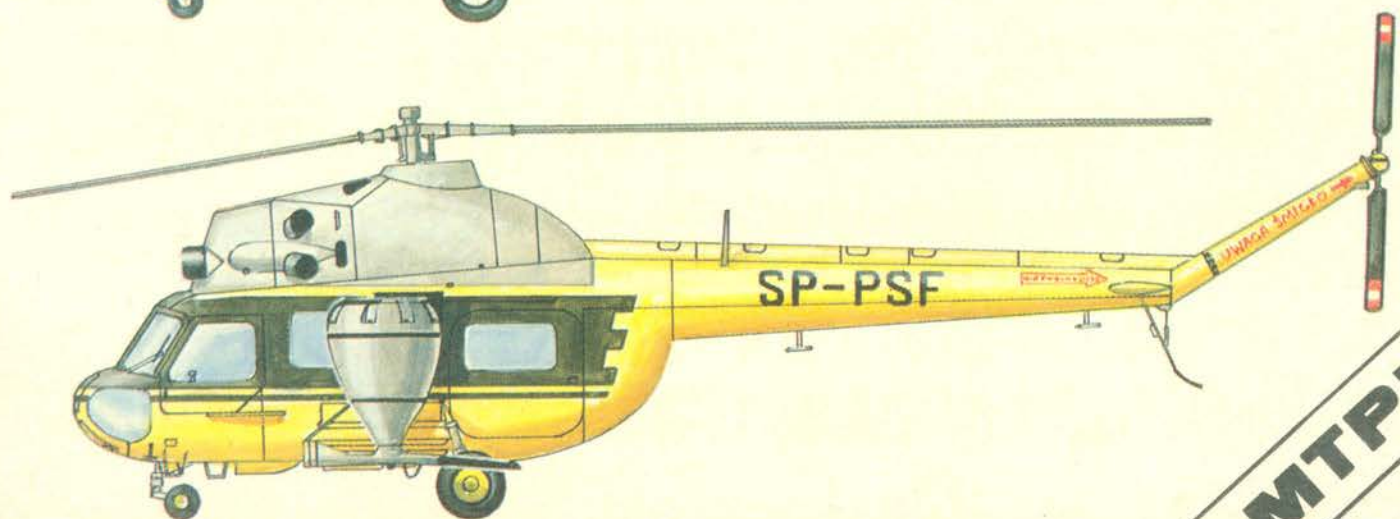
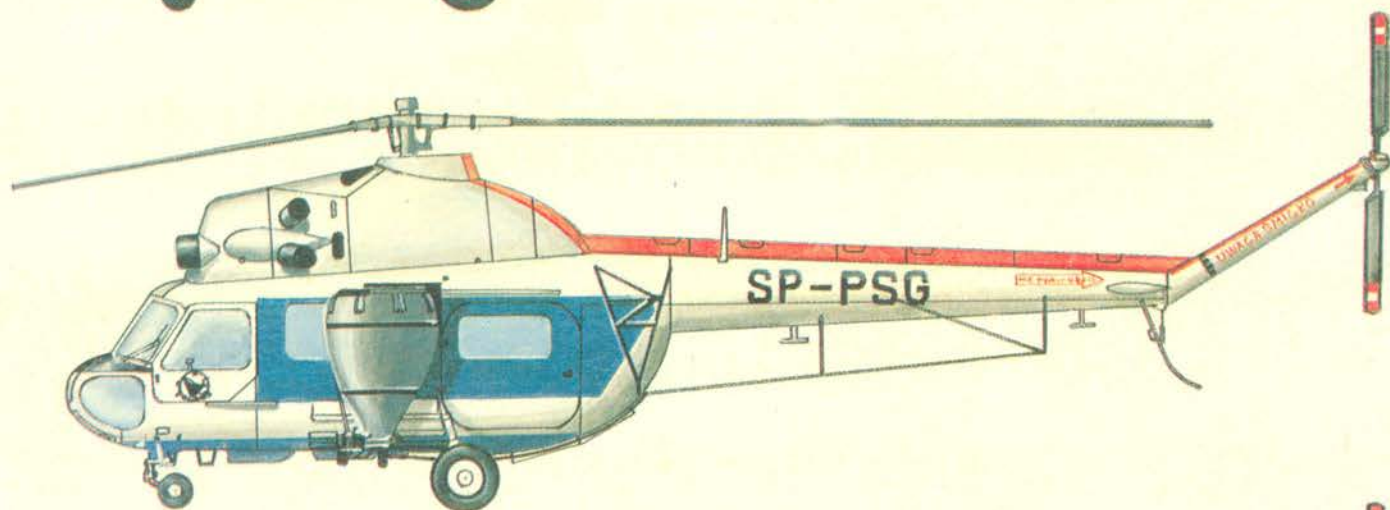
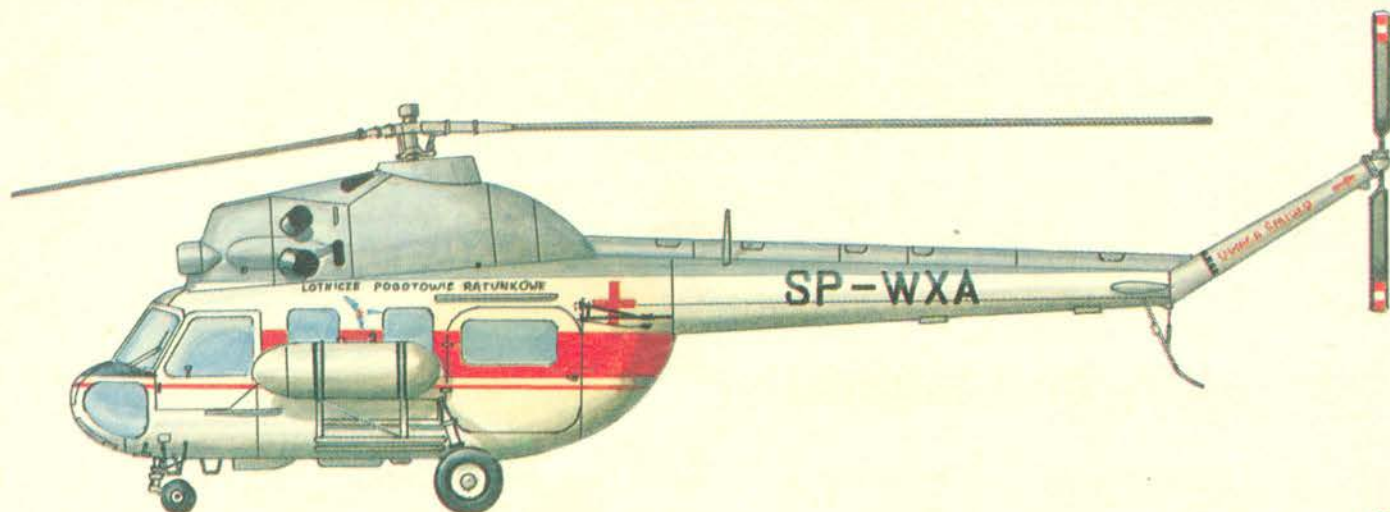


TECHNIKA

5'77

# lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



MTP' 77



● Самолетный завод, известный под прежним названием ПЗЛ-Окенце а в настоящее время — Научно-производственный центр легких самолетов приступает к выпуску учебно-спортивных самолетов PZL-110, лицензионного варианта французского самолета MS-884 Ралли 100 СТ с двигателем ПЗЛ-Франклин 4А 235 В3 мощностью в 125 лс (93 кв).

● Польская авиационная промышленность принимает участие в производстве советского аэробуса ИЛ-86.

Завод ВСК-Мелец, который уже много лет выпускает самолеты Ан-2 а также разработал — совместно с советскими специалистами — сельскохозяйственный самолет М-15, начнет производство оперений самолета ИЛ-86.

● Двигательный завод ВСК-Жешув начал производство поршневых двигателей ПЗЛ-Франклин, 2А-120, двухцилиндровых, мощностью в 60 лс (45 кв). Испытания проходят 4-цилиндровый 4А-235В мощностью в 125 лс (93 кв), 6-цилиндровый 6А-356С мощностью в 220 лс (164 кв). Идет подготовка к производству двигателя с наддувом 6АS-350А, мощностью в 250 лс (186 кв).

● Планерный завод в г. Бельско под названием Испытательско-производственного предприятия планеризма праздновал в текущем году свое 30-летие.

В период 1946—1976 завод выпустил свыше 3300 планеров. До 1977 г. завод построил 593 двухместные планера Еоцип, 246 рекордных планеров Кобра 15, 350 рекордных планеров Пират (дальнейшие 350 штук изготовил завод ПЗЛ-Свидник), 123 стеклопластиковые рекордные планера Янтарь (57 Янтарь-1, 58 Янтарь-Стандарт, 8 Янтарь-2) а также 32 двухместные мотопланера Огар.

● Во время визита Э. Герка в Индии, 25 января был подписан многолетний договор между правительствами Польши и Индии о воздушном сообщении.

По этому договору самолеты авиалинии ЛЕТ дважды в неделю будут совершать полеты в Индию или через Индию, с посадкой в Дели или Бамбею а также в Калькуте.

Самолеты Air India два раза в неделю будут летать в Варшаву или Гданьск.

● Открытие сообщения Варшава—Банкок с 15 сентября является одним из главных намерений авиалиний ЛЕТ. Оно связано с планом увеличения парка авиалиний на один самолет ИЛ-62.

● Научный работник Варшавского Политехнического Института пилот Варшавского Аэроклуба Станислав Скшиньски защитил докторскую диссертацию по проблемам течения в пограничном слое и влиянию его на характеристику ламинарных профилей. Промотором являлся доцент Ежи Островски.

● Совет Механического Факультета Военно-Технической Академии признал звание доктора технических наук пплк мгр инж. Е. Чапличку за диссертацию: Анализ возможностей применения эпоксидной смолы со стекловолокном (для ремонта металлического покрытия самолета в полевых условиях), пплк мгр инж. С Кужаевскому за диссертацию: Оптимализация охлаждения диска турбины газотурбинного двигателя и пплк мгр инж. Б. Лукомскому за диссертацию: Динамические исследования систем автоматической регуляции авиационных газотурбинных двигателей.

● В Институте Авиации в Варшаве состоялась защита докторской диссертации мгр инж. Марьяна Ежа по теме аналогового метода синтеза подвески стационарного двигателя. Промотором являлся доц. др инж. Е. Марыняк.

● В г. Жешув был организован центр обучения летного персонала Министерства Коммуникации, который будет обучать пилотов для работы в гражданской авиации. В Институте Авиации политехникума им. И. Лукаевича была открыта новая специальность — пилот. На высший курс по этой специальности поступило свыше 30 студентов. Кандидат должен иметь лицензию планериста II класса или самолетного пилота III класса. Институт Авиации в г. Жешув имеет также специальности из области авиации: термодинамики и авиадвигателей, прочности конструкции и систем управления. В институте получает образование около 450 студентов.

● В г. Лудзь начал работу Центр Авиационного Обучения. В результате договора Аэроклуба ПНР с хозяевами города аэродром г. Лудзь получит необходимые объекты и оборудование. Уже 10 млн злотых отведено на постройку центра управления воздушным движением а также гостиницы на 70 мест с читальным залом и кафе. Центр будет обучать летчиков для авиалинии ЛЕТ, сельскохозяйственной авиации и санитарной авиации.

● The aircraft works, which previous name was PZL-Okęcie and the present is Centrum Naukowo-Produkcyjne Samolotów Lekkich (Scientific and Production Centre for Light Airplanes) PZL-Warszawa is to start the production of trainer PZL-110 airplane soon. PZL-110 is a modified version of the French MS 884 Rally 100 ST airplane, equipped with the PZL-Franklin 4A 235 B3 engine of 125 hp (93 KW) rated power.

● Polish aviation industry takes part in the production of Russian Il-86 aerobus. The PZL-Mielec Transport Equipment Works, which for years have been producing AN-2 airplanes and recently designed and constructed in cooperation with Russian specialists M-15 agricultural aircraft, shall produce tail units for the Il-86 aerobus.

● The PZL-Rzeszów Engine Works have already started the production of PZL-Franklin piston engines. First in series, two cylinder 2A-120 PZL-Franklin piston engine is rated at 60 HP (45 KW). Two more engines: 4-cylinder 4A-235 B rated at 125 HP (93 KW) and 6 cylinder 6A-350 L rated at 220 HP (164 KW) are undergoing final tests. There is also the 6AS-350A super-charged engine of 250 HP (186 KW) rated power under preparation for production.

● Glider Plant in Bielsko-Biala, which present name is: Research and Production Company for Gliders, has celebrated it's 30-th anniversary last year. In the years 1946—1976 this factory has produced over 3500 gliders. Till 1977 the plant has produced: 593 two-seat basic training Bocian gliders, 246 high performance Cobra 15 sailplanes, 350 high performance Pirat sailplanes (further 350 units have been produced at PZL-Swidnik Works), 123 fiber-glass high performance Jantar sailplanes (57 units of Jantar 1, 58 units of Jantar Standard and 8 units of Jantar 2) and 32 two-seater, Ogar motor-glider.

● During the last visit of Mr. E. Gierek to India a long-term agreement on civil aviation was signed between Governments of Poland and India. According to the provisions of the agreement, the airplanes of Polish Airlines LOT will be flying twice a week to India or through India, landing in New Delhi or Bombay or Calcutta. The airplanes of Air India will link India with Warsaw or Gdańsk also twice a week.

● Establishment of the new line, linking Warsaw with Bangkok, on 15th September this year, is one of the most important purposes of Polish Airlines LOT. In connection with this plan, the LOT Airlines shall increase the number of their airplanes by the new Il-62 jet liner.

● Scientist at the Mechanical Faculty of Energetics and Aviation of Technical University in Warsaw, Mr. Stanislaw Skrzyński, has defended his doctoral dissertation on: Phenomenon of flow in boundary layer and it's influence on characteristics of laminar airfoil. Doc. dr Jerzy Ostrowski was the professor conferring the degree. Mr. Skrzyński is glider and airplane pilot, member of Aeroclub in Warsaw.

● The Committee of Mechanical Faculty of the Military Technical Academy decided to confer a doctor degree to: Colonel MSC eng. J. Czapliski, for doctoral dissertation on Analysis of application of epoxy resins reinforced with glass-fibre, for airplane metal covering repairs in field conditions; colonel MSC eng. S. Kurzajewski for doctoral dissertation on Optimisation of jet engine turbine disc cooling and colonel MSC eng. B. Łukomski for doctoral dissertation on Dynamic testing of automatic regulation systems of turbine airplane engine.

● The doctoral dissertation on Analog method of synthesis of stationary engine has been defended by Mr. Marian Jeż. MSC eng. at Warsaw Institute of Aviation. Doc. dr I. I. Maryniak was the professor conferring the degree.

● The Training Center for Aviation personell of Ministry of Communication has been established in Rzeszów. The Center shall train pilots, who intend to work in civil aviation services. The new center has been organized by the Aviation Institute at the Politechnical Institute in Rzeszów, where the new faculty of piloting had been opened. Over 30 candidates have joined the course on that speciality. Beside passing the exams every candidate must be the owner of at least II class glider or III class airplane pilot licence. After completing the course, the graduates are given MSC eng. degree and II class airplane pilot licence. Educational programme of the Aviation Institute at Politechnical Institute in Rzeszów covers also such faculties as: thermodynamics and aircraft engines, aircraft structure strenght and steering systems. Currently about 450 students attend the lectures at the Institute.

● The new Center for Aviation Training has been established in Łódź. According to the agreement between the Aeroclub of Polish People's Republic and common council, the airport in Łódź shall be equipped properly to match it's role of Training Center airfield. About 10 million zlotys have been already assigned for building of control tower and hotel for 70 people. The Center shall train pilots for the current needs of Polish Airlines LOT, agricultural aviation and medical service.

Adres Redakcji:

01-519 Warszawa, ul. Dymłńska 6 m 155  
 Tel. 39-01-50

Wydawca:

WYDAWNICTWA CZASOPISM TECHNICZNYCH NOT  
 00-950 Warszawa, ul. Czackiego 3/5

SPIS TREŚCI

	Str.
Polski przemysł lotniczy	1
Z KRAJU	2
W. Burczak: Rozwój i wersje śmigłowca Mi-2	3
K. Dąbrowski, A. Kardymowicz: PZL-106 Kruk — nowoczesny samolot rolniczy	7
KARTOTEKA TLiA	
PZL Mi-2	13
PZL Mi-2M	15
PZL-106A Kruk	17
PZL-Mielec M-15	19
PZL AI-14R	21
PZL-3S	23
PZL ASz-62 IR	25
GTD-350	27
SO-1/SO-3	29
PZL-Franklin	30
A. Glass: Ponad 70 lat polskich śmigłowców	31
A. Glass: Polskie silniki lotnicze 1907—1977	36

Na okładce: Śmigłowce Mi-2 — rys. K. Cieślak



WYDAWNICTWA  
 CZASOPISM  
 TECHNICZNYCH NOT  
 Warszawa  
 Czackiego 3/5

**Redaktor naczelny:**

mgr inż. *Andrzej Glass*

**Sekretarz Redakcji:**

mgr *Zofia Reyzz-Rubini*

**Redaktorzy działów:**

mgr inż. *K. Dąbrowski*, dr inż. *A. Gołędziński*, mgr inż. *A. Kardymowicz*, dr inż. *J. Morawski*, inż. *K. Szumielewicz*, mgr inż. *W. Zaremba*

**Rada Programowa:**

mgr inż. *M. Augustynowicz*, mgr inż. *A. Glass*, dr inż. *H. Grzegorzczuk*, mgr inż. *J. Grzegorzewski*, mgr inż. *F. Gwiżdż*, dr inż. *B. Jancelewicz*, mgr inż. *E. Kołodziński*, mgr inż. *T. Kostia*, mgr inż. *J. Kowalczyk*, mgr inż. *T. Królikiewicz* (przewodniczący), mgr inż. *R. Legięcki*, mgr inż. *A. Misiorek*, mgr *Z. Pawlak*, inż. *R. Woliński*

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakł. nr 2. W-wa. Zam. 187/77. Nakład 5500 egz.  
 Zakład Kolportażu WCT NOT, 00-048 Warszawa, ul. Mazowiecka 12. tel. 26-80-16.  
 Konto PKO I O/M Warszawa nr 1531-5021

Papier druk. sat. kl. IV, 70 g. A1. F-95.

Cena pojedynczego egz. zł 12.—

Prenumerata roczna zł 144

INDEKS 38006/37909

---

## CONTENTS

	Page
Polish aircraft industry	1
Z KRAJU	2
<b>W. Burczak:</b> Development and uses of the Mi-2 helicopter	3
<b>K. Dąbrowski, A. Kardymowicz:</b> PZL-106 Kruk — modern agricultural airplane	7
KARTOTEKA TLiA	
PZL Mi-2	13
PZL Mi-2M	15
PZL-106A Kruk	17
PZL-Mielec M-15	19
PZL AI-14R	21
PZL-3S	23
PZL ASz-62 IR	25
GTD-350	27
SO-1/SO-3	29
PZL-Franklin	30
<b>A. Glass:</b> Over 70 years of Polish helicopter	31
<b>A. Glass:</b> Polish aircraft engines 1907—1977	36

On cover: Mi-2s helicopters — *K. Cieślak*

---



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ  
STOWARZYSZENIA  
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW  
MECHANIKÓW POLSKICH

XXXII MAJ 1977

# TECHNIKA 5

# lotnicza

# i ASTRONAUTYCZNA

## *Polski przemysł lotniczy*

## *Polish aircraft industry*

Początki polskiego przemysłu lotniczego przypadają na 1910 r., gdy uruchomiono w Warszawie Awiatę — pierwszą wytwórnię lotniczą, która budowała samoloty Farman i Bleriot. Po I wojnie światowej w latach 1921–1923 zostały utworzone wytwórnie samolotów w Lublinie, Poznaniu i Białej Podlaskiej. Prawie 50 lat temu, w 1928 r. powstały Zakłady PZL w Warszawie, produkujące m.in. znane samoloty myśliwskie inż. Puławskiego PZL P-11 i PZL P-24, rozpoznawczo-bombowe Karasie i bombowe Łosie. W Warszawie działała wytwórnia silników lotniczych PZL, a filie zakładów PZL powstały przed wojną w Mielcu i Rzeszowie. Warszawska wytwórnia DWL budowała samoloty sportowe RWD, znane m.in. ze zwycięstw w zawodach międzynarodowych.

Polskie Zakłady Lotnicze PZL poważnie rozwinęły się po II wojnie światowej. Rozbudowano zakłady PZL-Warszawa, PZL-Mielec i PZL-Rzeszów oraz utworzono nowe: PZL-Świdnik i PZL-Kalisz.

Obecnie Centrum Naukowo-Produkcyjne Samolotów Lekkich PZL-Warszawa buduje samoloty wielozadaniowe PZL-104 Wilga 35, rolnicze PZL-106A Kruk i szkolno-sportowe PZL-110 (Rallye). Wytwórnia PZL-Mielec, znana z rekordowej na skalę światową liczby zbudowanych samolotów transportowych i rolniczych An-2 (ponad 7500 sztuk), prócz tych samolotów produkuje samoloty szkolno-treningowe Iskra i rolnicze M-15. W PZL-Świdnik produkowane są śmigłowce Mi-2.

Wytwórnia PZL-Rzeszów produkuje silniki turbowalowe GTD-350, turbodrzutowe SO-3 oraz tłokowe LIT-3, PZL-3S i PZL-Franklin 2A, 4A i 6A. Wytwórnia PZL-Kalisz produkuje silniki tłokowe AI-14R i Asz-62IR. PZL-Warszawa II produkuje przyrządy pokładowe, m.in. znane na cały świat przyrządy szybowcowe. W PZL-Bielsko budowane są szybowce SZD: Pirat, Cobra, Jantar, Bocian i motoszybowiec Ogar.

W trzydziestolecie powojennym polski przemysł lotniczy wyprodukował ponad 16 000 samolotów i śmigłowców, 3500 szybowców i przeszło 22 tys. silników lotniczych. W dziedzinie samolotów rolniczych, śmigłowców, szybowców i silników tłokowych do samolotów rolniczych oraz szybowcowych przyrządów pokładowych — znajduje się on w światowej czołówce.

Według informacji wicedyrektora Departamentu Eksportu i Współpracy z Zagranicą, Ministerstwa Przemysłu Maszynowego inż. Jerzego Zawadzkiego — opublikowanej w „Życiu Warszawy” — polski przemysł lotniczy do końca br. dostarczył do ZSRR ponad 200 samolotów rolniczych i 160 śmigłowców Mi-2. Już wysłano 22 samoloty M-15. W sumie do ZSRR dostarczono 2 tys. Mi-2 i 7 tys. samolotów rolniczych.

Poland's aircraft industry started in 1910 with the start of Awiaty in Warsaw, the first aircraft factory which built Farman and Bleriot airplanes. Between 1921 and 1923 aircraft factories were established in Lublin, Poznań and Biała Podlaska. Almost fifty years ago, in 1928, the PZL works in Warsaw was established, producing well known fighters designed by engineer Puławski (PZL P-11 and PZL P-24), Karaś reconnaissance bombers and Łoś bombers. Warszawa had also PZL aero engine factory, branches of the PZL works were organized before the war at Mielec and Rzeszów. The Warsaw DWL factory built RWD light airplanes, known for their victories in international competitions.

PZL Polish Aircraft works greatly developed after World War II: the PZL-Warszawa, PZL-Mielec and PZL-Rzeszów were extended while new ones like PZL-Świdnik and PZL-Kalisz were organized.

At present PZL-Warszawa Science and Production Center for Light Aircraft builds PZL-104 Wilga 35 multi-purpose planes, PZL-106A Kruk agricultural planes and PZL-110 (Rallye) sport planes. The PZL-Mielec, known for its record production of An-2 agricultural and transport airplanes (over 7,500 planes), also produces Iskra basic trainers and M-15 agricultural planes. PZL-Świdnik produces Mi-2 helicopters.

PZL-Rzeszów factory produces the following engines: GTD-350 turboshaft; SO-3 turbojet; LIT-3, PZL-3S and PZL-Franklin 2A, 4A and 6A piston. PZL-Kalisz factory produces AI-14R and Asz-62IR piston engines. PZL-Warszawa II produces board instruments, among others, glider instruments known all over the world. At PZL-Bielsko are built the SZD gliders: Pirat, Cobra, Jantar, Bocian and Ogar motor glider.

Over thirty years of the postwar period Polish aircraft industry produced over 16,000 airplanes and helicopters, 3,500 gliders and more than 22,000 aero engines. In the area of agricultural planes, helicopters, gliders and piston engines for ag aircraft as well as glider instruments Poland is one of the world's big manufacturers.

According to statement of vice-director of Department of Foreign Trade and Cooperation at the Ministry of Machinery Industry — published by „Życie Warszawy” daily paper — Polish aircraft industry will deliver to USSR over 200 ag-planes and 160 Mi-2s helicopters by the end of this year. 22 M-15s aircraft were already delivered. Totals of 2000 Mi-2s helicopters and 7000 ag-planes were delivered to USSR.



POLSKA

● Wytwórnia samolotów, nosząca dotychczas nazwę PZL-Okęcie a obecnie Centrum Samolotów Lekkich PZL-Warszawa, przystępuje do produkcji samolotów szkolno-sportowych PZL-110, będących odmianą licencyjną francuskiego samolotu MS-890 Rallye 100 ST z silnikiem PZL-Franklin 4A 235 B3 o mocy 125 KM (93 kW).

● Polski przemysł lotniczy bierze udział w produkcji radzieckiego aerobusu Il-86. Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Mielec, która od lat produkuje samoloty An-2, a ostatnio opracowała wspólnie z radzieckimi specjalistami samolot rolniczy M-15, będzie wytwarzać usterzenia samolotu Il-86.

● Wytwórnia silników PZL-Rzeszów rozpoczęła produkcję silników tłokowych PZL-Franklin 2-cylindrowych 2A-120 o mocy 60 KM (45 kW). W próbach znajduje się silnik 4-cylindrowy 4A-235B o mocy 125 KM (93 kW) oraz silnik 6-cylindrowy 6A-350C o mocy 220 KM (164 kW). Przygotowywana jest też produkcja silnika sprężarkowego 6AS-350A o mocy 250 KM (186 kW).

● Zakłady Szybowcowe w Bielsku, noszące obecnie nazwę Przedsiębiorstwo Doswiadczalno-Produkcyjne Szybownictwa, obchodzą w ub.r. swe 30-lecie. W latach 1946-1976 wyprodukowały one ponad 3300 szybowców. Do 1977 r. Zakłady zbudowały m.in. 593 dwumiejscowe szybowce szkolne Bocian, 243 szybowców wyczynowych Cobra 15, 350 szybowców wyczynowych Pirat (dalsze 350 sztuk wykonano w PZL-Swidnik), 123 laminatowe szybowce wyczynowe Jantar (57 — Jantar 1, 58 — Jantar Standard 1 8 — Jantar 2) oraz 32 dwumiejscowe motoszybowce Ogar.

● Podczas pobytu E. Gierka w Indiach, w dniu 25 stycznia, podpisano wieloletnią umowę między rządami Polski i Indii dotyczącą komunikacji lotniczej. Dwa razy w tygodniu samoloty PLL LOT będą latać do Indii lub przez Indie — z lądowaniem w Delhi lub Bombaju oraz w Kalkucie. Samoloty Air India zapewnią połączenia dwa razy w tygodniu z Warszawą lub Gdańskiem.

● Otwarcie linii Warszawa — Bangkok od 15 września br. jest jednym z głównych zamierzeń komunikacyjnych PLL LOT. Wiąże się to z zaplanowanym zwiększeniem parku towarzystwa o nowy samolot typu Il-62 M.

● Pilot szybowcowy i samolotowy Aeroklubu Warszawskiego, pracownik naukowy Wydziału Mechanicznego, Energetyki i Lotnictwa Politechniki Warszawskiej — Stanisław Skrzyński — obronił pracę doktorską na temat zjawisk przepływu w warstwie przyściennej i ich wpływu na charakterystyki profili laminarnych. Promotorem był doc. dr hab. Jerzy Ostrowski.

● Rada Wydziału Mechanicznego Wojskowej Akademii Technicznej podjęła uchwałę o nadaniu stopnia naukowego doktora nauk technicznych: ppłk. mgr. inż. J. Czaplikiem na podstawie obronionej rozprawy doktorskiej pt. Analiza możliwości stosowania żywic epoksydowych zbrojonych włóknem szklanym do napraw metalowych pokryć samolotów w warunkach polowych; ppłk. mgr. inż. S. Kurzajewskiemu na podstawie obronionej rozprawy doktorskiej pt. Optymalizacja chłodzenia tarczy turbiny silnika odrzutowego i ppłk. mgr. inż. B. Łukomskiemu na podstawie obronionej rozprawy doktorskiej pt. Badania dynamiczne układów automatycznej regulacji lotniczych silników turbiniowych.



Samolot szkolno-sportowy PZL-110 (Rallye 100 ST). PZL-110 (Rallye 100 ST) trainer/tourer  
Fot. W. Górski

● W Instytucie Lotnictwa w Warszawie odbyła się obrona rozprawy doktorskiej mgr. inż. Mariana Jeża na temat analogowej metody syntezy zawieszania silnika stacjonarnego. Promotorem pracy był doc. dr inż. J. J. Maryniak.

● Słuchaczy telewizyjnego programu lotniczego zainteresowała niewątpliwie rozmowa, którą red. H. Pacha w II programie TV Wrocławskiej, dn. 11 stycznia br., przeprowadził z zasłużonym konstruktorem prof. doc. Tadeuszem Sołtykiem. Informację profesora o „kuchni” konstruktorskiej i o warunkach, w jakich po wojnie współdziałał on przy odbudowie polskiego lotnictwa, przypomniały słuchaczom o wielkich zasługach doc. Sołtyka, który przecież — jeszcze w latach trzydziestych w PZL na Paluchu — projektował samoloty.

● W Rzeszowie otwarto ośrodek szkolenia personelu lotniczego Ministerstwa Komunikacji, w którym będzie się kształcić pilotów, zamierzających pracować zawodowo w lotnictwie cywilnym. W Politechnice im. I. Łukasiewicza, w Instytucie Lotnictwa, otworzono specjalizację pilotażu. Na kurs magisterski tej specjalności zgłosiło się ponad 30 studentów. Każdy kandydat — oprócz zdania egzaminów — musi mieć licencję pilota szybowcowego II klasy lub samolotowego III klasy. Po ukończeniu studiów absolwenci prócz dyplomu magistra inżyniera otrzymają licencję pilota samolotowego II klasy. Przypominamy, że Instytut Lotnictwa Politechniki Rzeszowskiej prowadzi także specjalności lotnicze z zakresu: termodynamiki i silników lotniczych, samolotów (płatowców), wytrzymałości konstrukcji latających oraz systemów sterowania. Obecnie kształci się w Instytucie Lotnictwa 450 studentów.

● W Łodzi powołano do życia Centrum Szkolenia Lotniczego. W wyniku porozumienia Aeroklubu PRL z władzami miasta, lotnisko łódzkie zostanie wyposażone w obiekty i urządzenia. Wyasygnowano już 10 mln zł na budowę wieży kontroli ruchu lotniczego oraz pomieszczeń hotelowych dla 70 osób, z czytelnią i kawiarnią. Centrum ma się zajmować szkoleniem pilotów dla potrzeb PLL LOT, dla agrolotnictwa i lotnictwa sanitarnego.

● Po grudniowej naradzie użytkowników lotniska na Gołdawiu (z udziałem ZRLiLK oraz CZLC) i w oparciu o decyzję władz ustalono, że teren ten może już być lądowiskiem jedynie przy następujących minimach: podstawa chmur — 300 m, widzialność — 2 km. Jeżeli uprzątnąć sobie fakt, że za kilka miesięcy i lądowiska

tu nie będzie — to ogarnia zdumienie, jak może być unicestwiony dotychczasowy i przyszły dorobek dla osiągnięcia nowych celów. Oczekujemy pilnych i rozsądnych decyzji w sprawie nowego lotniska dla pilotów sportowych, sanitarnych i usługowych, otwarcia możliwości szkolenia i treningu lotniczego i wreszcie — losu zabudowań lotniczych na Gołdawiu.

