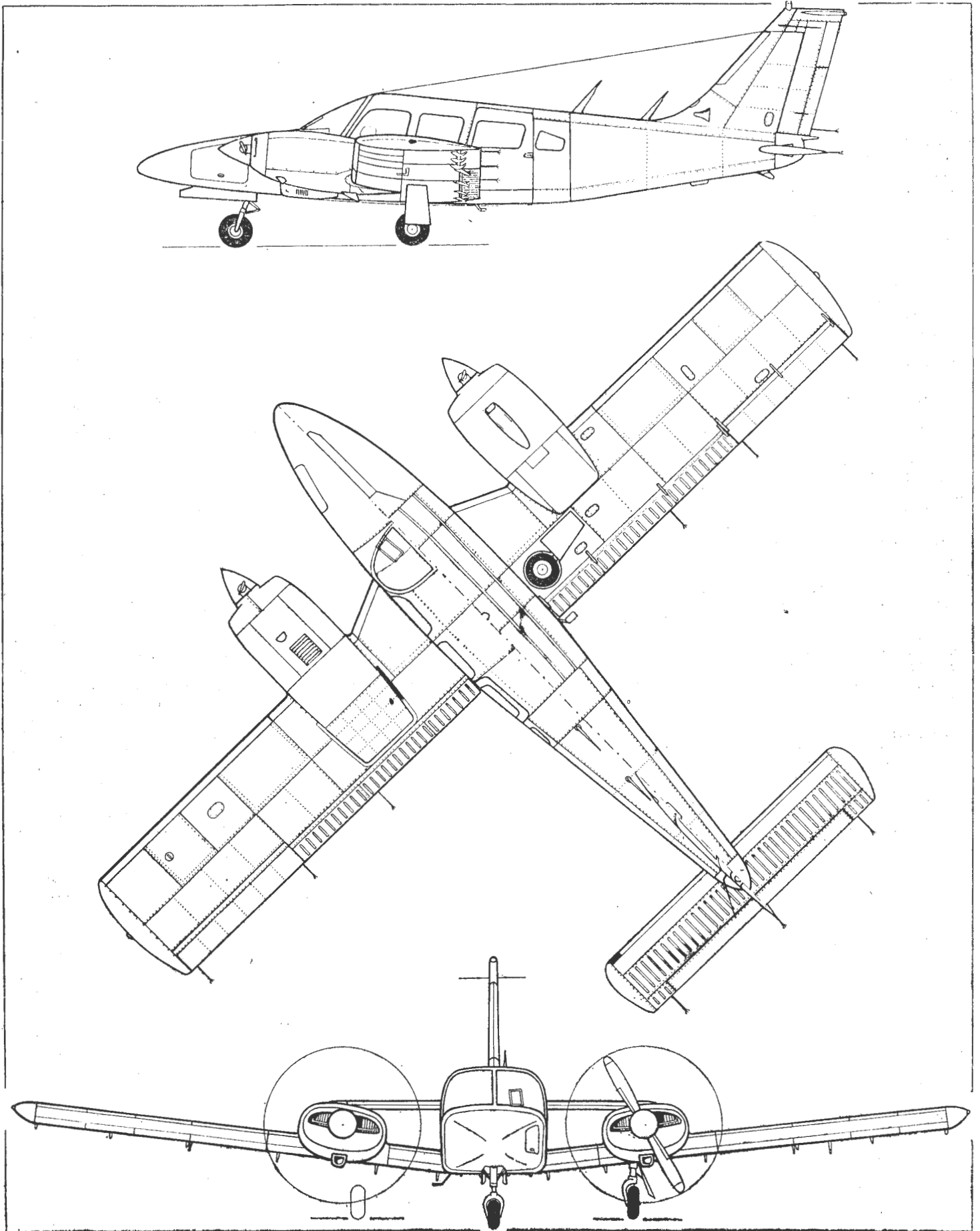
Weight empty, equipped	1264 kg
Max T-O weight	2073 kg
Max landing weight	1969 kg
Max wing loading	107.4 kg/m ²
Max power loading	12.64 kg/kW

Performance with Continental engines, at max T-O weight

Max level speed at 4265 m 367 km/h

Max cruising speed, 75% power at 1600 m	351 km/h
Normal cruising speed, 65% power at 6705 m	333 km/h
Econ cruising speed, 55% power at 7315 m	301 km/h
Stalling speed, wheels and flaps down	111 km/h
Rate of climb at S/L	6.80 m/s
Rate of climb at S/L, one engine out	1.15 m/s
Max approved operating altitude	7620 m
Service ceiling, one engine out	4085 m
T-O run, flaps up	335 m
T-O run, 25° flap	274 m
T-O to 15 m, flaps up	445 m
T-O to 15 m, 25° flap	378 m
Landing from 15 m at max landing weight	637 m
Landing run at max landing weight	421 m
Range, 75% power at 4880 m with 45 min reserves:	
Standard fuel	1007 km
Max optional fuel	1448 km
Range, 55% power at 4880 m with 45 min reserves:	
Standard fuel	1128 km
Max optional fuel	1625 km.

W.K.



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 WSK-Mielec 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 windscreens are electrically de-iced. Cabin ventilation by ram-air intakes. Air-conditioning system in An-2R.

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

Landing gear: Non-retractable split-axle type, with long-stroke oleo shock-absorbers. Main wheel tyres size 800 x 260 mm, pressure



230 kPa (2.3 kg/cm²). Pneumatic brakes on main units. Fully-castering and self-centering tailwheel with electro-pneumatic lock. Interchangeable ski landing gear available optionally.

Power plant: One 736 kW (987 hp). Shvetsov ASh-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 tailwheel 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 transceivers, 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 (1000 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 original 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—9000 An-2s were built.

TECHNICAL DATA

Dimensions

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

Weights and loadings

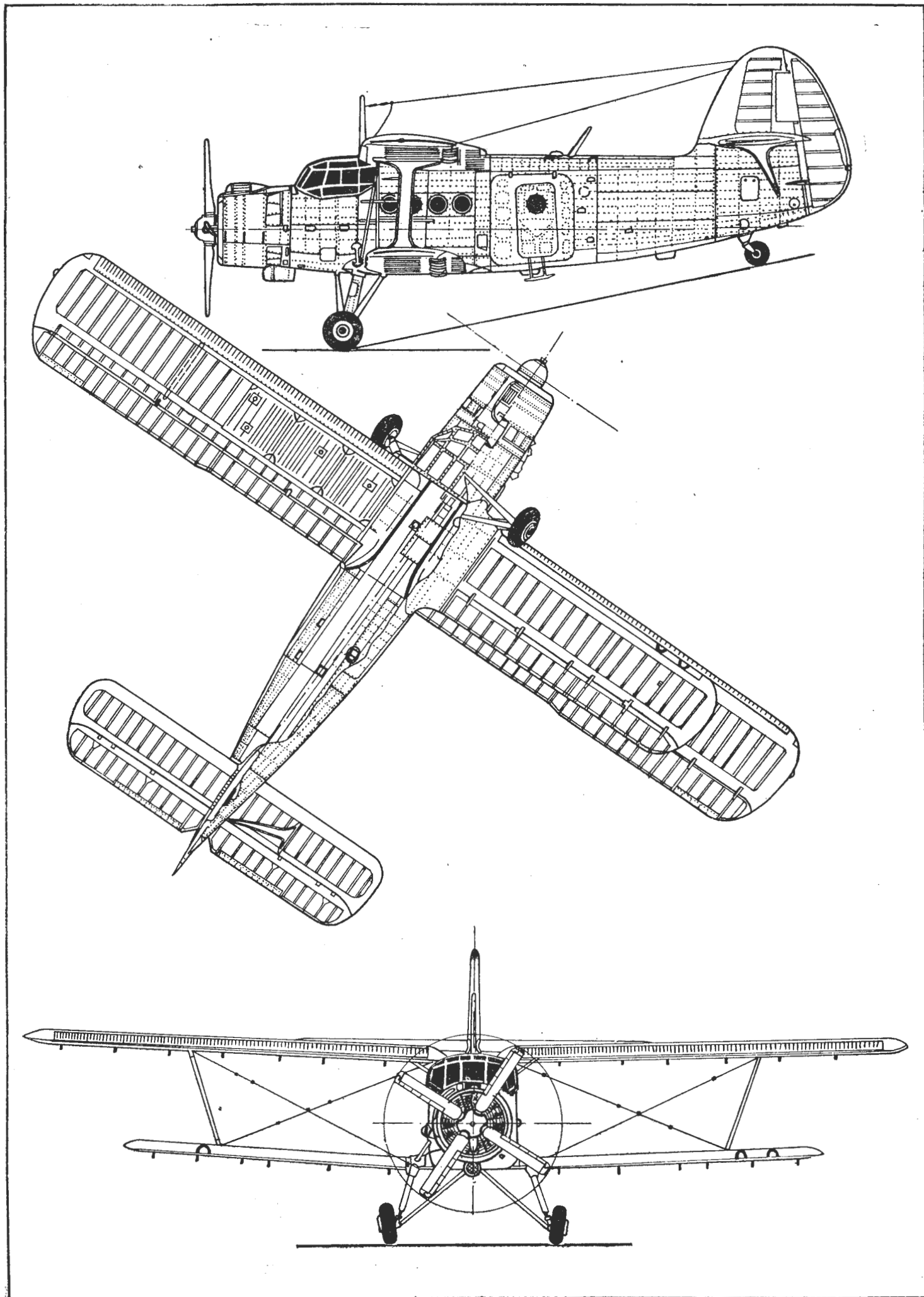
Weight empty	3450 kg
Max T-O weight	5500 kg
Useful load	2050 kg

Max wing loading	76.82 kg/m ²
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

A.G.



Type: Twin-turbine general-purpose light helicopter

VERSIONS:

- convertible passenger/cargo transport,
- passengers-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.

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 gear-box 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 20 V 16 kVA three-phase alternator. 24 V DC system, with two 28 Ah lead-acid batteries. Standard equipment includes two transceivers, gyro compass, radio compass, radio altimeter, intercom system and 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 1963. Production by WSK-Swidnik began in 1965, and this factory has since built over 3500 in a variety of version 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

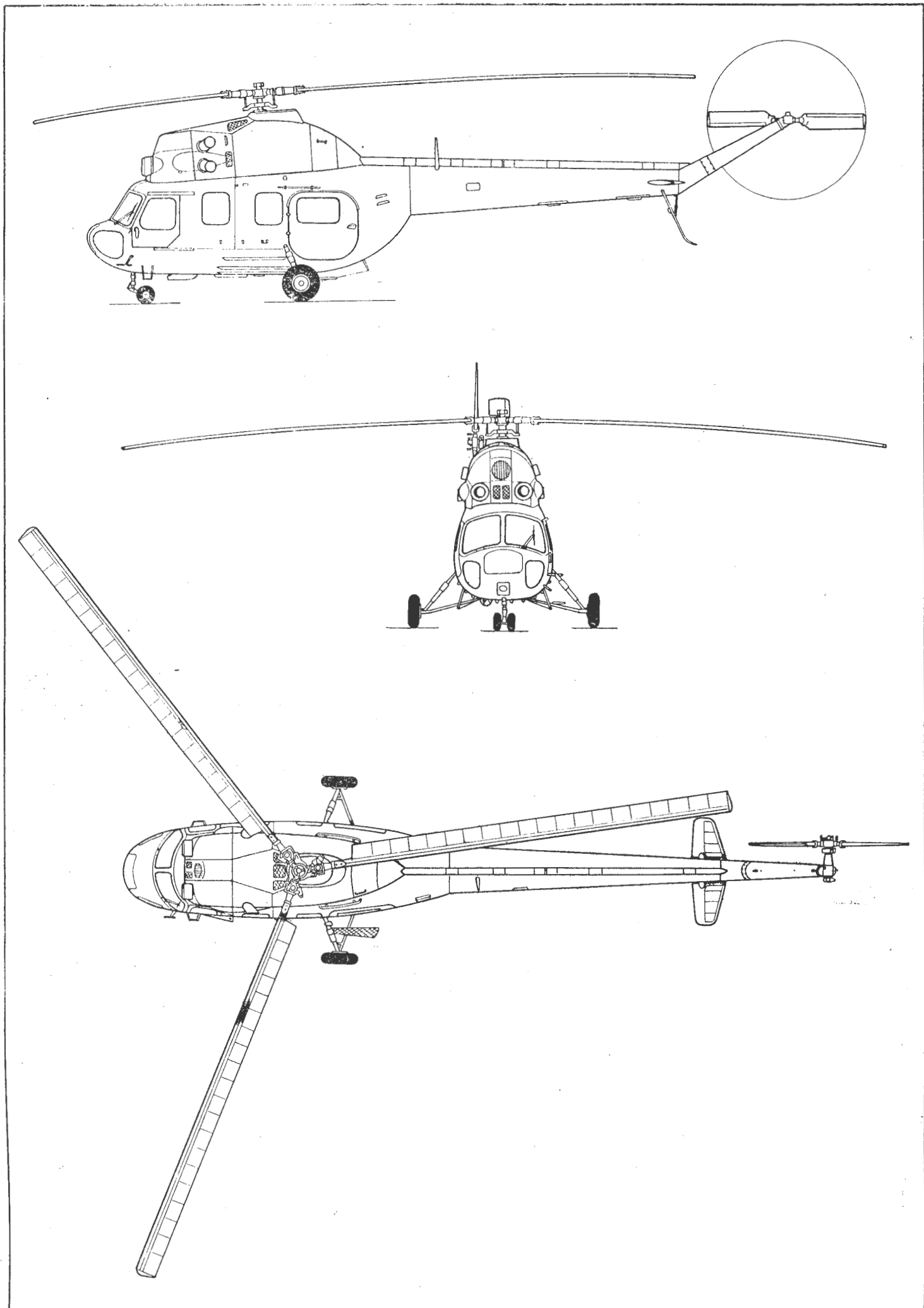
Weights and loadings

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 reserve	580 km
Range at 500 m with max payload, 5% fuel reserve	170 km.

A.G.



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

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

Rotor system: Three-blade fully articulated main rotor and two-blade tail rotor. Longitudinal, lateral and collective pitch control of main rotor by three hydraulic boosters. Rotor brake fitted. Electrical anti-icing system for rotor blades optional.

Rotor drive: Transmission includes main rotor, intermediate and tail rotor gearboxes, each with oil sight gauge and magnetic plug. Main rotor gearbox equipped additionally with oil cooling system, oil temperature and pressure gauges and tachometer. Anti-friction bearing on tail rotor shaft.