● Musimy tu — niestety — przytoczyć bolesną statystykę stołecznego aeroklubu. W ubiegłym roku sześciu pilotów opuściło kadre instruktorską i przeszło do bardziej intratnych zajęć. W tym stanie rzeczy nie wystarczy bić na alarm i straszyć konsekwencjami, lecz trzeba stworzyć atmosferę, która pozwoli na powzięcie decyzji niezbędnych i oczekiwanych przez polski świat lotniczy.

● Już dwa lata specjalizuje się nasielski instal w śmigłowcowych akcjach budowlano-montażowych. Przedsiębiorstwo posiada śmigłowce Mi-2 i Mi-6A. Przeprowadzono ponad 70 operacji lotniczych w czasie ponad 500 godzin. Zdobyte doświadczenia polskich specjalistów są tak wartościowe, że zlecono im opracowanie — na użytek państw członkowskich RWPG — programu szkolenia pilotów śmigłowcowych w lotach transportowo-montażowych na śmigłowcach typu Mi-6A, Mi-8 i Mi-10K. Portfel zamówień na usługi Instal zamknięty już jest do końca 1977 r.

● Bardzo pomyślnie przebiegał ubiegłoroczny jesienny sezon falowy w Aeroklubie Tatrzańskim w Nowym Targu. W ciągu 12 dni listopada — 24, zaś dwóch dni grudnia — 12 szybowników uzyskało diamentowe przewyższenia ponad 5000 m. Były też imponujące wyniki. H. Rykielówna z Rzeszowa osiągnęła wysokość absolutną 9078 m i zdobyła drugi diament, A. Smielkiewicz z Bielska-Białej przewyższeniem 7050 m uzyskał trzeci diament.

● Jesienią ub.r. odbył się na lotnisku Aeroklubu Warszawskiego pokaz minilotni dla przedstawicieli Ministerstwa Oświaty i Wychowania z Departamentów Programów Szkolnych oraz Wychowania Fizycznego — zorganizowany przez redakcję Młodego Technika i Stację Młodego Technika w Warszawie. Pokaz był propozycją nowej formy zajęć technicznych i ruchowych dla młodzieży na terenie szkół.

● We wsi Dys pod Lublinem stoi bardzo oryginalny pomnik. Zbudowano go w 1965 r. ku czci lotników pułków Warszawa i Kraków, które stamtąd przystąpiły do działań wojennych.

## Rozwój i wersje śmigłowca Mi-2

Śmigłowiec wielozadaniowy Mi-2 został zaprojektowany przez biuro dr M. Mila. Prototyp śmigłowca został oblatany w 1961 r. W 1963 r. została podjęta decyzja o uruchomieniu jego produkcji w Polsce, w Wytwórni Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Świdnik, która już od 1955 r. produkowała śmigłowce Mi-1 (SM-1) — będąc jedną z czterech największych wytwórni śmigłowców w Europie.

WSK-Świdnik otrzymała prototypową dokumentację licencyjną śmigłowca Mi-2 i na jej podstawie opracowano seryjną dokumentację konstrukcyjną. Równocześnie z uruchomieniem produkcji śmigłowca uruchomiono w Polsce licencyjną produkcję silnika turbinowego GTD-350 do Mi-2. Pierwszy śmigłowiec, zmontowany z zespołów radzieckich, został oblatany w Świdniku 26.08.1965 r. Pierwszy Mi-2 zbudowany w Świdniku i noszący numer 520 001 został oblatany przez załogę: inż. W. Mercik, mgr inż. K. Moskowicz i H. Jaworski — w dniu 4.11.1965 r.

Mi-2 stanowił duży postęp w stosunku do uprzednio produkowanego śmigłowca SM-1. Przez szereg lat był on jedynym lekkim śmigłowcem dwusilnikowym na rynku światowym. Dopiero w 6 lat później wszedł do produkcji amerykański dwusilnikowy śmigłowiec Bell-212.

Wytwórnia WSK PZL-Świdnik podczas 12 lat dotychczasowej produkcji Mi-2 stale śmigłowce ulepszała. Zasadniczym tego wyrazem było opracowanie wielu wersji tego śmigłowca. Pierwsze powstały wersje sanitarna, dźwigowa i rolnicza, następnie szkolna, a później liczne wersje specjalistyczne.

### Wersje śmigłowca Mi-2

W zależności od przeznaczenia śmigłowce Mi-2 jest produkowany w wersjach: pasażerskiej, sanitarnej, transportowo-dźwigowej, szkolnej, rolniczej, a ponadto może on mieć szereg innych specjalnych wersji: fotogrametryczną, termowizyjną, telewizyjną, fotograficzną. Każda z wersji (produkowana od 1971 r.) może być wyposażona w pojedyncze lub podwójne sterowanie.

#### Wersja pasażerska

W wersji pasażerskiej śmigłowiec Mi-2 może przewozić 6-8 pasażerów. Wewnątrz kabiny pasażerów znajduje się wygodna kanapa z sześcioma miejscami. Na kanapie pasażerowie siadają odwrócenymi do siebie plecami w ten sposób, że trzech siedzi przodem w kierunku lotu, a trzech tyłem. Każde miejsce na kanapie ma indywidualne pasy bezpieczeństwa. Ponadto są jeszcze siedzenia dla 2 pasażerów, jedno obok pilota, drugie w środkowej części kadłuba. Kabina pasażerów i pilotów jest oświetlona lampami umieszczonymi na suficie kabiny, a ponadto posiada izolację ciepło-dźwiękową, estetyczne wykończenie wnętrza. Do-



Rys. 1. Śmigłowiec Mi-2 w wersji pasażerskiej. Passenger version of Mi-2 helicopter

## Development and uses of the Mi-2 helicopter

The multi-purpose Mi-2 was designed by dr M. Mil's Design Bureau. The prototype was test flown in 1961. Two years later a decision was made to start production of this helicopter in Poland at PZL-Świdnik which began to built Mi-1 (SM-1) helicopters already in 1955 and was one of the four biggest helicopter manufactures in Europe.

Basing on licence documentation of the Mi-2, PZL-Świdnik prepared a serial design documentation. The production of helicopters was paralleled by licence production of the GTD-350 turbine engine intended as a propulsion for the Mi-2. The first helicopter made entirely from Soviet units was test flown on August 26, 1965. The first Mi-2 built at Świdnik (No 520001) was test flown by a crew of engineer W. Mercik, Dipl. Ing K. Moskowicz and Dipl. Ing H. Jaworski on November 4, 1965.

The Mi-2 made a great progress compared with the Mi-1. For many years it has been the only light twin-engine helicopter in the world market; the American twin-engine Bell-212 went into production six years later.

During its twelve years' production the helicopter has never ceased to be improved. As a result a number of versions has been developed. Depending on its use, the Mi-2 is being produced as a passenger transport, ambulance, cargo/transport (crane), basic trainer and in the agricultural version. Besides, it can be built in the photogrammetric, thermovision, television and photographic versions. Each of the versions, produced since 1971, may be equipped with either single or dual controls.

### Passenger Transport Version

In this version, the helicopter can transport 6 to 8 passengers. The cabin is equipped with comfortable back-to-back six bench seats, each seat having a safety belt. There are additional seats for 2 passengers, one by the pilot and the other in the fuselage center-section. The cockpit and cabin are illuminated with roof lights, they have heat and sound proofing and a pleasant interior finish. Large windows on both sides provide excellent visibility. There is no partition wall between the cockpit and the cabin.

### Agricultural Version

The agricultural version uses equipment for spraying liquid chemicals or dusting dry chemicals. The conversion from one installation to another can be done in seconds, under field conditions. Two laminate hoppers for liquid and dry chemicals of 600 l capacity each are mounted on



Rys. 2. Mi-2 dźwigowy z ładunkiem 1000 kg. Mi-2 with 1000 kg external cargo



Rys. 3. Mi-2 sanitarny. Ambulance version of Mi-2. Fot. A. Kardymowicz

skonałą widoczność zapewniają duże okna po obu stronach kabiny. Kabina pilotów i pasażerów — bez ścianki działowej.

#### Wersja rolnicza

W wersji rolniczej śmigłowiec wyposażony jest w urządzenia do rozpryskiwania ciekłych lub rozpylania sproszkowanych środków chemicznych. Wymiana urządzeń opylających na opryskujące i odwrotnie może być wykonana w krótkim czasie w polowych warunkach. Z dwóch stron środkowej części kadłuba montowane są dwa laminatowe zbiorniki na chemikalia ciekłe i sypkie o pojemności 600 l każdy.

Instalacja do opylania działa na tej zasadzie, że pod każdym zbiornikiem umieszczony jest opylacz tunelowy, w którym z przodu usytuowany jest wentylator napędzany silnikiem prądu zmiennego, zasilanym od generatora pokładowej instalacji elektrycznej. W każdym ze zbiorników umieszczone jest mieszadło napędzane silnikiem elektrycznym prądu stałego, zasilanym przez generator prądu stałego pokładowej instalacji elektrycznej. Regulację wydatku sekundowego wykonuje urządzenie dozujące, którego dyski przedstawia się na ziemi. Sterowanie opylaniem odbywa się na odległość sposobem elektropneumatycznym i polega na włączaniu i wyłączaniu silników elektrycznych napędzających wentylatory oraz na włączaniu i wyłączaniu dozowników.

Instalacja do opryskiwania uruchamiana jest dzięki agregatowi pompowemu, usytuowanemu pod każdym zbiornikiem, przy czym agregat ten napędzany jest silnikiem elektrycznym prądu zmiennego, który ciecze ze zbiornika tłoczy do dwóch belek opryskujących, umieszczonych po bokach kadłuba o rozpiętości 14 m, oraz do belki ogonowej (3,5 m), na których jest osadzone 128 dysz. Instalacja ta wyposażona jest w eżektory odsysające ciecze z belek przy wyłączeniu instalacji, w celu zabezpieczenia przed wyciekaniem cieczy chemicznych. Wielkość wydatku sekundowego uzależniona jest od zastosowanego wymiaru otworów dysz. Sterowanie urządzeniem do opryskiwania także elektropneumatyczne.

W obu przypadkach sterowanie uruchamiane jest za pomocą przycisków umieszczonych na drążku sterowym pilota. Aparatura rolnicza śmigłowca Mi-2 dopuszcza stosowanie wydatków sekundowych: chemikalia stałe — 4,16 — 8,5 — do 16 kg/s, chemikalia ciekłe — 1,9 — 10,2 l/s.

#### Wersja sanitarna

W zastosowaniu do celów sanitarnych śmigłowiec przewozi wewnątrz kabiny 4 chorych na noszach, lekarza i sprzęt medyczny. Do porozumiewania się lekarza i pilota służy telefon pokładowy.

#### Wersja transportowo-dźwigowa

Śmigłowiec w wersji transportowej może przewozić ładunek w kabinie o masie 700 kg. Do transportu wielkogabarytowych przedmiotów służy zewnętrzne urządzenie zaczepowe, pozwalające na podwieszenie pod kadłubem ładunków o masie do 800 kg. Zaczep jest sterowany elektrycznie.

Śmigłowiec jest wyposażony także w elektryczny dźwиг umieszczony na zewnątrz kadłuba, nad drzwiami kabiny ładunkowej. Umożliwia on podnoszenie ciężarów w czasie



Rys. 4. Mi-2 rolniczy opryskujący. Mi-2 sprayer

each side of the fuselage center-section. The dusting equipment operates on such principle that under each hopper there is a dusting chute attached with a d.c. motor-driven fan located forward of it; the motor is supplied from a generator of the helicopter electrical system. Each of the hoppers has an agitator operated by a d.c. motor, supplied by a dynamo of the board electrical system. The discharge rate control is done by a metering device whose nozzles are adjusted on the ground. The dusting control is distant by an electro-pneumatic method and consists in turning on and off the electric motors which drive the fans as well as in turning on and off the metering devices.

The spraying equipment is operated by a pumping unit located under each hopper, this unit being driven by a d.c. motor which feeds liquid from the hopper to two spray booms, of 14 m span, located on each side of the fuselage, and to the tail boom of 3.5 m span with 128 nozzles. This installation is equipped with ejectors to protect against the squeeze-out of liquid chemicals when the installation is being stopped. The magnitude of the discharge rate depends on the size of nozzle orifices. The spraying gear is also electro-pneumatically controlled.

In both cases the control is operated by levers on pilot's control stick. Agricultural equipment of the Mi-2 permits the following output rates to be used: dry chemicals 4.16 — 8.5 to 16 kg/s; liquid chemicals 1.9 to 10.2 l/s.

#### Ambulance Version

A helicopter frequently serves as an aerial ambulance. In this version it transports 4 invalids on stretchers located in the cabin, a physician and medical equipment. Pilot and physician can use interphone to communicate.

#### Cargo/Transport (Crane) Version

The helicopter in this version can carry a cargo of 700 kg in the cabin. Also, it can transport large-size objects of up to 800 kg underslung on an external hook. The hook is electrically controlled. The helicopter can be also equipped with an electrical hoist mounted externally, above the cargo cabin door. In hovers, it permits to lift heavy objects of up to 120 kg by means of a steel rope. The flying crane is used to facilitate the loading and unloading and in sea and mountain rescues.

#### Photo survey version

Special helicopter equipment for aerial photo-survey work is following:

- aerosurvey camera WILD RC-8 at the rear of the freight compartment in a special hatch with pilot-controlled electromechanically operated doors;
- navigation sight NF-1 working with camera WILD RC-8, mounted in a hatch in flight-deck floor;
- transmitter of exposure meter Aerolux, placed in the freight compartment aft;
- Venturi tube for suction-generating inside of camera, placed inside of fan duct;
- navigators dome on the starboard door of flight deck



zawisów śmigłowca o wadze do 120 kg za pomocą stalowej linki. Używany jest dla ułatwienia załadowania i wyładowania, także ma zastosowanie w ratownictwie morskim i górskim.

#### Wersja fotogrametryczna

Wyposażenie specjalne śmigłowca przystosowanego do wykonywania prac fotogrametrycznych stanowią:

- lotniczy aparat fotograficzny typu LAF WILD RC-8, zabudowany w tylnej części kabiny bagażowej ponad specjalnym lukiem wyposażonym w klapy otwierane na zewnątrz za pomocą elektromechanizmów MP-100M, sterowane przez pilota;
- celownik nawigacyjny NF-1, współpracujący z aparatem fotograficznym LAF WILD RC-8 umiejscowionym w luku przedniej części podłogi kabiny pilota;
- dajnik światłomierza Aerolux, zabudowanego w pobliżu aparatu fotograficznego, w tylnej części kabiny bagażowej;
- dysza Ventouri do wytworzenia podciśnienia w aparacie fotograficznym, usytuowana w kanale wentylatora;
- zabudowana na prawych drzwiach kabiny pilota kópka nawigatora z urządzeniem celowniczym pozwalającym określić kąt znoszenia śmigłowca;
- pulpity sterowania aparaturą specjalną usytuowaną z lewej strony tablicy przyrządów;
- urządzenia łączności wewnętrznej członków załogi;
- pulpity zasilania aparatury specjalnej z sieci pokładowej.

Wnętrze kabiny przystosowano do rozmieszczenia dodatkowego wyposażenia fotogrametrycznego oraz wyposażono w funkcjonalnie rozmieszczone fotele operatora aparatury fotograficznej i nawigatora.

#### Wersja termowizyjna

Śmigłowiec wyposażony w aparaturę termowizyjną oprócz zastosowania do badań specjalistycznych może być wykorzystywany do kontroli ochrony środowiska. Na wyposażenie tej wersji składa się:

- kamera termowizyjna AGA Thermovision 680 zamontowana w specjalnej osłonie na zewnątrz śmigłowca z lewej strony kadłuba; konstrukcję nośną stanowi kratownica z rurek stalowych zamocowana do węzłów przeznaczonych dla zbiorników dodatkowych, przednia część osłony kamery jest otwierana za pomocą elektromechanizmu sterowanego przez operatora;
- kamera AGA Thermoprofile THP-4 (AGA THP-1) zabudowana w kabinie bagażowej ponad lukiem przeznaczonym dla aparatu fotograficznego LAF; kamera umieszczona jest w specjalnym pojemniku wypełnionym ciekłym azotem, zamocowanym do podłogi śmigłowca;
- monitor czarno-biały SM-680/P4 ustawiony na wsporniku z rurek stalowych z prawej strony w kabinie pilota;
- monitor kolorowy CM 700;
- urządzenie sterujące z kompletem kamery AGA 680;
- zespół urządzenia sterującego z monitorem kontrolnym z kompletem kamery AGA THP-1;
- zespół przetwornic MA-250/MI i RS-4m zasilających aparaturę termowizyjną;
- pulpity zasilania aparatury z sieci pokładowej śmigłowca;
- urządzenie łączności wewnętrznej.



Rys. 6. Prototyp Mi-2M. Prototype of Mi-2M

- fitted with sight for determining of helicopter drift angle;
- special equipment control panel placed on port instrument panel;
- intercomm equipment for crew members;
- control panel for power supply of the special equipment from board electrical system.

Cabin interior is arranged for placing of additional photosurvey equipment and fitted with seats for aerial photographer and air navigator.

#### Thermovision version

Helicopter fitted with thermovision equipment apart of the special research duties, can be used for environment protection inspection. This version is equipped with:

- thermovisual camera AGA Thermovision 680 externally mounted on the helicopter port side, in a special housing. Supporting structure consists of steel-tube framework and is fitted on joints for additional fuel tank. Front part of the housing can be electromechanically opened by operator;
- camera AGA Thermoprofile THP-4 (AGA THP-1) mounted in the freight compartment over the hatch normally used for photo-camera. Camera is placed in a special container filled with liquid nitrogen;
- black-and-white monitor SM-680/P4 on a steel-tube frame at starboard side of flight-deck;
- colour monitor CM 700;
- control equipment from set of camera AGA 680;
- control equipment with monitor from set of camera AGA THP-1;
- converters MA-250/MI and RS-4M for power supply of thermovision equipment;
- control panel of power supply for thermovision equipment;
- intercomm equipment for crew members.

All the control equipment and monitors are arranged conveniently for operation and maintenance.



Rys. 5. Mi-2 uzbrojony. Armed version of Mi-2. Foto WAF



Rys. 7. Mi-2 na nartach. Mi-2 on skis

Zgrupowanie wszystkich urządzeń sterujących i monitorów kontrolnych na wspólnej ramie umieszczonej nad płytą odbiornika w zasięgu rąk operatora gwarantuje łatwość obsługi i duże walory użytkowe.

#### Wersja telewizyjna

Śmigłowiec wyposażony w aparaturę telewizyjną umożliwia przeprowadzanie bezpośrednich transmisji np. z imprez sportowych typu wyścigi, a także może być wykorzystywany przy przeprowadzaniu wszelkiego rodzaju akcji ratunkowych w przypadkach klęsk żywiołowych lub w innych przypadkach, kiedy należy przeprowadzić lustrację stosunkowo dużego obszaru w krótkim czasie w celu oceny zaistniałej sytuacji. Podstawowym wyposażeniem śmigłowca telewizyjnego jest:

- kamera telewizyjna ustawiona na specjalnym wsporniku zamocowanym po zewnętrznej stronie prawych przednich drzwi. Operator obsługuje kamerę przez okno w drzwiach, z którego wyjęto szybę zastępując ją owiewką ze szkła organicznego. Zawieszenie kamery pozwala na skierowanie jej w dowolnym kierunku od linii horyzontu do pionowego w dół;

- nadajniki Thomson i 20W zamocowane wewnątrz kabiny na specjalnej ramie nośnej ustawionej w miejscu zdemontowanego fotela pasażerów. Bloki nadawcze zasilane są z sieci pokładowej śmigłowca;

- anteny nadawcze zamocowane na pantograficznych mechanizmach przytwierdzonych do kratownicy podwozia głównego, które mogą być opuszczone poza obrys elementów (kół) śmigłowca, co zapewnia bezzakłócenia współpracę z naziemnymi środkami transmisyjnymi.

Do operatywnego współdziałania zapewniona jest łączność wewnętrzna pomiędzy członkami załogi oraz łączność radiowa z naziemnym ośrodkiem dyspozycyjnym.

#### Wersja fotograficzna

Śmigłowiec z przeznaczeniem do prac fotograficznych przystosowany został do zabudowy lotniczych aparatów fotograficznych znanych typów, np. AFA-BAF lub AFA-39. Aparaty w zależności od potrzeb mogą być zabudowywane na specjalnych wspornikach w oknach z prawej i lewej strony kabiny (z możliwością wykonywania zdjęć od linii horyzontu do 55° w dół) lub w specjalnym pojemniku pod belką ogonową (z możliwością wykonywania zdjęć pionowych lub odchylonych od pionu do 25°).

Śmigłowiec wersji fotograficznej oprócz specjalistycznego przeznaczenia wykorzystywany jest do kontroli przybrzeżnych wód Morza Czarnego (przed zanieczyszczeniem przez statki — fotografowanie plam zanieczyszczeń na powierzchni morza). Obsługa aparatów fotograficznych zależy od liczby aparatów zabudowanych na śmigłowcu i stanowią ją operatorzy i pilot.

#### Modernizacja śmigłowca Mi-2

Wynikiem przeprowadzonych w szerokim zakresie prac modernizacyjnych śmigłowca Mi-2 było opracowanie przez zespół konstruktorów Zakładu Doświadczalnego Wytwórnicy Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Swidnik wielozadaniowego, uniwersalnego śmigłowca Mi-2M, z dwoma silnikami turbinowymi GTD-350P. Silnik GTD-350P jest modyfikacją silnika GTD-350 o mocy zwiększonej do 450 KM i pewnymi zmianami konstrukcyjnymi. W układzie regulacyjnym wprowadzono automatyczny ogranicznik maksymalnej mocy w zależności od temperatury otaczającego powietrza, zmieniono przekroje aparatów kierujących turbin oraz zastosowano nowe materiały, np. bardziej żarowytrzymały materiał na łopatki roboczej turbiny. Zastosowanie w śmigłowcu napędu o łącznej mocy 900 KM poprawiło niektóre parametry osiągi oraz podniosło bezpieczeństwo lotu śmigłowca w przypadku awarii jednego silnika.

Śmigłowiec Mi-2M został opracowany jako wielozadaniowy, przewidziany do stosowania w wersjach: pasażerskiej, transportowej, sanitarnej, rolniczej, szkolnej — z możliwością przebudowy w warunkach eksploatacji na dowolną wersję (z pojedynczym lub podwójnym układem sterowania).

W procesie modernizacji zasadniczym zmianom konstrukcyjnym uległ kadłub śmigłowca. Wprowadzenie płaskiej podłogi w kabine znacznie poprawiło użytkową funkcjonalność śmigłowca i zwiększyła się pojemność kabiny o 0,8 m<sup>3</sup>. Pozwoliło to na wygodne rozmieszczenie pasażerskich foteli wzdłuż ścian bocznych dla 9 pasażerów, z zachowaniem swobodnego przejścia przy wysiadaniu i



Rys. 8. Mi-2 w Szwecji w obsłudze serwisowej kombajnów Bizon. Mi-2 in Bizon service in Sweden

#### TV — version

The equipment of this version makes possible direct transmissions of sport events, e.g. racing, and such equipped helicopter may also support rescue efforts in case of a disaster, when air inspection of large area is needed.

The basic equipment of this version consists of:

- TV-camera mounted on a special support fitted on the outer side of right front door. The operator controls the camera through the window in the door (in place of the glass in this window a fairing is mounted). The suspension of the camera makes possible to aim in every direction from horizontal to vertical down;

- transmitters Thomson and 20W installed in the cabin on place of (removed) passengers' seat. The transmitters are energized from the electric system of the helicopter;

- transmitting aeriels, fitted on the main landing gear legs and equipped with a device which provides the possibility of lowering aeriels to avoid radio noise caused by the outer parts of the helicopter (wheels etc.).

The internal communication between the crew members as well as helicopter-to-ground communication is also provided.

#### Aerial photography version

This version of the helicopter provides possibility of installation of many well-known types of air cameras e.g. AFA-BAF or AFA-39. The camera may be installed on special supports in windows on port or starboard side of the cabin (aiming from horizontal to 55° down) or in the special container under the rear beam (providing vertical or inclined 25° from the vertical positions). This version of the helicopter is also used for inspection of coastal waters of Black Sea (taking photo of the oil spot on the water). The operation of the cameras depends on the number of cameras installed and can be made by the pilot and operators if necessary.

#### Modernization of the Mi-2 helicopter

In the result of conducted wide range modernization work of Mi-2 helicopter, the designing team of Research Center at PZL-Swidnik, Transport Equipment Works designed the new Mi-2M version. The new helicopter is a multi-purpose, versatile unit, powered with two turbine GTD-350P engines. The GTD-350P engine is modified model of the GTD-350 unit, with power rating increased to 450 HP and some structural changes conducted. The new over-power, air temperature dependent limiter has been introduced in the regulation system. The cross-sections of the air intakes were redesigned. Also some new materials were introduced, for example new heat-proof blades for the turbine disc. The new power units of total 900 HP improved some of the performance result and increased flight safety in one-engine out situation.

The Mi-2M model has been designed as a multi-purpose helicopter which can be obtained in few version: passenger, transport, ambulance, agricultural and basic training — with possibility of converting one version into another (with single or double controls).

wsiadaniu pasażerów, oraz na racjonalne rozmieszczenie (w wersji sanitarnej) czterech noszy z chorymi, zapewniając dostęp do każdego chorego dla personelu medycznego. Zamocowane na płaskiej podłodze szyny transportowe umożliwiają swobodne przesuwanie ładunków wzdłuż kabiny.

Wyposażenie śmigłowca w czworo przesuwanych drzwi czyni go wygodnym przy załadunku i wyładunku we wszystkich wersjach, a szczególnie daje się to zauważyć przy załadunku chorych na noszach lub ładunków o dużych gabarytach. Przesuwne drzwi w kabynie bagażowej oraz zastosowanie wychylnego zawieszenia dźwigu (wciągarki) zabudowanej wewnątrz kabiny pozwala na wciąganie ciężarów na pokład śmigłowca i ułożenie ich w kabynie bez dodatkowego ręcznego przeciągania przez próg. Dla podniesienia komfortu wprowadzono bardziej skuteczną instalację ogrzewania i wentylacji kabiny. Do czynników poprawiających bezpieczeństwo lotu, którym w trakcie modernizacji poświęcono dużo uwagi, należy zaliczyć: zastosowanie podwójnego układu linek w sterowaniu nożnym, wprowadzenie niezależnej dla każdego silnika instalacji paliwowej pozwalającej w przypadkach awaryjnych na zasilanie obu silników od jednej pompy paliwowej, wykorzystanie przestrzeni pod podłogą na rozmieszczenie trzech zbiorników z eżektorowym przepompowywaniem paliwa między zbiornikami, nadmuchu na przednie szyby likwidująca możliwość ich zaparowania, a tym samym gwarantująca dobrą widoczność, zwiększenie rozstawienia kół podwozia głównego powiększając kąt przeciwkapotażowy, a także zwiększenie średnicy kół przednich polepszające warunki kołowania śmigłowca po miękkim gruncie.

W wyposażeniu śmigłowca zastosowano nowe agregaty o mniejszym ciężarze i poborze mocy, takie jak: półprzewodnikowy zapłonnik elektroniczny EU-01, tranzystorowa przetwornica statyczna EP-15 z elektronicznym sygnalizatorem zaniku napięcia ES-01, tranzystorowy regulator napięcia UR-06 oraz paliwomierz ENS-2S przystosowany do pomiaru sumarycznej ilości paliwa w trzech zbiornikach z możliwością pomiaru paliwa w każdym zbiorniku. Zmieniono również rozmieszczenie wyposażenia radiowo-nawigacyjnego, zapewniając lepszy dostęp podczas eksploatacji. Śmigłowiec Mi-2M został oblatany 1 lipca 1974 r.

Mgr inż. KAZIMIERZ DĄBROWSKI  
Mgr inż. ANDRZEJ KARDYMOWICZ

## PZL-106 Kruk – nowoczesny samolot rolniczy

Zapotrzebowanie na następcę rolniczego samolotu PZL-101 Gawron (którego produkcję zakończono w 1970 r.) odczuwane w Polsce i w krajach demokracji ludowej na początku lat siedemdziesiątych — doprowadziło do zaprojektowania nowego samolotu, który miał uwzględniać doświadczenia uzyskane z eksploatacji Gawronów i spełniać postulaty wysuwane przez użytkowników.

Pierwsze samoloty rolnicze stosowane masowo weszły do użytku w latach pięćdziesiątych. Były to samoloty wielozadaniowe dostosowane do prac agrolotniczych. Wzrost zapotrzebowania na samoloty rolnicze i stawiane im wymagania dużej ekonomiczności — spowodowały powstanie wyspecjalizowanych samolotów rolniczych. Nazwano je drugą generacją samolotów rolniczych.

Gdy w 1971 r. zapaliło się zielone światło dla produkcji lotniczej i agrolotnictwa w naszym kraju — przed naszym przemysłem stanęło zadanie zbudowania samolotu rolniczego drugiej generacji, o średnim udźwigu, czyli rzędu 800 kg. Projekt takiego samolotu został opracowany pod kierunkiem mgr. inż. Andrzeja Frydrychewicza w 1972 r. w biurze konstrukcyjnym Instytutu Lotnictwa, przeniesionym następnie do WSK-Okęcie. Na wiosnę 1972 r. została wykonana naturalnej wielkości makietka samolotu, przedstawiona następnie komisji makietowej do oceny. Prototyp wykonany został wspólnie przez WSK-Okęcie i Instytut Lotnictwa. Drewniane skrzydła do niego zaprojektowane zostały w zakładach szybowcowych w Bielsku, a wykonane w Zakła-

Some structural changes in the fuselage structure were conducted. The new, flat floor in cabin improved the functionality of the helicopter, and helped to increase the cockpit capacity by 0.8 cu.m. These changes enabled comfortable arrangement of the seats along the side walls for 9 passengers with free path in the middle for the easy embarkation. The new cabin permits also to arrange four stretchers in such a way that easy access to each patient is assured. The transport slide-bars, fastened to the floor enable easy displacing of cargo along the cabin. Four sliding-type door makes the helicopter very convenient for loading and unloading in all versions, specially when the stretchers or big size cargo are to be transported. The sliding door in the luggage compartment and specially designed deflecting suspension of the board hoist enable to load the cargo to the helicopter without any additional hand-carrying it over the treshhold.

To improve the comfort of the flight the new more efficient air conditioning and ventilation systems were designed. Among the factors which increase the flight safety and to which special attention was paid during modernization are: double cables in foot control system; separate fuel installations for each engine, which in case of failure of one system can feed both engines with one fuel pump; utilization of the space underneath the floor for three fuel tank with ejector inter-pump system; air-blow into windscreen to prevent moisting; lengthened wheel base to improve the angle of capotage; enlarged diameter of front wheels to assure good taxiing characteristics in rough terrain.

In the equipment of helicopter new units of a smaller weight and power consumption were installed: electronical, semiconductor ignition EU-01, transistorised static converter EP-15 with electronic indicator of voltage decay ES-01, transistorised voltage regulator UR-06 and fuel indicator ENS-2S which can measure the total fuel volume or separate fuel in each tank.

The radio-navigation equipment was rearranged to assure better maintenance and service access. The Mi-2M helicopter flew for the first time on 1st July 1971.

## PZL-106 Kruk – modern agricultural airplane

The orders for the successor of the PZL-101 Gawron ag-plane (production of this airplane has been completed in 1970) in Poland and other socialistic countries, has led up to the design of entirely new airplane, in which construction all the experience of Gawron exploitation had been considered.

First agricultural airplanes entered mass exploitation in the mid fifties. These were the multi-purpose airplanes adapted for agricultural needs. The increase of demand for the agricultural airplanes and required high economy for this type of aircraft caused the development of special constructions of ag-planes. These airplanes are called second generation of ag-planes.