Fuselage and tail unit: Conventional semi-monocoque fuselage and circular-section monocoque tailboom with horizontal stabilizer. Cabin with pilot (on port side) and co-pilot or passenger adjustable and removable front seats, each fitted with safety belt. Dual controls optional. Two/three-persons bench seats and a single or double seat at rear of cabin, all removable — for carriage of cargo, stretchers, agricultural equipment — and fitted with safety belt. Jettisonable door on each side at front (port door of sliding type) and larger passenger/cargo door at rear on port side. Windscreen wiper for pilot standard, for co-pilot optional. Cabin floor with cargo and stretcher tiedown rings. Hoist and cargo sling attachment points standard. Cabin heating and air-conditioning system and sand filters optional.

Landing gear: Non-retractable tricycle type and tailskid. Twin-wheel castoring nose unit, single wheel on each main unit. Main wheels fitted with pneumatic brakes.



Fot. A. Glass

Power plant: Two Allison 250-C20B turboshaft free power turbine engines, mounted side by side above cabin, each rated at 313 kW (420 shp) for T-O and 30 min power, 298 kW (400 shp) max continuous power and 276 kW (370 shp) for max cruise. Usable fuel capacity of 600 litres standard and additional 480 litres in auxiliary tanks optional.

Equipment: King KX-175BE com/nav, KR-85 digital ADF, KT-76 transponder and VFR instrumentation, all standard. Optional avionics include King KWX-50 digital weather radar, KRA-10 radar altimeter and KN-65A-03 DME. Electrical system includes two 28 V 150 A DC starter/generators, two 115 V 250 A 400 Hz static inverters, two 20 V/115 V 55 VA 400 Hz transformers and a 25 Ah nickel-cadmium battery. 16 kVA alternator for anti-icing system optional. External power receptacle. Apart of cabin lighting, three navigation lights, adjustable

landing light and anti-collision light, all standard. Dual fire detection and extinguishing systems for engines, single system for transmission.

Operational equipment: According to mission the Kania can be equipped with a 1000 kg capacity stabilised cargo sling, 120 kg capacity hoist, stretchers and casualty care equipment, and agricultural spraying or dusting systems.

DESIGN DEVELOPMENT: In collaboration with the Detroit Diesel Allison of General Motors Corp. in the USA, PZL helicopter factory at Swidnik is developing a light helicopter, named Kania, powered by two Allison 250-C20B turboshaft engines. In addition to a standard passenger version the Kania is intended for cargo, agricultural, ambulance and other roles. The prototype of Kania was first flown on 3 June 1979.

TECHNICAL DATA

Dimensions

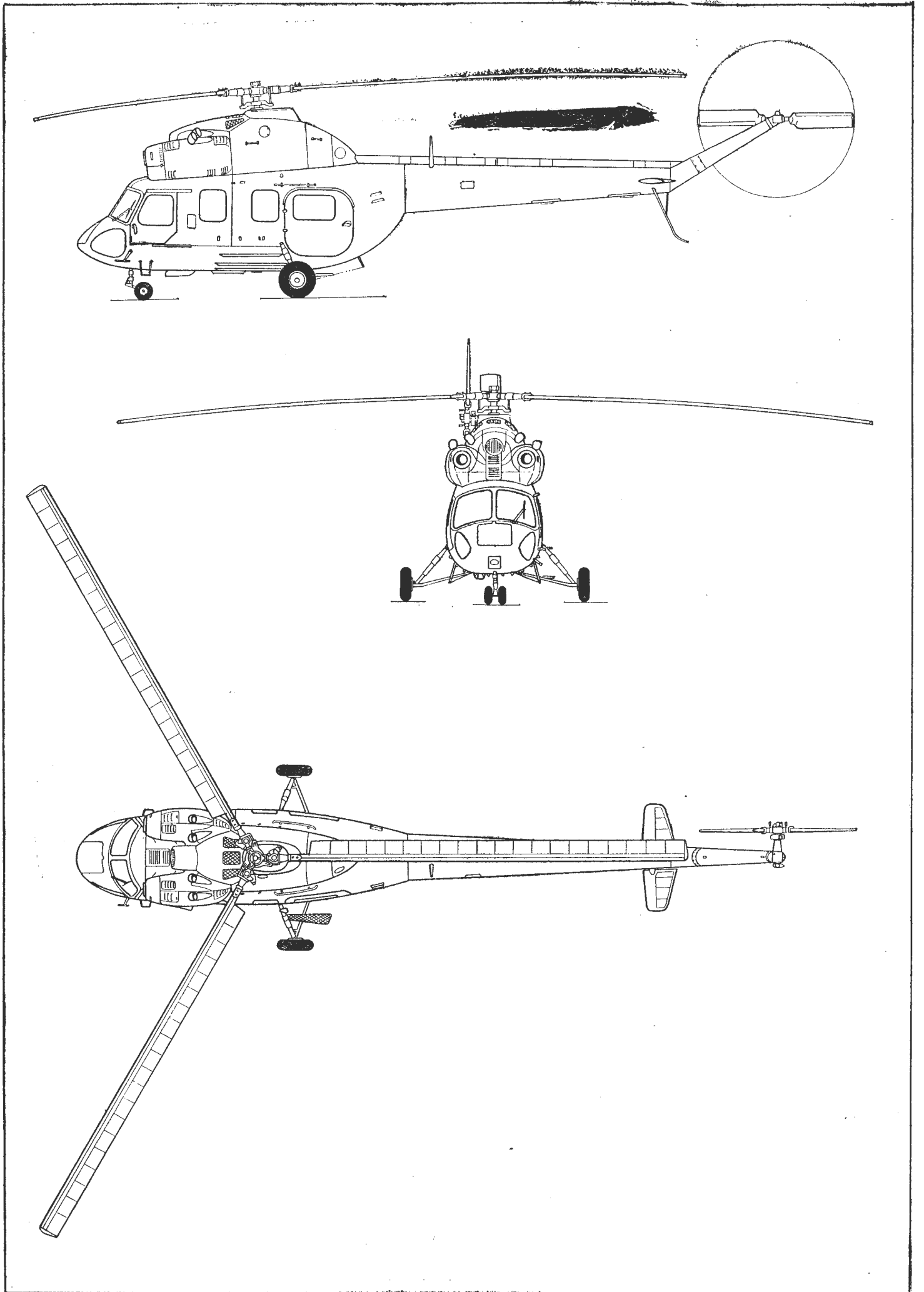
Diameter of main rotor	14.56 m
Diameter of tail rotor	2.70 m
Length overall, rotor turning	17.35 m
Length of fuselage	11.95 m
Height to top of rotor hub	3.75 m
Stabilizer span	1.84 m
Wheel track	3.05 m
Wheelbase	2.63 m
Tail rotor ground clearance	1.80 m
Main rotor disc area	168.50 m ²
Tail rotor disc area	5.725 m ²
Cabin dimensions	
length incl. flight deck	4.07 m
max width	1.50 m
max height	1.62 m
floor area	5.68 m ²
volume	7.766 m ³

Weights

Weight empty, standard	2140 kg
Useful load	1250 kg
Normal T-O weight	3350 kg
Max T-O weight	3550 kg

Performance for clean configuration at T-O Weight 3350 kg

Max cruising speed at S/L	210 km/h
Econ cruising at S/L	190 km/h
Rate of climb at S/L	5.9 m/s
Rate of climb at S/L, one engine out	1.1 m/s
Service ceiling	4000 m
Hovering ceiling at T-O power, IGE	1940 m
Hovering ceiling at T-O power, OGE	1240 m
Max range, standard fuel, no reserves, S/L	476 km
Max range with auxiliary tanks, with reserve 20 min	710 km
Max endurance, conditions as above	3 h 27 min
Fuel consumption at econ. cruising speed, S/L	0.89 kg/km W.K.





Type: Single-seat high-performance Standard Class sailplane

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

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

Fuselage: The monocoque glassfibre stressed structure stiffened in the rear part

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

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

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

Equipment: Standard equipment consists of airspeed indicator, altimeter, variometer, turn indicator and compass. Optional items: artificial horizon, transceiver and oxygen equipment.

DESIGN DEVELOPMENT: SZD-48 Jantar Standard sailplane was designed by Władysław 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 201 SZD-48 had been built by the end of 1980 and a total of 361 of all Jantar Standards. On 10 October 1978 was flown for the first time the SZD-49 Jantar K, 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

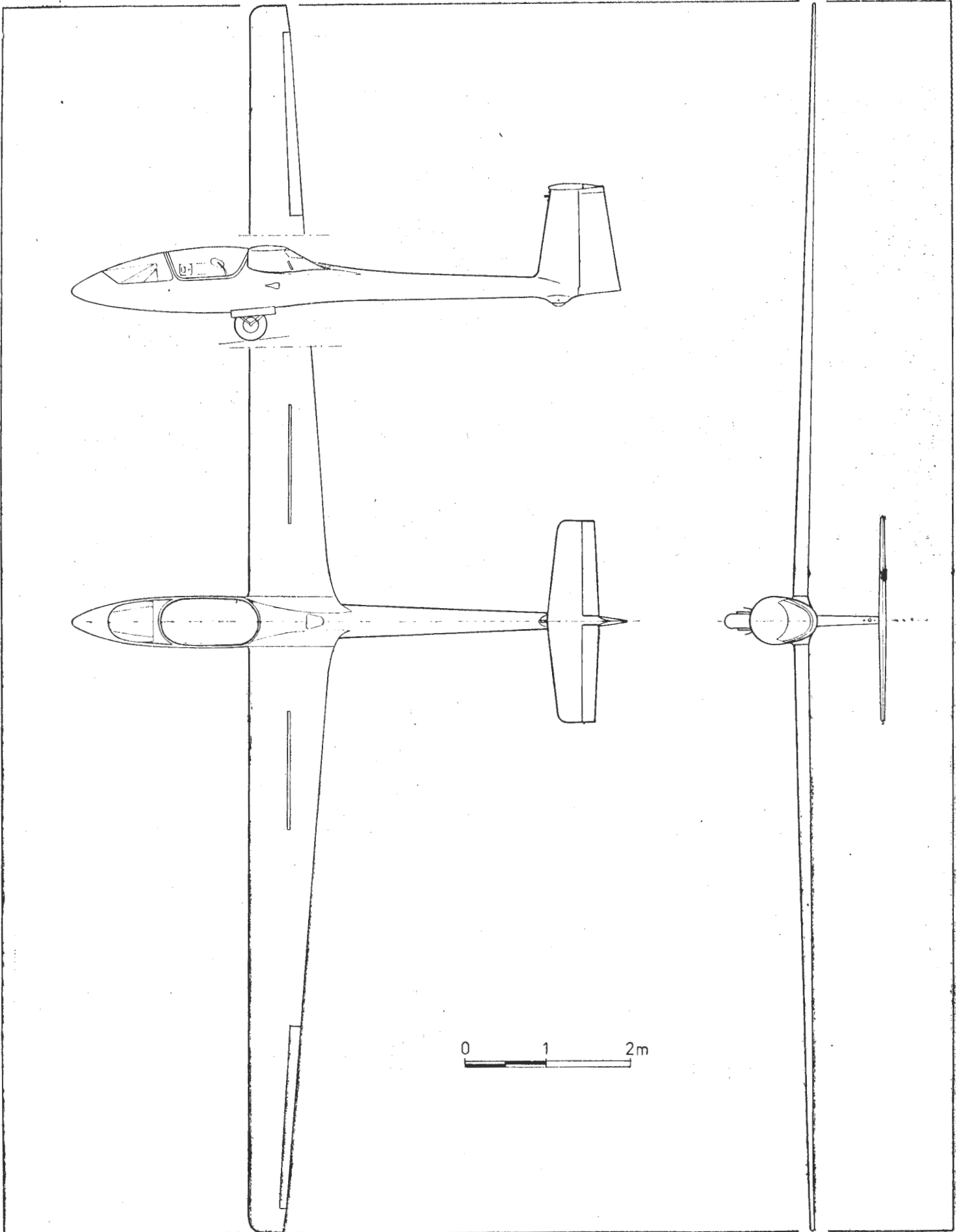
Weights and loadings

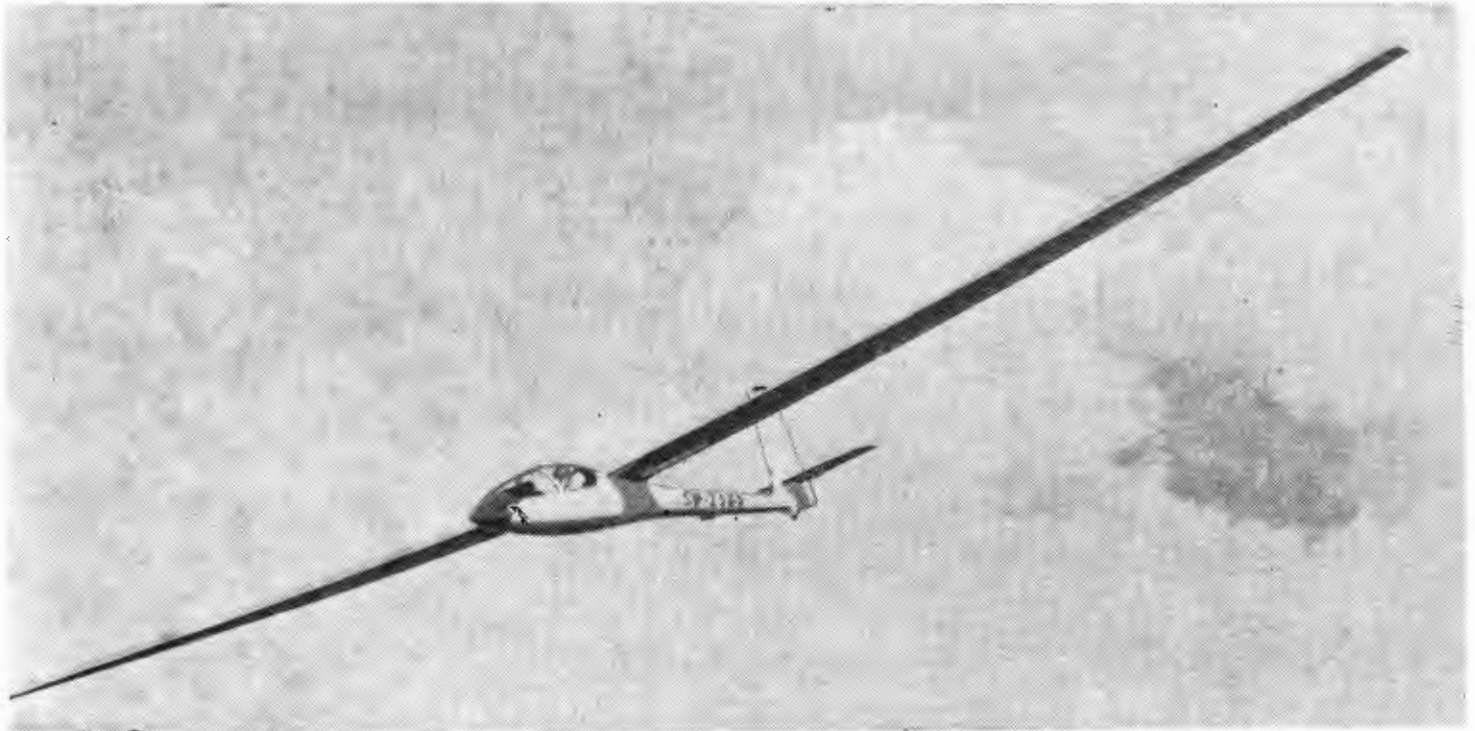
Weight empty, equipped	265 kg
Max T-O weight without water ballast	385 kg
with water ballast	535 kg
Max wing loading	50 kg/m ²

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

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 allerons 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 DFC-type airbrakes above and below each wing. Allerons, 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 c.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 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 is the newest version in production since 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 46 Jantar 2Bs had been built by the end of 1980 and total of 128 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	356 ± 6 kg
Max T-O weight without water ballast	482 kg

with water ballast
Max wing loading
g limits at 54°C

649 kg
45.6 kg/m²
+5.30/-2.65

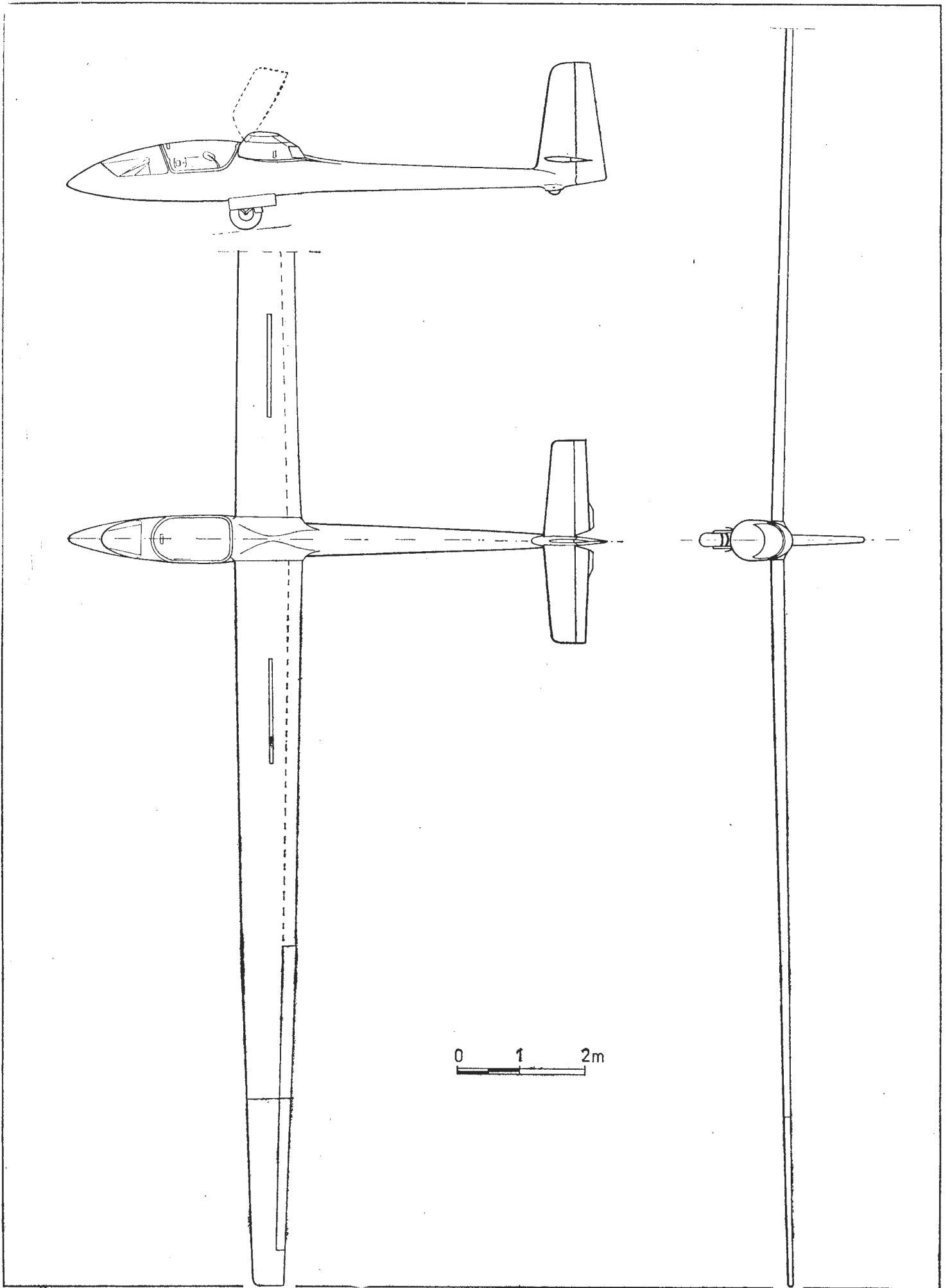
Performance

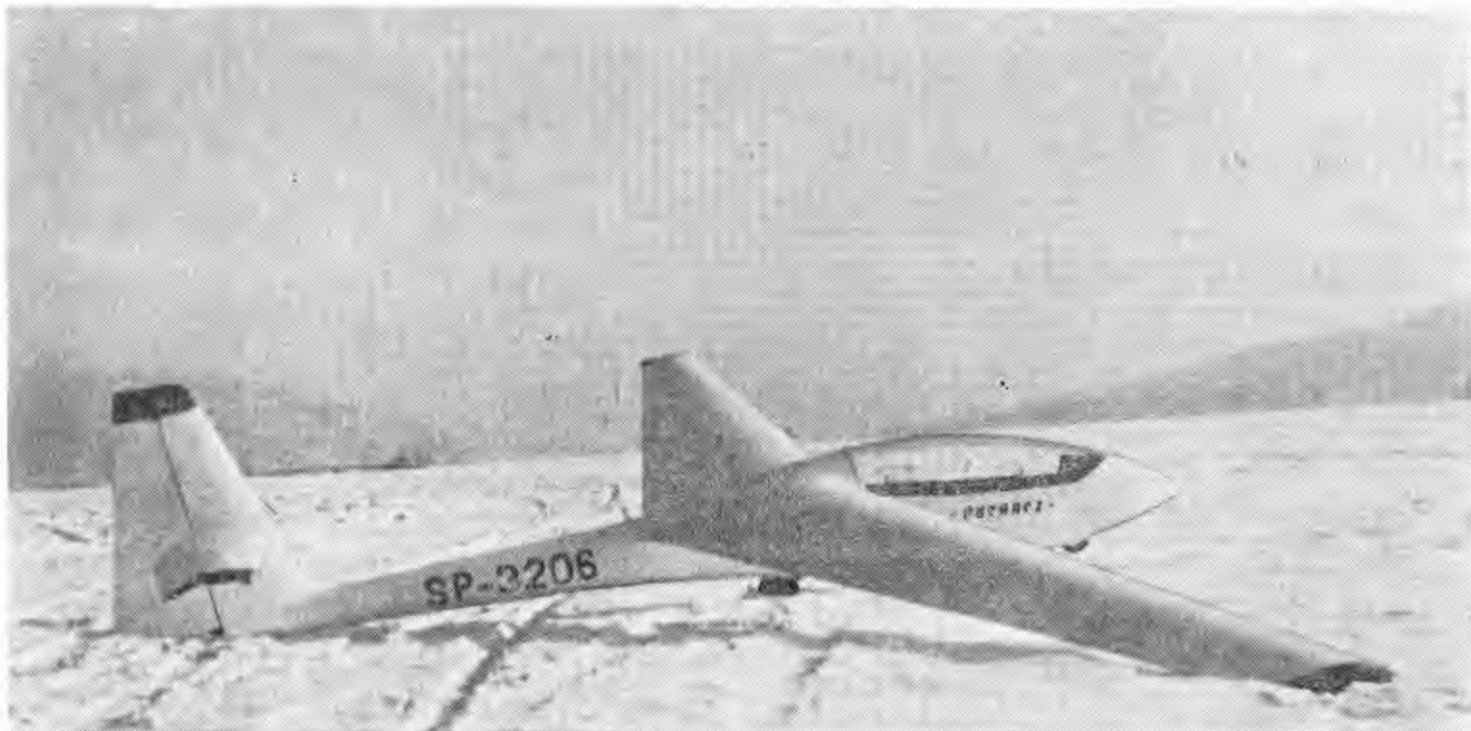
Best glide ratio
at
Min sinking speed
at
Stalling speed
Max permissible speed
in rough air
7.5 m/s
15 m/s
Max aero-tow speed

at 432 kg at 649 kg

50.3 50.3
87 103 km/h
0.46 0.53 m/s
80 95 km/h
63 80 km/h
250 250 km/h
200 200 km/h
140 140 km/h

W.K.





Type: Two-seat training and high-performance 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 aerofolls. Wing consists of outer and inner parts of glassfibre single-spar structure with sandwich skin. Ailerons of sandwich structure hinged in six points and actuated in one point. Single-plate airbrakes on upper and lower wing surfaces. Wing fitted to fuselage with four pins.

Fuselage: Glassfibre monocoque structure integral with the fin. Two plywood frames

at the central part connected with undercarriage spars and upper and lower floor. Cockpit of tandem arrangement with one-piece Perspex canopy, side hinged. 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. Front and bottom towing hooks.

Tail unit: Cantilever cruciform tail of glassfibre sandwich structure with fabric-covered rudder. Tailplane fitted to fin by tube spar and front pins.

Landing gear: Double-wheel, with nose wheel, monorace type. Main wheel with tyre size 350 × 135 mm has shock-absorber

and disc brake. Fixed nose wheel size 255 × 110 mm without brake. Provision for tail skid.

Equipment: Standard equipment consisting of airspeed indicator, altimeter, total energy variometer, electric turn indicator and compass, all of PZL production.

DESIGN DEVELOPMENT: SZD-50 Puchacz sailplane was designed by Adam Meus on base of the first prototype provisory marked as SZD-50 Dromader which was flown for the first time on 21 December 1976. Puchacz flew for the first time on 20 December 1977 and its production version — on 13 April 1979. A total of 12 had been built by the end of 1980.

TECHNICAL DATA

Dimensions

Wing span
Length overall
Height over tail
Wing area
Wing aspect ratio
Wing chord at root
Wing chord at tip
Mean standard chord
Tailplane span
Tailplane area
Vertical tail area

Weights and loadings

Weight empty, equipped

16.67 m
8.38 m
1.92 m
18.16 m²
15.3
1.60 m
0.551 m
1.178 m
4.20 m
2.79 m²
1.87 m²

380 kg

Max T-O weight
Max wing loading
g limits

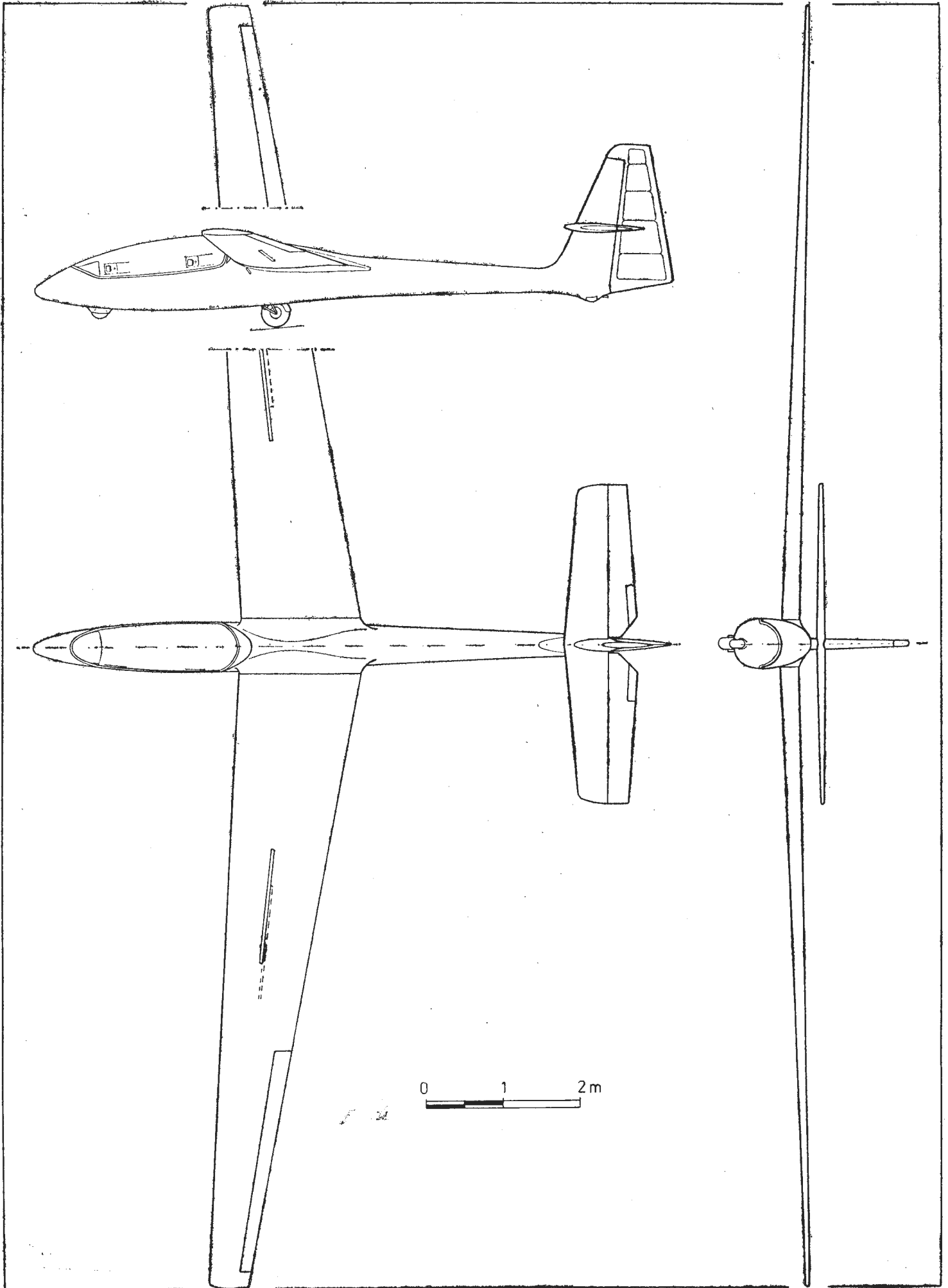
Performance

Best glide ratio
at
Min sinking speed
at
Stalling speed
Max permissible speed
in smooth air
in rough air
Max aero-tow speed
Max winch-launching speed

550 kg
30.3 kg/m²
+5.30/−2.65

30
85 km/h
0.70 m/s
75 km/h
58 km/h
215 km/h
160 km/h
150 km/h
110 km/h

W.K.