When in 1971, a green light was lit for the aircraft production and for agricultural aviation in Poland, the aim of constructing second generation ag-plane of payload of some 800 kg of chemicals, was ahead of Polish aviation industry. The project of such an airplane was designed in 1972 by a team led by MSc. Eng. Andrzej Frydrychewicz at WSK-Okęcie Works in Warsaw. Previously, this bureau belonged to the Aviation Institute in Warsaw.

In the spring of 1972, natural size model of the airplane was constructed and then presented to opinion of special committee. The first prototype was manufactured commonly by the WSK-Okęcie Works and Aviation Institute. The wooden wings for this prototype were designed at Glider Works in Bielsko-Biala and they were constructed at Glider



Rys. 1. Pierwszy prototyp PZL-106 SP-PAS. First prototype of PZL-106 SP-PAS. Fot. A. Prystopski

dach Szybowcowych w Jezowie — w celu przyspieszenia prac nad samolotem. Początkowo przewidywano, iż napęd samolotu będzie stanowił gwiazdowy silnik K-5 o mocy 360 KM (264 kW), będący rozwinięciem silnika WN-3 od samolotu Bies. Na prototypie zabudowano jednak silnik płaski Lycoming IO-720A1B o mocy 400 KM (294 kW).

Prototyp PZL-106 o znakach rejestracyjnych SP-PAS został oblatany 17 kwietnia 1973 r. przez mgr. inż. Jerzego Jędrzejewskiego. W październiku 1973 r. został oblatany drugi prototyp SP-PBG. W tym czasie na świecie wzrosło zainteresowanie samolotami rolniczymi z silnikami o mocy 600 KM (441 kW). Próby prototypów wykazały, że przy masie całkowitej samolotu 2250 kg, zastosowany silnik nie zapewnia wymaganych osiągnięć. Równocześnie przedsiębiorstwa agrolotnicze krajów RWPG postulowały podniesienie udźwigu chemikaliów do 1000 kg dla samolotów tej klasy.

W tym czasie w kraju wytwórnia PZL-Rzeszów miała w produkcji śmigłowiec silnik gwiazdowy LIT-3 (licencyjna odmiana silnika AI-26W) o mocy 575 KM (423 kW). W 1974 r. dokonano jego przeróbki na silnik samolotowy LIT-3S o mocy 600 KM (441 kW). Ulepszoną seryjną odmianą tego silnika jest PZL-3S, także o mocy 600 KM (441 kW).

Wraz ze zmianą mocy silnika — zmodyfikowano samolot powiększając zbiornik chemikaliów do 1400 l (1000 kg). Konstrukcja samolotu została wzmocniona, pozwalając na zwiększenie masy całkowitej do 3000 kg. Równocześnie powiększono rozpiętość skrzydeł z 13 m do 14,8 m, zwiększając o 4 m<sup>2</sup> powierzchnię nośną. Zmieniono usterzenie poziome i przedłużono kadłub, co pozwoliło poprawić stateczność samolotu dla tylnych położań środka ciężkości i dało korzystniejsze własności pilotażowe.

W październiku 1974 r. został oblatany pierwszy egzemplarz samolotu PZL-106 Kruk z silnikiem 600 KM, noszący znaki SP-PBH i numer 3 (trzeci prototyp). W 1975 r. weszły do prób trzy następne prototypy o numerach 5, 6 i 7, napędzane silnikiem 600 KM z laminatowym śmigłem. Ostatnie dwa z nich otrzymały osłony silnika, poprzednie dwa były badane bez osłon. Na prototypie nr 6 SP-PBM wypróbowano dłuższą lotkę oraz nisko położone usterzenie poziome, w celu porównania z usterzeniem w układzie T zastosowanym na pozostałych prototypach. Na prototypach wypróbowano urządzenia agrolotnicze do opylania i opryskiwania.

W wyniku prób prototypów zrezygnowano ze stosowania klapy umieszczonej poza skrzydłem (klapa typu Junkersa) o stałym kącie zaklinowania. Była ona korzystna przy starcie, lecz zmniejszała prędkość przelotową i nie zwiększała wznoszenia. Natomiast obniżenie prędkości lądowania zmniejszało odporność samolotu na wpływ bocznego wiatru przy lądowaniu.

W 1976 r. została zbudowana seria informacyjna samolotów PZL-106 Kruk. Samoloty z tej serii mają usterzenie w układzie litery T i różnią się od prototypów przede wszystkim brakiem klapy. Samoloty te w 1976 r. zostały zademonstrowane na wystawach zagranicznych, np. w Hannoverze w RFN i Farnborough w Wk. Brytanii, oraz przeszły próby eksploatacyjne w kraju i za granicą. Ponieważ w wyniku prób, mimo małej różnicy między skutecznością usterzenia wysokości w układzie T i położonego na dole, wybrano dolne położenie usterzenia — ostatnie egzemplarze tej serii wykonano z dolnym usterzeniem jako wzorce dla wersji seryjnej PZL-106A Kruk. Na jednym z nich wypróbowano dwusterową wersję szkolną — z kabiną instruktora zamontowaną na miejscu zbiornika chemikaliów.

W 1977 r. ukazały się pierwsze egzemplarze seryjne PZL-106A Kruk. Produkcja samolotu jest w toku. Aktualne

Plant in Jezowo, just to hasten the development of the construction.

Initially, the idea was to power the airplane with radial K-5 engine rated at 360 HP (264 kW). This engine is a developed version of the WN-3 engine which was installed on the Bies airplane. However, finally the prototype has been equipped with the horizontally-opposed Lycoming IO-720A1B engine, rated at 400 HP (294 kW). The prototype of the PZL-106 airplane with registration marks SP-PAS flew for the first time on 17th of April 1973 by MSC. eng. Jerzy Jędrzejewski. The second prototype (SP-PBG) flew for the first time in October 1973.

At this particular time, a great interest in ag-planes, powered with approximately 600 HP (441 kW) engines aroused in the world. The tests of prototypes proved, that at maximum T-O weight of 2250 kg, installed engine does not assure required performance. At the same time, the aviation-agriculture enterprises of COMECON postulated increase of chemicals payload up to 1000 kg, for the airplane of this type.

The helicopter, radial LIT-3 (licence of AI-26W engine) engine rated at 575 HP (423 kW) was under production at this time at PZL-Rzeszów Works. In 1974, adaptation of this engine to the airplane was made. The new version of LIT-3 engine, rated at 600 HP (441 kW) was marked LIT-3S. The developed for mass-production version, is the PZL-3S engine rated at 600 HP.

Together with change of engine power rating, modifications of the airframe were made.

The hopper has been enlarged to the capacity of 1400 l (1000 kg). The construction of the airplane has been strengthened, thus, to increase maximum T-O weight up to 3000 kg. Also the wing span has been changed from 13 m to 14,8 m, giving in result increase in wing surface by further 4 sq.m. The horizontal, tail surfaces have been redesigned, to improve stability of the aircraft for aft positions of C.G. and handling features.

In October 1974, the PZL-106 KRUK airplane (SP-PBH, third prototype) flew for the first time, powered with 600 HP engine.

In 1975, three more prototypes, numbered 5, 6 and 7, entered the tests. These airplanes were powered with 600 HP engine and 4-blade fibre glass propellers. Prototypes 6 and 7 were given engine shielding (the other prototypes were tested without engine shieldings). On the prototype Nr. 6 (SP-PBM) longer span ailerons were fitted and classical tail unit was applied, to compare it's properties with that of T type on previous airplanes. Also the special equipment for dusting and spraying has been tested on prototypes number 5, 6 and 7. In the result of conducted tests, the auxiliary, fixed incidence angle flap (Junkers type) has been removed. This flap was effective only during take-off but it reduced cruising speed and it did not increase rate of climb as it was suspected. Furthermore, decreased landing speed, reduced stability and proper respond of airplane under side wind loads during landing.

In 1976, the information series of PZL-106 airplane was manufactured. Airplanes of this series have T tail unit and differ from the prototypes mainly by the removed fixed flap. These airplanes were demonstrated aboard several times. For example at the Hannover Show FAMA and Farnborough Aircraft Exhibition. They were also tested in experimental exploitation in Poland and aboard. Although the differences in effectiveness of both types of tail unit were very small, the classic solution has been chosen.

The last airplanes of first series were manufactured with classical tail units as an example of the PZL-106A mass-production model. One of these airplanes, has been constructed and tested as an experimental two-seat basic training airplane, with instructor's cabin situated in the hopper.

In 1977, first mass-production units of PZL-106A KRUK, were manufactured. Present demand for that airplane is so big, that domestic and foreign orders secure the production for many years.

#### Aerodynamical idea

The experiences gathered during the exploitation of ag-planes PZL-101 and AN-2, which wings were equipped with high-lift devices, showed the advantages of STOL capabilities for that type of airplane. The most valuable advantages are: minimum speed, tight turns while returning at the ends of operation field and also short take-off and landing which enables operating from small airfields. These features combined with good aerodynamical characteristics at critical angle of attack, permit to operate

zapotrzebowanie na Kruki jest tak duże, że zamówienia krajowe i zagraniczne zapewniają produkcję na wiele lat.

### Koncepcja aerodynamiczna

Doświadczenia uzyskane z eksploatacji samolotów rolniczych PZL-101 Gawron i An-2, wyposażonych w mechanizację płata, wskazywały na zalety własności krótkiego startu i lądowania dla samolotów rolniczych. W szczególności cennymi zaletami są: prędkość minimalna, ciasne zakręty pomiędzy kolejnymi lotami roboczymi nad polem, a także krótkie starty i lądowania pozwalające na małe wymiary lądowiska. W połączeniu z dobrymi własnościami na krytycznych kątach natarcia — pozwala to na bezpieczne wykonywanie tak trudnych operacji, jak loty na małej wysokości wśród przeszkód. A ta cecha ma zasadnicze znaczenie dla przydatności samolotu do prac agrolotniczych.

Ponieważ samolot rolniczy wykonuje lot cały czas w pobliżu ziemi, dobre własności na małych prędkościach lotu mogą być potrzebne w każdej chwili. Dlatego PZL-106 został wyposażony w stałe sloty, które — z braku jakiegokolwiek mechanizmów — są bardziej niezawodne od slotów ruchomych i równocześnie są od nich lżejsze.

W zakresie przeciągnięcia samolotu uzyskano bardzo korzystne własności aerodynamiczne dzięki zastosowaniu profilu Clark Y ze skrzepem (slotem) NACA TN 459. Uzyskano kąt krytyczny aż 28°, łagodny przebieg oderwania i tylko nieznaczny spadek siły nośnej po przekroczeniu kąta krytycznego. W połączeniu z prostokątnym obrysem płata pozwoliło to na uniknięcie tendencji do wchodzenia samolotu w korkociąg po przeciągnięciu. Samo przeciągnięcie jest łagodne, sygnalizowane buffetingiem (trzępotaniem) usterzenia i łatwo zanika po lekkim oddaniu drążka sterowego.

Skrzydła ze slotami mają jeszcze jedną zaletę — jest nią mała wrażliwość samolotu na podmuchy. Wynika ona z tego, że zakres użytkowych kątów natarcia jest dość duży i dlatego zwiększenie kąta natarcia przez podmuch nie powoduje przeciągnięcia — co jest cenną własnością dla samolotu latającego na małej wysokości.

### Bezpieczeństwo i warunki pracy pilota

Bezpieczeństwo pilota — to z jednej strony problem zapobiegania wypadkom, a z drugiej strony — ograniczenie do minimum obrażeń pilota przy awarii.

Przy omawianiu koncepcji aerodynamicznej samolotu wyjaśniono już, dlaczego prostokątne skrzydło Kruka ze stałym slotem na całej rozpiętości daje korzystną charakterystykę aerodynamiczną o łagodnym, symetrycznym przeciągnięciu, z dużym zapasem kąta natarcia w locie roboczym, bez tendencji do zwalania się w ciasnych zakrętach i zapewnia niewrażliwość na podmuchy.

Zbiornik chemikaliów znajduje się w pobliżu środka ciężkości samolotu, nie występują więc praktycznie zakłócenia równowagi w trakcie pracy urządzeń rolniczych, a w szczególności przy awaryjnym zrzuceniu zawartości zbiornika. Ta ostatnia własność w połączeniu z dobrą skutecznością lotek daje niewielkie siły na sterownicach i zmniejsza wysiłek pilota. Nie wymaga wysiłku również elektropneumatyczne sterowanie aparaturą rolniczą za pośrednictwem przycisków i przełączników, nie zaś za pomocą dźwigni.

Bezpieczeństwo lotu zwiększa także wygodna kabina o doskonałej widoczności zarówno w locie, jak w ciasnych zakrętach, czy przy kołowaniu na ziemi, dzięki umieszczeniu jej wysoko i za skrzydłem. Pilot może przy tym bezpośrednio, uciekając się do lusterka, kontrolować działanie urządzeń agrolotniczych. Klimatyzacja kabiny zasilana filtrowanym powietrzem o nieznacznym nadciśnieniu zapewnia higieniczne warunki pracy pilota w otoczeniu skażonym toksycznymi chemikaliami.

Podwozie o miękkiej amortyzacji i kołach o niskim ciśnieniu — to także mniejsze zmęczenie pilota, wykonującego nieraz po kilkadziesiąt lądowań dziennie.

W sumie usunięto główne źródła zmęczenia pilota, dając użytkownikowi samolot bezpieczny i łatwy w pilotażu. Dzięki temu nie stanowi problemu przeszkolenie na samolot PZL-106A pilota wyszkolonego na innym typie samolotu. Praktyka potwierdziła, że można tu się obejść bez lotów z instruktorem na dwusterze. Tym niemniej opracowano również wersję samolotu z dodatkową kabiną instruktora i ograniczonym ładunkiem chemikaliów, jako samolot dla wprowadzania wyszkolonych pilotów w technikę wykonywania zabiegów agrolotniczych.

Duży procent wypadków samolotów rolniczych stanowią zderzenia z przeszkodami naziemnymi. Do umożliwienia nagłego „przeskoczenia” nad przeszkodą zastosowano awa-

safely in such difficult conditions as flight at low altitude among terrain obstacles. This advantage has the greatest influence on the usefulness of the aircraft for agricultural duties.

Good characteristics of the airplane at small speed is required, because the ag-plane flies close to the ground for most of the service time. To obtain these characteristics, the PZL-106A has been equipped with fixed slats which, in the absence of any mechanical devices were more reliable and at the same time lighter than that of moving type. Very good stalling characteristics were achieved by the use of Clark Y airfoil combined with NACA TN-459 slats. The critical angle of 28°, smooth separation and only slight decrease of lift after separation has been obtained. These properties and the rectangular outline of the wing prevent going into spin after stalling. The stalling is smooth, signalled by the tailplane buffeting and disappears quickly after slight movement of the control stick forward. The wings equipped with slats possess one more advantage — small sensitiveness to gusts, which results from the fact that the range of operational angles of attack is quite wide and the increase of this angle by gust, does not stall the airplane.

### Safety and pilot's working conditions

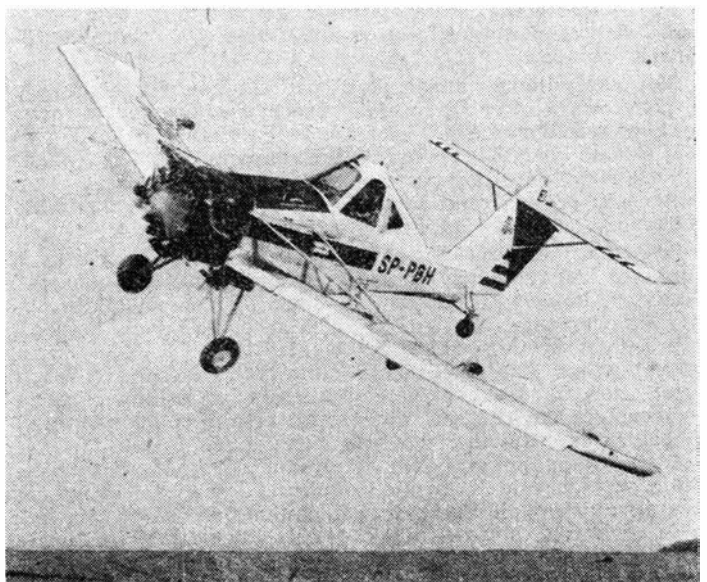
Pilot's safety — it is on one hand problem of preventing against accidents and on the other hand the problem of reducing to minimum pilot's possible injuries if an accident should occur.

While describing the aerodynamical conception, the characteristics of the airplane on the subject of stalling, separation, tight turns and response on gusts has been given. This is a part of an answer to the first problem.

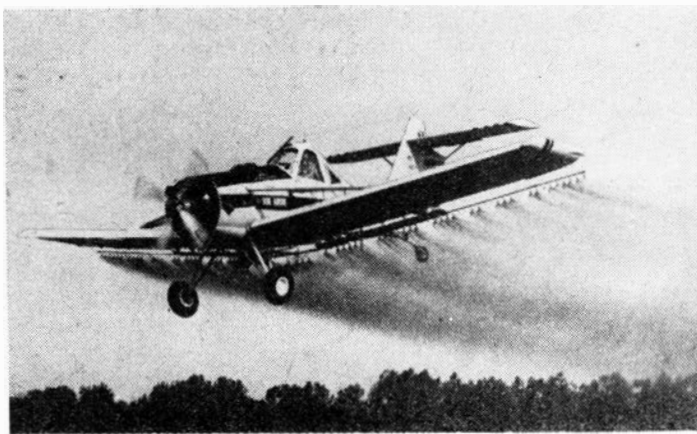
The hopper is situated near the center of gravity of the airplane, thus practically no disturbance of flight stability occurs when operating agricultural equipment. This seems to be important, particularly in case of quick dump of chemicals. Almost invariable stability, combined with good efficiency of ailerons, gives small forces on the control stick and reduces pilot's effort. No effort is also required to operate the electro-pneumatic ag-equipment with push-buttons and switches instead of mechanical levers. Comfortable cabin, situated high above and behind the wings, with excellent visibility, increases flight safety also in tight turns and during taxiing.

The pilots can observe the ag-equipment at work, without using any back mirrors. Ventilation system provides the filtered air at slight overpressure to the cabin, securing healthy working conditions in the atmosphere polluted with toxic chemicals.

Also the soft amortisation and low pressure tires help to reduce pilot's exhaust (daily landings and takes-off counted in tens). Thus main sources of pilot's exhaust were removed, making the PZL-106A airplane, safe and easy to handle. Therefore there is no problem in training pilots on that airplane. It has been proven in practice,



Rys. 2. Trzeci prototyp SP-PBH z silnikiem PZL-3S. Third prototype SP-PBH with PZL-3S engine. Fot. A. Szczepaniak



Rys. 3. Prototyp nr 7 SP-PBO z osłoną silnika. Prototype No 7 SP-PBO with engine cowling. Fot. A. Szczepaniak

ryjny rzut chemikaliów w ciągu około 5 sekund. Do przecinania bądź odchylenia przewodów sieci napowietrznych zastosowano noże na kabinie i na goleniach podwozia oraz linkę bezpieczeństwa między kabiną i statecznikiem pionowym.

Z drugiej strony samolot zaprojektowano tak, aby nawet w przypadku awarii pilot wyszedł bez szwanku. Szkielet kabiny wytrzymuje obciążenie przy kapotażu równe trzykrotnemu ciężarowi samolotu, jak również przyspieszenie do przodu około 40 g przy czołowym zderzeniu z przeszkodą. Korzystny jest już sam układ samolotu, w którym zbiornik chemikaliów — jako główna masa — umieszczony jest przed kabiną i przy zderzeniu nie tylko nie zagraża pilotowi, ale przeciwnie — wraz z całym przodem kadłuba pochłania energię uderzenia. Szerokie pasy bezpieczeństwa również wytrzymują obciążenie 40-krotnym ciężarem pilota, a więc do granic wytrzymałości człowieka. Nad tablicą przyrządów umieszczono odkształcalny zderzak chroniący głowę pilota. Pedaly mają dużą powierzchnię oparcia do ochrony stóp przed urazami. Drażek łatwo odchyła się do przodu, nie zagrażając pilotowi.

Ryzyko pożaru przy kraksie jest zmniejszone przez umieszczenie zbiorników paliwa w skrzydłach, w pewnej odległości od kadłuba.

### Trwałość konstrukcji

Żywotność i trwałość konstrukcji — to drugi cel, jaki postawiono przed samolotem. Cel ten daje się rozbić na dwa zagadnienia: odporności konstrukcji na zmęczenie i zużycie materiału oraz odporności na korozję.

Zastrzałowy układ skrzydeł, usterzeń i podwozia sprzyja utrzymaniu niskich obciążeń w węzłach i niskiego poziomu naprężeń. Duże koła o niskim ciśnieniu (2 at) i skuteczna amortyzacja podwozia (samolot łatwo kołuje po zoranym polu) — to również duża trwałość konstrukcji, gdyż obciążenia na ziemi stanowią poważną pozycję w ogólnym bilansie obciążeń.

Slot skrzydłowy, konstrukcji przekładkowej z laminatu z piankowym wypełniaczem, oprócz swojej podstawowej funkcji aerodynamicznej ma stanowić również zabezpieczenie kesonu skrzydła przed uszkodzeniami w locie (ptaki) lub na ziemi (np. pojazdy na lotnisku). Slot wykonany jest dlatego w postaci szeregu segmentów; w razie uszkodzenia zniszczony segment łatwo wymienia się na nowy.

Do zabezpieczenia przed korozją szeroko zastosowano laminaty nie tylko na elementy drugorzędne, jak owiewki, pokrywy, końcówki skrzydeł — lecz również na silnie obciążone elementy konstrukcji (slot skrzydła, dach kabiny), a przede wszystkim zbiornik chemikaliów.

Kratownica kadłuba z rur stalowych w celu ochrony przed korozją jest spawana szczelnie w osłonie argonu i zabezpieczona kilkoma warstwami emalii chemo odpornej; zabezpieczono również wnętrza rur.

Zdejmowane pokrywy na całej długości kadłuba umożliwiają czyszczenie i mycie struktury w celu usuwania resztek aktywnych korozyjnie chemikaliów.

Na pokrycie sterów, lotek i częściowo skrzydła użyto tkaniny poliestrowej, również odpornej na działanie środków chemicznych.

Z zewnątrz samolot pomalowano trwałymi, odpornymi na erozję emaliami poliuretanowymi.

that the basic training on the two-seat airplane is not necessary. But still, the two-seat model of this aircraft has been designed. The aircraft, equipped with second cabin for instructor and limited chemicals payload container is intended as an aircraft for practicing various agricultural techniques used in ag-aviation.

Collisions with ground obstacles are great part of all ag-planes accidents. To enable sudden „jump” over terrain obstacles, the emergency dump system (less than 5 sec) has been installed on that airplane. The steel wire cutters on the windscreen and the landing gear legs, and the steel deflector cable, rigged between the top of cabin and the fin, are the protection against unnoticed overhead electric mains wires.

On the other hand, the airplane has been designed to protect the pilot as well as possible in case of any crash. Construction of the cabin resists the load of three weights of an airplane in the case of capotage and the acceleration of 40 g (forward) in case of frontal impact with an obstacle. Also the idea of placing hopper (the main weight) forward of cabin, is very safe. In case of any frontal crash, the hopper together with the nose part of the fuselage absorb the impact energy. The safety-belts are able to withstand the load equal to 40 pilot's weights (40 g deceleration), it means up to human limits.

The instrument panel is padded. Wide pedals on which the pilot rests his feet protect him against foot injury. The control stick is mounted in such a way that it deflects safely if the pilot's body falls on it suddenly. Danger of fire in crash, has been decreased to minimum, by installing fuel tanks in the wings, at some distance from the fuselage.

### Durability of construction

Long fatigue life and durability of the construction were other problems to solve, whilst designing the PZL-106 plane. This matter can be divided into two problems. First of them is the resistance of the construction against the material fatigue and wear, the second is the anti-corrosion protection.

Due to strut braced structure of wing, tailplane and landing gear, forces in joints are low and so is the stress level in this construction. Large diameter, 2 atm (29 psi) low pressure wheel tires and effective shock absorption (the airplane can taxi on the ploughed up field) improve the durability of the whole construction, because the ground loads are very important part in general load distribution.

An agricultural aircraft incurs frequent damages to the front part of the wing in flight (collisions with birds) and during taxiing (vehicles). This problem has been solved by the use of slats (fibre glass with foam filler) as bumpers. There is no need to replace the entire slat, in case of damage for the slats are divided into short and easily removable sections. Not only the second rank elements like firings, coverings or wing tips but also the heavily loaded parts of construction such as slats, cabin roof and first of all the hopper are made of fiber glass reinforced epoxy laminates.

The tubular elements of the truss construction of the fuselage are tightly welded in argon shielding and externally protected with a multi — layer covering of chemical resistant polyurethane enamel. The steel tubes are protected also from the inside.

Easily removable canvas of the fuselage, enable cleaning and washing of the airplane to clear the leavings of active chemicals.

The covering of the tailplane, slats and partly of the wings is made of polyester fabric, resistant to chemicals activity. Additionally, the whole airframe is painted with long lasting, wear resistant polyurethane enamel.

### Economy of operation

Many factors influence on the economy of ag-aviation works. Besides the fuel consumption rate, the productivity of the ag-plane is the most important factor. The typical working flight can be divided into few stages:

- take off and climb,
- flight to the operation area,
- working flights over the field,
- working turns,
- return to the airfield,
- approach and landing,
- taxiing (before and after the flight),
- refuelling and chemicals loading.

## Ekonomika użytkowania

Na ekonomikę prac rolniczych wpływa wiele czynników. Oprócz zużycia paliwa decydującym składnikiem jest wydajność pracy samolotu. Typowy przebieg lotu roboczego da się rozbić na etapy:

- start i wznoszenie,
- dolot,
- przeloty robocze nad polem,
- zakręty robocze,
- powrót do lądowiska,
- schodzenie i lądowanie,
- kołowanie po lądowisku (przed i po locie),
- operacje tankowania i lądowania chemikaliów.

Znaczenie poszczególnych składników zmienia się w zależności od stosowanej dawki chemikaliów, długości pola i szerokości roboczej. Dla średnich długości pola poważną pozycję stanowi łączny czas zakrętów roboczych. Przekracza on zwykle znacznie czas właściwych roboczych przelotów nad polem i może, zwłaszcza przy niewielkich wydatkach chemikaliów, stanowić więcej niż połowę całkowitego czasu lotu od startu do lądowania. Dlatego też PZL-106A dzięki doskonałej zwrotności, a więc krótkiemu czasowi nawrotu (rzędu 30÷40 s) pozwala na uzyskanie wysokiej wydajności. Uzyskiwana przez PZL-106A duża szerokość robocza — to również ważny czynnik wydajności, decydujący o powierzchni obrabianej w jednym przelocie.

Czas dolotu i powrotu na lądowisko decyduje o wydajności przy pracy z dużymi wydatkami chemikaliów; gdy łączny czas pracy nad polem spada poniżej 2 minut, czas dolotów na odległość 3÷10 km waha się w granicach 50÷75% czasu lotu. Dzięki własnościom lotnym oraz podwoziu specjalnie przystosowanemu do operowania z nieprzygotowanych lądowisk, łatwo o dobór lądowiska roboczego w pobliżu obrabianego pola i zminimalizowanie czasu dolotu. Możliwość szybkiego przebazowania personelu naziemnego i sprzętu samolotami ułatwia organizowanie takich prowizorycznych lądowisk.

Przeciętna szerokość robocza wynosi 30÷35 m, prędkość robocza i prędkość dolotu 140 km/h, czas zakrętu roboczego 40 s.

Maksymalny wydatek dla proszków wynosi 25 kg/s, granulatów 35 kg/h, ziarna 10 kg/s, roztworów wodnych 18 l/s, a roztworów olejnych 4,5 l/s.

Dla łącznej wydajności dobowej istotne znaczenie ma czas spędzany przez samolot na ziemi. Oprócz organizacji pracy na lądowisku wybija się na pierwszy plan czas uzupełniania zbiornika chemikaliami i tankowania materiałów pędnych. Chemikalia ciekłe doprowadza się do zbiornika pod ciśnieniem przez dobrze dostępną końcówkę z zaworem na lewym boku kadłuba. Ładowanie chemikaliów sypkich może się odbywać za pomocą standardowych mechanicznych urządzeń załadunkowych. Przy tym pokrywa zbiornika może być wyposażona w pneumatyczny mechanizm otwierania i zamykania, uruchamiany przez pilota z kabiny. Samolot może również posiadać instalację tankowania paliwa pod ciśnieniem za pośrednictwem pokładowej elektrycznej pompy tankowania, przez końcówkę na prawym boku kadłuba.

Skrócenie czasu operacji naziemnych oraz dobre dostępy dla obsługi również wpływają pozytywnie na ekonomikę eksploatacji samolotu PZL-106A.

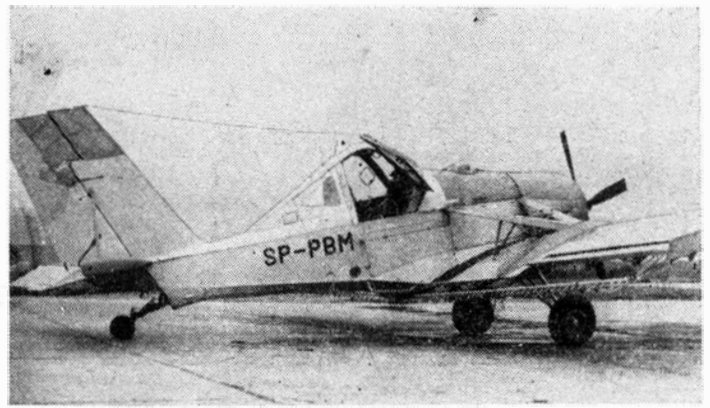
## Wersja dwusterowa

Oryginalnym rozwiązaniem zastosowanym na PZL-106A jest sposób, w jaki uzyskuje się wersję dwusterową tego samolotu. Odbywa się to przez zastąpienie zbiornika chemikaliów — pojemnikiem z kabiną instruktora. Kabina ta wyposażona jest w sterownice i podstawowe przyrządy pokładowe oraz wiatrochron — przesunięty trochę na prawo od osi symetrii samolotu w celu nie zmniejszania widoczności z kabiny pilota-ucznia. W dolnej części pojemnika znajduje się mały zbiornik na chemikalia ciekłe, co pozwala na używanie aparatury rolniczej w trakcie szkolenia.

Takie rozwiązanie uzyskiwania wersji dwusterowej pozwala na szkolenie na każdym egzemplarzu samolotu, który nie jest w danym czasie potrzebny do prac w polu. Ponadto nie są niezbędne osobne samoloty do szkolenia, a każdy egzemplarz może być wykorzystany do prac rolniczych — co daje użytkownikowi konkretne korzyści ekonomiczne.

## Wyposażenie rolnicze

Podstawowym elementem urządzeń rolniczych na samolocie jest oczywiście zbiornik chemikaliów. Zbiornik samolotu PZL-106A ma pojemność około 1400 litrów i nośność



Rys. 4. SP-PBM (nr 6) z usterzeniem poziomym na dole. SP-PBM (No 6) with tailplane down. Fot. W. Garbarczyk

The meaning of respective stages varies under the influence of such factors as: amount of chemicals in one flight, field length and working swath width. For the mean field length, the total time of working turns is very important. It is usually longer than the working time spent over the field, and it happens to be even equal to the half of the total flight time, particularly in case of low flow rate of chemicals. The maximum flow rate for powder is 25 kg/sec, for granulates 35 kg/sec, for grain 10 kg/sec, for water solutions 18 l/sec, for oil preparations 4,5 l/sec. Thanks to good maneuverability and short time of tight working turns (30÷40 sec), the PZL-106A airplane is very productive. The large working swath width (30÷35 m) enables the aircraft to work over great area during one working flight. The time of flight to the field (at speed of 140 km/h) and the time of return, determine the productivity in case of work with high flow rates. If the working time over the field is less, than 2 minutes, then the time of flight to the field being distant from 3 to 10 km from the airfield, takes some 50—75% of total flight time.