Type: Free power turbine turboshaft of medium power class

DESIGN: Six-stage axial and single-stage centrifugal compressor, annular combustion chamber of Turbomeca type, two-stage gas generator turbine, single-stage power turbine, rear power outlet.

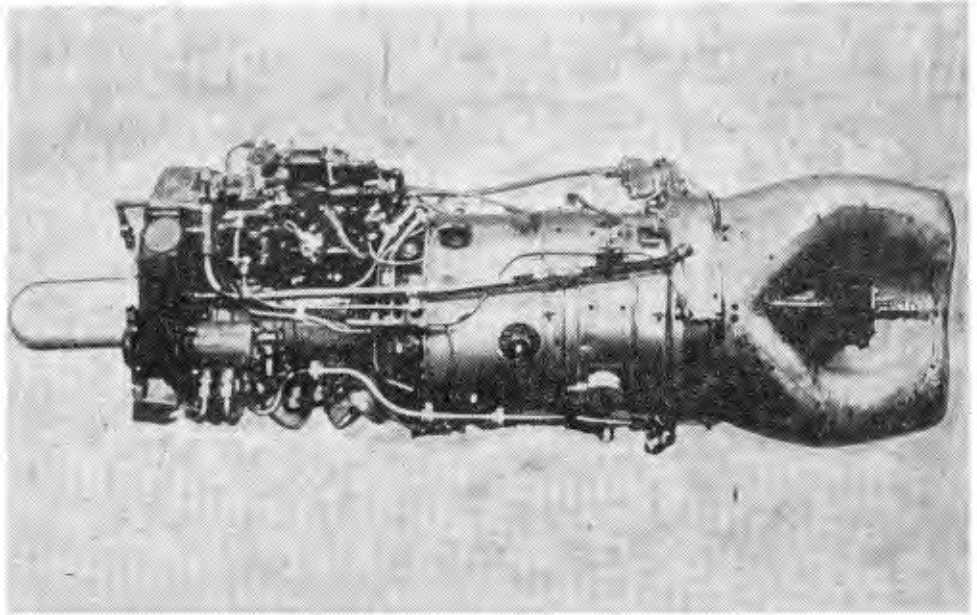
Intake: One-piece casing with annular air intake encircled by oil tank. Three radial struts support front main bearing and electric starter. Fixed hollow inlet guide vanes of stainless steel. Hot bleed air anti-icing system for inlet vanes, struts and nose fairing. Integral accessory gearbox beneath the intake.

Compressor: Compressor casing consists of front and rear parts. Front part is two-piece horizontally split titanium alloy casting with six rows of stainless steel stator blades. Rear one-piece steel casing contains centrifugal stage diffuser and centre bearing. Disc-drum type axial rotor with titanium alloy discs and stainless steel blades. Single-sided titanium alloy centrifugal impeller. Compressor rotor supported in ball thrust bearing at front and in roller bearing at rear. A blow-off pneumatically controlled valve between axial and centrifugal compressor. Overall pressure ratio 7.1:1 and air mass flow 4.4 kg/s at take-off rotational speed 29 000 rpm.

Combustion chamber: One-piece steel casing with two auxiliary blow-off valves preventing compressor surge during engine starting. Annular flame chamber supplied with fuel by rotating injector; two igniters in the upper part of flame chamber, each with starting injector and spark-plug.

Gas generator turbine: Hollow first stage nozzle guide vanes cooled by air entering the flame chamber. First and second stage wheels attached by through bolts to tubular shaft connected by involute spline to compressor shaft. High-temperature alloy solid rotor blades of both stages mounted by fir-tree roots. Turbine rotor supported in roller bearing at rear. Turbine inlet temperature 780°C (1440°F) at 29 000 rpm.

Power turbine: Nozzle guide vanes cast of heat-resistant alloy. Turbine wheel, with high-temperature alloy blades, mounted on output shaft extending rearward through exhaust duct, supported in ball thrust



bearing and in roller bearing behind the turbine wheel.

Exhaust: Exhaust duct, with single outlet angled sideways to the left or right depending upon engine installation in helicopter.

Power outlet: Direct drive at rear of engine. Output shaft rotational speed 22 400 rpm.

Accessory drive: Front accessory gearbox drives fuel pump, gas generator governor, oil pressure and scavenge pumps, centrifugal oil breather and gas generator tachometer. Power turbine speed governor is driven by a gear on power turbine casing and flexible shaft.

Fuel and control system: Hydro-mechanical type with electronic gas temperature limiter and power turbine speed limiter. Main fuel and control units are integrated in a single casing: fuel pump of gear type, starting and acceleration controls, gas generator speed governor, power turbine speed governor, blow-off valve control, ambient temperature corrector, engine power synchronizer, contin-

gency rating valve and fuel cut-off valve. Control system maintains constant power turbine speed providing the possibility of speed adjustment by pilot within ±5%. In flight operation the engine rating is changed by collective main rotor pitch lever. Fuel manifold pressure 1020÷1530 kPa (142÷213 psi). Fuel specification: T-1, T-2, TS-1, RT.

Lubrication: Integral return system with pressure pump and a set of four scavenge pumps, each of gear-type. Oil pressure 350 kPa (50 psi). Oil specification: B-3 W.

Starter: Electric 4 kW starter mounted in nose fairing.

DESIGN DEVELOPMENT: PZL-10W turboshaft intended to power PZL-Sokół helicopter is based upon TWD-10 turboprop applied in An-28 multi-purpose aircraft. To meet helicopter power requirements have been introduced: rear power outlet instead of front power outlet, exhaust duct with single outlet instead of bifurcated duct, redesigned accessory gearbox, modified lubrication system, new fuel and control system in which some components of the TWD-10 engine have been used.

TECHNICAL DATA

Dimensions

Length overall	1950 mm (787.7 in)
Height	622 mm (248.9 in)
Width	610 mm (240.2 in)
Dry weight including equipment	150 kg (330 lb)

Performance

Contingency rating	736 kW	(990 shp)
Take-off rating ¹⁾	640 kW	(860 shp)
Max cont. rating ¹⁾	515 kW	(690 shp)
Spec. fuel consumption (at take-off rating)	0.375 kg/kWh	(0.280 kg/shp h)
Oil consumption	0.5 kg/h	

¹⁾ Constant power value is maintained up to about 35°C (95°F) ambient temperature.

W.K.

Type: Single-shaft non-reheated turbojet of low thrust class

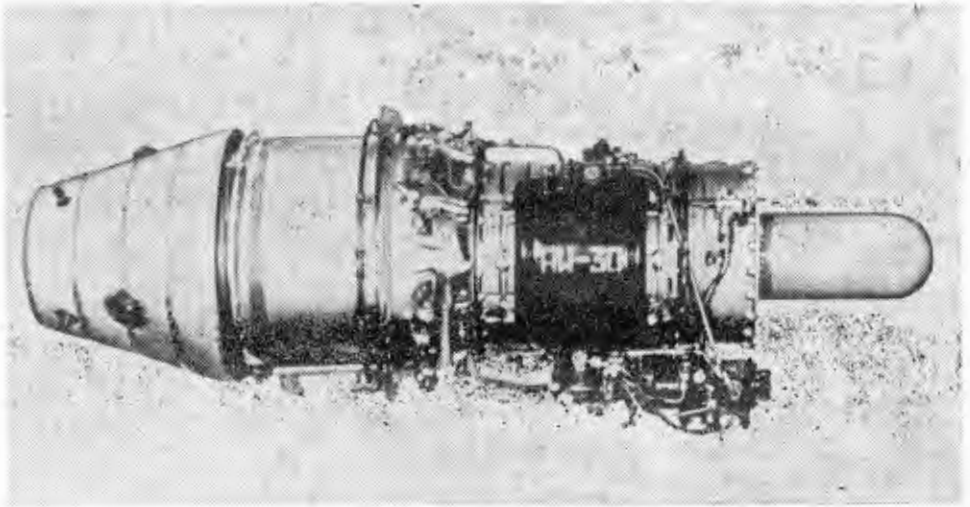
DESIGN: Seven-stage axial compressor, annular combustion chamber with vaporizing burners, single-stage turbine.

Intake: One-piece magnesium alloy air intake casing with three radial struts supporting front main bearing and starter-generator. Fixed inlet guide vanes. No anti-icing. Integral accessory gearbox beneath the intake.

Compressor: Two-piece, horizontally split aluminium alloy casing with steel stator blades covered with anticorrosion enamel. Disc-drum type compressor rotor with steel discs bolted together; steel rotor blades covered with anticorrosion enamel. Rotor supported in ball thrust bearing at front and in roller bearing at rear where connected by spline-ball coupling to drive shaft from turbine wheel. Pressure ratio 4.7:1 and air mass flow 18.2 kg/s at maximum rotational speed 15 600 rpm.

Combustion chamber: One-piece stainless steel casing. Annular flame chamber made from heat-resistant steel, with rectangular dilution holes and cooling slots. Front plate with 24 vaporizing burners. Six starting fuel injectors and two high-energy ignition plugs.

Turbine: Steel casing with solid nozzle guide vanes precision cast of heat-resistant steel and loose mounted in two fabricated rings. Turbine disc of heat-resistant steel connected to compressor drive shaft by Hirth spline and a bolt. Nimonic rotor blades mounted in the disc by fir-tree roots. Turbine wheel supported at front in roller bearing. Turbine inlet temperature about 860°C (1560°F) at 15 600 rpm.



Exhaust: Fixed area nozzle. Inner cone supported by three radial struts.

Accessory gearbox: Accessory drive by a gear mounted on the front compressor shaft through bevel gears and inner shaft in the vertical air intake strut. The gearbox drives fuel pump, tachometer generator, lubricating pumps, centrifugal oil breather and aircraft hydraulic pump.

Fuel and control system: Hydro-mechanical type with multi-plunger fuel pump, automatic starting and acceleration controls, air-fuel ratio control and barometric pressure control units. Fuel manifold maximum pressure 2640 kPa (386 psi). Fuel specification: T-1, TS-1, PSM-2, RT.

Lubrication: Integral oil system. Return system for front main bearing, bearings and

gears of accessory gearbox with pressure and scavenge pumps; oil pressure range 206÷226 kPa (30÷33 psi). Non-return system for centre and rear bearings with metering pumps. Oil tank capacity 10 l. Oil specification: AW-30, Aero Shell 750.

Starter: 6 kW starter-generator mounted in nose fairing and connected to compressor shaft by a gear.

DESIGN DEVELOPMENT: PZL SO-3W turbojet is modified version of SO-3 model that was put into production in 1965. The main changes introduced into PZL SO-3W engine in respect to SO-3 are: higher turbine inlet temperature and different accessory dislocation on the compressor casing.

TECHNICAL DATA

Dimensions

Length overall	2110 mm (83.14 in)
Length without exhaust cone	1587 mm (62.48 in)
Height	780 mm (30.66 in)
Width	760 mm (29.90 in)
Dry weight including equipment	340 kg (765 lb)

Performance

Take-off rating (at 15 600 rpm)	10.8 kN (2425 lb)
------------------------------------	-------------------

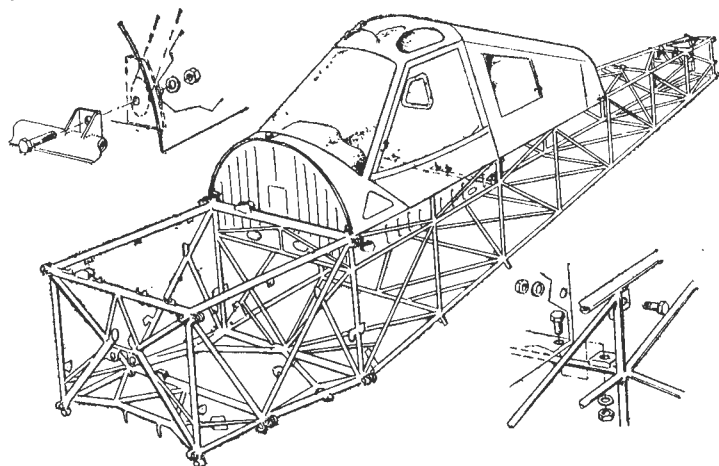
Climb rating

(at 15 100 rpm)	9.75 kN (2195 lb)
Max cont. rating (at 14 500 rpm)	8.70 kN (1960 lb)
Spec. fuel consumption (at take-off rating)	30 mg/Ns (1.040 lb/lbh)
Oil consumption	1.1 kg/h
Time between overhauls	400 h
Total life time	1200 h

Założenia i rozwiązania konstrukcyjne samolotu rolniczego PZL-106A Kruk

Mgr inż. KAZIMIERZ DĄBROWSKI
Mgr inż. ANDRZEJ KARDYMOWICZ

Samolot PZL-106 powstał w oparciu o „Wymagania techniczno-ekonomiczne na samolot rolniczy o udźwigu chemikaliów 700÷1000 kg”, opracowane przez specjalistyczną komisję RWPG. Wymagania te były wyrazem potrzeb przedsiębiorstw agrolotniczych krajów socjalistycznych w dziedzinie samolotów rolniczych. Ustalały one udźwig samolotu,



Rys. 1. Kabina tworzy osobny zespół i jest zamocowana do kratownicy kadłuba. Duży wykrój na zbiornik w przedniej części kratownicy pozwala na swobodne wkładanie zbiornika

podstawowe osiągi oraz parametry agrolotnicze, wychodząc z założenia wzrostu wydajności — w stosunku do samolotów znajdujących się w eksploatacji w pierwszej połowie lat siedemdziesiątych — oraz zmniejszenia kosztu zabiegów agrolotniczych o 25÷30%.