Thanks to the good performance and especially designed landing gear, operation from the rough terrain is possible. Therefore there is no problem in finding temporary airfields close to the operation area, to minimize the flight time to the field. The possibility of quick shifting of ground personnel and equipment by the PZL-106A airplane, enables to organise such temporary airfields. Also the time spent on the ground influences on the total daily productivity. Besides the organisation of service and maintenance on the ground, the most important is the time of refuelling and the time of chemicals loading. The liquid chemicals are loaded under pressure, through the easily accessible inlet on left side of the fuselage. The dry chemicals are loaded by the use of standard ground equipment.

The hopper hatch can be optionally equipped with the pneumatic opening and closing device, operated from the pilot's cabin.

There can be pressure refuelling installation fitted in the airplane. The system, in which inlet is situated on the right side of the fuselage, is powered by the electric pump.

Among the factors which also improve the economy of PZL-106A airplane are: shortening of ground operation time and maintenance time.

## Training version

Very original is the way in which the PZL-106A airplane can be converted into two-seat training version. This can be done, by replacing the genuine hopper with specially designed container in which the instructor's cabin is situated. This cabin is equipped with controls, basic instruments and windshield. The pilot's seat and the windscreen are displaced from the axis of symmetry of the airplane towards right, to preserve the excellent visibility from the main cabin. In the lower part of the container, there is a small hopper, for liquid chemicals which enables practical training of agricultural works.

This solution makes possible, to turn into trainer any of the PZL-106A airplanes (for example if the airplane is not in use in an agricultural operation). Moreover, in that case none special training aircrafts are required, and this makes the exploitation of PZL-106A more economical.



Rys. 5. SP-WUE z serii informacyjnej. SP-WUE from information batch. Fot. A. Prystopski

## Agricultural equipment

The hopper is of course the basic part of the ag-equipment. The hopper of the PZL-106A airplane is of capacity of 1400 l (1000 kg). Considering that some of the chemicals are of the dust form, slope of the hopper walls is great (55°) for better dust pouring.

The integral and independent construction enables easy and quick removal of the hopper (i.e. in case of hopper failure) and also makes possible continuous measurement of chemicals weight by means of hydraulic balance system. The hopper is situated in a big opening in the truss of fuselage. This opening is stiffened by the unconventional system of wing bracing. The hopper is made of epoxy laminate (reinforced with fibre-glass) and none binding internal elements were used to stiffen the construction. This makes the problems of loading and quick dump of chemicals easy.

The materials used, assure: durability, low friction coefficient, chemical resistance and simplicity of repairs in case of small damages. For the use of liquid chemicals suppressing partitions made of laminate, are fitted in the hopper.

The ag-equipment is of two types: either fan driven or powered by airplane engine. For liquid chemicals for each type of powering system, two sets of equipment are available. The standart set intended for coarse and midium spraying (VMD droplets 150 to 500  $\mu\text{m}$ ) consists of 60 pressure atomisers with replaceable nozzles, equally distributed along the boom assembly. This boom is installed behind the trailing edge of the wing.

The second set (on special orders only) consists of 6 „Micronair” atomisers for fine droplets spraying (VMD droplets 50–200  $\mu\text{m}$ ) at low — discharge rate of maximum 4,5 l/sec. The pumping-filtering system is attached directly to the framing of the discharging hole of the hopper.

The hole in the bottom i.e. the inlet hole to the pump, and the outlet hole from the release valve, are seperated and shielded by stright guide vane which cause intensive circulation of the liquid in the hopper, thus ensuring continious and effective mixing of the liquid. The system contains also the emergency dump system (operated electro-pneumatically). A multisurface filter is located in such a way, that it's replacement is quick and easy.

The tunnel dispersal unit is the basic device for solids. The agro-technical characteristics of this tunnel can contest with that of mechanical spreaders. Construction of the dispersal tunnel enables the emergency dump without the necessity of jettisoning of the unit. The mixer is powered by a vane — whell, by means of a worm gear.

Apart from the tunnel dispersal system, the employing of centrifugal, mechanical dispersal facility, M-64 (of Czechoslovakian make) is possible.

1000 kG. Ze względu na stosowanie niektórych chemikaliów sypkich, kąt nachylenia ścianek w dolnej części zbiornika dla lepszego wysypywania zawartości utrzymano duży (około 55°). Zbiornik jest niezależny od struktury kadłuba. Pozwala to na prostą i szybką wymianę zbiornika, np. w przypadku jego uszkodzenia, a także umożliwia pomiar ciężaru chemikaliów za pośrednictwem wagi hydraulicznej. Zbiornik wchodzi w duży wykrój w kratownicy kadłuba, który jest tu usztywniony zewnętrznie przez niekonwencjonalny układ zastrzałów skrzydła. Zbiornik wykonano z laminatu epoksydowego (wzmocnionego tkaniną i matą szklaną), bez wewnętrznych usztywnień, co ułatwia załadunek i zrzut awaryjny chemikaliów sypkich. Użyty materiał zapewnia trwałość, mały współczynnik tarcia, chemoodporność i łatwość remontu przy drobnych uszkodzeniach. W przypadku stosowania cieczy, do zbiornika wstawia się przegrody tłumiące, również laminatowe.

Urządzenia rolnicze mogą występować w różnych wariantach: z napędem wiatrakowym bądź od silnika samolotu. Dla cieczy w każdym wariantcie możliwe są dwa zestawy aparatury. Zestaw standardowy przeznaczony do opryskiwania średnio- i grubokroplistego (średnica kropeł 150 do 500  $\mu\text{m}$ ), to 60 rozpryskiwaczy rozmieszczonych wzdłuż rur za krawędzią spływu skrzydła. Wydatek maksymalny wynosi 18 litrów na sekundę. Zestaw drugi (dostarczany na specjalne zamówienie) składa się z 6 atomizerów Micronair do opryskiwania bardzo małym wydatkiem (ULV), maksymalnie 4,5 litrów na sekundę. Zespół pompująco-filtrujący zamontowany na dennicy oprócz zasilania rozpryskiwaczy zapewnia: mieszanie zawartości zbiornika przez stały upust do wnętrza, regulację wydatku i ciśnienia w locie za pośrednictwem zaworu upustowego, zrzut awaryjny zawartości (uruchamiany elektropneumatycznie) oraz łatwą i szybką wymianę wkładu filtra.

Dla chemikaliów sypkich zastosowano rozrzutnik tunelowy. Jego własności agrotechniczne konkurują z własnościami rozrzutników mechanicznych. Umożliwia on przy tym wygodny zrzut awaryjny chemikaliów bez konieczności zrzucania całego rozrzutnika. Spulchniacz napędzany jest małym wiatraczkiem za pomocą przekładni ślimakowej z hamulcem pneumatycznym.

Niezależnie od rozrzutnika tunelowego możliwe jest — po wymianie zbiornika chemikaliów na zbiornik z okrągłym otworem wysypowym — zabudowanie na samolocie PZL-106A mechanicznego rozrzutnika odśrodkowego M-64 od samolotu Z-37 Čmelak.

## PRENUMERATA CZASOPISM WCT NOT

Zamówienia na prenumeratę indywidualną przyjmowane są na okresy roczne, półroczne i kwartalne w terminie 30 dni przed okresem zamówionej prenumeraty. Decyduje data stempla pocztowego. Należność za prenumeratę prosimy wpłacać w każdym z Urzędów Pocztowych z podaniem tytułu zamawianych czasopism, liczby egzemplarzy i okresu prenumeraty. Konto PKO I O/M Warszawa Nr 1531—5021 Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT.

Członkom SNT NOT, studentom oraz nauczycielom i uczniom szkół techniczno-zawodowych przysługuje rabat 33%

od cen normalnych (Uchwała Zarządu Głównego NOT). Warunkiem przyjęcia prenumeraty ulgowej jest podanie na zamówienie numeru legitymacji członkowskiej SNT NOT lub szkolnej.

### Prenumerata na zagranicę

Zamówienia ze zleceniem wysyłki czasopism za granicę przyjmuje RSW Prasa-Książka-Ruch ARS Polona, ul Krakowskie Przedmieście 7, 00-068 Warszawa.



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 consist 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 counterbalance 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 stabiliser controlled by collective-pitch lever.

**Landing Gear.** Non-retractable tri-cycle 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 600X180, pressure 4,5 kg/cm<sup>2</sup>. Nosewheel tyres size 400X125, pressure 3,5 kg/cm<sup>2</sup>. Pneumatic brakes on main wheels. Metal ski landing gear optional.

**Power plant.** Two 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

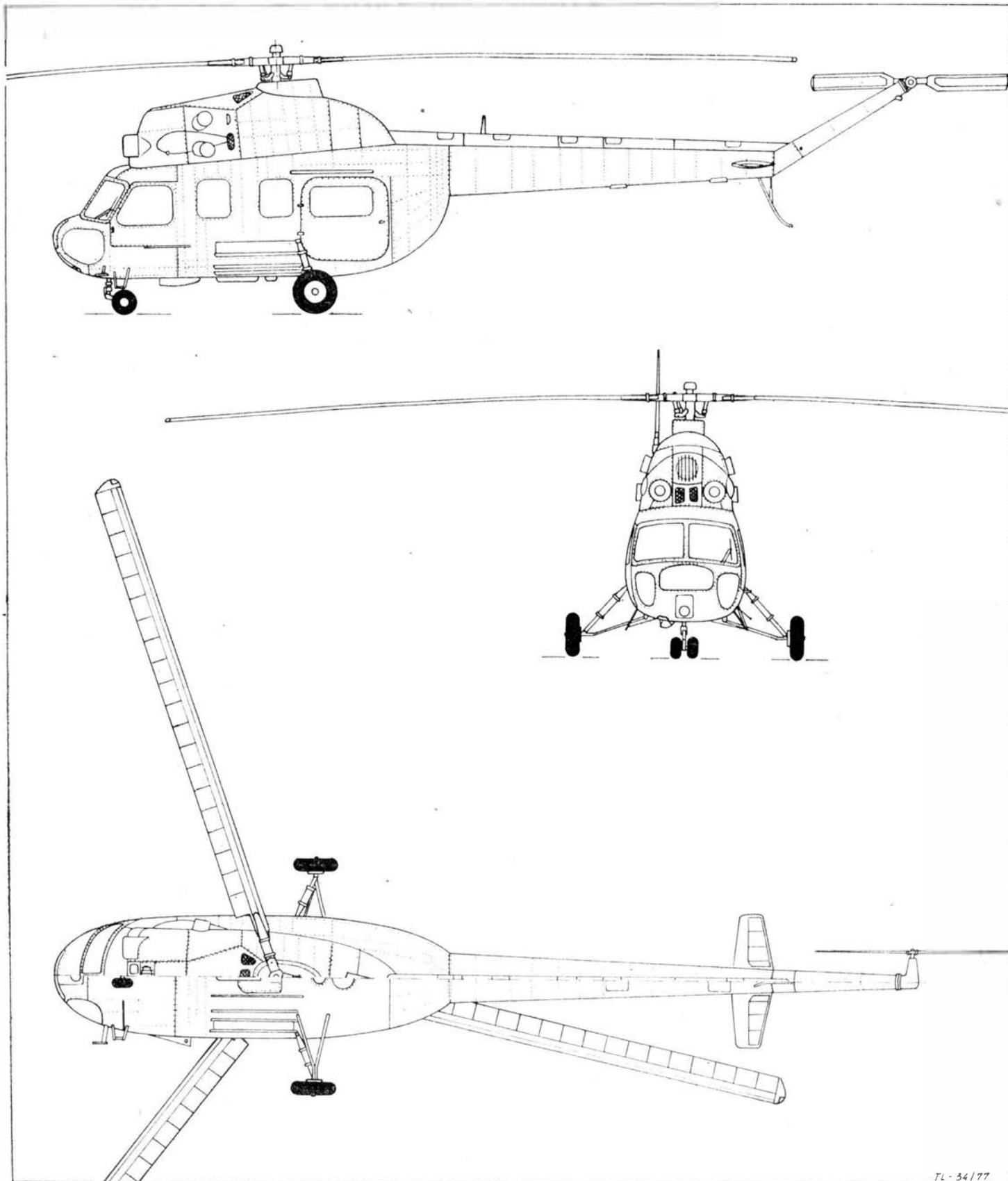
for main wheel brakes. AC electrical system, with two engine-driven starter/generators and 208 V 16 kVA three-phase alternator. 24 V DC system, with two 28 Ah lead-acid batteries. Standard equipment includes two transceivers, gyro compass, radio compass, radio altimeter, intercom system and blindflying 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 of the Mi-2 prototype, continued in the USSR until the helicopter had completed its initial State trials programme of flying. 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 Świdnik began in 1965 and this factory has since built many hundreds in a variety of version for both civil and military customers.

### TECHNICAL DATA

Dimensions			
Diameter of main rotor	14,50 m	Main rotor blades area (each)	2,40 m <sup>2</sup>
Length overall, rotors turning	17,42 m	Main rotor disc area	15,0 m <sup>2</sup>
Length of fuselage	11,40 m	Weights and loadings	
Height to top of rotor hub	3,75 m	Basic operating weight	2365 kg
		Max payload, excl. pilot, oil and fuel	800 kg

Normal T-O weight	3550 kg	Max rate of climb at S/L	4,5 m/s
Max T-O weight	3700 kg	Service ceiling	4000 m
Max disc loading	22,4 kg/m <sup>2</sup>	Hovering ceiling in ground effect	2000 m
Performance (at normal T-O weight)		Hovering ceiling out of ground effect	1000 m
Max level speed at 500 m	210 km/h	Minimum landing area	30×30 m
Max cruising speed at 500 m	200 km/h	Range at 500 m with max internal and auxiliary fuel, 30 mln reserve	580 km
Econ. cruising speed for max range at 500 m	190 km/h	Range at 500 m with max payload, 5% fuel reserve	170 km
Econ. cruising speed for max endurance at 500 m	100 km/h		A.G.



TL - 34/77

# PZL Mi-2M

KARTOTEKA TLiA



Type: Twin-turbine general-purpose 10-seat light helicopter.

**Versions:**

- passenger for 9 passengers;
- freighter;
- ambulance;
- agricultural;
- pilot training (dual controls).

**Rotor System:** Three-blade main rotor with hydraulic blade vibration dampers. All-metal rectangular blades of NACA 23013M section. Main rotor blades and those of two-blade tail rotor each consist of an extruded duralumin spar with bonded honeycomb trailing-edge pockets. Flapping, drag and pitch hinges on each blade. Anti-flutter weights on leading-edges, balancing plates on trailing-edges. Hydraulic boosters for longitudinal, lateral and collective pitch controls. Coil spring counterbalance mechanism in main and tail rotor systems. Pitch-change centrifugal loads on tail rotor carried by ribbon-type steel torsion elements. Spar crack warning pneumatic system (permissible pressure decrease 0.2—0.35 kg/cm<sup>2</sup>). Rotor do not fold. Electrical blade de-icing system for main and tail rotors. Rotor brake fitted. Two-blade tail rotor.

**Fuselage:** Conventional semi-monocoque structure of pod and boom type, made up of three main assemblies: the nose including cockpit, central section and tail-boom. Construction is of sheet duralumin, bonded and spot-welded or riveted to longerons and frames. Main load-bearing joints are of steel alloy. Adjustable pilot seat on port side, with one passenger or pupil seat alongside. Seats for up to nine passengers in air-conditioned cabin on bench seats along the walls, with central aisle. All seats are removable for carrying up to 700 kg of internal freight. Cabin floor is flat throughout its length and has rails. Windscreen de-icing by engine bleed air. Cabin heating, ventilation and air-conditioning standard. Access to cabin via sliding doors on each side of the both flight deck and main cabin. Crews doors jettisonable in emergency. As a search and rescue aircraft, an electric hoist capacity 120 kg. Dual controls in pilot training version. Ambulance version has accommodation for four stretchers and a medical attendant. In the freight role an under-fuselage hook can be fitted for suspended loads of up to 800 kg. As an agricultural aircraft, the Mi-2M carries a hopper on each side of the fuselage (total capacity 1000 litres) and either a sprayer to the rear of the cabin on each side or a distributor for dry chemicals under each hopper.

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

**Landing gear:** Non-retractable tricycle type, plus tailskid. Twin-wheel steerable nose unit. Nosewheel tyres size 400 × 150 mm. Single wheel on each main unit. Main-wheel tyres size 600 × 180 mm. Pneu-



matic brakes on main wheels. 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 landing gear legs are integral compressed air tanks.

**Power plant:** Two 450 shp (335 kW) Polish-built Isotov PZL GTD-350P turbo-shaft engines, mounted side-by-side above cabin. Fuel in two rubber (230 litres each) and an integral tank (375 litres), total capacity 835 litres, under cabin floor. Provision for carrying a 238 l auxiliary tank externally on each side of fuselage. Oil capacity 25 litres, in two annular tanks on engine air intake. Main rotor shaft driven via gearbox on each engine; three-stage WR-2 main gearbox, intermediate gearbox and tail rotor gearbox. Main rotor/engine rpm ratio 1:24.6; tail rotor/engine rpm ratio 1:4.16. Main gearbox provides drive for auxiliary systems and take-off for rotor brake. Freewheel unit 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, pressure 60—80 kg/m<sup>2</sup>, for cyclic and collective pitch control boosters. Pneumatic system, pressure 50 kg/m<sup>2</sup>, for main-wheel brakes. AC electrical system, with two STG-3 3 kW engine-driven starter/generators and 208 V 400 Hz 16 kVA three-phase alternator. 24 V DC system, with two 28 Ah lead-acid batteries. Standard equipment includes two transceivers (UHF and VHF), gyro compass, radio compass, radio altimeter, intercom system and blind-flying panel. Electrically-operated wiper for pilot's windscreen. Fire extinguishing system, for engine bays and main gearbox compartment. Special equipment includes engine air intake filters.

**DESIGN DEVELOPMENT:** This modified and more powerful version of Mi-2 helicopter, with enlarged cabin flat floor and redesigned landing gear, was developed by the WSK PZL-Swidnik team. Five development aircraft were built, the first of which made it first flight on 1 July 1974.

**TECHNICAL DATA**

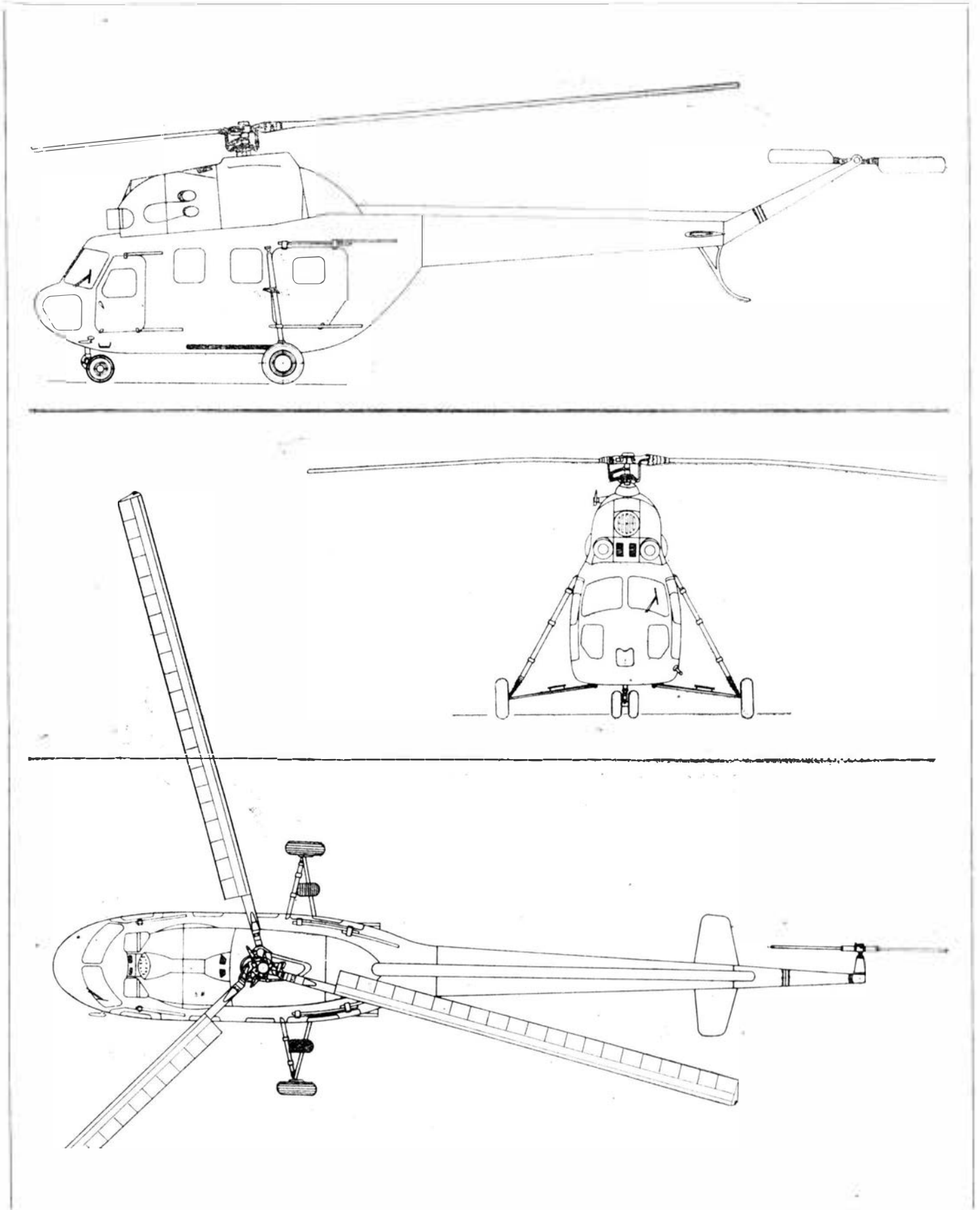
Dimensions		Cabin (length × width × height)	4.07 × 1.45 × 1.45 m
Diameter of main rotor	14.50 m	Floor area	5.6 m <sup>2</sup>
Length overall, rotors turning	17.42 m	Cabin volume	6.4 m <sup>3</sup>
Length of fuselage	11.94 m	Weights	
Height to top of rotor hub	3.95 m	Basic operating weight, empty:	
Diameter of tail rotor	2.70 m	— passenger version	2499 kg
Stabiliser span	1.85 m	— freighter version	2465 kg
Wheel track	3.58 m	— ambulance version	2503 kg
Wheelbase	2.65 m	Max T-O weight	3700 kg
Cabin doors, front (height × width)	1.1 × 0.6 m	Performance	
Cabin doors, rear (height × width)	1.1 × 1.1 m	Max level speed at 500 m	210 km/h

Max cruising speed at 500 m  
 Service ceiling  
 Hovering ceiling in ground effect  
 Hovering ceiling out of ground effect  
 Max rate of climb at S/L  
 Time of climb to 1000 m  
 Time of climb to 4000 m

190 km/h  
 4000 m  
 2030 m  
 980 m  
 7 m/s  
 3.3 min  
 19 min

— with max auxiliary fuel, 5% fuel reserves  
 — passenger version, 30 min reserves  
 — freighter version, 5% fuel reserves  
 Endurance, 30 min reserves  
 Endurance with max auxiliary fuel, 30 min reserves

722 km  
 Range at 500 m  
 350 km  
 480 km  
 3 h 20 min  
 5 h 25 min  
 W.B.



# PZL-106A Kruk

KARTOTEKA TLiA

**Type:** Single-engined agricultural aircraft.

**Wings:** Braced low-wing monoplane with upward-cambered tips. Clark Y wing section throughout span, except at tips. Thickness/chord ratio 11.7%. Dihedral 4° from roots. Incidence 6°6'. Sweepback 4° at quarter-chord. All-metal two-spar structure, of constant chord. Metal and synthetic fabric covering. Full-span six-section fixed leading-edge slats. Fabric-covered duralumin slotted ailerons, in three sections on each wing. Streamline-section Vee bracing struts, with jury struts.

**Fuselage:** Welded steel tube structure, covered with glassfibre-reinforced plastics and light alloy panels. Hopper forward of cockpit to ensure pilot's safety. Pilot only, in enclosed ventilated and heated cockpit. Excellent visibility due to high cockpit position. Second (mechanic's) seat to rear. Combined window/door on each side of cabin. Cockpit area strengthened to resist 40 g impact.

**Tail Unit:** Of duralumin construction, with single bracing strut each side. Fixed surfaces metal-covered; rudder and elevators fabric-covered. Trim tab in right elevator.

**Landing Gear:** Non-retractable tail-wheel type, with oleopneumatic shock-absorber on each unit. Main wheels, with Stomil-Poznań low-pressure tyres (size 800 mm × 260 mm), each carried on side Vee and half-axle. Pneumatically operated disc brakes. Parking brakes. Steerable tailwheel, with Stomil-Poznań tyre, size 350 mm × 135 mm.

**Power Plant:** One 600 hp (441 kW) PZL-3S seven-cylinder radial supercharged aircooled engine, driving a PZL US-132000 four-blade constant-speed metal propeller. Total fuel



capacity 3000 litres. Fuel B-91/115 or 100/130 gasoline. Gravity refuelling point on each wing; semi-pressurised refuelling point on starboard side of fuselage. Oil capacity 30 litres. Air filter fitted.

**Equipment:** Pneumatic system, rated at 50 kg/cm<sup>2</sup>, for brakes and agricultural equipment. Electrical power, from 27 · 5V DC alternator and batteries, for engine starting, pneumatic system control, aircraft lights, instruments and semi-pressurised refuelling. VHF radio. Easily removable glassfibre-reinforced plastics hopper/tank, forward of cockpit, can carry 1000 kg of dry or liquid chemical with instant dumping capability, and has a maximum capacity of 1400 litres. The hopper has a quick-dump system that can release 1000 kg of chemical in less than 5 sec. A pneumatically operated intake for the loading of dry chemicals is optional. Distribution system for liquid chemical is powered by a fan-driven centrifugal pump.

A precise and reliable dispersal system, with positive on/off action for dry chemicals, gives effective swath widths of 30—35 m. Oil solution equipment capability is 45 m.

**DESIGN DEVELOPMENT.** The PZL-106 was designed in 1972 by a PZL-Okecie team led by Andrzej Frydrychewicz. The first prototype was built in seven months and flew for the first time on 17 April 1973, piloted by Jerzy Jędrzejewski. The second prototype is powered, like the first one, with a 400 hp Lycoming engine. It flew for the first time in October 1973. The third prototype flew for the first time in October 1974, with a Polish-built PZL-3S 600 hp radial engine. Production aircraft also are fitted with this engine. The production version is designated PZL-106A.

An output of some 600 aircraft for the member countries of the CMEA (Council for Mutual Economic Aid) is anticipated.

## TECHNICAL DATA

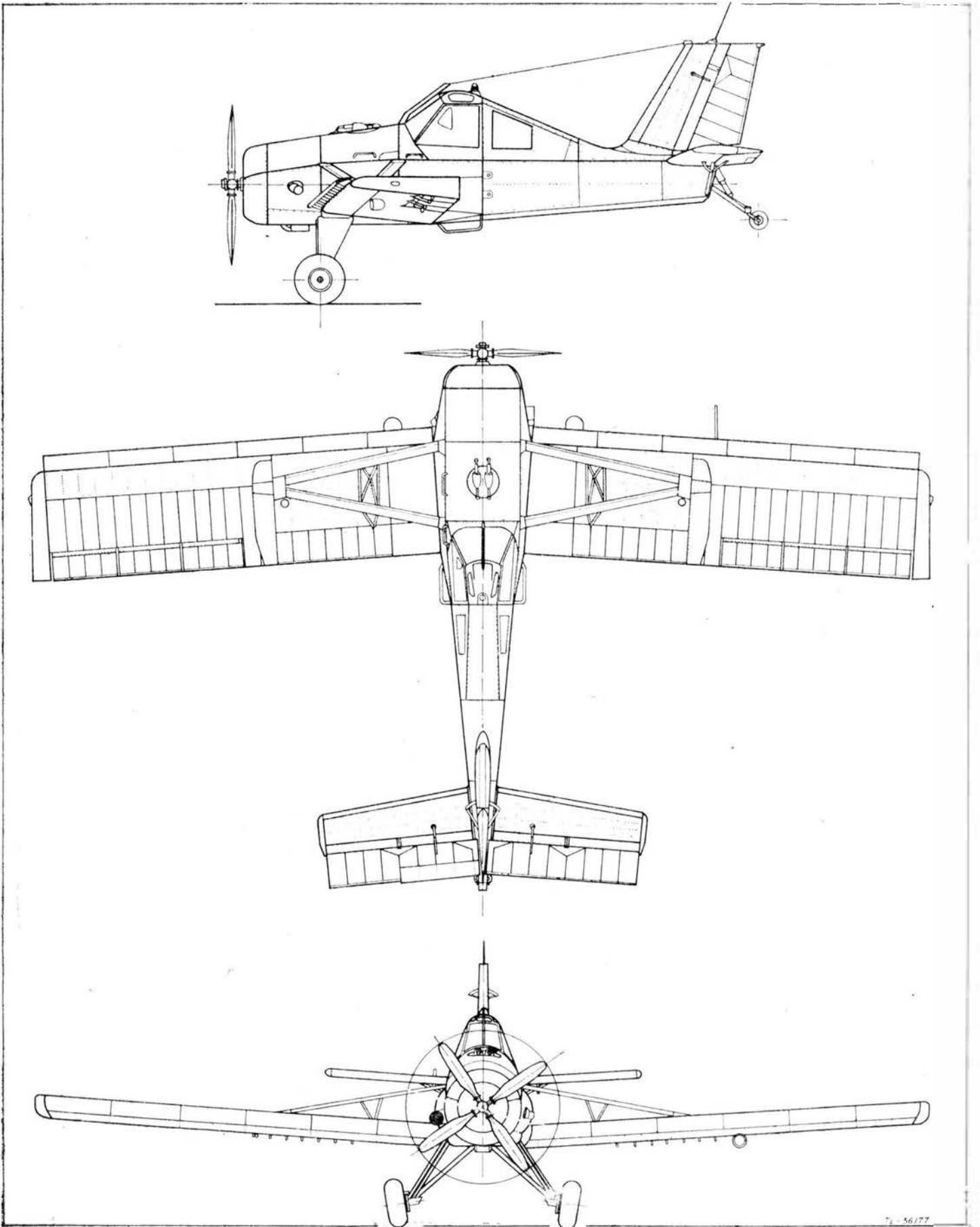
Dimensions		Weights	
Wing span	11,80 m	Weight empty	1600 kg
Wing sweepback	4°	Normal T-O weight (with 1000 kg of chemical)	2800 kg
Length overall	9,10 m	Max T-O weight in normal category	3000 kg
Height overall	3,32 m	Useful load	1400 kg
Propeller diameter	2,82 m	Performance (at 2800 kg AUW)	
Wheel track (static)	3,10 m	Max level speed at 2000 m	211 km/h
Wings area	28,4 m <sup>2</sup>	Max cruising speed	180 km/h

Operating speed  
Min. speed (power off)  
Rate of climb at S/L  
Service ceiling

120—160 km/h  
90 km/h  
4 m/s  
4000 m

T-O and landing run  
Range  
Range with the hopper filled with fuel

220/210 m  
400 km  
1500 km  
A.G.