Układ samolotu rolniczego oraz jego rozwiązania konstrukcyjne wynikają ze specyficznych warunków użytkowania tego rodzaju samolotów. Specyfika pracy samolotu rolniczego polega na tym, że:

- samolot wykonuje zadania tylko jednego rodzaju,
- ładunek jest płynny lub sypki i jest umieszczony w samolocie w specjalnym zbiorniku,
- środki chemiczne stanowiące ładunek są bardzo aktywne chemicznie i szkodliwe dla człowieka, a także działają niszcząco na konstrukcję samolotu,
- samolot wykonuje bardzo krótkie loty, w ciągu których masa ładunku zmienia się od maksymalnej wielkości wynoszącej ok. 35% masy startowej samolotu do zera,
- samolot wykonuje 40÷80 lotów roboczych dziennie, startując i lądując na nawierzchniach nie przygotowanych (nawet na gruntowych drogach jezdnych),
- loty wykonywane są na bardzo małej wysokości (często 5 m) nad powierzchnią terenu.

Główne wymagania ogólne, stawiane samolotowi rolniczemu, to zapewnienie bezpieczeństwa pilotowi i uzyskanie ekonomii wykonywania zabiegów agrolotniczych.

Bezpieczeństwo pilota

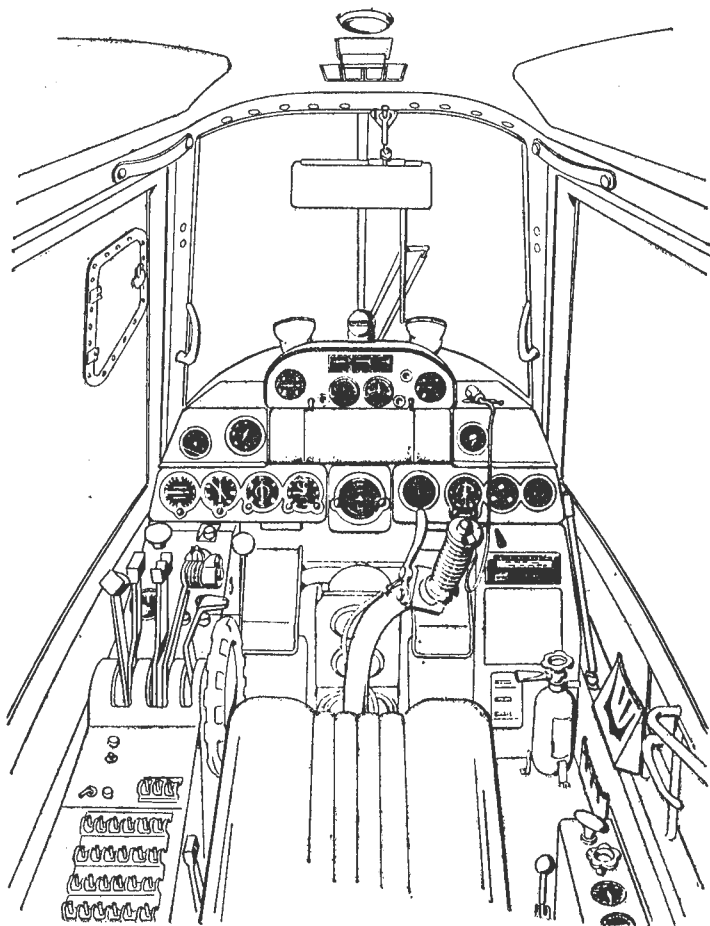
Sprawę bezpieczeństwa pilota można podzielić na dwa zagadnienia:

- zmniejszenie prawdopodobieństwa wypadku,
- zmniejszenie skutków wypadku.

Samoloty rolnicze ulegają wypadkom stosunkowo często — wg danych statystycznych, publikowanych przez ICAO, nawet 30÷40 razy częściej (na 1 h lotu) niż rozkładowe samoloty pasażerskie. Natomiast mały procent wypadków (ok. 5% wg statystyki brytyjskiej) spowodowany jest przyczynami technicznymi, reszta przypada na błędy popełniane przez pilota.

Jedną z istotnych przyczyn błędów pilotażu są trudne warunki pracy powodujące zmęczenie pilota. Polepszenie warunków pracy, w szczególności zapewnienie dobrej widoczności, właściwych parametrów powietrza w kabinie, odpowiednich sił sterowania, wygodny fotela itp. sprzyja zwiększeniu bezpieczeństwa lotów.

Ponieważ prawdopodobieństwo wypadku jest mimo wszystko znaczne, kabina powinna być dla pilota swego rodzaju „wyspą bezpieczeństwa”, pozwalającą uniknąć poważnych



Rys. 2. Wnętrze kabiny zaprojektowano z uwzględnieniem wymagań bezpieczeństwa; szerokie pedały i pochłaniająca energię wystająca poduszka na tablicy przyrządów chronią przed skutkami kraks

obrażeń w przypadku awaryjnego lądowania czy wręcz rozbicia samolotu.

Ekonomia użytkowania

Na ekonomię użytkowania składają się liczne czynniki. Wymienimy tu tylko te, które wynikają z konstrukcji płatowca. Są to:

- trwałość konstrukcji,
- technologiczność eksploatacyjna.

Oprócz dopuszczalnych czasów pracy wyposażenia i instalacji, trwałość płatowca określona jest przez wytrzymałość zmęczeniową struktury i jej odporność na korozję.

Częste starty i lądowania oraz kołowania po nierównym terenie, a także liczne nawroty w locie roboczym, dają w wyniku znaczną liczbę zmian obciążeń na godzinę lotu; wymaga to utrzymywania średniego poziomu naprężeń, w celu uzyskania rozsądnej trwałości zmęczeniowej.

Korozja jest drugim czynnikiem, który w warunkach prac rolniczych często przesądza o trwałości samolotu. Można tu rozróżnić dwie metody zabezpieczenia przed korozją (niezależnie od stosowania powłok antykorozyjnych):

- zapewnienie szczelności zespołu i niedopuszczenie czynnika korodującego do wnętrza konstrukcji (np. płata),
- zapewnienie dobrego dostępu do częstego mycia i czyszczenia wnętrza konstrukcji (np. kadłuba).

O eksploatacyjnej technologiczności konstrukcji decyduje spełnienie następujących wymagań:

- łatwy załadunek, łatwe tankowanie i zasilanie naziemne instalacji,
- wygodny dostęp do przeglądów, czyszczenia i mycia oraz łatwej wymiany elementów wyposażenia,
- możliwość utrzymania samolotu w akcji bez przerw przez cały sezon prac agrolotniczych, przez ograniczenie do minimum codziennych prac obsługowych oraz umożliwienie obsługi okresowej wg terminów kalendarzowych (zamiast wg nalotu).

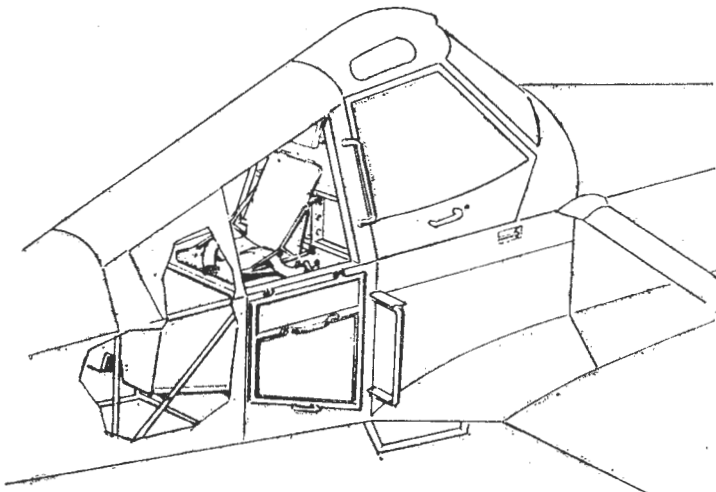
To ostatnie wymaganie zmusza do zapewnienia znacznej niezawodności konstrukcji oraz umożliwienia łatwego i szybkiego usuwania nieuniknionych usterek i uszkodzeń sprzętu.

Układ ogólny

Istotnym problemem ogólnego układu samolotu jest umieszczenie zbiornika chemikaliów. Położenie zbiornika, zwłaszcza w stosunku do kabiny, pośrednio i bezpośrednio wpływa na bezpieczeństwo pilota.

W optymalnie zaprojektowanym samolocie rolniczym znaczne i szybkie (a nawet nagłe) zmiany masy samolotu zachodzące przy opróżnianiu zbiornika nie powinny powodować trudności pilotażowych, które mogłyby zwiększyć prawdopodobieństwo wypadku. Zmiana masy samolotu przy zachowaniu stałej prędkości wymaga zmniejszenia współczynnika siły nośnej C_z . Konieczne jest dodatkowe „oddawanie” drążka w czasie opróżniania zbiornika, co w locie na małej wysokości musi być wykonane precyzyjnie. W celu uniknięcia tej konieczności wystarczy umieścić środek ciężkości zbiornika nieco za środkiem ciężkości samolotu. Wówczas w czasie zmniejszania masy ładunku środek ciężkości samolotu przesuwają się nieznacznie ku przodowi i siła potrzebna na drążku pozostaje praktycznie stała.

Z warunku tego wynika, że silnik i kabina pilota, tj. naj-

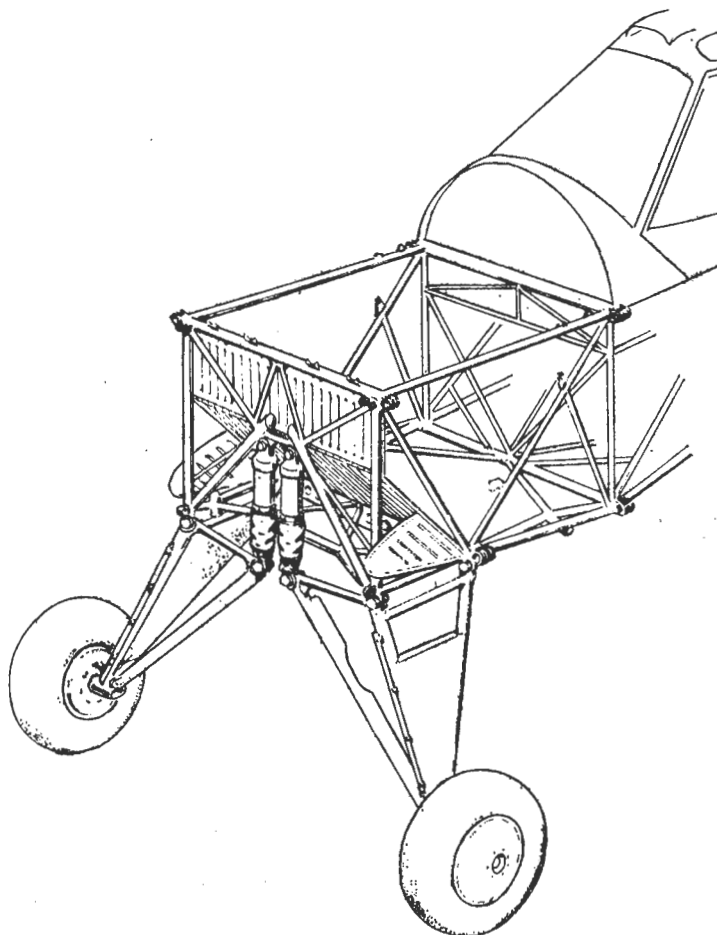


Rys. 3. Dodatkowe miejsce dla mechanika pozwala na przewożenie go na lądowisko polowe

większe masy kadłuba, poza zbiornikiem chemikaliów, powinny znajdować się odpowiednio z przodu i z tyłu zbiornika umieszczonego centralnie. Układ taki, tzn. „silnik-zbiornik-kabina”, zyskał sobie najwięcej zwolenników od czasu, gdy rozpoczęto budowę wyspecjalizowanych samolotów rolniczych. Taki układ przyjęto w samolocie PZL-106. Również ze względów ochrony pilota przed skutkami awarii układ ten jest najkorzystniejszy. Przy przymusowym lądowaniu w nieodpowiednim terenie dwie masy — silnik i zbiornik — uderzają w przeszkody i niejako „torują drogę” dla kabiny pilota. Do sprawy tej powrócimy jeszcze przy omawianiu konstrukcji kabiny.

Przyjęty układ dolnopłata (w porównaniu z górnopłatem) przedstawia wiele zalet dla samolotu rolniczego, z których główne to:

- możliwość uzyskania lepszej widoczności w zakrętach,
- korzystny wpływ ziemi w locie na małych wysokościach,



Rys. 4. Podwozie główne jest zawieszona na kratownicy kadłuba. Amortyzatory olejowo-gazowe pracują na rozciąganie

- pochłanianie przez skrzydła energii zderzenia przy awaryjnym lądowaniu i usunięciu ryzyka „wjechania” elementów skrzydła w kabinę.

Płat

Dążność do zwiększenia bezpieczeństwa lotu wpływa szczególnie na wybór geometrii płata dla samolotu rolniczego. Chodzi tu zwłaszcza o uzyskanie korzystnej charakterystyki przeciągnięcia, tzn. jego łagodnego przebiegu i korzystnego rozkładu wzdłuż rozpiętości. Przyjęty prostokątny obrys płata, choć mniej korzystny pod względem oporów niż trapezowy, jest korzystniejszy ze względu na przeciągnięcie: oderwanie następuje najwcześniej w środkowych partiach płata, nie zakłócając sterowności i równowagi poprzecznej. Te same względy zdecydowały też o przyjęciu dla płata profilu ze słotem. W rezultacie uzyskano wysoki maksymalny współczynnik siły nośnej, bardzo duże krytyczne kąty natarcia, co stanowi zabezpieczenie przed mimowolnym przeciągnięciem samolotu i łagodny przebieg spadku współczynnika C_z przy przeciągnięciu. Zastosowanie slotu w samolocie rolniczym (mimo pewnej komplikacji i masy) ma dodatkowe zalety eksploatacyjne; slot stanowi tu rodzaj zderzaka chroniącego keson skrzydła przed uszko-

dzieniami przez ptaki, drobne przeszkody naziemne i nieostrożnie manewrujące pojazdy załadowcze. Dlatego slot wykonano jako oddzielne, łatwo wymienne, jednakowe segmenty z laminatu. W samolocie nie zastosowano kłapy ruchomej. Było to rezultatem dostosowania go do wspomnianych warunków technicznych RWPG, które wymagały, aby prędkość minimalna była osiągana bez użycia ruchomej mechanizacji płata. Ponieważ wymagana prędkość minimalna z pełnym obciążeniem i bez gazu miała wynosić 80 km/h, więc dla samolotu pustego wynosiłaby niewiele ponad 60 km/h. W tej sytuacji użycie kłap było niecelowe, gdyż dalsze zmniejszenie prędkości minimalnej stałoby w sprzeczności z — również wymaganą przez warunki techniczne — zdolnością wykonywania lotów przy stosunkowo znacznej składowej bocznej wiatru.