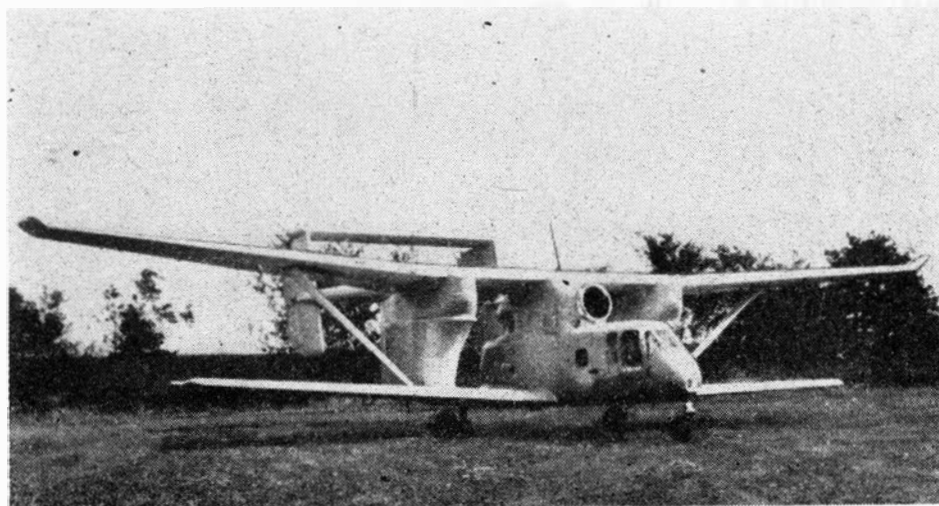


**Type.** Three-seat agricultural aircraft.

**Wings.** Biplane wings, of mainly metal construction and unequal span, built chiefly of aluminium and steel alloys and glassfibre laminates. The braced upper wing has a constant-chord centre-section and tapered outer panels; the centre-section is faired to the top of the engine pod. The shorter-span lower wings, which house the agricultural dispersal pipes, are of generally similar planform and are joined to the fuselage nacelle at floor level. The entire trailing-edge of the upper wing is hinged, and is made up of hydraulically — operated double-slotted flaps and single-slotted ailerons. There are automatically-operated slats on the leading-edge. In line with each tailboom, and occupying the full depth of the gap between the upper and lower wings, is a narrow streamlined hopper for agricultural chemical, and there is a single outward-sloping bracing strut outboard of each hopper fairing. Trim tab in port aileron. Wing section R-II-14. Upper wing incidence  $3^\circ$ . Lower wing incidence  $1^\circ$ . Wing tips dihedral  $30^\circ$ .

**Fuselage.** Central semi-monocoque nacelle, of narrow rectangular section, built of same materials as wings. Seat for pilot in fully-enclosed cockpit in extreme nose of fuselage. Two seats in cabin, to rear of pilot's compartment, for carrying ground staff during ferry flights. Access to cockpit via door on port side of cabin and to passenger cabin on starboard. Cockpit air-conditioning by engine compressor bleed air.

**Tail Unit.** Cantilever metal/glassfibre structure, consisting of twin sweptback endplate fins and rudders, bridged by a high-mounted tailplane and full-span elevators, supported on two slender tailbooms located at approx. one-quarter span on the trailing-edge of the upper wing. Vertical tail unit section NACA 0010 M.



**Landing Gear.** Non-retractable tricycle type, with single wheel on each unit. Main wheels and tyres size  $720 \times 320$ , tyre pressure  $3,0 \text{ kg/cm}^2$ , nosewheel and tyre size  $700 \times 250$ , tyre pressure  $2,5 \text{ kg/cm}^2$ . Nosewheel steerable hydraulically,  $50^\circ$  to left or right. Brakes on main wheels.

**Power Plant.** One 1500 kg st Ivchenko AI-25 turbofan engine, mounted in a pod on top of the fuselage. Eight fuel tanks in the upper wing; total capacity 1460 litres.

**Equipment.** Full flight and navigation instrumentation, including stall-warning indicator. VFR radio/navigation equipment optional. 720 channel UHF radio transceiver. The two between-wings hoppers have a combined capacity for 2900 litres of liquid or 2200 kg of dry (powdered or granulated) chemical. Ivchenko AI-9 APU, normally removed from aircraft during agricultural operations, provides power for engine starting, ground refuelling and filling of

hoppers with liquid chemical. Twin landing lights in nose. Hydraulic system, pressure  $150 \text{ kg/cm}^2$ , for brakes, flaps, agricultural equipment, steering of nosewheel and engine bleed air valve. 27 V DC electrical system with WG-7500 7,5 kW engine-driven generator. 36 V and 115 V AC system.

**DESIGN DEVELOPMENT.** Initial design of the M-15 was undertaken by a design bureau at Mielec under Soviet chief consulting engineer R. A. Ismailov and Polish designer K. Gocyla, and staffed by Polish and Soviet specialists. The agricultural equipment for the aircraft is being developed by the Instytut Lotnictwa at Warsaw. A prototype, designated LL-M15 (Flying Laboratory Prototype M-15), was flown on 30 May 1973; the first fully-representative M-15 prototype made its first flight on January 1974. In 1975 pre-series M-15s had been sent to the USSR for evaluation. Aircraft is in serial production.

### TECHNICAL DATA

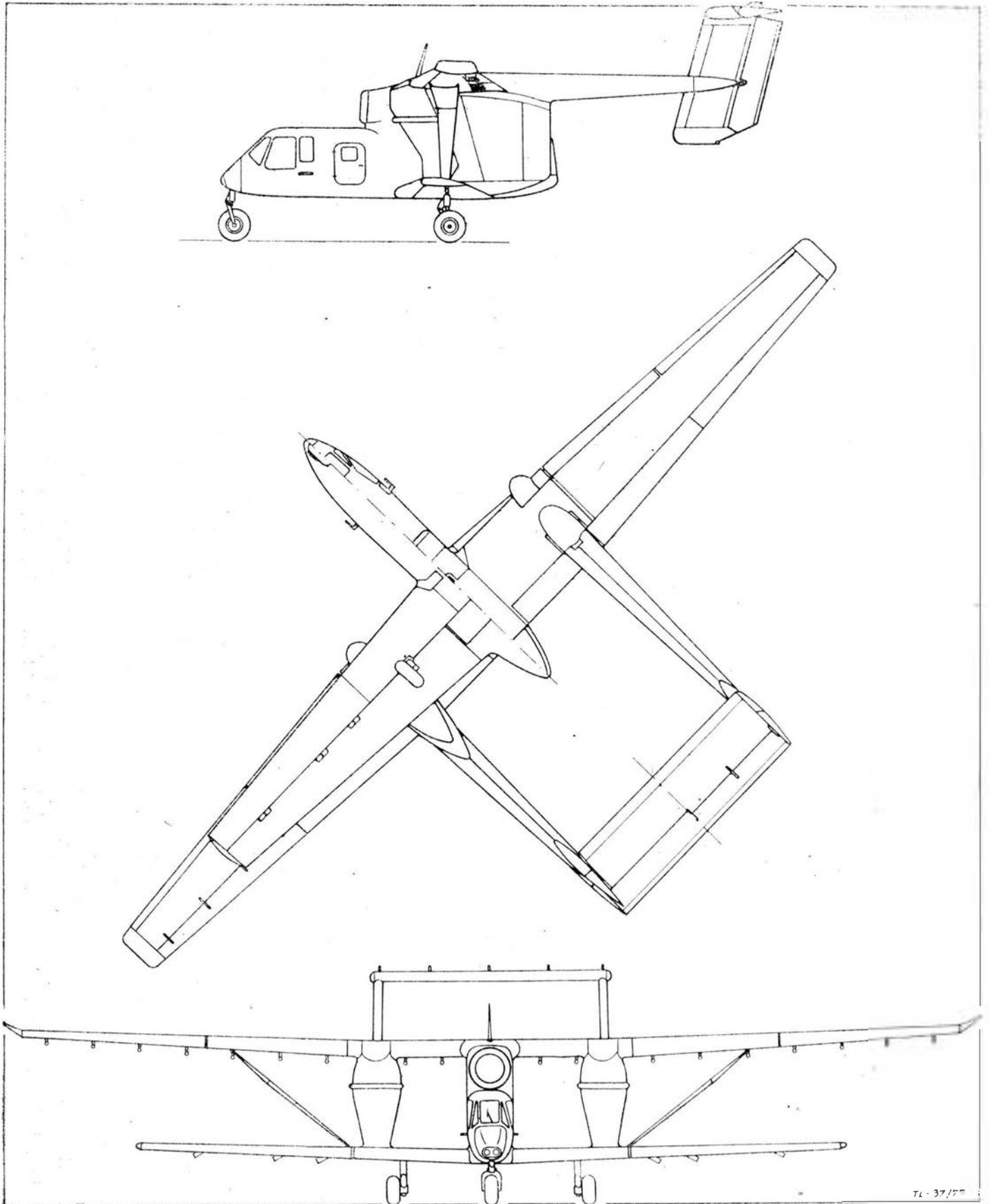
Dimensions		Rudders total area	4,00 m <sup>2</sup>
Wing span:		Fins total area	5,93 m <sup>2</sup>
— upper	22,33 m	Tailplane	5,92 m <sup>2</sup>
— lower	16,43 m	Elevator	4,08 m <sup>2</sup>
Length overall	12,72 m	Weights and loading	
Height overall	5,34 m	Weight empty, with dusting equipment	3090 kg
Wheel track	4,32 m	Weight empty, with spraying equipment	3120 kg
Wheel base	4,90 m	Weight empty, with atomizers	3130 kg
Max. flaps deflection	$40^\circ$	Max T-O weight	5650 kg
Aileron travel	$+21^\circ/-23^\circ$	Useful load	2540 kg
Elevator travel	$+40^\circ/-15^\circ$	Chemical load	2200 kg
Rudder travel	$\pm 25^\circ$	Max power loading	0,375 kg/kg
Wings area	67,50 m <sup>2</sup>	Max wing loading	83,7 kg/m <sup>2</sup>
Ailerons total area	9,03 m <sup>2</sup>	Performance (at max T-O weight)	
Flaps total area	4,98 m <sup>2</sup>	Max cruising speed	200 km/h

Cruising speed  
Normal operating speed  
Stalling speed  
Stalling speed, flaps down  
Max rate of climb at S/L.

180÷190 km/h  
140÷165 km/h  
112 km/h  
89 km/h  
4.5 m/s

T-O run  
Landing run  
Max range at 3000 m  
Swath width

270 m  
280 m  
400 km  
60 m  
S.F.



TL-37/77



**Type:** Nine cylinder, single-row, radial, air cooled, geared drive, 4-cycle, supercharged piston engine.

**Crankcase assembly** is an aluminium alloy casting. It consists of reduction gear housing, crankcase front section, crankcase rear section, supercharger casing and rear cover. The reduction gear cover houses propeller thrust ball bearing of reductor-gear, cam ring, cam drive gears. The speed governor is attached to reduction gear housing. The crankcase provides mountings pads for the cylinders and supports main crankshaft bearing. The supercharger casing incorporates the diffuser with tangential outlets for the cylinder intake pipes. The supercharger impeller is placed inside of this casing. Nine mounting lugs are provided to support the engine in the airplane assembly. Carburettor is connected to the bottom of supercharger casing. Rear cover is provided for fitting the accessories and their gears.

**Cylinder assembly** consists of cylinder barrel which is machined from high-alloy forging and cylinder head which is an aluminium-alloy casting. The cylinder head is screwed over the barrel to provide a permanent joint.

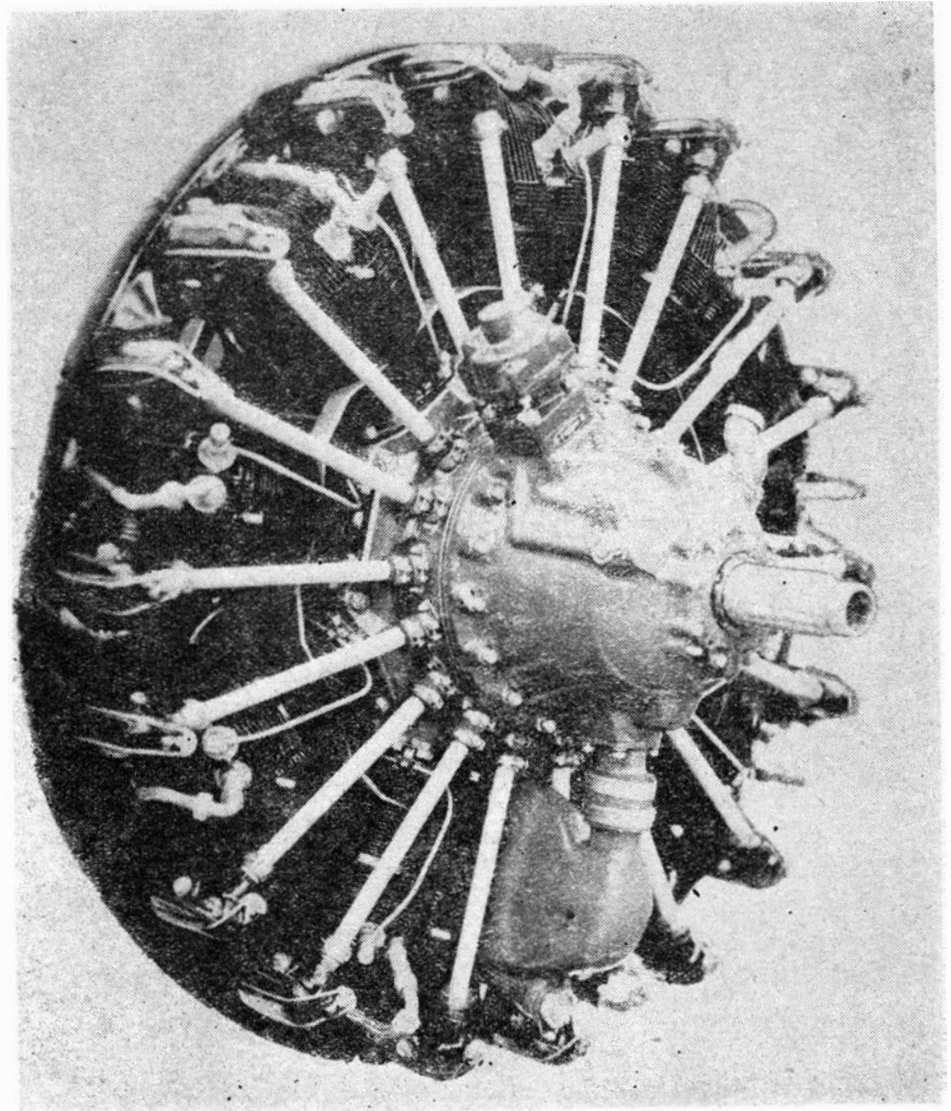
**Crankshaft** consists of front and rear sections, which are fixed together with a clamping bolt. The crankshaft is supported in roller bearings. Counterweights on the crank webs are movable, for damping the shaft torsional vibrations. Connecting-rod assembly consists of a master and eight link rods. In order to increase their fatigue strength connecting-rods are very accurately polished.

**Piston** is an aluminium alloy forging. Two compression rings and one oil-scraper ring are used above the wrist pin with one oil-regulator ring below the wrist pin.

**Planetary spur reduction gear** is fitted to the front end of crankshaft. The driving gear is fixed to the crankshaft by means of spline. Sun wheel is fixed unmovable. Pinion cage is an integral part of propeller shaft. There are three planet gears. The transmission ratio is 0,787.

**Supercharger** impeller is an aluminium alloy forging. It is driven by means of spur gear train. Ratio of these gear train is 7,105:1.

**Valve operating mechanism** consists of cam ring, cam ring drive, tappets,



push-rods, rockers, valve springs and valves. All the accessories are mounted on the rear cover. They are driven by means of train of spur and bevel gears.

**Fuel system** consist of fuel pump and single updraft carburettor.

**Ignition system:** there are two spark plugs per cylinder and two magnetos.

**Oil system** is of dry sump-type. Oil tank and cooler are fitted to the air-frame.

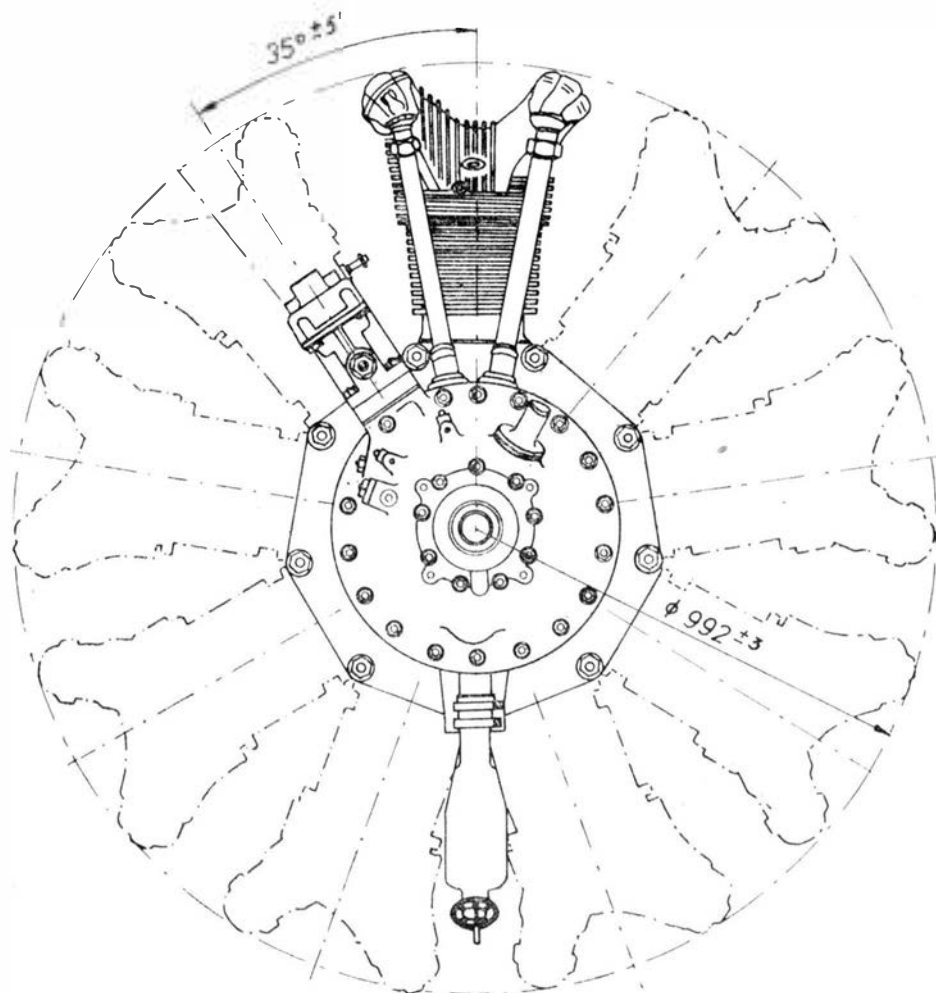
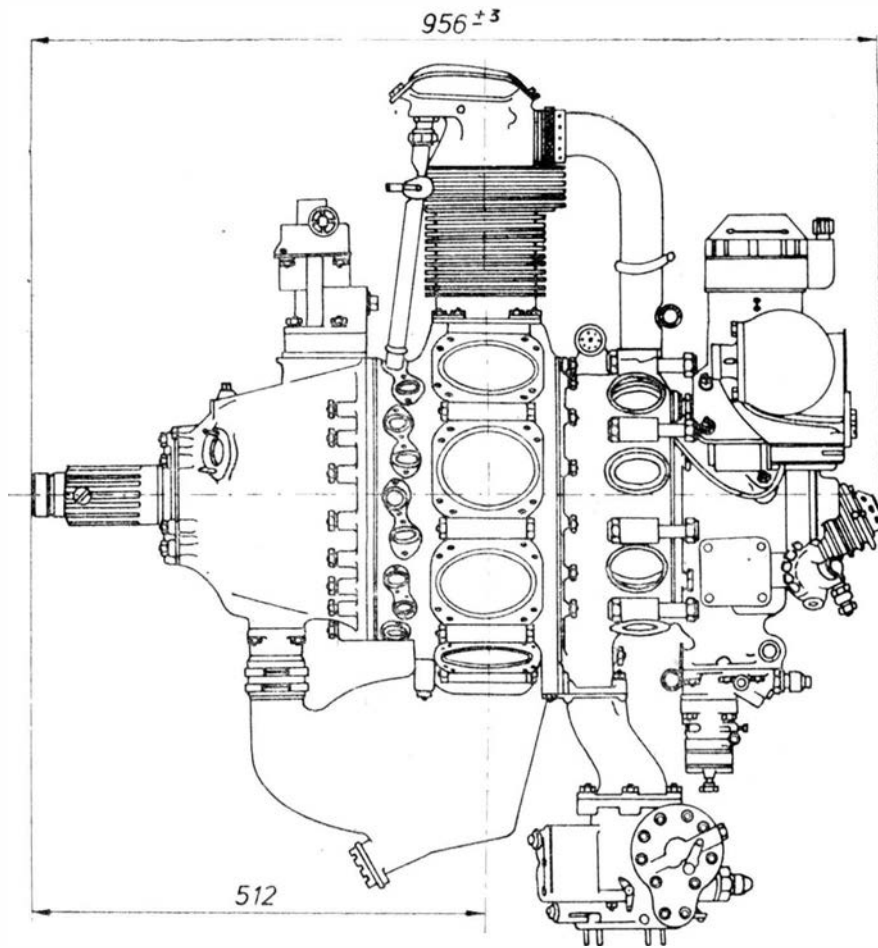
**Starting** of engine is ensured by compressed air delivered from aircraft pneumatic system or from aerodrome source of supply.

**DESIGN DEVELOPMENT.** The licence production of AI-14R started in PZL-Kalisz — factory in 1957. The engine is used as power plant of PZL-104 Wilga and PZL-101 Gawron and Jak 12M, A planes. PZL-Kalisz — factory developed recently improved version designed AI-14RC.

### TECHNICAL DATA

Diameter	985 mm
Length	996 mm
Weight (dry)	200 kg
Rating:	
take-off	260 hp at 2350 rpm.
cruising	165 hp at 1860 rpm.

Fuel consumption:	
(take-off)	255÷280 g/hp.hr
(cruising)	220÷240 g/hp.hr
Gasoline grade	70÷100
Oil viscosity	20 cSt (by 100°C)
Displacement	10,61 litres
Bore	105 mm
Stroke	130 mm
	J.S.



**Type:** Seven cylinder, single-row, radial, air cooled, geared drive, 4-cycle, supercharged piston engine.

**Crankcase assembly** is an aluminium alloy casting. It consists of reduction gear housing, crankcase front section, crankcase rear section, diffuser supercharger casing and gear box. The reduction gear cover houses propeller thrust ball bearing, reductor-gear, cam ring, cam drive gears. The crankcase provides mountings pads for the cylinders and supports main crankshaft bearings. Diffuser with tangential outlets for the cylinder intake pipes, incorporates the supercharger casing. Seven mountings lugs on the diffuser casing are provided to support the engine in the airplane assembly. Carburettor is connected to the bottom of supercharger casing.

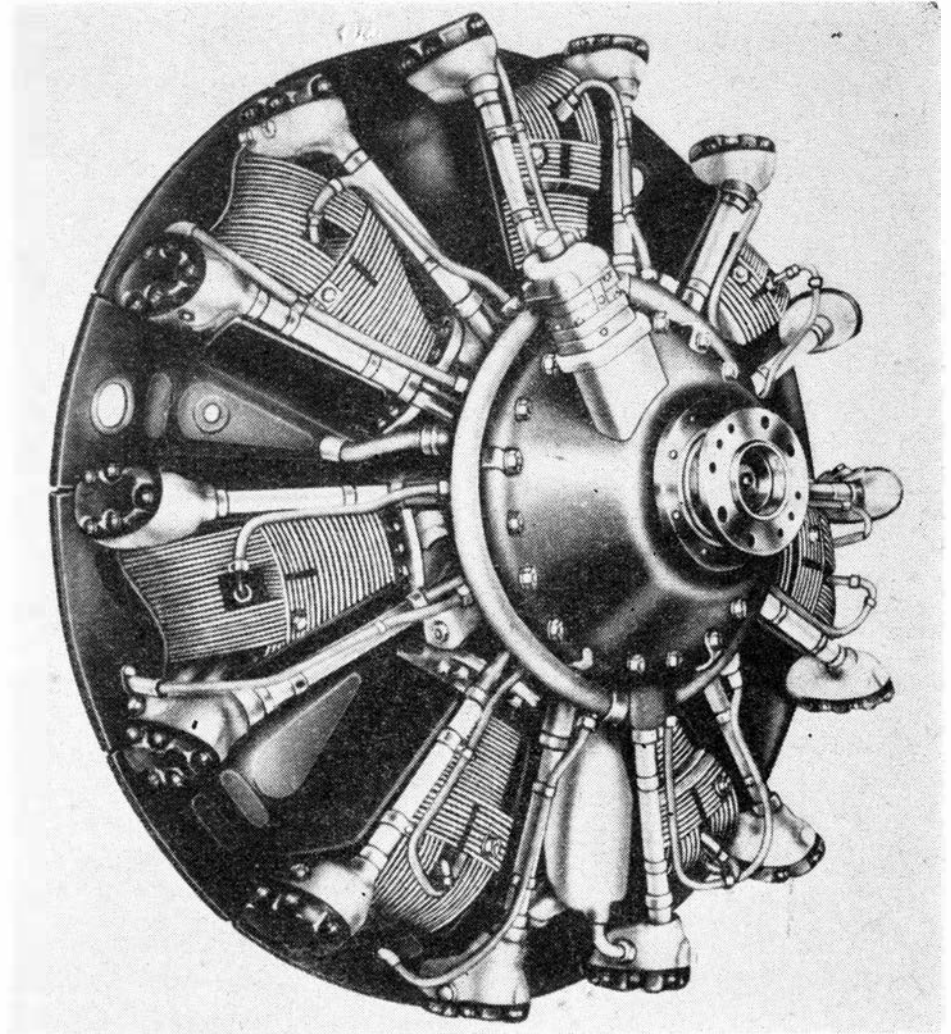
**Cylinder assembly** consists of cylinder barrel which is machined from high-alloy forging and cylinder head which is an aluminium-alloy casting. The cylinder head is screwed over the barrel to provide a permanent joint.

**Crankshaft** consists of front and rear sections, which are fixed together with a clamping bolt. The crankshaft is supported in roller bearings. Counterweights on the crank webs are movable for damping the shaft torsional vibrations. Connecting-rod assembly consists of a master and six link rods. In order to increase their fatigue strength connecting-rods are very accurately polished.

**Piston** is an aluminium alloy forging. Two compression rings and two oil-scraper rings are used above the wrist pin with one oil-regulator ring below the wrist pin. Planetary spur reduction gear is used.

**Supercharger** impeller is an aluminium alloy forging. It is driven by means of spur gear train. Ratio of these gear train is 7,13:1.

**Valve operating mechanism** consists of cam ring, cam ring drive, tappets, push-rods, rockers, valve springs and valves. The exhaust valve is sodium



cooled. All the accessories are mounted on the rear accessory box. They are driven by means of train of spur and bevel gears.

**Fuel system** consist of fuel pump and single updraft carburettor with mixture control.

**Ignition system:** there are two spark plugs per cylinder and two magnetos.

**Oil system** is of dry sump-type. Oil tank and cooler are fitted to the airframe.

**Starting** of engine is ensure by starter-generator. The electrical system enables automatic starting by means of aircraft battery.

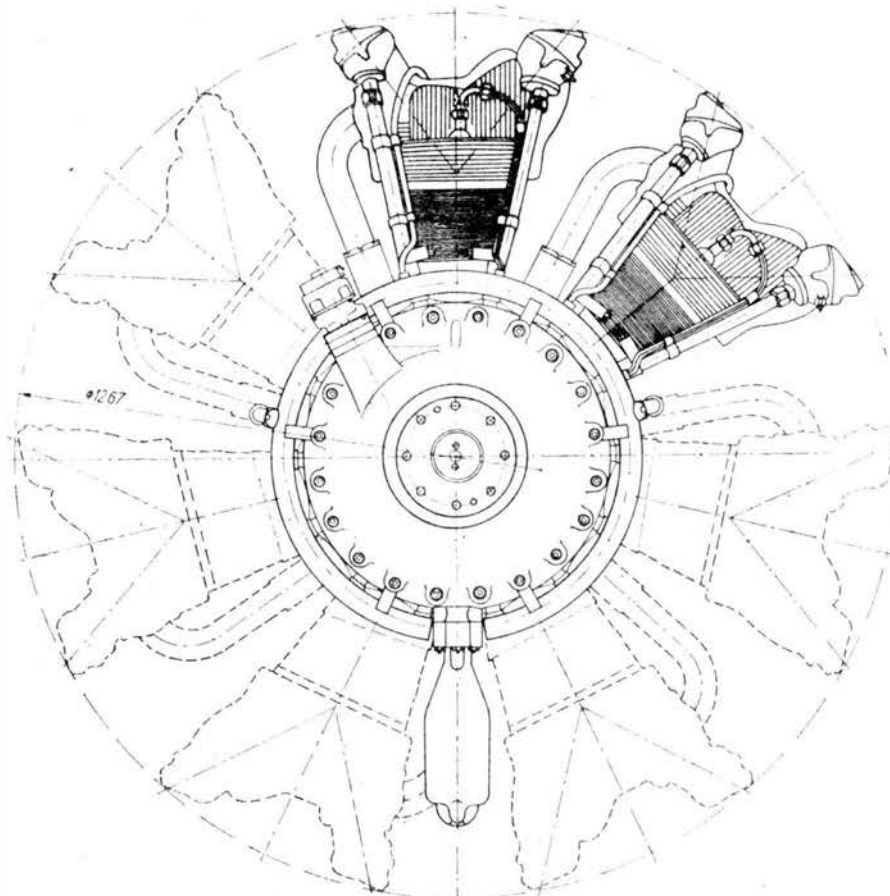
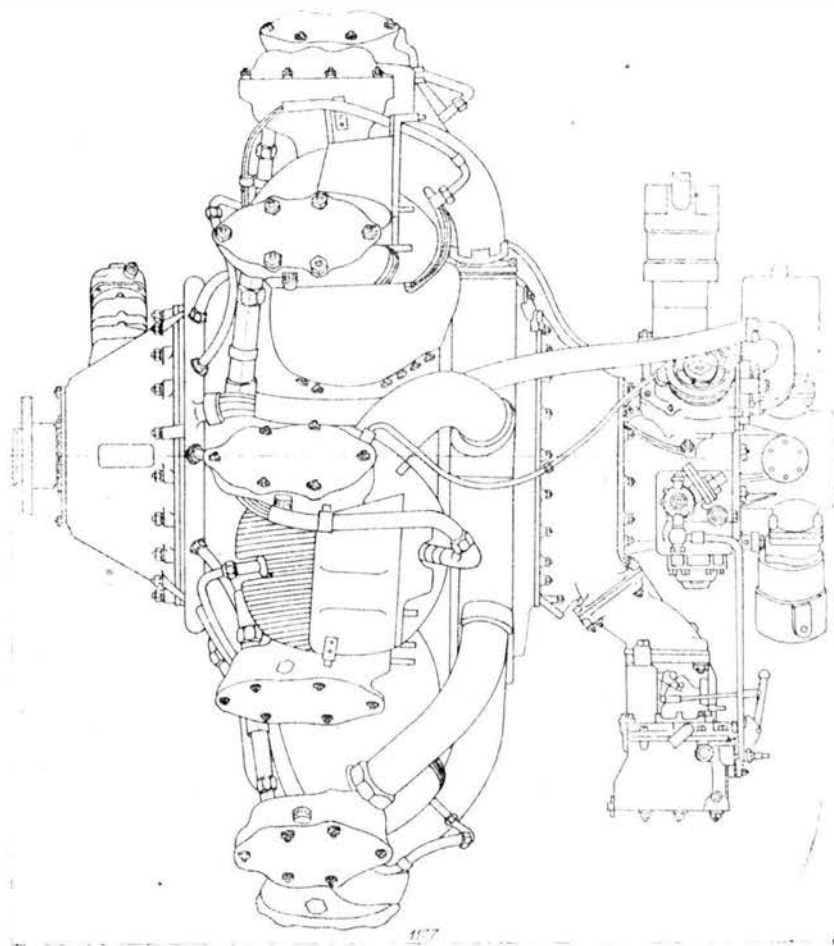
**DESIGN DEVELOPMENT.** The production of PZL-3S started in PZL-Rzeszów — factory in 1974. The engine is used as power plant of PZL-106A Kruk ag-plane. PZL-3S is improved and redesigned Lit-3. The production of Lit-3 (AI-26W) under Soviet licence started in 1958. Lit-3 has been used as power plant of Mi-1 helicopter.

### TECHNICAL DATA

Diameter	1267 mm
Lenght	1065 mm
Weight (dry)	400 kg
Rating:	
take-off	600 hp at 2200 rpm.
cruising	415 hp at 2000 rpm.

### Fuel consumption:

(take-off)	300÷330 g/hp.hr
(cruising)	230÷255 g/hp.hr
Gasoline grade	91÷96
Displacement	20,6 litres
Bore	155,5 mm
Stroke	155,0 mm
	J.S.



**Type:** Nine cylinder, single-row, radial, air cooled, geared drive, 4-cycle, supercharged piston engine.

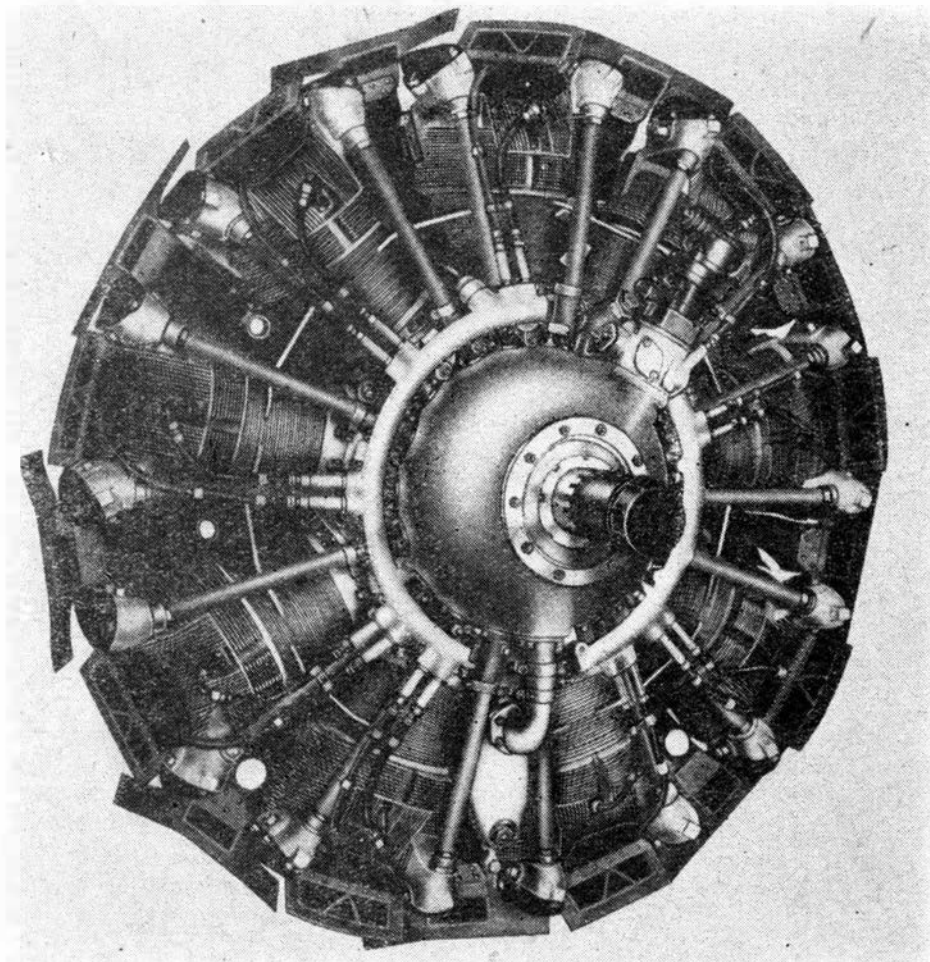
**Crankcase assembly** is an aluminium alloy casting. It consists of reduction gear housing, crankcase front section, crankcase rear section, supercharger casing front section, supercharger casing rear section and rear cover. The reduction gear cover houses propeller thrust ball bearing, reductor-gear, cam ring, cam drive gears. The speed governor is attached to reduction gear housing. The crankcase provides mountings pads for the cylinders and supports main crankshaft bearing. The supercharger casing front section incorporates the diffuser with tangential outlets for the cylinder intake pipes. The supercharger impeller is placed inside of this casing. Nine mounting lugs are provided to support the engine in the airplane assembly. Carburettor is connected to the top of supercharger casing rear section. Rear cover is provided for fitting the accessories and their gears.

**Cylinder assembly** consists of cylinder barrel which is machined from high-alloy forging and cylinder head which is an aluminium-alloy casting. The cylinder head is screwed over the barrel to provide a permanent joint.

**Crankshaft** consists of front and rear section, which are fixed together with a clamping bolt. The crankshaft is supported in roller bearings. Counterweights on the crank webs are movable for damping the shaft torsional vibrations. Connecting-rod assembly consists of a master and eight link rods. In order to increase their fatigue strength connecting-rods are very accurately polished.

**Piston** is an aluminium alloy forging. Two compression rings and three oil-scrapers are used above the wrist pin with one oil-regulator ring below the wrist pin.

**Planetary spur reduction gear** is fitted to the front end of crankshaft. The driving gear is fixed unmovable. Pinion cage is an integral part of propeller shaft. There are six planet



gears. The transmission ratio is 0,687. Supercharger impeller is an aluminium alloy forging. It is driven by means of spur gear train. Ratio of these gear train is 7 : 1.

**Valve operating mechanism** consists of cam ring, cam ring drive, tappets, push-rods, cockers, valve springs and valves. The exhaust valve is sodium cooled. All the accessories are mounted on the rear cover. They are driven by means of train of spur and bevel gears.

**Fuel system** consist of fuel pump and single downdraft, four barrel carburettor with mixture control.

**Ignition system:** there are two spark plugs per cylinder and two magnetos.

**Oil system** is of dry sump-type. Oil tank and cooler are fitted to the airframe.

**Starting** of engine is ensured by electric-inertia starter. The starter is provide with manual starting arrangement.

**DESIGN DEVELOPMENT.** The production of ASz 62IR started in PZL-Kalisz — factory in 1961. The engine is used as power plant of the An-2 biplane. From 1961 to 1972 over 10000 units were built in PZL-Kalisz factory.

### TECHNICAL DATA

Diameter	1380 mm
Lenght	1130 mm
Weight (dry)	579 kg
Rating:	
take-off	1000 hp at 2200 rpm.
cruising	820 hp at 2100 rpm.

Fuel consumption:	
(take-off)	300 g/hp.hr
(cruising)	280 g/hp.hr
Gasoline grade	min. 91
Oil viscosity	20 cst. by 100°C
Displacement	29,87 litres
Bore	155,5 mm
Stroke	175,0 mm
	J.S.



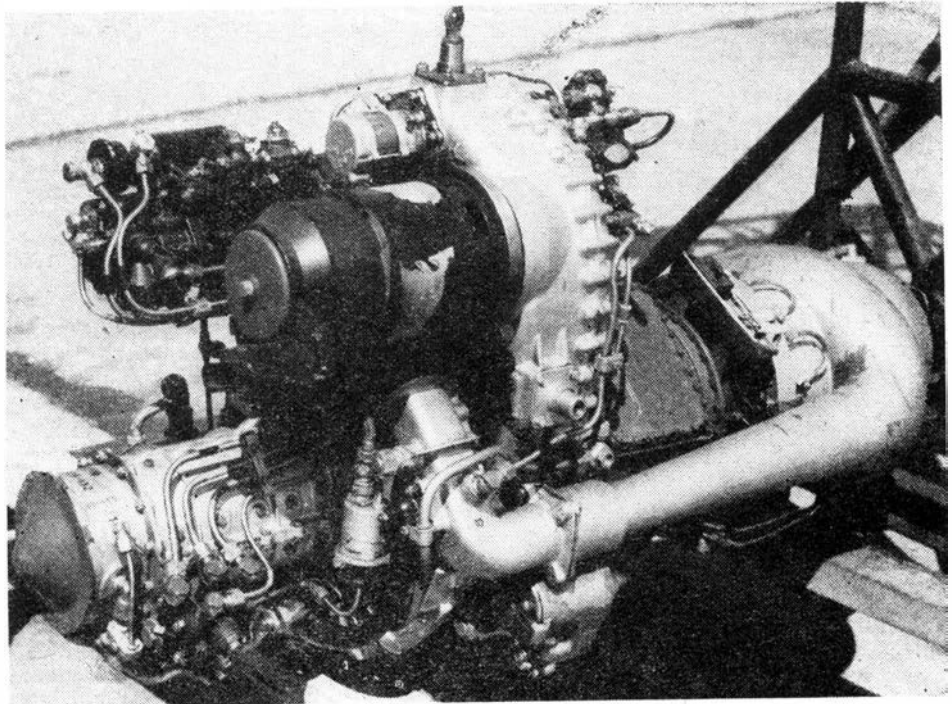
**Type:** Turboshaft; seven stage axial, single stage centrifugal compressor, single can-type, reverse-flow combustion chamber, single stage compressor turbine, two stage power turbine.

**Air inlet** is basically a fabrication of permanently joined sheet metal parts. It consists of an inner and outer shells joined by nine hollow struts, acting as inlet guide vanes. Hot air bled from behind the compressor is used for deicing the air-inlet. The air-inlet houses front roller compressor bearing.

**Compressor:** consists of rotor, stator and diffuser. Compressor rotor consists of seven axial stages and single centrifugal stage, connected together with a tie-bolt. The discs are centered in relation to each other on centering projections. Stainless steel blades of axial stages are fixed to the rotor discs by dove-tail roots. The centrifugal stage is made of machined stainless steel forging. The compressor rotor is supported at front in roller bearing, at rear in ball bearing which fixes the rotor axially. The compressor stator is split on horizontal centre line. The casing halves are bolted together to air-inlet section and to diffuser. The compressor vanes are brazed into outer and inner support rings which are segmented into two equal section per stage. The inner rings are provided with abrasible talk mixture. The labyrinth teeth of rotor mate together with this coating to prevent air leakage, thus improving compressor efficiency. The vanes diffuser is an aluminium alloy casting. The diffuser passes compressor air to two tubes which feeds a combustor chamber. On the casting there is a blowoff valve which stabilizes compressor operation in transient conditions.

**Combustion chamber:** is of reverse-flow, single can-type. It has single-nozzle burner and starting injector-semiconductor spark-plug set. The temperature of outlet gases from combustor chamber is measured by means of thermocouples.

**Compressor turbine** is of single stage. Turbine disc is welded to the shaft. Blades are attached to the turbine by means of fir-tree roots. Turbine casing is provided with ceramic inserts thus increasing turbine efficiency. The precision-cast vanes are welded to outer and inner rings. The vanes assembly is bolted to the combustor chamber and outer ring of power turbine vanes sections. The compressor turbine rotor is supported in ball



bearing, placed down stream of turbine disc and in roller bearing supported inside of power turbine shaft. Power turbine vanes section houses the ball bearing of gas generator turbine. The compressor rotor is mate with turbine rotor by means of concentric shaft, which is placed inside of power turbine shaft.

**Power turbine** is two-stage. Discs are held together by a Hirth coupling which is clamped with eight bolts together with shaft. Blades are attached to the turbine discs by means of fir-tree roots. The precision forged blades are shrouded. The teeth of shroud mate together with ceramic inserts. Rotor is supported in ball bearing which is placed downstream the discs, and in roller bearing at other end, where there is a pinion of reduction gear. The bearing are housed in cantilever welded stainless sheet steel casing. These casing is bolted to the reduction gear casing.

**Reduction gear** consists of a single set of spur gears. Reduction ratio is 0,246:1. An magnesium alloy casing contains also gear train driveing engine accessories. Starter-generator, fuel governor, tachometer generator and oil pumps are driven by compression rotor. Overspeed governor and centrifugal breather are driven

by power turbine rotor. Exhaust manifold consists of exhaust chamber and two pipes. Pipes are bolted to exhaust chamber and may be directed to right or left side of the engine, ensuring a full versatility of engine mounting in the helicopter. The exhaust chamber and pipes are welded of stainless steel sheet.

**Fuel system** consists of a pump-governor, a power turbine rpm. governor and an electromagnetic starting valve.

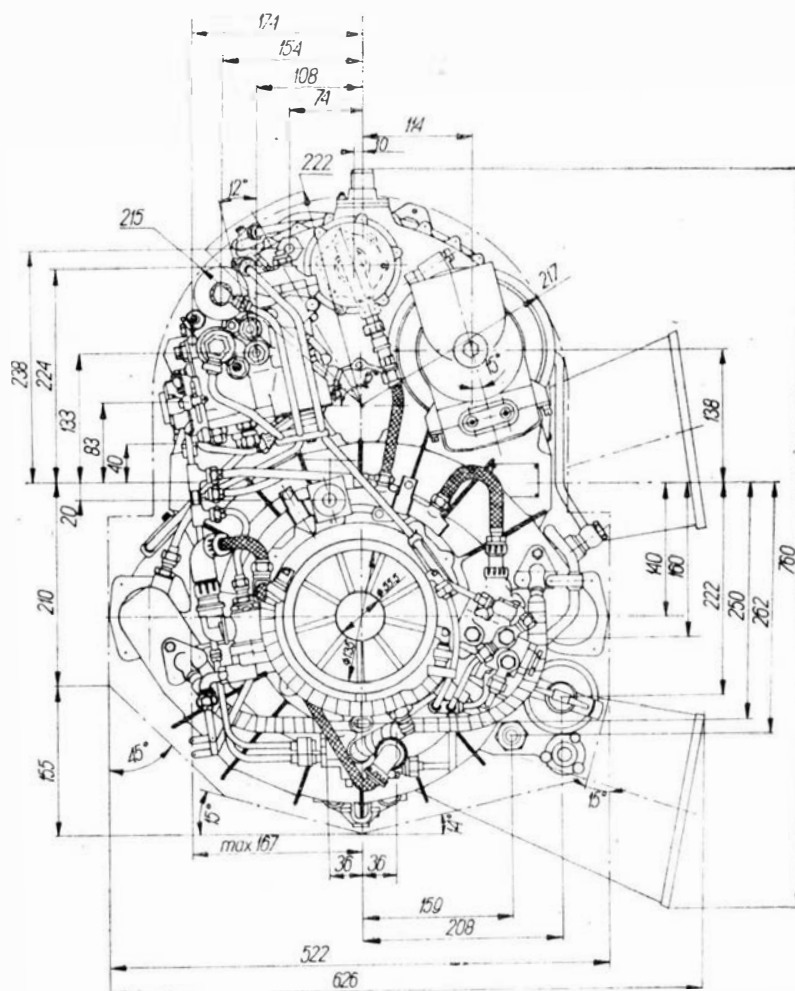
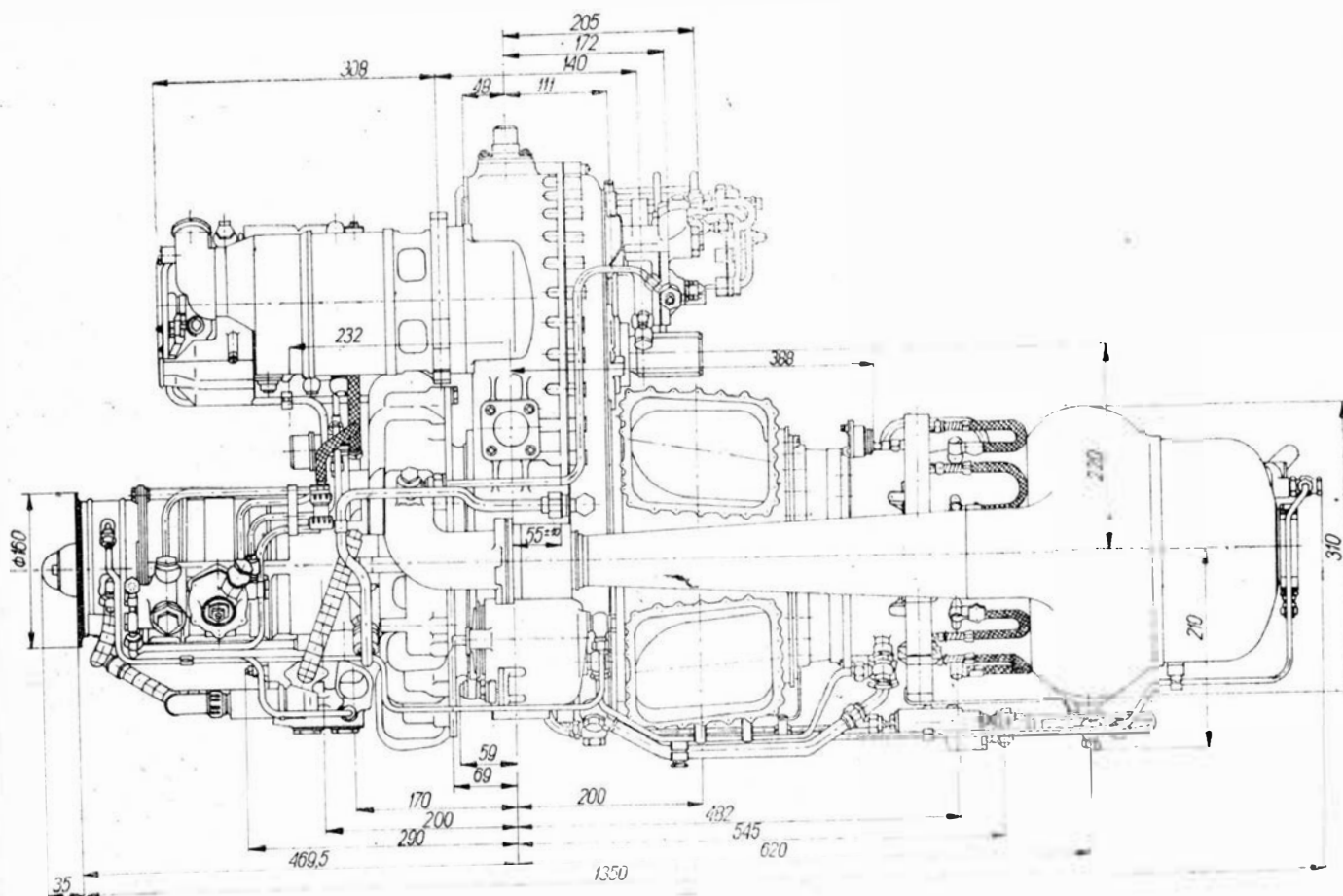
**Oil system** is of closed type. Oil cooler and oil tank are fitted to the airframe. Max. oil consumption — below 0,3 L/hr.

**Electrical system:** consist of a starter-generator, indicators and igniter plug. The electrical system enables automatic starting by means of aircraft battery.

**DESIGN DEVELOPMENT.** The GTD-350 has been designed by Mr. Isotov design bureau in Soviet Union. The production has been started in PZL-Rzeszów — factory in 1966. The engine is now in production only in Poland. The GTD-350 is a helicopter power plant used in the twin-engined Mi-2. PZL-Rzeszów — factory developed in 1974 new version GTD-350P which rated 450 hp-take-off. The engine in intended for tropical and arctical use.

### TECHNICAL DATA

Max. take-off	400 hp	Weight (dry)	135 kg
normal rating	320 hp	Specific fuel consumption	0,365 kg/hp.hr
Dimensions		Fuel — kerosene	TS-1
length	1350 mm	Oil synthetic	B3W
width	522 mm	T.B.O.	1000 hours
height	680 mm		J.S.



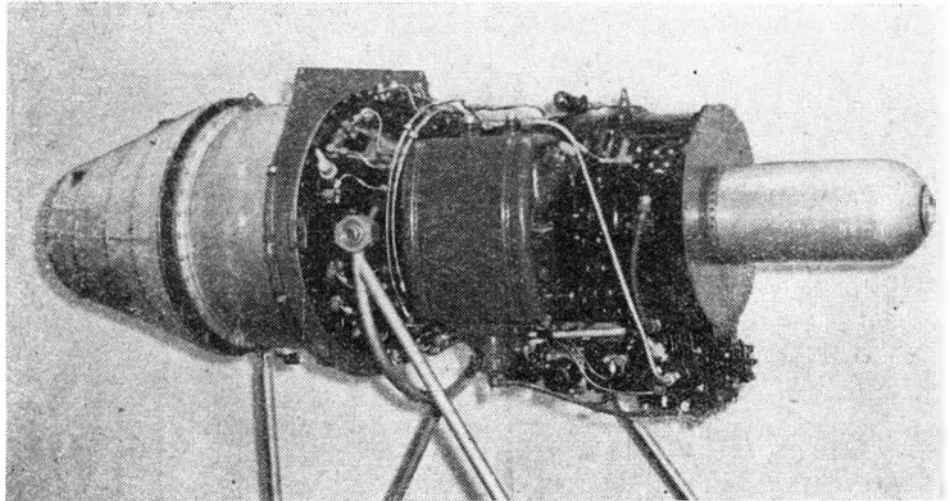


**Type:** turbojet, seven-stage axial compressor, annular combustion chamber, single stage turbine.

**Air intake:** Annular air intake is an aluminium alloy casing with, three radial hollow struts. The inner hub houses the ball bearing. An electric starter-generator is mounted to the hub. The accessory gear box is attached at bottom of the air intake by means of bolts. Stainless inlet guide vanes form on integral part of the air intake.

**Compressor** consists of rotor and casing. The compressor rotor is a bolted assembly consisting of discs, blades, spacers, and stub shafts. The rotor is of disc-type supported in ball bearing at front and roller-bearing at rear. The discs and blades are made of low-alloy-forgines steel. The blades are fixed to the rotor discs by dovetail roots. Behind the 4th stage, there are holes supplying air for front bearing labyrinth seal pressurizing. In the rear stub shaft there are holes for supplying cooling air to the turbine disc. The air is conducted inside the turbine shaft. The rear stub shaft contains a female spline through which power is delivered from turbine shaft. The compressor casing is aluminium alloy cast split along horizontal centre line. The casing halves are bolted together. The compressor casing carries the structural load between air intake and centre casing. The compressor vanes are machined of low-alloy-steel forgines. The vanes attached by circumferential dovetails roots. The compressor casing is provided with mounting lugs for fuel system accesories and an oil tank.

**Combustion section** consists of a centre casing, combustion liner and outer casing. The centre casing serves as main supporting structure, connected with compressor casing and combustion casing. The aft end of the compressor rotor and forward and of the turbine rotor are both supported by the roller bearing. The centre casting fabricated in the form of an outer conical shel connected to the inner part of the casing by six radial struts. Between the shell and the inner casing there is the compressor diffuser. To the outer shell there are welded main engine mounting trunions. The centre casing is made of stainless steel. The annular combustion liner is made of chromium-nickel alloy. It has 24 vaporizers supplied by 12



duplex injectors, 8 starting injectors and 2 high-energy igniters. The combustion liner is supported at front by centre casing. There are two valves used to drain fuel.

**Turbine** is of reaction type. The turbine section consists of a stator and rotor assemblies. The stator assembly consists of vanes slidably mounted in carrier rings slots. The turbine vanes are untwisted and of constant aerofoil. The vanes are cast of cobalt alloy. The turbine rotor assembly consist of a disk, blades and a shaft. The turbine disc is attached to the shaft by means of a Hirth coupling which is clamped with a bolt screwed into the shaft. The rotor shaft is coupled to compressor rotor by means of triangular spline on one end, on second end is supported in the turbine roller bearing. The turbine rotor blades are machined of high-nickel forgings. The blades are attached to the turbine disk by means of fir-tree roots.

**Jet pipe:** is non adjustable type. It consists of an outer shell a centre cone supported by means of three radial struts. The temperature of exhaust gases is measured by means of four thermocouples. On the flange connecting the combustion chamber outer casing to the jet pipe there are engine mounting aft fittings.

**Accessory gear box:** is provides the drive for engine and aircraft accessories. The power is transmitted by of bevel gears and then by spur

gears. The accessory gear box houses oil filters and valves. The box wheel case is made of magnesium alloy.

**Fuel system:** provide correct operation of engine up to a height of 12000 m. It consist of a fuel pump, control unit, the acceleration unit, solenoid valves and fuel injectors.

**Oil system:** is of mixed-type. The compressor ball bearings, and gears in the accessory gear box have closed lubrication system while the compressor and turbine roller bearings are lubricated by means of metering pumps with total oil loss. These bearings are air cooled. The oil system enables unlimited time of inverted flight engine operation.

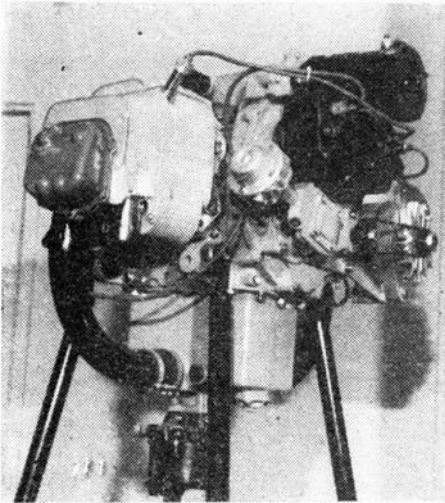
**Electrical system:** consists of a starter generator indicators, and igniter plugs. The electrical system enables automatic starting by means of aircraft battery.

**DESIGN DEVELOPMENT.** The design works of SO-1 engine started at Aeronautical Institute in Warsaw in 1958. The first flight tests began in 1964. The SO-3 engine has been designed from SO-1 engine at Aeronautical Institute in 1967. The production has been started at PZL-Rzeszów factory in 1971. The engine is now under production for TS-11 Iskra jet trainer. The engine is intended for tropical and arctical use, and enables aerobatics within full range. Modified version, SO-3B, tested in 1975.

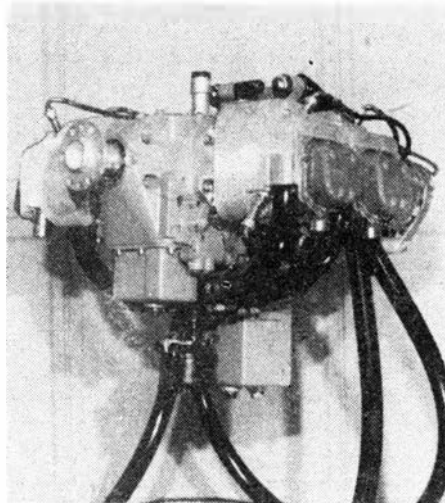
### TECHNICAL DATA

Thrust:		Weight, dry	303 kg
take-off	1000 kG	Specific fuel consumption	1.045 kG/kGh
normal rating	888 kG	Fuel kerosene	P-2 or TS-1
Dimensions:		Oil synthetic	AW-30
length overall	2151 mm	viscosity	3.3 Cs (at 100°C)
width	707 mm	T.B.O.	400 hours
height	764 mm		J.S.

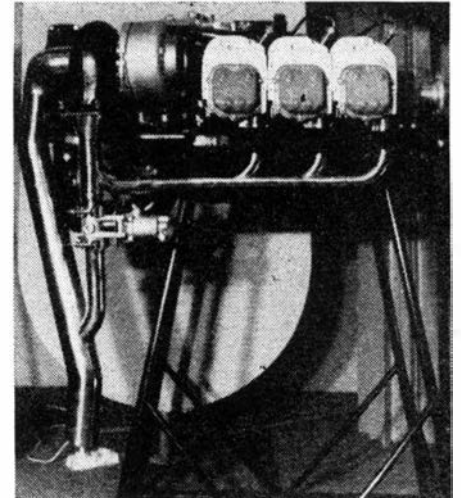
# PZL-Franklin



PZL-Franklin 2A-120



PZL-Franklin 4A-235 B3



PZL-Franklin 6A-350 C

**Type:** Family of PZL-Franklin piston engines consists of two, four and six cylinder, horizontally opposed, air cooled, direct drive 4-cycle, engines.

**Crankcase** is an aluminium alloy casting divided vertically. The casing halves are bolted together by means of tiebolts in plane of main bearings. The casing is provided with mounting lugs for accessories. The oil sump is a magnesium alloy casting bolted at the bottom of crankcase.

**Cylinder** and its head is a single aluminium alloy casting with pressed an iron liner. The inlet and outlet valve seats are made of stellite. Cylinder is bolted to the crankcase by means of eight short bolts.

**Piston** is an aluminium-silicon alloy casting. It has two compressions rings and single oil ring. The piston is tin plated.

**Crankshaft** is a die forging. It has an integral counter-balanced weight only for two and six cylinder engines. Propeller flange is an integral part of crankshaft. Crankshafts for two, four and six cylinders engines are provided with two, three and four main bearings respectively. First bearing is an axial type. Six cylinder engine is provided with viscous vibration damper. Connecting-rod is a die high-alloy forging.

**Camshaft** is a iron casting mounted beneath the crankshaft. The push-rods are provided with hydraulic tappet. There is single inlet and single

exhaust valve per cylinder. The outlet valve is sodium cooled.

**Oil system** is of a wet sump type. Oil cooler is the airframe item.

**Fuel system** is provided with single Marvel-Schebber updraft carburettor with manual adjustable mixture control. Ignition system is doubled: two spark plugs cylinder and two magnetos. Starter of automotive type is fitted to the rear end of engine. Fuel grade 100/130.

**DESIGN DEVELOPMENT.** The engines are manufactured under Franklin Engine C., INC licence in PZL Rzeszów — factory. The first models 2A-120, 4A-235B, 6A-350C, 6AS-3500 will enter the production in 1977.

## TECHNICAL DATA

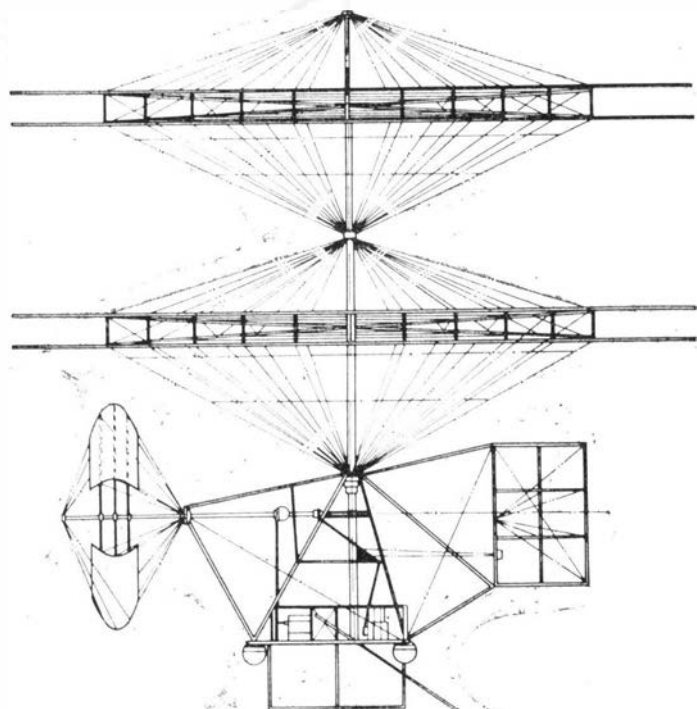
Model	Length [mm]	Width [mm]	Height [mm]	Weight [kg]	Max take-off rating at rpm [hP]	Capacity [Ce]
2A-120	581	795	515	75.8	60 at 3200	1916
4A-235B	774	795	637	117,6	125 at 2800	3850
6A-350C	952	795	641	167	2204 at 2800	5735
6AS-350A	1097	867	983	189	250 at 2800	5735 super charger

## Ponad 70 lat polskich śmigłowców

Jeden z XIX-wiecznych pionierów teorii lotu, twórca teorii śmigła, uczonej światowej sławy — prof. **Stefan Drzewiecki** — w 1892 r. opublikował swe pierwsze prace o obliczaniu elementów śmigła i o zasadach działania śmigła. Choć sam na polu konstrukcji lotniczych zajął się budową samostatecznego samolotu, jednak swymi pracami z teorii śmigła dołożył cegiełkę do teorii śmigłowca. Dziś podstawy teoretyczne wirników nośnych śmigłowców wywodzone są z teorii Froude'a — Drzewieckiego.