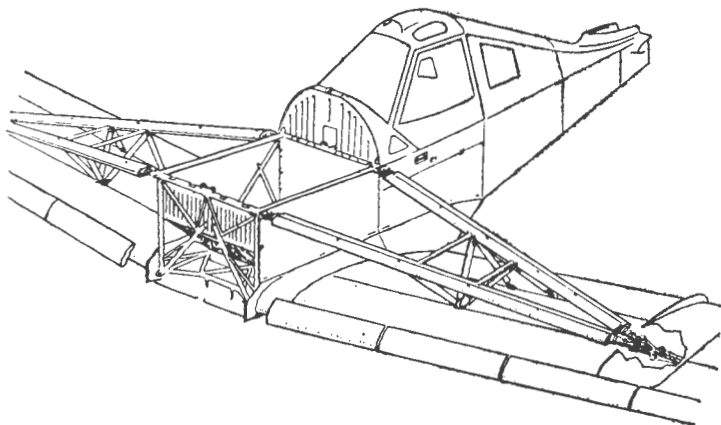
Przewidywana początkowo kłapa stała typu Junkersa okazała się niekorzystna pod względem oporowym. Zmiana opinii użytkowników na temat przydatności kłap spowodowała opracowanie nowego rozwiązania konstrukcyjnego płata, wyposażonego w kłapę szczelinową i mechanizm zapewniający symetryczne wychylenie lotek w dół przy wychyleniu kłapy (tzw. klapolotki). Samolot z nowym płatem znajdzie się w produkcji. Zbiorniki paliwa umieszczono w płatach za dźwigarem. Nie dochodzą one do kadłuba i nie sięgają poza punkt połączenia płata z zastrzałem. Przy tym umieszczeniu zbiorniki są odsunięte z bezpośredniego sąsiedztwa kabiny pilota i są w znacznym stopniu chronione przez keson, dźwigar i zastrzały na wypadek zderzenia samolotu z przeszkodą. Pozostają one przy tym jednak w umiarkowanej odległości od osi samolotu i nie powinny w sposób istotny pogarszać sterowności poprzecznej.

Względy bezpieczeństwa wpływają także na wybór obciążenia powierzchni nośnej. Wykonywanie lotów w pobliżu ziemi wymaga dobrych właściwości manewrowych, a zwłaszcza stosunkowo znacznej prędkości wznoszenia. Obciążenie mocy ze względów ekonomicznych nie może być zbyt małe. Osiągi zatem muszą być zapewnione przez odpowiedni dobór aerodynamiki płata. Osiągnięto to m.in. także przez zastosowanie małego obciążenia powierzchni i rozpiętości płata. Zachowano jednak rozpiętość umiarkowaną, gdyż nadmierna bezwładność względem osi podłużnej odbija się niekorzystnie na zwrotności samolotu.

Zastosowano zastrzały do podparcia skrzydła. Spełniają one także dodatkową funkcję usztywnienia kratownicy kadłuba. Głównym jednak ich celem jest uzyskanie lekkiej konstrukcji skrzydła, co jest do osiągnięcia zwłaszcza dla płata prostokątnego.

Kadłub

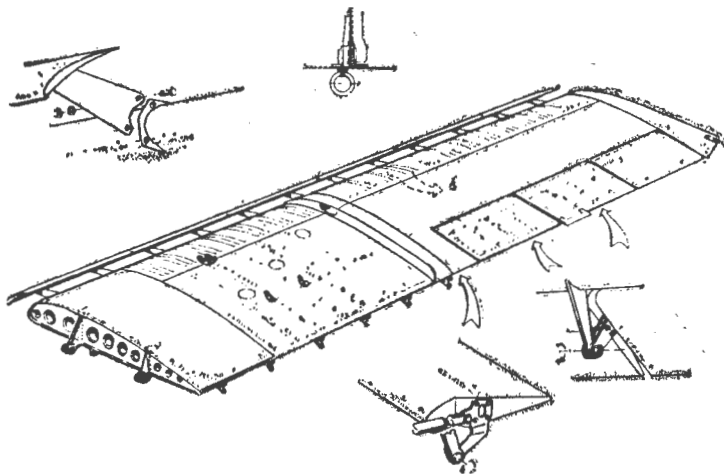
W kadłubie samolotu umieszczony jest zbiornik z chemikaliami. Aby ograniczyć dostawanie się chemikaliów do wnętrza kadłuba, otwór zasypowy jak i wylotowy zbiornika znajdują się na równi z zewnętrznymi obrysami kadłuba (u góry i u dołu). Ze względów konstrukcyjnych jednak, m.in. z uwagi na konieczność umieszczenia wewnątrz kadłuba wielu instalacji, napędów i mechanizmów, nie można było zapewnić zupełnej szczelności kadłuba. Ochronę kadłuba przed korozją oparto na zasadzie łatwego dostępu do jego wnętrza, w celu czyszczenia, mycia i przeglądów. Spełniony przy tym zostaje jeden z istotnych warunków technologiczności eksploatacyjnej samolotu. Najlepiej tym wymaganiom odpowiada konstrukcja kratowa, kryta łatwo zdejmowanymi pokrywami, odpornymi na środki chemiczne. Pokrywy te mocowane są zamkami otwieranymi ręcznie bez użycia narzędzi. Konstrukcja kratowa pozwala na łatwe



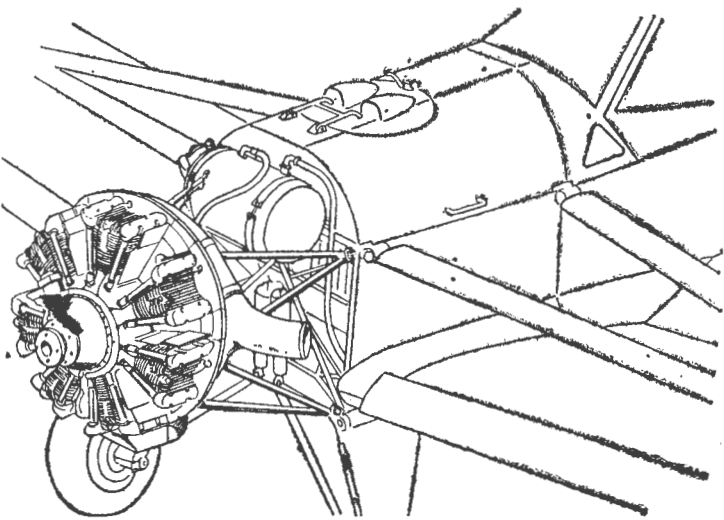
Rys. 5. Wykroj w kratownicy, w którym umieszczony jest zbiornik, usztywniają zastrzały skrzydłowe

wprowadzanie sił skupionych — od łoża silnika, skrzydeł, podwozia, usterzeń i zbiornika chemikaliów, odznacza się dostępnością do wnętrza przez duże wykroje, a przy tym daje możliwość zastosowania instalacji do wykrywania w czasie eksploatacji pęknięć struktury (przez napełnienie wnętrza kratownicy gazem pod ciśnieniem). Koncepcja kratowego, łatwo dostępnego kadłuba staje się coraz bardziej rozpowszechniona (klasycznym już przykładem jest znany samolot Grumman Ag-Cat).

Jednym z założeń konstrukcyjnych, które uznano za podstawowe dla współczesnego samolotu rolniczego, była możliwość łatwego wyjmowania zbiornika chemikaliów. Oznaczało to odrzucenie wszelkich rozwiązań, w których zbiornik byłby wbudowany w kratownicę lub włączony do niej jako element siłowy. Zatem centralna część kratownicy, zawierająca zbiornik, została zaprojektowana jako konstrukcja otwarta od góry, zaś sztywność kadłuba zapewniono przez utwierdzenie jej w tylnej, całkowicie sztywnej części kratownicy kadłuba. Wadą konstrukcji tego typu jest powstawanie stosunkowo dużych sił wewnętrznych przy obciążeniu.



Rys. 6. Skrzydło ze stałym slotem wyposażone jest w lotkę o dużej powierzchni



Rys. 7. Silnik jest zawieszony na łożu za pośrednictwem układu amortyzatorów, tworzącego zawieszenie „dyna-focal”. Zbiornik oleju zapewnia możliwość wykonywania wielogodzinnych lotów, gdy paliwo jest nalane do zbiornika chemikaliów (przy dalekim przebazowaniu)

zeniach skręcających, a co za tym idzie — mała sztywność przy tego typu obciążeniach. Dla uniknięcia tej wady zastosowano specjalny układ zastrzałów skrzydłowych, który usztywnia na skręcanie segment zbiornikowy kratownicy. Rozwiązanie to nie zwiększa masy konstrukcji, gdyż obciążenia niesymetryczne — powstające podczas lądowania na jedno koło lub przy obciążeniu statecznika pionowego — nie występują jednocześnie z największymi obciążeniami skrzydeł, na które wymiarowane są zastrzały.

Duży przekrój oraz liczne elementy (np. okucia podwozia, skrzydła, łoża silnika) wprowadzające siły skupione sprawiły, że kratownica musiała być w części przedniej rozwiązana wg zasady prowadzenia sił za pomocą wyraźnych, zdecydowanych elementów siłowych. Elementami tymi są w kierunku poprzecznym rury wręgi I (przed zbiornikiem).

kiem) i wręgi II (za zbiornikiem), zaś w kierunku podłużnym — górne i dolne rury łączące wręgi. Trudnym zadaniem było zapewnienie dużego otworu wylotowego ze zbiornika, koniecznego zarówno ze względu na normalną pracę aparatury rolniczej, jak i na awaryjny zrzut chemikaliów. Rozwiązano je przez „bramowe” wykrzyżowanie dolnej ściany kratownicy, przy czym znaczne średnice i przekroje rur zastosowanych w tym miejscu wynikają zarówno z warunków wytrzymałości, jak i sztywności tego odinka kadłuba.

Pojemność zbiornika chemikaliów (ok. 1400 l) została narzucona warunkami technicznymi. Wysokość i kształt zbiornika wynikają z konieczności zapewnienia grawitacyjnego wysypywania się chemikaliów (kąt zsypania ok. 35°). Zbiornik zawieszony jest w kadłubie ruchomo, za pośrednictwem elementów wagowych dla ciągłego pomiaru ilości chemikaliów w zbiorniku.

Konstrukcja tylnej części kadłuba jest typową kratownicą czteropodłużnicową, przy czym w tylnej części, w okolicy węzłów wprowadzających obciążenia od stateczników i podwozia ogonowego, wręgi tej kratownicy są sztywne w swojej płaszczyźnie.

Kabina

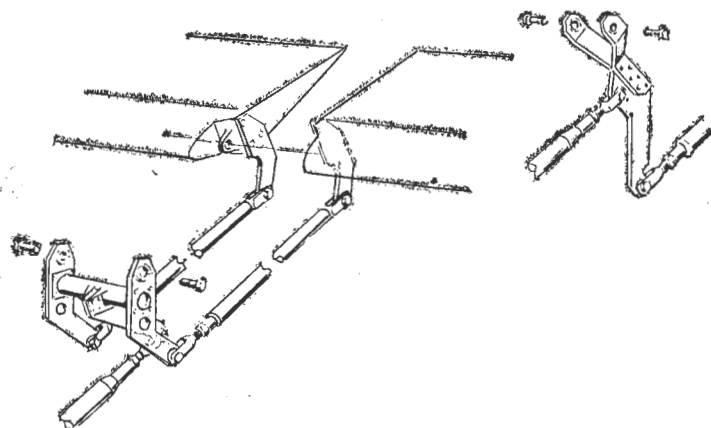
Miejsce pracy pilota, jak już wspomniano na wstępie, ma zapewnić możliwie dogodny warunki pracy oraz bezpieczeństwo w przypadku awarii. Określenie „warunki pracy” obejmuje szeroki zakres wymagań, z których wymienimy najistotniejsze:

- odpowiednie powietrze w kabinie (jego temperatura i wilgotność, brak zanieczyszczeń, zwłaszcza szkodliwych lub trujących),
- umiarkowany hałas i drgania,
- widoczność z kabiny,
- wygodne: fotel i pasy oraz rozmieszczenie sterownic,
- umiarkowane siły na sterownicach i ich właściwe proporcje.

Pierwszym warunkiem odpowiedniej jakości powietrza w kabinie jest zapewnienie jej szczelności. Zastosowano uszczelnienie mieszkim wyrowadzenia mechanizmu sterowania. Zapewniono przymusowy (za pomocą wentylatora) nadmuch filtrowanego powietrza do kabiny i nieznaczne naciśnięcie w kabinie (rzędu 10 mm sł. wody). Kabina jest ogrzewana. Na żądanie użytkownika możliwe jest wbudowanie klimatyzatora.

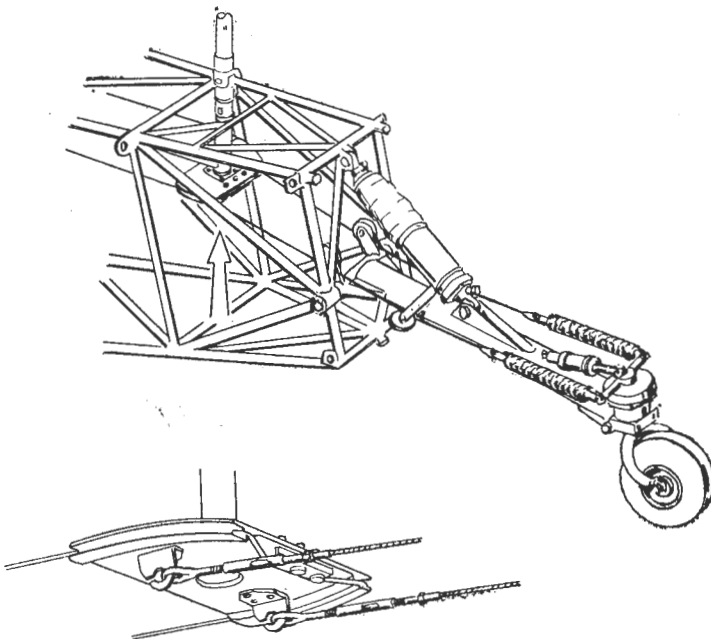
Dobra widoczność z kabiny — to wygoda pilota, ułatwienie dokładnych nalotów na obrabiane pole i manewrowanie na ziemi (co ma duże znaczenie dla samolotu rolniczego wykonującego częste starty i lądowania). Oczywiście, widoczność z kabiny to także bardzo istotny element bezpieczeństwa lotów na małych wysokościach. W samolocie PZL-106A doskonałą widoczność osiągnięto przez umieszczenie kabiny pilota wysoko nad maską silnika i nad płatem. W ten sposób uzyskano bezpośrednią widoczność do przodu, a także w dół i do tyłu za krawędzią splywu płata. To ostatnie ma duże znaczenie dla praktycznej kontroli działania urządzeń rolniczych.

Fotel pokryty jest tkaniną przepuszczającą powietrze dla uniknięcia pocenia. Przewidziano zainstalowanie automatycznego bezwładnościowego napinacza pasów bezpieczeństwa. Rozmieszczenie sterownic i całego wyposażenia kabiny ustalono w oparciu o makietę ankietowaną przez licznych pilotów. Regulacja fotela odbywa się w kierunku pionowym, zaś orczyka — w kierunku poziomym.



Rys. 8. Napęd steru wysokości jest w ostatnim segmencie prowadzony za pomocą dwóch niezależnych popychaczy

Przechodząc do drugiego zadania, jakie ma spełnić kabina, a mianowicie ochrona pilota w razie awarii, warto pamiętać, że człowiek zdolny jest znieść bez szkody dla organizmu nawet znaczne przyspieszenia, jeżeli tylko czas ich trwania jest dostatecznie krótki. Badania przebiegu awarii samolotów rolniczych wykonane przez różne instytucje naukowe na świecie wykazały celowość takiego zaprojektowania kabiny, aby chroniła pilota przy przyspieszeniach wzdłużnych rzędu 30÷40 g. Na takie obciążenie musi być obliczone zamocowanie elementów kabiny do reszty samolotu, a także mocowanie pilota do fotela, a więc pasy bezpieczeństwa. Ponadto, na ewentualność kapotażu samolotu na miękkim gruncie, dach kabiny powinien być wykonany jako sztywna skorupa zabezpieczająca przed zaryciem się szkieletu kabiny głęboko w grunt. W przypadku samolotu PZL-106A kabina jest oddzielnym, demontowanym podzwozem kadłuba. Jej główne elementy to: koziół przeciwpotażowy spawany z rur stalowych, przykryty od góry „czapką” z laminatu szklanego oraz główna wzmocniona wręga, utwierdzona w dolnej części kabiny. Kabina zamocowana jest okuciami do kratownicy kadłuba. Do głównej wręgi zamocowane są okucia pasów bezpieczeństwa, obliczone na 40 g oraz, niezależnie od nich — fotel pilota. Pasy bezpieczeństwa (biodrowe i plecowe) poszerzone są specjalnymi nakładkami, w celu zmniejszenia nacisków na ciało pilota przy awarii. Na wypadek awarii przy nie napiętych



Rys. 9. Podwozie tylne jest sterowane, a przy dużych kątach wychylenia rozprzega się samoczynnie, umożliwiając ciasne zakręty na ziemi

pasach plecowych, nad tablicą przyrządów znajduje się podatny „okap”, którego zadaniem jest pochłonięcie energii ewentualnego uderzenia głową. Drzwi z obu stron kabiny dają się odrzucić awaryjnie przez zwolnienie zawiasów. Drzwi wykonane są z luzem na obwodzie w celu zmniejszenia prawdopodobieństwa zakleszczenia ich przy awarii.

W oddzielnym pomieszczeniu za pilotem znajduje się miejsce do przewozu dodatkowej osoby, np. mechanika naziemnego. Możliwość taka jest bardzo ważna przy operowaniu z lądowisk połowych z dala od głównej bazy.

Pod kabiną w kadłubie jest przestrzeń, w której przy przebazowaniu można przewieźć wyposażenie rolnicze ewentualnie inny sprzęt, potrzebny na lądowisku.

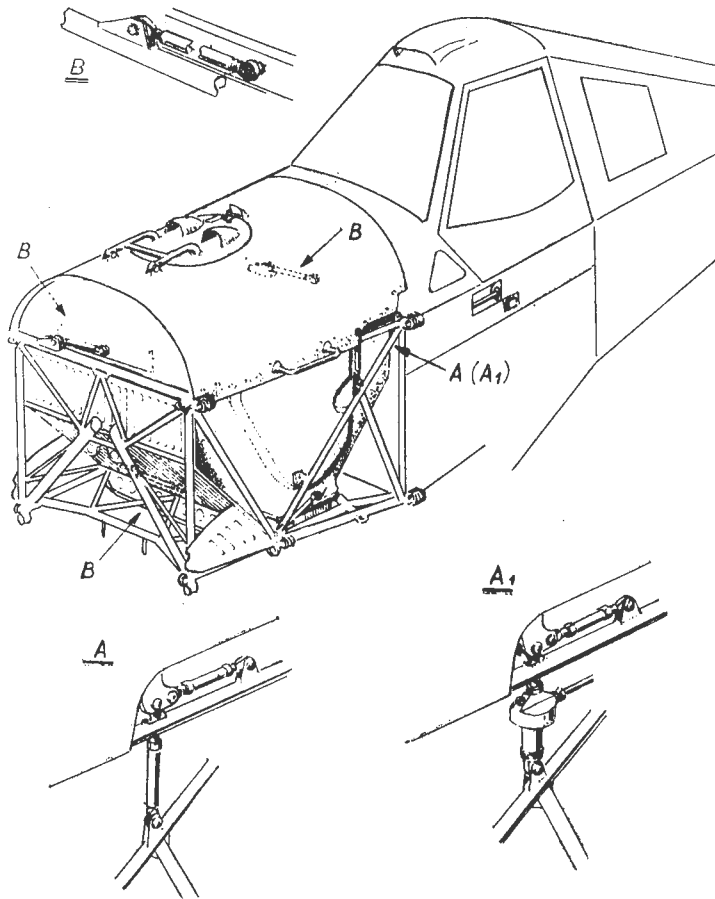
Usterzenie

Usterzenie poziome PZL-106A składa się z dwóch niezależnie zamocowanych połówek statecznika i dwóch niezależnie zawieszonych i napędzanych osobnymi popychaczami elementów steru wysokości. Rozwiązanie to ma na celu zarówno uproszczenie remontu samolotu w przypadku uszkodzenia, jak i zwiększenie niezawodności.

Podwozie

Podwozie w samolocie rolniczym ma zadania znacznie większe niż w innych typach samolotów. Wynika to z wyjątkowo częstego wykonywania startów i lądowań. Charakterystyka podwozia decyduje o obciążeniach całej konstruk-

cji, zatem o jej trwałości. Dlatego zdecydowano się zastosować zarówno w zespołach podwozia głównego, jak i ogonowego opony o stosunkowo niskim ciśnieniu oraz amortyzację olejowo-powietrzną zapewniającą dobre tłumienie. Ko-



Rys. 10. Zbiornik chemikaliów jest zawieszony na kratownicy za pośrednictwem węg hydraulicznych i układu prostowodów
Autorem rysunków jest mgr inż. Andrzej Jankowski

rzystne pod innymi względami podwozie w postaci goleni sprężystych nie ma tych zalet. Zapewniono też stosunkowo znaczny (ok. 300 mm) skok podwozia.

Zastosowany układ podwozia z kołem tylnym przy utrzymaniu znacznego (ok. 37°) kąta przeciwkapotażowego zapewnia możliwość lądowania na miękkim gruncie bez ryzyka zarycia się i kapotażu oraz ułatwia start z takiego terenu.

Podwozie główne jest zawieszony na centralnej części kadłuba, co oprócz skrócenia przebiegu sił między podwoziem a głównymi masami samolotu (lekkość) zapewnia też możliwość transportu samolotu na podwoziu po zdjęciu skrzydeł.

Zespół napędowy

Do napędu samolotu PZL-106A przewidziano użycie silnika PZL-3S. Jest to siedmiocylindrowy silnik o układzie gwiazdy, którego moc startowa wynosi 441 kW (600 KM), zaś moc trwała 405 kW (550 KM). Śmigło US-132000 jest czteropłatowe, ze stałymi obrotami. Przewiduje się także użycie wersji reduktorowej tego silnika, przy czym średnica śmigła wzrasta z 2,65 m do 3,1 m, co zapewnia znaczną poprawę osiągnięć (startu i wznoszenia).

Opracowana została także wersja turbinowa samolotu, oznaczona PZL-106AT. Użyto w niej silnik PT6A-34AG i śmigło HARTZELL HC-B-3TN-3B.

Urządzenia rolnicze

W samolocie PZL-106A przewidziano zastosowanie różnych zestawów aparatury rolniczej, zależnie od wymagań i potrzeb użytkownika.

Do rozpylania proszków, płynów i granulatów przewidziano tunel pod kadłubem. Regulowane kierownice strug pozwalają na dopasowanie charakterystyki tunelu do zamierzonego zabiegu i wysokości lotu.

Do rozpryskiwania chemikaliów ciekłych przewidziano zastosowanie pompy napędzanej wiatrakiem. Układ zaworów przelewowych pozwala na dokonywanie w czasie lotu ciągłego mieszania zawartości zbiornika przez skierowanie części strumienia z pompy do zbiornika.

Do opryskiwania mniejszych obszarów mogą być stosowane zestawy atomizerów (6 szt.). Istnieje także wariant samolotu przeznaczony do gaszenia pożarów. Specjalna dennica, zakładana na wylot standardowego zbiornika chemikaliów, pozwala na dokonanie celnego zrzutu całej zawartości zbiornika w ciągu ok 5 s.

POLSKIE PATENTY LOTNICZE

● Centrum Naukowo-Produkcyjne Samolotów Lekkich PZL-Warszawa zgłosiło do ochrony wzór użytkowy (autor S. Malewski) pt. Śmigło nastawne, przedstawiający konstrukcję mocowania łopat w piaście bez konieczności przykładania sił zewnętrznych w śmigle nastawnym.

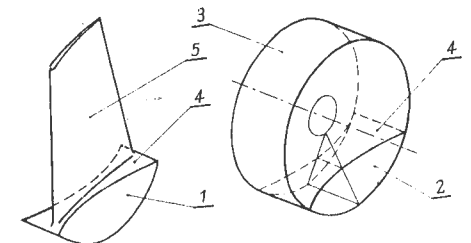
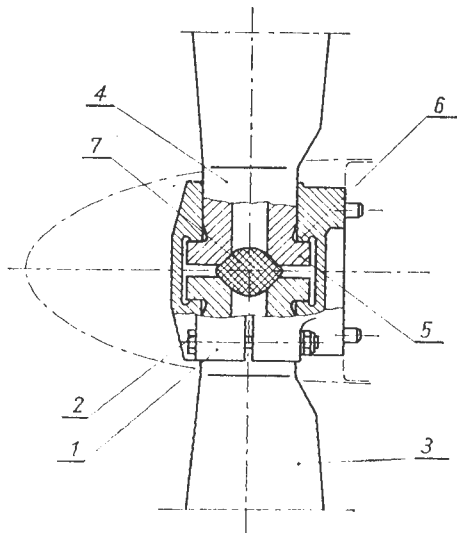
Śmigło nastawne ma w piaście 1 osadzone łopaty 3, których nasady 4 zaciśnięte są w specjalnych gniazdach, przez skręcenie śrubami 2. Nasady 4 mają kołnierze 5, opierające się o występy 6 piasty 1, w celu przeniesienia siły odśrodkowej. Między nasadami 4 umieszczona jest sprężysta wkładka rozpięająca 7, mająca najkorzystniej postać gumowej kulki, która zapewnia stały docisk kołnierzy 5 do występów 6 niezbędny w czasie montażu i regulacji.

Wzór, opisany w BUP nr 22/1979 r., w klasie B64C, pod nr W.60813, chroniony jest jednym zastrzeżeniem.

● Instytut Lotnictwa zgłosił do opatentowania wynalazek pn. Zamek łopatki maszyny wirnikowej (autor M. Ptaszyński), dotyczący zwłaszcza maszyny wirnikowej szybkoobrotowej, wielostopniowej. Wynalazek ten rozwiązuje zagadnienie opracowywania takiej konstrukcji zamka mocującego łopatkę, aby była łatwa wymiana pojedynczej łopatki lub ich dowolnej liczby z wirnika, wykonanie stopki łopatki nie nastroczało żadnych trudności i mogło być wykonane różnymi sposobami oraz aby był korzystny rozkład i przebieg sił z łopatki

na zamek oraz z zamka na wirnik, a także prawidłowe wpisywanie się zamka w strukturę konstrukcji bębna czyniąc ją znacznie lżejszą, przy czym zapewniał samonastawność łopatki.

Zamek łopatki maszyny wirnikowej, zwłaszcza szybkoobrotowej, charakteryzuje się tym, że stopa 1 łopatki jest utworzo-



na z odcinka 2 bryły obrotowej 3 powstałej przez obrót figury płaskiej ABC o szerokości zmniejszającej się w kierunku osi obrotu 0 tej bryły. Pióro 5 łopatki jest usytuowane na powierzchni odcinającej 4 odcinek 2 od bryły obrotowej 3.

Wynalazek, opublikowany w BUP nr 22/1979 r., w klasie F04D, pod nr P.205123, chroniony jest jednym zastrzeżeniem.