Pierwszym Polakiem, który przystąpił do projektowania i budowy śmigłowca, był inż. **Józef Lipkowski**, główny dyrektor zakładów metalurgicznych i mechanicznych w Rosji. Zaprojektował on w 1903 r. całą rodzinę śmigłowców o 2, 4, 8 i 12 wirnikach nośnych. W listopadzie 1904 r. w Zakładach Putiłowskich w Petersburgu wykonał doświadczalny wirnik naturalnej wielkości, o średnicy 16 m i powierzchni łopat 200 m<sup>2</sup>. Próby nie wykazały jednak zadowalającej siły nośnej wirnika. Wadą wirnika było to, że łopaty były dużymi segmentami linii śrubowej i nie miały profilu lotniczego. Śmigłowiec miał mieć dwa współosiowe wirniki, śmigło ciągnące i ster kierunku. Załoga jego miała być dwuosobowa. Masa własna śmigłowca miała wynosić 2700 kg, a całkowita 3000 kg.

Drugim, który podjął budowę śmigłowca w Polsce, był pionier naszego szybownictwa — **Czesław Tański**, znany z prób swej lotni w 1896 r. Tański swój śmigłowiec, nazywany śrubowcem, zbudował w latach 1907—1908 w Warszawie. Był to miniaturowy śmigłowiec o dwóch wirnikach przeciwbieżnych o średnicy 8,5 m. Początkowo przewidziane było mocowanie śmigłowca za pomocą uprzęży do pilota. W wyniku prób ręczny napęd korbowy zastąpiono



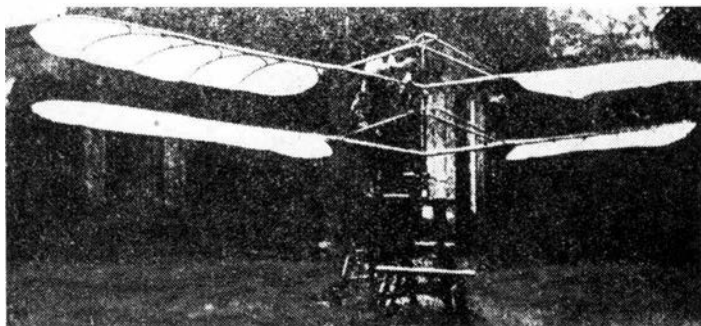
**LIPKOWSKI (1905)**

Rys. 1. Śmigłowiec Lipkowskiego z 1905 r. Lipkowski's helicopter (1905)

## Over 70 years of Polish helicopters

One of the pioneers of flight theory in 19th century, the father of the propeller theory, was a world-wide known scientist professor **Stefan Drzewiecki**, who in 1892 published his first works concerning the calculations of propeller blade element and propeller operating principles. Though personally engaged in the construction of an automatically stabilized airplane, he contributed by his theoretical works to the theory of helicopter. Today, theoretical bases of lifting rotors of helicopters are derived from the Froude-Drzewiecki theory.

The first Pole who started to design and construct a helicopter was engineer **Józef Lipkowski**, the chief director of metallurgical and mechanical plants in Russia. He designed a family of helicopters with two, four, eight and twelve rotors. In November 1904, at the Putylov's Plant in St. Petersburg, he built an experimental full-size rotor of 16 m diameter and 200 m<sup>2</sup> blade area. However the trials showed unsatisfactory lifting force of the rotor: the blades were large segments of a screw-line and had no wing profile. The helicopter was to have two coaxial rotors, a tractor propeller and a rudder. Its empty weight was to be 2700 kg, the all-up weight — 3000 kg. It was planned to have a crew of two.

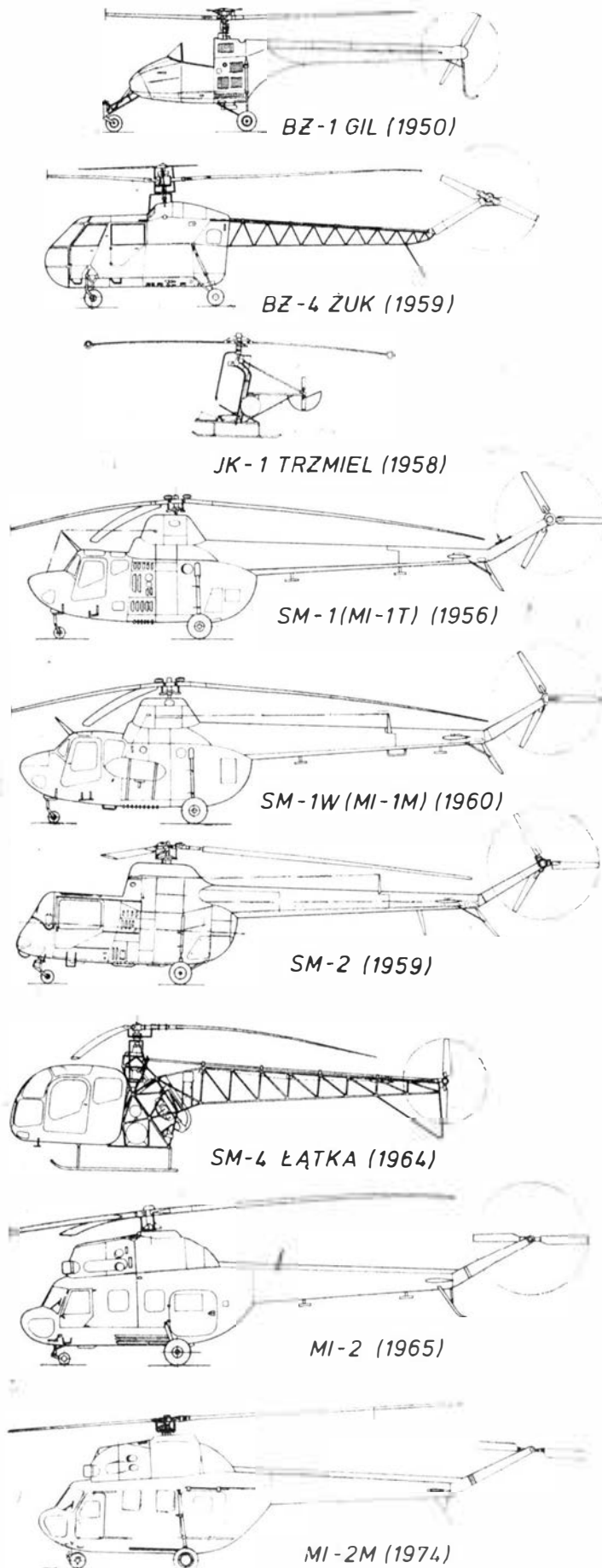


Rys. 2. Śmigłowiec Tańskiego z 1908 r. Tański's helicopter (1908)

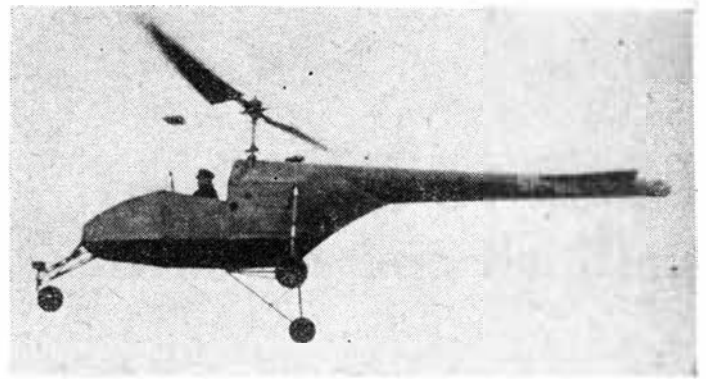
The second was **Czesław Tański**, the Polish gliding pioneer known for his attempts to fly his hang glider in 1896, who began to construct a helicopter in Poland. He constructed his helicopter in Warsaw (1907—1908). It was a small helicopter with two contrarotating rotors of 8.5 m diameter. At first, the helicopter was to be attached to the pilot with a harness. As a result of tests, the manual drive was exchanged for a 2.5 hp piston engine and the helicopter was mounted on a tripod. However, this machine was not successful due to too low lift of the rotor resulting from low rpm. This helicopter was kept in the Museum of Industry and Aviation in Warszawa and was destroyed there during World War Two.

Another attempt to build a helicopter was made by **Adam Ostoja-Ostaszewski** who built his **Ślibor-2** in 1908. Also this machine was not successful. The rotor diameter was about 12 m. At first the designer planned to use the power of pilot's arms and legs to propel the craft, then he was thinking to use a piston engine.

In the interwar period, Poland did not conduct any works on helicopters. However aeronautical enthusiasts became interested in autogiros. In 1934 an **Avro Cierva C-30A** was purchased in England to the army's order and got civil registration marks SP-ANN. In September 1935,



Rys. 3. Śmigłowce polskie i budowane w Polsce. Polish designed and Polish-built helicopters



Rys. 4. Śmigłowiec BZ-1 GIL (1951 r.). BZ-1 GIL helicopter (1951)

it was demonstrated by lieutenant colonel pilot Bolesław Stachoń over the Mokotów airfield in Warsaw on the occasion of the opening of Gordon Bennett Balloon Race. The autogiro was then used to investigate the possibility of using autogiros for artillery purposes.

During World War Two, engineer **Stefan Waciórski** designed a helicopter secretly. He was assistant to engineer Antoni Kocjan, a prewar glider designer (Komar and Orlik gliders) and during the German occupation an organizer of a group who broke the mystery of the German V-2 ballistic rocket. The work was stopped when the designer lost his life in fascist jail during the Warsaw insurrection.

The first successful Polish helicopter was designed in the years 1947—1949 at the Chief Institute of Aeronautics in Warsaw under the leadership of engineer Bronisław Żurkowski in cooperation with professor dr Zbigniew Brzoska and engineer Tadeusz Chyliński. The prototype was built at the Institute's workshops. It was designated **BZ-1 GIL** and its registration marks were SP-GIL. On April 4, 1950, the helicopter made its first flight, piloted by its designer Bronisław Żurkowski, who had never had flown a helicopter before even as a passenger. The name of Żurkowski is also known in the aviation world for his brother Janusz, a pilot and engineer, fighter pilot during World War Two, a test pilot and inventor of a new aerobatic maneuver named zurabatic cartwheel. The prototype GIL — was demonstrated publicly at an air show at Okęcie airfield, Warsaw, on July 22, 1952. It was the first flight demonstration of a helicopter in Poland. In 1953, the designer was granted a State Award of 2nd degree. Between 1950—1953 and 1956—1957 the helicopter underwent flight tests. It was an experimental design which could be used as a basis for the development of other versions. Due to additional blades controlling the main rotor the helicopter was stable and was capable of making short hoverings with the control stick free. Presently, the GIL is in the Museum of Aeronautics and Astronautics in Cracow.

In early mid fifties, engineer Bronisław Żurkowski developed preliminary designs of GIL-2 and GIL-3 respectively. The first a single main rotor and tail rotor design, powered by a 700 hp engine, was to be or de-



Rys. 5. Śmigłowiec BZ-4 Żuk (1958 r.). BZ-4 Żuk helicopter (1958)

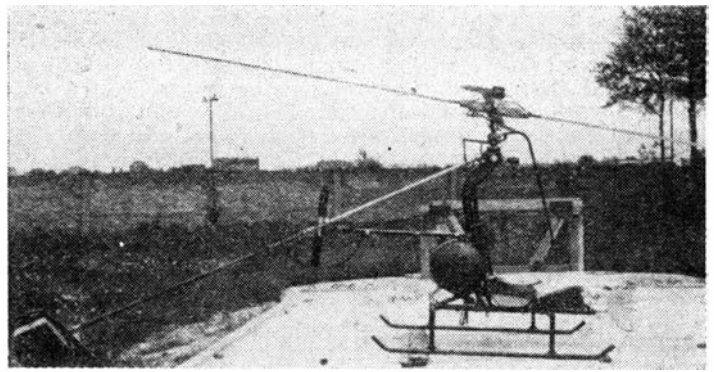
2,5-konnym silnikiem spalinowym oraz umocowano śmigłowca na trójnogu. Zbyt mała siła nośna wirnika, wynikająca z małej liczby jego obrotów na minutę — nie dawała wystarczającej do lotu siły nośnej. Śmigłowiec ten był przechowywany w Muzeum Przemysłu i Lotnictwa w Warszawie i tam uległ zniszczeniu podczas II wojny światowej.

Następną próbę zbudowania u nas śmigłowca podjął **Adam Ostoja-Ostaszewski**, który w 1908 r. zbudował śmigłowco-skrzydłowiec **Stibor 2** o wirowo-wiosłowym ruchu łopat. Konstrukcja łopat była zbyt wiotka i maszyna nie nadawała się do wykonywania lotów. Początkowo jako napęd przewidywał konstruktor siłę rąk i nóg pilota, później rozważał zastosowanie silnika spalinowego. Średnica wirnika była rzędu 12 m.

W okresie międzywojennym prac nad śmigłowcami w Polsce nie prowadzono. Zainteresowano się natomiast wiatrakowcami. W 1934 r. na zamówienie wojska zakupiono w Anglii wiatrakowiec **Avro Cierva C-30A**, który otrzymał znaki cywilne SP-ANN. We wrześniu 1935 r. był on przez ppłk. pil. Bolesława Stachonia zademonstrowany na lotnisku mokotowskim w Warszawie z okazji otwarcia zawodów balonowych Gordon-Bennetta — biorąc udział w „ślimaczym wyciegu” z samolotem RWD-9. Później wiatrakowiec ten posłużył do zbadania możliwości wykorzystania wiatrakowców do współpracy z artylerią.

Podczas II wojny światowej, w konspiracji, inż. **Stefan Waciórski** — zastępca inż. Antoniego Kocjana, przed wojną konstruktora szybowców (m.in. Komara i Orlika) a podczas okupacji organizatora rozszyfrowania tajemnicy niemieckiej rakiety balistycznej V-2 — wykonał projekt śmigłowca. Dalsze prace w tym kierunku przerwała śmierć konstruktora — w Powstaniu Warszawskim.

Pierwszy latający polski śmigłowiec został zaprojektowany w latach 1947÷1949 w Głównym Instytucie Lotnictwa w Warszawie pod kierunkiem inż. Bronisława Żurakowskiego, ze współudziałem prof. dr Zbigniewa Brzoski i inż. Tadeusza Chylińskiego. Konstruktorzy nie mając dostępu do wyników doświadczeń zagranicznych wytwórni śmigłowców wszystkie problemy teoretyczne musieli rozwiązać samodzielnie. Prototyp został zbudowany w warsztatach Instytutu. Śmigłowiec otrzymał oznaczenie **BŻ-1 GIL** (skrót nazwy instytutu) i znaki rejestracyjne SP-GIL. W dniu 4 kwietnia 1950 r. śmigłowiec odbył swój pierwszy lot pilotowany przez głównego konstruktora inż. B. Żurakowskiego, który nigdy nie latał śmigłowcem nawet jako



Rys. 6. Śmigłowiec odrzutowy JK-1 Trzmiel. JK-1 Trzmiel jet helicopter

velopment version of the BŻ-1 GIL concept; the other, the GIL-3, a twin-engined tandem rotor helicopter was to be powered by a piston engine of 840 hp. Both versions were designed for transport roles. However the only one accomplished was the design of the BŻ-4 Żuk.

The **BŻ-4 Żuk** was designed by a team headed by engineer Bronisław Żurakowski, at the Aeronautical Institute, between 1953 and 1956. The helicopter was provided with a three-blade rotor unlike to the two-blade rotor used in GIL. The Żuk was a four-seat multi-purpose craft powered by a 320 hp WN-4 engine. It was ground tested in the years 1956—1959. The first flight was made by engineer Ryszard Witkowski on February 10, 1959. Works on this helicopter were ceased in view of starting the licence production of SM-1 helicopters. The second prototype of Żuk is in the Museum of Aeronautics and Astronautics in Cracow.

In the years 1955—1957, a group under Dipl. Ing. Jerzy Kotliński belonging to engineer Żurakowski's team developed a single-seat jet helicopter designed **JK-1 Trzmiel**. Between 1957 and 1959 it was undergoing ground tests during which the first prototype was destroyed. As mentioned before the other prototype is in the Museum in Cracow.

#### ŚMIGŁOWCE POLSKIEJ KONSTRUKCJI I PRODUKOWANE Z LICENCJI. POLISH-DESIGNED AND LICENSE-BUILT HELICOPTERS

Nazwa Name	Pierwszy lot 1st flight	Liczba osób Crew and passengers	Silnik Engine type	Moc Power [KM] (KW)	Wymiary Dimensions [m]			Masy Masse [kg]			Prędkości Speeds [km/h]		Wznoszenie Climb [m/s]	Pułap Ceiling [m]	Zasięg Range [km]
					średnica wirnika rotor diameter	długość brzośki length	wysokość height	własna empty	użyteczna useful	całkowita all up	maks. max.	przelotowa cruising			
BŻ-1 GIL	1950	2	HM-504	100 (74)	8,8	8,0	3,0	510	100	610	140	120	4,5	2000	100
BŻ-4 Żuk	1950	4	WN-4	300 (222)	12,0	10,5	2,8	1050	450	1500	150	125	4,0	3000	200
SM-1	1956	4	LIT-3	575 (424)	14,3	12,0	3,3	1790	610	2400	170	130	5	3000	380
SM-1Wb	1963	4	LIT-3	575 (424)	14,5	12,0	3,3	1865	605	2470	170	130	5	3000	385
SM-2	1959	5	LIT-3	575 (424)	14,3	12,0	3,3	1925	625	2550	170	130	4,5	3500	300
SM-4 Łątka	(1962)	3	WN-6S	180 (133)	10,0	9,3	2,7	640	330	970	135	115	4,5	3300	300
Mi-2	1965	8	GTD 350	400 (295)	14,5	11,9	3,7	2350	1100	3460	210	190	5,5	4000	230
Mi-2M	1974	10	GTD 350P	450 (332)	14,5	11,9	3,9	2500	1200	3700	210	190	7,0	4000	350

pasażer. Nazwisko Żurakowski znane jest na świecie również z powodu brata konstruktora, pil. inż. Janusza Żurakowskiego, pilota myśliwskiego podczas II wojny światowej, pilota doświadczalnego i twórcy nowej figury akrobacyjnej nazwanej kołem żurabiecznym.

Prototyp GIL-a został publicznie zademonstrowany na pokazach lotniczych na Okęciu w Warszawie w dniu 22 lipca 1952 r. Był to pierwszy pokaz lotu śmigłowca w Polsce. W 1953 r. konstruktor otrzymał za swą pracę Nagrodę Państwową II stopnia. W latach 1950÷1953 oraz 1956÷1957

In 1955, Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego — Świdnik started production of four-seat helicopters, designated Mi-1, from a Soviet licence in the Soviet Union. The Mi-1 prototype was tested in flight in 1948, production started in 1950, and the helicopters went into service in 1951. In Poland the helicopter was designated **SM-1**. The first SM-1 helicopter assembled from imported components at Świdnik was test flown in mid 1956. In August the same year it was demonstrated during the Aviation Day at the Warsaw — Okęcie airfield. The first units of Polish pro-

śmigłowiec przechodził próby w locie. Była ta konstrukcja doświadczalna, mogąca służyć za podstawę do opracowania dalszej wersji rozwojowej. Dzięki zastosowaniu dodatkowych łopat sterujących wirnikiem nośnym śmigłowiec był ustawczony i wykonywał krótkie zawisy z puszczoneym drążkiem sterowym. Śmigłowiec GIL znajduje się obecnie w Muzeum Lotnictwa i Astronautyki w Krakowie.

W pierwszej połowie lat pięćdziesiątych inż. B. Żurkowski opracował projekty wstępne śmigłowców GIL-2 i GIL-3. Pierwszy z nich — jednowirnikowy ze śmigłem ogonowym, napędzany silnikiem 700 KM — miał być rozwinięciem koncepcji BZ-1 GIL. Drugi, GIL-3 — dwusilnikowy w układzie tandem — miał być napędzany silnikiem tłokowym o mocy 840 KM. Śmigłowce te miały służyć do celów transportowych. Zrealizowany został dopiero następny projekt BZ-4 Żuk.

Śmigłowiec **BZ-4 Żuk** został zaprojektowany w Instytucie Lotnictwa przez zespół inż. B. Żurakowskiego w latach 1953÷1956. Śmigłowiec otrzymał wirnik trójłopatowy, a nie dwułopatowy jak GIL. Żuk był czteromiejscowym śmigłowcem wielozadaniowym napędzanym silnikiem WN-4 o mocy 320 KM. W latach 1956÷1959 prowadzone były próby naziemne śmigłowca, a 10 lutego 1959 r. inż. Ryszard Witkowski wykonał na nim pierwszy lot. Wobec rozpoczęcia w tym czasie produkcji licencyjnej śmigłowców SM-1 prowadzenie dalszych prac nad Żukiem uznano za niecelowe. Drugi prototyp Żuka znajduje się w Muzeum Lotnictwa i Astronautyki w Krakowie.

W latach 1955÷1957 w zespole inż. B. Żurakowskiego grupa pod kierunkiem mgr. inż. Jerzego Kotlińskiego pracowała nad jednomiejscowym śmigłowcem odrzutowym, tj. z silnikami strumieniowymi na końcach łopat, oznaczony **JK-1 Trzmiel**. W latach 1957÷1959 przechodził on próby naziemne, podczas których pierwszy prototyp uległ zniszczeniu. Lotów na nim nie wykonano. Drugi prototyp znajduje się w zbiorach Muzeum Lotnictwa i Astronautyki.

W 1955 r. Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego — Swidnik podjęła produkcję 4-miejscowych śmigłowców Mi-1 z licencji radzieckiej. W ZSRR prototyp Mi-1 był oblatany w 1948 r., produkcję tego typu śmigłowców rozpoczęto w 1950 r., a do użytku weszły one w 1951 r. Śmigłowiec oznaczono u nas **SM-1**. Litera SM była skrótem od słowa śmigłowiec. Pierwszy śmigłowiec SM-1 zmontowany w wytwórni z importowanych zespołów został oblatany w połowie 1956 r. W sierpniu tegoż roku był on zademonstrowany podczas Święta Lotnictwa na Okęciu w Warszawie. W 1957 r. oblatano pierwsze egzemplarze polskiej produkcji. Pierwszą wersją produkcyjną był Mi-1T oznaczony u nas **SM-1/300**, gdzie liczba 300 wskazywała, iż okres międzyremontowy łopat wynosił 300 h. 5.9.1957 r. inż. Ryszard Witkowski ustanowił na SM-1 pierwszy polski rekord śmigłowcowy a zarazem rekord międzynarodowy, wznosząc się w 462 s na 3000 m uzyskując wznoszenie 6,5 m/s. W dniu 7.9.1957 r. Stanisław Gajewski pobił te rekordy wznosząc się w 432 s na 3000 m uzyskując wznoszenie 6,94 m/s. Początkowo śmigłowce produkowano w jednej wersji pasażersko-łącznikowej. Silnik i przekładnię do śmigłowca wykonywała WSK-Rzeszów. W 1957 r. wytwórnia przystąpiła, w oparciu o dokumentację licencyjną Mi-1A, do przygo-



Rys. 7. Pierwszy produkowany seryjnie w Polsce śmigłowiec — SM-1 (1956 r.). SM-1 (Mi-1) — first helicopter in mass production in Poland (1956). Fot. W. Garbarczyk



Rys. 8. Śmigłowiec „wielozadaniowy” SM-1W. SM-1W multi-purpose helicopter (1960)

duction were flight tested in 1957. The first production version was the Mi-1T designated in Poland **SM-1/300**; the last figure indicated that TBO of the blades was 300 hours. On September 5, 1957, engineer Ryszard Witkowski established the first Polish helicopter record and at the same time an international record by climbing his SM-1 to a height of 3000 m in 462 seconds (rate of climb 6,5 m/s). On September 7, 1957, both record were broken by Stanisław Gajewski who climbed to a height of 3000 m in 432 seconds (rate of climb 6,94 m/s). Initially, the helicopter was built in one passenger-liaison version. The engine and gears for the helicopter were made by WSK-Rzeszów factory. In 1957, the factory started, basing on the licence documentation of Mi-1A, to prepare production of an improved version, the SM-1,600 of 600-hour TBO of the blades. This development version had blades of mixed construction identical to those in SM-1/300 but with a spar made of a tube of variable area. At the same time, the equipment and control system of the helicopter were partially changed. The Factory Prototype Design Office developed a pilot training version (SM-1SZ) provided



Rys. 9. Wersja doświadczalna SM-1 ze skrzydłami. Winged SM-1 helicopter

with dual controls. Then the air ambulance version (SM-1S) was developed. In this version, invalids were carried in pods attached on either side of the fuselage. The helicopter was also built in an agricultural version (SM-1Z) and as a flying crane version equipped with a hydraulic hoist capable of lifting 120 kg.

Between 1957 and 1959 Dipl. Ing. Jerzy Tyrcha from the Design Office at WSK-Swidnik developed another version of the SM-1, designated SM-2, with larger 5-seat cabin. Compared with SM-1S, the ambulance version had accommodation for one stretcher in the cabin. In the years 1960—1961 a lot of SM-2 helicopters was built for domestic market.

In 1960, the factory started to prepare production of the Mi-1M version, designated in Poland the **SM-1W**. This version featured increased internal dimensions (width and height) of the cabin, the construction employed several electron castings, landing gear wheels were equipped with pneumatic brakes and helicopter was additionally equipped with a gyro induction compass. The SM-1Ws went into

towania produkcji ulepszonej odmiany, **SM-1/600**, o 600-godzinny okresie międzyremontowy łopat. Odmiana ta otrzymała łopaty o konstrukcji mieszanej, jak **SM-1/300**, lecz z dźwigarem z rury o zmiennym przekroju, zamiast łączonego z rur o różnych średnicach. Równocześnie częściowej zmianie uległo wyposażenie oraz układ sterowania śmigłowca. Zakładowe Prototypowe Biuro Konstrukcyjne opracowało pod kierunkiem mgr inż. Jerzego Olejnika wersję szkolną **SM-1SZ** o zdwojonej sterownicy. Następnie opracowano wersję sanitarną **SM-1S**. W wersji tej chorzy byli umieszczani w gondolach przyczepianych po obu stronach kadłuba. Gondole te miały łączność z kabiną poprzez krótkie tunele. Wykonano również wersję rolniczą oznaczoną **SM-1Z** oraz wersję dźwigową **SM-1D** przez zamontowanie dźwigu hydraulicznego unoszącego 120 kg.

W latach 1957–1959 Biuro Konstrukcyjne WSK-Świdnik opracowało pod kierunkiem mgr inż. Jerzego Tyrchy odmianę **SM-1** o obszerniejszej, 5-miejscowej kabynie. W wersji sanitarnej śmigłowiec ten mieścił nosze z chorym w kabynie, co poprawiało warunki przewozu chorego w porównaniu z **SM-1S**. W dniu 18.11.1959 r. oblatano prototyp **SM-2**. W latach 1960–1961 została wyprodukowana seria tych śmigłowców na potrzeby krajowe.

W 1960 r. wytwórnia przystąpiła do przygotowania produkcji odmiany **Mi-1M** oznaczonej u nas **SM-1W**. Odmiana ta miała powiększone wymiary wewnętrzne (szerokość i wysokość) kabiny, w konstrukcji wprowadzono wiele odlewów elektronowych, koła podwozia otrzymały hamulce pneumatyczne, śmigłowiec dodatkowo wyposażono w busolę żyroindukcyjną. W 1961 r. śmigłowce **SM-1W** weszły do użycia. Śmigłowiec ten był produkowany w wersjach: pasażersko-łącznikowej, szkolnej, sanitarnej i opracowanej w wytwórni wersji rolniczej — opryskującej i opylającej. W 1962 zakład rozpoczął pracę nad wprowadzeniem do produkcji metalowych łopat wirnika nośnego. Miały one ulownicowy wypełniacz aluminiowy. W 1963 r. wyprodukowano pierwsze egzemplarze **SM-1Wb** z metalowymi łopatami i hydraulicznymi wzmacniaczami w układzie sterowania. Litera **b** w oznaczeniu śmigłowca była skrótowo od buster, czyli wzmacniacz. Okres międzyremontowy tych łopat wynosił 800 h. W 1965 r. WSK-Świdnik zakończyła produkcję śmigłowca **SM-1**, po 10-letnim okresie jego produkcji.

Śmigłowiec **SM-1**, zbudowany w dużej serii, był eksportowany do ZSRR, krajów demokracji ludowej, Austrii, Afganistanu, Brazylii, Egiptu, Finlandii i Indonezji.

W 1971 r. w celach doświadczalnych w Instytucie Lotnictwa została wypróbowana wersja **SM-1** ze skrzydłami.

W 1961 r. Biuro Konstrukcyjne WSK-Świdnik rozpoczęło pod kierunkiem mgr inż. Jerzego Kotlińskiego projektowanie lekkiego 3-miejscowego śmigłowca tłokowego **SM-4 Łątka**. Prototypy śmigłowca zostały zbudowane w 1964 r. i w tymże roku rozpoczęto próby naziemne. Prototyp nie został oblatany z powodu wysokiego poziomu drgań oraz niedopuszczenia prototypowego silnika **WN-6S** do użytkowania w locie.

W latach sześćdziesiątych w WSK-Świdnik powstało kilka projektów wstępnych lekkich śmigłowców z napędem tłokowym, a następnie turbinowym, które nie weszły do realizacji.

W 1963 r. wzięto z ZSRR licencję na śmigłowiec turbinowy **Mi-2**. WSK-Świdnik przejęła dokumentację prototypową śmigłowca, przystępując do przygotowania jego produkcji. Śmigłowiec początkowo oznaczono **SM-3**, lecz później zrezygnowano z tego oznaczenia. W 1965 r. została rozpoczęta produkcja **Mi-2**, która jest kontynuowana do tej pory. W wytwórni zostały opracowane następujące wersje tego śmigłowca:

- pasażersko-towarowa,
- pasażerska,
- sanitarna,
- rolnicza opylająca i opryskująca,
- towarowo-dźwigowa,
- szkolna,
- fotogrametryczna,
- telewizyjna (transmisyjna),
- dźwigowa,
- ratownicza,
- termowizyjna oraz inne.

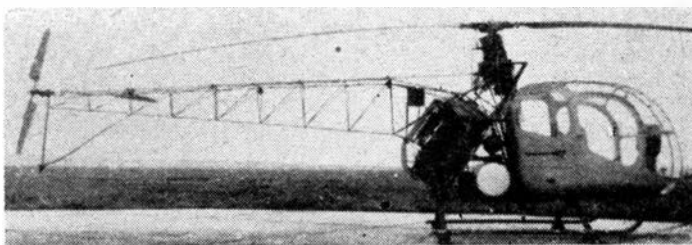
W 1975 r. został oblatany prototyp zmodyfikowanej 10-miejscowej odmiany oznaczonej **Mi-2M**, napędzanej silnikiem o nieco większej mocy.

Obecnie wytwórnia pracuje nad następcą **Mi-2**, oznaczonym **W-3**. W ub.r. została wykonana jego makieta.



Rys. 10. Śmigłowiec **SM-2**. **SM-2** helicopter. Fot. A. Kardymowicz

service in 1961. The helicopter was built in the following versions: passenger-liaison, pilot training, ambulance, and also agricultural for crop dusting and spraying the latter being developed by the factory. In 1962, the factory started works on introducing metal blades of the main rotor. They had honeycomb aluminium filling. The first **SM-1Wb** helicopters with metal blades and hydraulic booster in the control system were built in 1963. Letter „B” in the helicopter designation was an abbreviation of booster. The



Rys. 11. Prototyp śmigłowca **SM-4 Łątka**. Prototype of **SM-4 Łątka** helicopter

blade **TBO** was 800 hours. In 1965, WSK-Świdnik ceased production of the **SM-1** helicopter.

The **SM-1**, produced on a large scale, was being exported to the Soviet Union, countries of People's Democracy, Austria, Afganistan, Brazil, Egypt, Finland and Indonesia.

In 1971, Aeronautical Institute in Warsaw put through tests a version of the **SM-1** with wings, for experimental purposes.

In 1961, Design Office at WSK-Świdnik headed by Dipl. Ing. Jerzy Kotliński began to design a light, three-place, piston-engined helicopter, designated **SM-4 Łątka**. Prototypes of this helicopter were built in 1964 and ground tests started the same year. However the prototype was never flight tested because of too high vibration level and the fact that **WN-6S** prototype engine had failed to obtain a certification.

In the sixties, WSK-Świdnik made a few preliminary designs of light helicopters, first with piston and then with turbine propulsion which were never accomplished.

In 1963, WSK-Świdnik took a licence for the production of **Mi-2** turbine — powered helicopter from the Soviet Union. Originally, the helicopter was designated **SM-3**, later this designation was abandoned. Production of the **Mi-2** started in 1965 and has been continued up till now. The factory developed the following versions:

- passenger/cargo transport,
- passenger transport,
- aerial ambulance,
- agricultural (crop dusting and spraying),
- cargo lift crane,
- primary trainer,
- photogrammetric,
- television (for transmission from the air),
- lift crane,
- search and rescue,
- thermovision and other.

In 1974, a prototype of a modified 10-place development version, designated **Mi-2M**, powered by an engine of slightly increased power, was tested in flight.

Currently, the factory works on a successor to the **Mi-2**, designated **W-3**. Its mockup was built last year.

## Polskie silniki lotnicze 1907-1977

Pierwszy silnik lotniczy polskiej konstrukcji zbudował inż. Henryk Brzeski w 1907 r. Był to silnik birotacyjny. Patenty i rysunki jego rozwiązań konstrukcyjnych nabyły wytwórnie Siemens i Gnome. Pierwszy silnik wypróbowany na samolocie zbudował inż. H. Brzeski w 1910 r. w Wiedniu. Był to 7-cylindrowy gwiazdowy silnik birotacyjny (wał obracał się w jednym kierunku, cylindry w przeciwnym) *Iskra* o mocy 70 KM, napędzający przeciwbieżne śmigła. Był on zastosowany na samolocie Aquila konstrukcji Brzeskiego i braci Schindlerów z Krakowa.

Zbudowane w następnych latach prototypy silników inż. E. Libańskiego, inż. Kozakiewicza, inż. T. Tańskiego i innych — nie zostały wypróbowane w locie.

Na II Wystawie Awiacyjnej na politechnice we Lwowie w 1913 r. została wystawiona pierwsza polska lotnicza turbina spalinowa Stanisława Nażkiewicza. Miała ona koło łopatek stale w celu chłodzenia wodą i 4 wirujące komory spalania.

Odzyskanie przez Polskę niepodległości w 1918 r., po zakończeniu I wojny światowej, i utworzenie polskiego lotnictwa wojskowego spowodowało, iż powstało zapotrzebowanie na większą liczbę silników lotniczych. Pozostawione przez wojska austriackie i niemieckie w naszym kraju kilkaset silników lotniczych kilkunastu typów — były bardzo zużyte. Wkrótce zakupiono niedużą liczbę silników austriackich i niemieckich oraz większą liczbę francuskich. Od 1919 r. rozpoczęto remontowanie silników lotniczych w Centralnych Warsztatach Lotniczych na lotnisku Mokotów w Warszawie.

Rozpoczęcie w 1921 r. produkcji samolotów Balilla i Ansaldo A-300 spowodowało zakupy silników Fiat we Włoszech, a uruchomienie w 1924 r. produkcji samolotów Hanriot, Spad S-61 i Potez-XV — zakupy silników Gnome i Lorraine-Dietrich we Francji. Rozwój produkcji samolotów doprowadził do uruchomienia w Polsce produkcji silników lotniczych. W przeciwieństwie do wielu krajów polski przemysł silników lotniczych nie rozwinął się z przemysłu motoryzacyjnego, lecz tworzony był wcześniej niż przemysł samochodowy.

Pierwszą polską wytwórnią silników lotniczych były Polskie Zakłady Skody. Rozpoczęły one w 1928 r. produkcję silników Lorraine-Dietrich o mocy 400 i 450 KM, budując ich ponad 500 sztuk do 1930 r. Były one stosowane w Polsce na samolotach Potez XV, XXV i XXVI, Spad-61, Breguet XIX i PWS-10. W latach 1929-1931 zakłady wy-

## Polish aircraft engines 1907-1977

The first Polish aircraft engine was constructed by engineer Henryk Brzeski in 1907. It was a birotating engine. The patent and design drawings were bought by Siemens and Gnome Companies. Eng. H. Brzeski built his first engine, which was tested on the airplane, in 1910 in Vienna. It was 7-cylinder, radial, birotating *Iskra* (spark) engine (the shaft was rotating in one direction and the cylinders in the opposite direction) rated at 70 HP, which powered two counter rotating propellers. This engine was adopted for the Aquila airplane constructed by H. Brzeski and Schindler brothers from Cracow.

The prototypes of engines, built in the next few years, by engineers: E. Libański, Kozakiewicz, T. Tański and the others, were never tested in flight conditions.

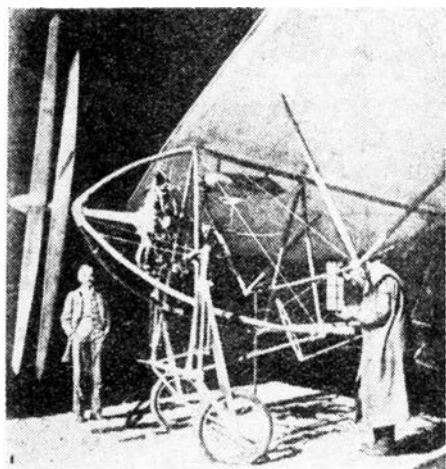
The first Polish turbine engine constructed by Stanisław Nażkiewicz, was presented at the Technical University in Lvov. This turbine had fixed water cooled disc and 4 spinning combustion-chambers.

The regain of independence of Poland in 1918, after the World War I, and establishment of the Polish Military Aviation, caused the rapid need for great number of aircraft engines. Few hundreds of engines left by the Austrian and the German armies were very worn out. But soon, small amount of Austrian and German, and greater number of French engines was purchased. The repair works of aircraft engines started in 1919 at the Central Aviation Workshop at Mokotów Airfield in Warsaw.

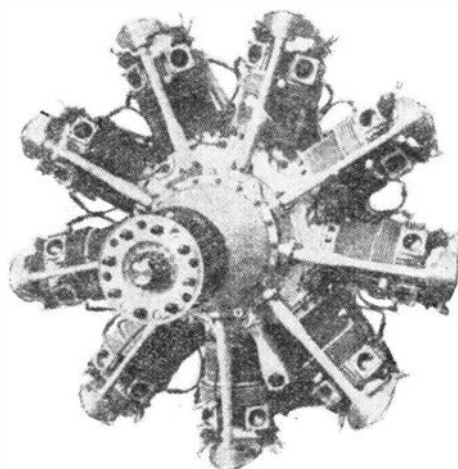
Entering into production of Balilla and Ansaldo A-300 airplanes in 1921, caused the purchase of Fiat engines in Italy. The start of production of the Hanriot, Spad S-61 and Potez XV airplanes, caused the purchase of Gnome and Lorraine-Dietrich engines in France.

The development of the aircraft production stimulated the beginning of aircraft engines production in Poland. In the contrary to many countries, the Polish aircraft engines industry was not developed on the basis of the motorcar industry, but it had been initiated earlier than the motorcar industry.

Polish Skoda Works, were the first Polish plant for aircraft engines. They started with production of the Lorraine-Dietrich engines rated at 400 HP and 450 HP, reaching the total number of more than 500 units produced by 1930. These engines were adopted in Poland for such airplanes as: Potez XV; XXV; XXVII; Spad 61, Breguet



Rys. 1. Silnik Iskra Brzeskiego (1910 r.).  
Brzeski's Iskra engine



Rys. 2. PZL-Bristol Mercury IV 500 KM  
(500 hp)



Rys. 3. Nowkuńskiego GR-760 280 KM do  
RWD-9. Nowkuński's GR-760 280 hp engine  
for RWD-9 aircraft



TURBINOWE SILNIKI LOTNICZE POLSKIEJ KONSTRUKCJI I LICENCYJNE. POLISH-DESIGNED AND LICENSE-BUILT TURBINE AERO ENGINES

Nazwa Name	Rok rozpoczęcia produkcji Production starting	Rodzaj Type	Ciąg startowy (Moc) TO — rating		Ciąg nominal- ny (Moc) Nominal rating	Ciąg przeloto- wy (Moc) Cruising rating	Jednostka zu- życia paliwa Spec. fuel cons.	Spreż Compression ratio	Masa Mass	Wymiary Dimensions l × d
			[kg] (kN) [KM] (kW)	[obr./min] [rpm]						
LIS-2 (WK-1A)	1954	JC	2700 (26,5)	11 560	2400 (23,5)	2160 (21,2)	1,06	4,5	896	2570 × 1274
LIS-5 (WK-1F)	1956	JC	2650 (25) 3380*(35)	11 560	2300 (22,5)	2080 (20,4)	1,12	4,5	990	4720 × 1274
SO 1/SO-3	1967	JA	1000 (9,8)	15 600	888 (8,7)	760 (7,4)	1,02	4,8	303	2151 × 707
GTD-350	1966	TA/C	400 (295)	45 000	320 (235)	275 (210)	0,30	6,0	135	1384 × 626

Objaśnienia/Abbreviations: A — osiowy/axial; C — odśrodkowy/centrifugal; J — turbodrzutowy/turbojet; T — turbowalowy/turboshaft; l — długość/length; d — średnica/  
/diameter; \* — with afterburner

konaly około 350 silników **Wright J5 Whirlwind** o mocy 220 KM — zastosowanych do samolotów Fokker F-VIib/3m, PZL Ł-2, BM-5d, Lublin R-X i R-XIII oraz PWS-14, -16 i -24. Następnie w latach 1935÷1939 około 300 silników Whirlwind wykonała wytwórnia Avia do samolotów PWS-16 bis, PWS-24 i R-XIII.

Polskie Zakłady Skody od 1932 r. produkowały silniki gwiazdowe **Bristol**. W latach 1932÷1933 zbudowano 250 silników **Jupiter VII F** o mocy 485 KM, użytych do samolotu myśliwskiego PZL P-7a. W latach 1933÷1936 zbudowano 300 silników **Mercury IV, V, i VI** do samolotów myśliwskich PZL P-11a i P-11c. W 1935 r. wyprodukowano 50 silników **Pegasus II** o mocy 580 KM, a w latach 1936÷1937 300 silników **Pegasus VIII** o mocy 670 KM do samolotów rozpoznawczo-bombardujących PZL P-23 Karaś.

W Polskich Zakładach Skody powstały również udane konstrukcje silników inż. Stanisława Nowkuńskiego: **G-594 Czarny Piotruś** o mocy 100 KM, **GR-760** o mocy 260/290 KM użyty na samolocie sportowym RWD-9, na którym kpt. Jerzy Bajan odniósł zwycięstwo w zawodach międzynarodowych Challenge 1934 oraz silniki **G-1620 A Mors I** o mocy 410 KM i **G-1620 B Mors II** o mocy 470 KM zbudowane w liczbie 150 sztuk, użyte na samolotach łącznikowo-wywiadowczych R-XIIIF i RWD-14 Czapla.

W 1935 r. Polskie Zakłady Skody zostały wykupione przez państwo i przemianowane na Państwowe Zakłady Lotnicze Wytwórnia Silników Nr 1 na Okęciu (PZL WS-1). Wytwórnia ta kontynuowała produkcję Skody. W latach 1938÷1939 wyprodukowano tu 200 silników **Pegasus XX** o mocy 920 KM do samolotów bombowych PZL-37 Łoś, a następnie budowano je do samolotu rozpoznawczo-bombardującego PZL-46 Sum. W 1939 r. przystąpiono do produkcji silników **Hercules** o mocy 1375 KM do bombowców PZL-49 Miś. W PZL WS-1 w ostatnich latach przed II wojną światową powstał prototyp silnika rządowego **PZL Foka** o mocy 430 600 KM, a w budowie i projektowaniu znajdowały się silniki **PZL Waran** i **PZL Legwan** o mocy 800/1200 KM i 2000 KM. W 1939 r. w PZL WS-1 prowa-

XIX and PWS-10. In 1929—1931 works manufactured approximately 350 units of **Wright J5 Whirlwind** engines rated at 220 HP. These engines were adopted for such airplanes as: Fokker F-VIib/3m, PZL Ł-2; BM-5d; Lublin R-X, Lublin R-XIII; PWS-14; -16; -21. In 1935—1939 300 of Whirlwind engines were produced by the Avia factory for the PWS-16 bis, PWS-24 and R-XIII airplanes.

Polish Skoda Works had produced radial Bristol engines since 1932. In 1932—1933 250 of **Jupiter VII F** engines rated at 485 HP were manufactured there. These engines were installed on the fighter plane PZL P-7a. In 1933—1936 300 **Mercury IV, V and VI** engines were produced for the fighter-planes PZL P-11a and P-11c. In 1935 50 units of **Pegasus II** engines rated at 580 HP were produced, and then in 1936—1937 300 units of **Pegasus VIII** engines rated at 670 HP were manufactured for the reconnaissance-bombing PZL P-23 Karaś (crucian carp) airplane.

Very successful engines were constructed by engineer Stanisław Nowkuński at Polish Skoda Works. Among many were such engines as: **G-594 Czarny Piotruś** (Black Peter) engine rated at 100 HP; **GR-760** engine of 260/290 HP rated power which was installed on the club-airplane RWD-9, on which Captain Jerzy Bajan won the International Challenge in 1934; **G-1620 A Mors I** (Walrus I) engine rated at 410 HP and the **G-1620 B Mors II** engine rated at 470 HP of which 150 units were built. The G-1620 B engines were installed on the liaison-reconnaissance R-XIIIF and on the RWD-14 Czapla (Heron) airplanes.

In 1935, Polish Skoda Works were nationalized and were renamed into State Aviation Works, Engine Plant Nr. 1 at Okęcie (PZL WS-1). This plant continued that of Skoda Works type of production.

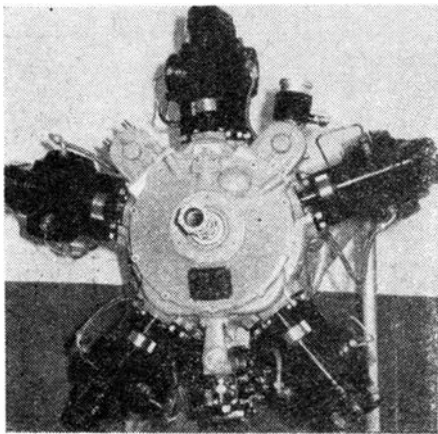
In 1938—1939, 200 **Pegasus XX** engines rated at 920 HP were produced for the bombing PZL-37 Łoś (Elk) airplane and then the same engines were installed on the reconnaissance-bombing airplane, named PZL-46 Sum (Wels).

In 1939 started the production of the **Hercules** engine rated at 1375 HP for the bomber PZL-49 Miś (Bear). During

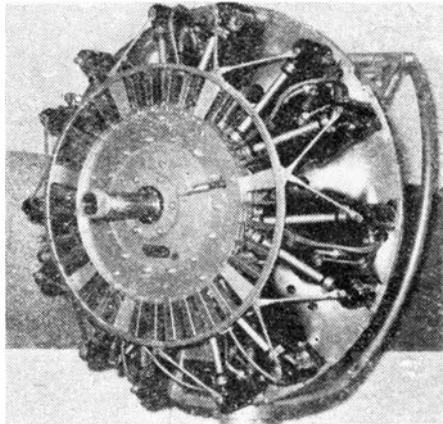
TŁOKOWE SILNIKI LOTNICZE POLSKIEJ KONSTRUKCJI I LICENCYJNE. POLISH-DESIGNED AND LICENSE-BUILT PISTON AERO ENGINES

Nazwa Name	Rok rozpocz. produkcji Production starting year	Układ Type	Liczba cyl. Number of cylinders	Moc startowa TO rating		Moc trwała Continuous rating		Moc przelotowa Cruising rating	Jedn. zuż. pal. Spec. fuel cons.	Pojemność Capacity	Masa Mass	Średnica (szerokość) Diameter (width)	Długość Length
				[KM] (kW) [hp] (kW)	[obr./min] [rpm]	[KM] (kW) [hp] (kW)	[obr./min] [rpm]						
AI-14RA	1957	R	9	260 (193)	2200	220 (164)	2050	165 (98)	220	10,2	200	992	956
WN-3	1958	R	7	330 (242)	2250	283 (208)	2250	235 (175)	220	13,4	240	1106	910
LIT-3 (AI-26W)	1956	R	7	575 (423)	2200	432 (318)	2050	322 (236)	225	20,6	450	1272	1436
PZL-3S	1975	R	7	600 (448)	2200	550 (410)	2050	415 (310)	230	20,6	400	1267	1065
ASz-62IIt	1961	R	9	1000 (736)	2200	820 (608)	2100	738 (544)	260	29,9	567	1300	1130
2A-120C*	1976	O	6	60 (45)	3200	60 (45)	3200	45 (33)	230	1,9	76	795	582
4A-235B3*	1977	O	4	125 (93)	2800	125 (93)	2800	94 (69)	227	3,8	117	795	775
6A-350C1*	1977	O	6	220 (164)	2800	220 (164)	2800	165 (121)	210	5,7	167	795	952
6AS-350A*	1977	O	0	250 (184)	2800	250 (184)	2800	188 (133)	210	5,7	189	795	1090

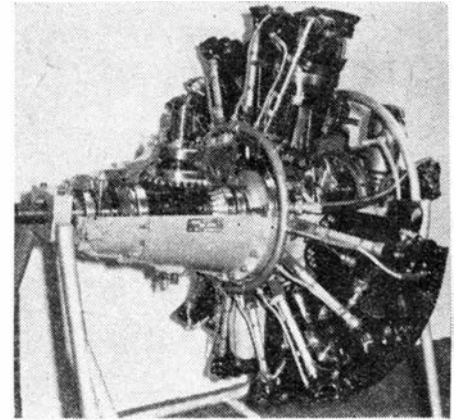
Objaśnienia/Abbreviations: R — gwiazdowy/radial; O — płaski/horizontally opposed; \* — PZL Franklin



Rys. 4. Polskiej produkcji M-11Fr 160 KM. Polish-built M-11Fr 160 hp engine. Fot. W. Garbarczyk



Rys. 5. Narkiewicza WN-3 330 KM do Biesia. Narkiewicz's WN-3 330 hp engine for Biesia aircraft. Fot. W. Garbarczyk



Rys. 6. LIT-3 (AI-26W) 575 KM do śmigłowca SM-1. LIT-3 (AI-26W) 575 hp engine for SM-1 (Mi-1) helicopter. Fot. W. Garbarczyk

dzony były przez inż. J. Oderfelda prace nad turbiną spalinową, które miały na celu zbudowanie silnika odrzutowego.

Polskie Zakłady Skody w latach 1928÷1935 zbudowały 1300÷1400 silników, zaś PZL WS-1 w latach 1935÷1939 900 silników. Produkcja wynosiła przed wojną 220 silników rocznie.

Państwowe Zakłady Inżynierii (PZInż) w Ursusie pod Warszawą w latach 1933÷1938 wyprodukowały na licencji wytwórni Walter 600 silników PZInż Junior o mocy 110 KM i 100 silników PZInż Major o mocy 130 KM — do samolotów szkolnych RWD-8 i sportowych RWD-13.

W latach 1937÷1939 zostały wybudowane Państwowe Zakłady Lotnicze — Wytwórnia Silników Nr 2 w Rzeszowie (PZL WS-2), które w 1939 r. rozpoczęły produkcję silników lotniczych, wykonując ich 80 sztuk. Wytwórnia przejęła produkcję silników Junior i Major z zakładów PZInż.

Łącznie w okresie międzywojennym polski przemysł lotniczy wyprodukował ponad 3400 silników lotniczych.

Spśród prototypów, które nie weszły do produkcji, warto wymienić silnik PZL Foka o wyjątkowo niskim ciężarze w stosunku do mocy, silnik birotacyjny inż. H. Brzeskiego o cylindrach ustawionych równolegle do osi wału, prototypy silników inż. W. Zalewskiego do samolotów lekkich i silnik odrzutowy z 1931 r. inż. W. Bernadzikiewicza, inż. J. Sachsa i inż. J. Oderfelda — z osiową sprężarką i pierścieniową komorą spalania.

Podczas wojny w 1939 r. polskie wytwórnie silników lotniczych były lekko uszkodzone w wyniku bombardowania. W czasie okupacji hitlerowskiej były używane jako zakłady remontowe silników lotniczych. Okupanci wycofując się z Polski wywieźli obrabiarki z zakładów, a PZL WS-1 na Okęciu została wysadzona w powietrze.

Pierwszymi zakładami uruchomionymi po wyzwoleniu ziem polskich były PZL-Rzeszów. Początkowo przeprowadzano tam remonty łożkowych silników lotniczych M-11, WK-105 i AM-38 o mocy 125 do 1600 KM.

Prace konstrukcyjne nad nowymi prototypami silników lotniczych podjęło w 1947 r. Centralne Studium Silników, stanowiące część Centralnego Studium Samolotów mieszczącego się w budynkach przedwojennej wytwórni silników PZL na Okęciu w Warszawie. Tam pod kierunkiem inż. W. Narkiewicza powstał projekt 4-cylindrowego silnika polskiego z elementów od silnika Walter, a następnie prototyp 4-cylindrowego silnika polskiego **WN-1** o mocy 65 KM, wypróbowany na samolocie Piper i później, w 1958 r., na samolocie Kos. Rozwinięciem tego silnika był **NP-1** opracowany w 1958 r. Drugim silnikiem tegoż konstruktora był 7-cylindrowy gwiazdowy **WN-2** o mocy 280 KM. W 1948 r. CSS przygotował dokumentację do seryjnej produkcji licencyjnego silnika M-11.

Produkcję silników podjęto dopiero w związku z uruchomieniem licencyjnej produkcji samolotów Po-2 pod oznaczeniem CSS-13. W 1949 r. w PZL-Rzeszów rozpoczęto produkcję licencyjną silników gwiazdowych **M-11 D** o mocy 125 KM, a w 1950 r. do samolotów szkolno-treningowych Junak silników **M-11 FR** o mocy 160 KM. Produkcja ta była później przeniesiona do PZL-Wrocław, a w 1952 r. do nowo utworzonej wytwórni WSK-Kalisz. Łącznie w latach 1949÷1956 zbudowano ponad 1500 silników M-11.

last years of the prewar period, new prototype of the in-line **PZL-Foka** (Seal) engine rated at 430/600 HP was constructed at the PZL WS-1 Plant. Further two models were under design works and construction at this time. These were the **PZL-Waran** (Monitor Lizard) and **PZL Legwan** (Iguana) engines, rated at 800/1200 HP and 2000 HP respectively. There were also research works on the turbines lead by engineer J. Oderfeld. The aim of this programme was to construct a jet engine.

In 1928—1935, Polish Skoda Works, manufactured approximately 1400 engines and in 1935—1939 the PZL WS-1. Plant produced further 900 engines of various types. The average production level, in the prewar period was some 220 engines a year.

The State Engineering Works PZInż at Ursus near Warsaw, manufactured in 1933—1938, under Walter company licence 600 units of **PZInż Junior** engines rated at 110 HP and 100 units of **PZInż Major** engines rated at 130 HP for the basic-trainer RWD-8 and trainig RWD-13 airplane respectively.

In 1937—1939 new State Aviation Works were built under the name of Engine Plant Nr 2 at Rzeszów (PZL WS-2). This plant started the production of aircraft engines in 1939 and manufactured till the beginning of the II World War 80 engines. The Plant took over the production of Junior and Major engines from PZInż Works.

Polish Aviation Industry produced totally more than 3400 aircraft engines in the between the wars period. Among the prototypes, which had never entered the production, there were few constructions worthwhile to mention. These were the: PZL Foka (seal) engine of excellen weight/power ratio; birotating engine designed by engineer H. Brzeski (cylinders were placed parallelly to the shaft axis); the prototypes of engineer W. Zalewski's engines for light airplanes and the jet engine (constructed in 1931 by eng. eng. W. Bernadzikiewicz, I. Sachs and I. Oderfeld) which had axial compressor and ring combustion chamebr.

During the war in 1939, Polish aircraft engine factories were not badly destroyed by bombs. At the time of Nazi occupation these factories were used as a repair plants for aircraft engines.

While with drawing the invaders took away all the machine tools from the PZL WS-1 at Okęcie and then they blew up the factory.

The PZL-Rzeszów was the first factory which was set in motion after liberation of Polish territory. There were only repairs of aircraft engines carried on in that plant (the engines that were under repairs: M-11, WK-105 and AM-38 ranging from 125 to 1600 HP rated power).

The designer's works on new prototypes of the aircraft engines were taken up in 1947 by the Central Engines Study (CSS) which was the part of the Central Airplane Study which was situated in the buildings of the prewar PZL Works at Okęcie in Warsaw.

The team lead by engineer W. Narkiewicz designed there, the project of 4-cylinder engine based on parts of the Walter engine, and soon the same bureau designed the prototype of entirely new Polish 4-cylinder engine named **WN-1** rated at 65 HP, which was tested first on the Piper airplane and later, in 1958 on the Kos (Blackbird) airplane.

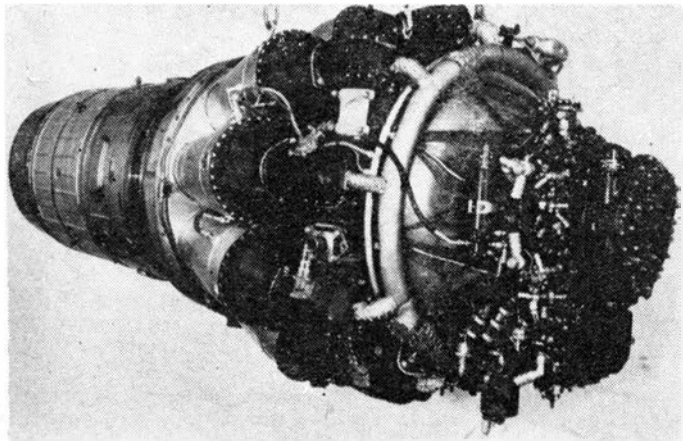
Na początku lat pięćdziesiątych rozpoczęcie w Polsce budowy samolotów odrzutowych LIM-1 (MIG-15) spowodowało uruchomienie produkcji w WSK-Rzeszów silników turboodrzutowych. W 1951 r. w celach szkoleniowych wykonano 30 silników licencyjnych RD-10A o ciągu 900 kG, następnie w 1952 r. rozpoczęto produkcję silników licencyjnych **WK-1 (LIS-1)**, w 1954 r. **WK-1A (LIS-2)**, a w 1956 r. **WK-1F (LIS-5)**; były one produkowane przez ponad 10 lat. Od 1971 r. silniki WK-1 produkuje PZL-Kalisz.

W 1952 r. w Instytucie Lotnictwa w Warszawie zostało utworzone biuro konstrukcyjne doc. inż. W. Narkiewicza, w którym zaprojektowano 7-cylindrowy silnik gwiazdowy **WN-3** o mocy 320 KM. Silnik ten w latach 1958-1960 był seryjnie produkowany w WSK-Kalisz, a został użyty do napędu samolotów szkolno-treningowych Bies. Odmiana śmigłowca tego silnika, oznaczona **WN-4**, służyła jako napęd do prototypów śmigłowca BZ-4 Żuk. Dalszym rozwinięciem silnika WN-3 był **K-5** o mocy 350 KM; nie wszedł on jednak do produkcji. Po przeniesieniu w 1957 r. biura konstrukcyjnego doc. inż. W. Narkiewicza do Ośrodka Konstrukcji Lotniczych WSK-Okęcie powstał tam 6-cylindrowy silnik płaski **WN-6** o mocy 185 KM, użyty do prototypów samolotów PZL-104 Wilga i M-4 Tarpan oraz śmigłowca SM-4 Łątka.

Podjęta w Polsce w 1956 r. licencyjna produkcja samolotów wielozadaniowych Jak-12 i śmigłowców SM-1 (Mi-1) spowodowała uruchomienie w WSK-Kalisz produkcji licencyjnej gwiazdowych silników tłokowych **AI-14R** o mocy 260 KM oraz w WSK-Rzeszów śmigłowcowych silników tłokowych **LIT-3 (AI-26W)** o mocy 575 KM. Od 1957 r. AI-14R budowany jest w dużych liczbach, służąc jako napęd samolotów Jak-12, Gawron i PZL-104 Wilga. Jego okres międzyremontowy początkowo wynosił 400 h, zaś obecnie 800 h. Najnowsza wersja tego silnika, **AI-14 RC** ma rozrusznik elektryczny zamiast pneumatycznego. Silnik LIT-3, produkowany od 1958 r., doczekał się w 1974 r. odmiany samolotowej, oznaczonej **PZL-3S**, o mocy 600 KM, produkowanej obecnie jako napęd samolotu rolniczego PZL-106 A Kruk. Od 1961 r. WSK-Kalisz produkuje do samolotu An-2 gwiazdowe silniki tłokowe **ASz-62 IR** o mocy 1000 KM. Silników tych zbudowano w Polsce kilkanaście tysięcy.

Pierwszymi pracami doświadczalnymi w dziedzinie silników odrzutowych były w Polsce silniki pulsacyjne zaworowe i bezzaworowe oraz strumieniowe budowane w latach pięćdziesiątych w Instytucie Lotnictwa w Warszawie pod kierunkiem doc. inż. S. Wójcickiego. Silniki pulsacyjne zostały użyte na szybowcu doświadczalnym Bocian-Puls, zaś silniki strumieniowe na latającej hamowni Pe-2 oraz śmigłowcu odrzutowym JK-1 Trzmiel.

Pierwszą własną pracą w dziedzinie konstrukcji silników turboodrzutowych był zbudowany w WSK-Rzeszów silnik doświadczalny **TO-350** o ciągu 350 kG. Następnie w WSK-Rzeszów została opracowana dokumentacja silnika **HO-10** o ciągu 800 kG, który w latach 1958-1960 był produkowany do szkolno-treningowego samolotu odrzutowego TS-11 Iskra. Opracowany w pierwszej połowie lat sześćdziesiątych w Instytucie Lotnictwa silnik turboodrzutowy **SO-1** o ciągu 1000 kG wszedł do produkcji w WSK-Rzeszów w 1967 r. Jego ulepszoną odmianą, o okresie międzyremontowym przedłużonym z 200 h do 400 h, jest silnik **SO-3**



Rys. 7. Silnik odrzutowy LIS-2 (WK-1A). LIS-2 (WK-1A) turbojet

The **NP-1** engine was developed in 1958, version of the WN-1 model. The second engine of the same origin was the 7-cylinder, radial WN-2 engine rated at 280 HP.

In 1948, the CSS bureau prepared the technical documentation for the mass-production of the licenced engine **M-11**. Production of these engines was taken up in connection with the production of the PO-2 licenced airplane named CSS-13.

The production of licenced engine **M-11 D** started at PZL-Rzeszów in 1949 and the production of the **M-11 FR** engines rated at 160 HP, for training Junak airplanes started in 1950. Production of these engines was at the first step removed to PZL-Wroclaw and then in 1952 to newly established WSK-Kalisz Works. Totally, more than 1500 units of M-11 engines were manufactured in 1949-1956. The start of LIM-1 (MIG-15) jet plane production in Poland, in the early fifties, caused the set-up of turbo-jet engines production at WSK-Rzeszów. First 30 units of the licenced RD-10A engines (900 kg thrust) were manufactured to gather technological experience and to train people. Then in 1952, started the production of the licenced **WK-1 (LIS-1)** engine. The production of the **WK-1A (LIS-2)** engine started in 1954 and the production of **WK-1F (LIS-5)** started in 1956. The production of these engines was continued for more than 10 years. The production of the WK-1 engine was committed to PZL