Adres dla korespondencji:

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

Siedziba Redakcji:

ul. Chopina 5^B m. 4

Tel. 28-64-64

Wydawca

WYDAWNICTWO CZASOPISM I KSIĄŻEK TECHNICZNYCH
SIGMA Przedsiębiorstwo Naczelnej Organizacji Technicznej

SPIS TREŚCI/CONTENTS

J. Matuszewski: Eksport polskiego przemysłu lotniczego (w 10-lecie działalności PHZ PEZETEL)/Export of Polish aircraft industry (on the tenth anniversary of activity of the PEZETEL Foreign Trade Enterprise)	Str. 1
Z KRAJU/NEWS FROM POLAND	4
STATYSTYKA LOTNICZA/STATISTICS: Polski przemysł lotniczy/Polish aircraft industry; Produkcja i eksport/Production and export; Wytwórnice/Works	5
A. Glass: Rozwój produkcji śmigłowców w PZL-Świdnik (1951÷1981)/Development in production of helicopters in PZL-Świdnik (1951÷1981)	6
POLSKIE PATENTY LOTNICZE/Polish Aeronautical Brevets	9
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY/TECHNICAL GLOSSARY: Narzędzia i materiały zużywalne dla obsługi/Maintenance tools and consumable materials	10
KARTOTEKA TLiA:	
PZL-104 Wilga 80	11
PZL-110 Koliber	13
PZL-106A Kruk	15
PZL-M18A Dromader	17
PZL-M20 Mewa	19
PZL An-2	21
PZL Mi-2	23
PZL-Kania/Kitty Hawk	25
SZD-48-1 Jantar Standard 2	27
SZD-42-2 Jantar 2B	29
SZD-50-3 Puchacz	31
PZL-10W helicopter turboshaft	33
PZL SO-3W turbojet	34
K. Dąbrowski, A. Kardymowicz: Założenia i rozwiązania konstrukcyjne samolotu rolniczego PZL-106A Kruk	35
POLSKIE PATENTY LOTNICZE/POLISH AERONAUTICAL BREVETS	39
POLSKIE ZAKŁADY LOTNICZE PZL/POLISH AVIATION WORKS PZL III okt.	

Na okładce: Śmigłowce PZL-Kania, PZL-Taurus i PZL-Sokół — rys. K. Cieślak

MATUSZEWSKI J.: Eksport polskiego przemysłu lotniczego (w 10-lecie działalności PHZ PEZETEL). TLiA, t. XXXVI, 1981, nr 5, s. 1

Opisano działalność eksportową centrali handlowej PEZETEL oraz polskiego przemysłu lotniczego.

GLASS A.: Rozwój produkcji śmigłowców PZL-Świdnik (1951÷1981). TLiA, t. XXXVI, 1981, nr 5, s. 6

Przedstawiono dzieje wytwórni PZL-Świdnik, rozwój produkcji śmigłowców SM-1 (Mi-1), SM-2 i Mi-2 oraz najnowsze prototypy (Kania, Sokół).

DĄBROWSKI K., KARDYMOVICZ A.: Założenia i rozwiązania konstrukcyjne samolotu rolniczego PZL-106A Kruk. TLiA, t. XXXVI, 1981, nr 5, s. 35

Artykuł przedstawia koncepcję konstrukcyjną samolotu rolniczego PZL-106A Kruk.

CONTENTS

MATUSZEWSKI J.: Exports of the Polish aircraft industry (in the tenth anniversary of activity of the PEZETEL Foreign Trade Enterprise). TLiA, vol. XXXVI, 1981, No. 5, p. 1

The export activity of the PEZETEL Foreign Trade Enterprise and the Polish aircraft industry has been described.

GLASS A.: Development in production of helicopters in PZL-Świdnik (1951÷1981). TLiA, vol. XXXVI, 1981, No. 5, p. 6

The history of the PZL-Świdnik factory, development of production of the SM-1 (Mi-1), SM-2 and Mi-2 helicopters and the most recent prototypes (Kania, Sokół) have been presented.

DĄBROWSKI K., KARDYMOVICZ A.: Assumptions and design solutions of the PZL-106A Kruk ag-plane. TLiA, vol. XXXVI, 1981, No. 5, p. 35

The design concept of the PZL-106A Kruk agricultural airplane has been demonstrated.

ZUSAMMENFASSUNG

MATUSZEWSKI J.: Ausfuhr der polnischen Luftfahrtindustrie (zur zehnjährigen Tätigkeit von PHZ PEZETEL), TLiA, XXXVI Jhrg., 1981, H. 5, S. 1

Es wird die Exporttätigkeit der Handelszentrale PEZETEL sowie der polnischen Luftfahrtindustrie geschildert.

GLASS A.: Entwicklung der Produktion von Hubschraubern in PZL-Świdnik (1951÷1981). TLiA, XXXVI Jhrg., 1981, H. 5, S. 6

Es werden die Geschichte des Werkes PZL-Świdnik, die Entwicklung der Produktion von Hubschraubern SM-1 (Mi-1), SM-2 und Mi-2 sowie die neuesten Prototypen Kania und Sokół dargestellt.

DĄBROWSKI K., KARDYMOVICZ A.: Voraussetzungen und Konstruktionslösung für das Agrarflugzeug PZL-106A Kruk. TLiA, XXXVI Jhrg., 1981, H. 5, S. 35

Im dem Beitrag wird die Konzeption der Konstruktion des Agrarflugzeuges PZL-106A Kruk erörtert.

СОДЕРЖАНИЯ

МАТУШЕВСКИ Е.: Экспорт польской авиационной промышленности (в 10-летие деятельности предприятия внешней торговли ПЕЗЕТЕЛЬ). TLiA, t. 36, 1981 г. № 5, стр. 1

Описана деятельность предприятия торговли ПЕЗЕТЕЛЬ в области экспорта изделий польской авиационной промышленности.

ГЛЯСС А.: Развитие производства вертолетов на заводе ПЗЛ-Свидник (1951÷1981). TLiA, t. 36, 1981 г. № 5, стр. 6

Представлена история завода ПЗЛ-Свидник, развитие производства вертолетов SM-1 (Ми-1), SM-2 и Ми-2, а также последние прототипы: Кания, Сокул

ДОМБРОВСКИ К., КАРДЫМОВИЧ А.: Схема и конструктивные решения сельскохозяйственного самолета ПЗЛ-106А Крук. TLiA, t. 36, 1981 г. № 5, стр. 35

Статья описывает конструктивную схему сельскохозяйственного самолета ПЗЛ-106А Крук.

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. Gołędziński, mgr inż. A. Kardymowicz, mgr inż. W. Kordziński, dr inż. J. Morawski, inż. K. Szumielewicz, mgr inż. J. Staszek

Rada programowa:

mgr inż. W. Błaszczak, mgr inż. Z. Głuski, mgr inż. A. Glass, dr inż. H. Grzegorzczak, mgr inż. J. Grzegorzewski, mgr inż. F. Guźdź, dr inż. B. Jancelewicz, mgr inż. E. Kołodziński, doc. dr inż. T. Kostła, mgr inż. J. Kowalczyk, dr inż. A. Kowalski, mgr inż. T. Królikiewicz (przewodniczący), mgr inż. K. Kunałowicz, doc. dr inż. J. Lamparski, mgr inż. M. Miłkuszka, mgr inż. A. Mistörek, mgr inż. Z. Olszański, mgr inż. E. Pujszo, mgr inż. Z. Stankiewicz, mgr inż. S. Trębacz, inż. R. Woliński, mgr inż. M. Zawadzki

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakład nr 1. W-wa. Zam. 0315-1300-81. Nakład 6000 egz.

Papier druk. sat. IV kl. 70 g. L-116.

Cena pojedynczego egz. zł 25,—

Prenumerata roczna zł 300,—

INDEKS 37909

Polskie Zakłady Lotnicze PZL/Polish aviation works PZL

ZJEDNOCZENIE PRZEMYSŁU LOTNICZEGO I SILNIKOWEGO PZL/AIRCRAFT AND ENGINE INDUSTRY UNION PZL

ul. Miodowa 5, 00-251 Warszawa, Poland
tel. 26-14-41, 27-99-85
telex 814281

Naczelnny Dyrektor/General Manager:
inż. Kazimierz Brejnak

PEZETEL — PRZEDSIĘBIORSTWO HANDLU ZAGRANICZNEGO PRZEMYSŁU LOTNICZEGO/FOREIGN TRADE ENTERPRISE OF AVIATION INDUSTRY

Al. Stanów Zjednoczonych 61, 03-965 Warszawa
Skr. pocz./PO Box 61
tel. 10-80-01

telex 813314 pzl.pl.

Naczelnny Dyrektor/General Manager:

mgr Jerzy Krążlewicz

Dyrektor Biura Sprzętu Lotniczego/Manager Aviation
Department:

Kazimierz Niepsuj

Kierownik Działu Reklamy/Manager of Publicity

Department:

inż. Janusz Matuszewski

CENTRUM NAUKOWO-PRODUKCYJNE SAMOLOTÓW LEKKICH PZL-WARSZAWA/LIGHT AIRCRAFT SCIENCE AND PRODUCTION CENTRE PZL-WARSZAWA

Al. Krakowska 110/114
02-256 Warszawa-Okęcie, Poland
tel. 46-00-31, 46-11-73

telex: 814649

Naczelnny Dyrektor/General Manager:

mgr inż. Józef Lipiński

INSTYTUT LOTNICTWA/AERONAUTICAL INSTITUTE

Al. Krakowska 110/114
02-256 Warszawa-Okęcie, Poland
tel. 46-00-11, 46-09-93

telex: 813537

Naczelnny Dyrektor/General Manager:

dr inż. Andrzej Wierzbą

WYTWÓRNIA SPRZĘTU KOMUNIKACYJNEGO PZL-MIELEC/TRANSPORT EQUIPMENT MANUFACTURING CENTRE PZL-MIELEC

ul. Ludowego Wojska Polskiego 3

39-301 Mielec, Poland

tel. 70

telex: 83293

Naczelnny Dyrektor/General Manager:

mgr inż. Tadeusz Ryczał

WYTWÓRNIA SPRZĘTU KOMUNIKACYJNEGO PZL-SWIDNIK/TRANSPORT EQUIPMENT MANUFACTURING CENTRE PZL-SWIDNIK

21-040 Świdnik, Poland

tel. 120-61, 120-71

telex: 84212, 84302

Naczelnny Dyrektor/General Manager:

mgr inż. Jan Czogała

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

ul. Częstochowska 140

62-800 Kalisz, Poland

tel. 40-81

telex: 415250

Naczelnny Dyrektor/General Manager:

mgr inż. Antoni Kolano

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

Naczelnny Dyrektor/General Manager:

mgr inż. Józef Rokoszak

PRZEDSIĘBIORSTWO DOŚWIADCZALNO-PRODUKCYJNE SZYBOWNICTWA PZL-BIELSKO/GLIDER WORKS PZL-BIELSKO

ul. Cieszyńska 325

43-300 Bielsko-Biała, Poland

tel. 250-21

telex: 035259

Naczelnny Dyrektor/General Manager:

inż. J. Cieśla

ERRATA!

Do art. K. Kaliny pt. „Przygotowania do polskiego przelotu przez Atlantyk na Fokkerze F-VIIB/3m” TLIA nr 4/81 wkraść się błąd. Na s. 30, lewa szpalta, 12 wiersz od góry jest: „ności w uzyskaniu zgody wyższych władz i Partii. Rayski” powinno być:

„ności w uzyskaniu zgody wyższych władz. Płk Rayski”

Autora i Czytelników przepraszamy

REDAKCJA

PRENUMERATA

Jednostki gospodarki uspołecznionej, instytucje, organizacje i zakłady pracy zamawiają prenumeratę w miejscowych oddziałach RSW „Prasa-Książka-Ruch”, w miejscowościach zaś, w których nie ma oddziałów — w urzędach pocztowych. Czytelnicy indywidualni opłacają prenumeratę wyłącznie w urzędach pocztowych i u doręczycieli.

Przedpłaty są przyjmowane w terminach:

— do 25 listopada — na rok następny, I kwartał, I półrocze, do 10 marca — na II kwartał, do 10 czerwca — na III kwartał i II półrocze, do 16 września — na IV kwartał.

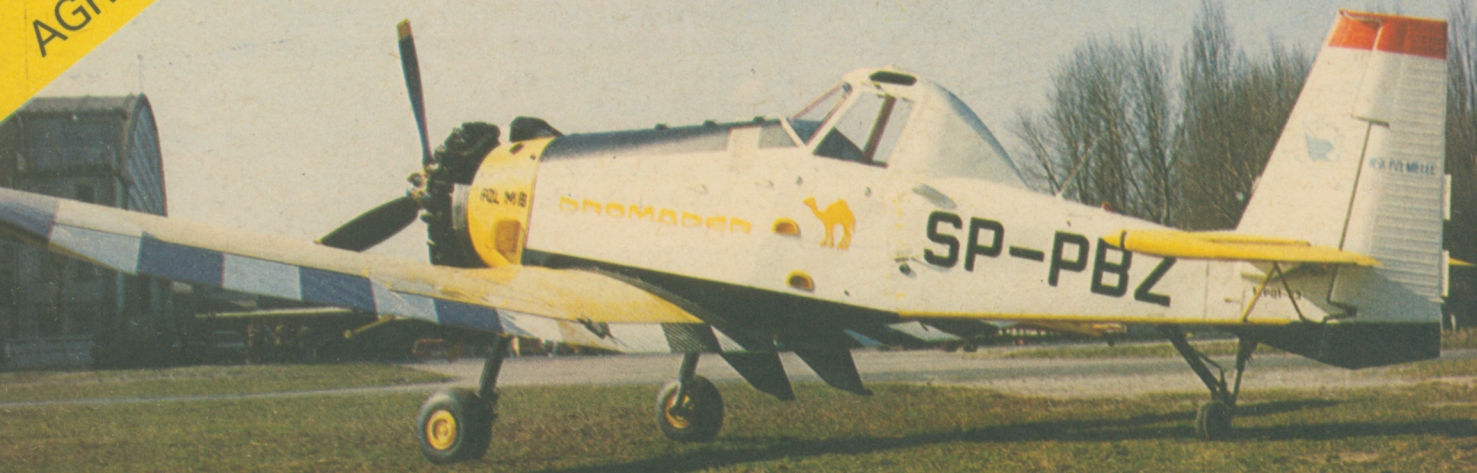
Prenumeratę ze zleceniem wysyłki za granicę przyjmuje Centrala Kolportażu Prasy i Wydawnictw, ul. Towarowa 28, 00-958 Warszawa, konto XV Oddział w Warszawie, nr 1153-201045-139-11.

Prenumerata ze zleceniem wysyłki za granicę jest droższa od prenumeraty krajowej o 50% dla zlecających indywidualnych i o 100% dla zlecających instytucji i zakładów pracy.

Cena prenumeraty krajowej: kwartalna zł 75, półroczna zł 150, roczna zł 300.

Egzemplarze archiwalne można nabywać w Dziale Handlowym Wyd. NOT SIGMA ul. Mazowiecka 12, 00-048 Warszawa, tel. 26-80-16.

HEAVY-LOAD
AGRICULTURAL AIRCRAFT



PZL-M18A DROMADER

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



PZL - MIELEC

42 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
of Aviation Industry
Aleja Stanów Zjednoczonych
03-965 Warszawa, PO.Box 61,
Phone: 10-80-01, Cable: Pezetel, Telex:

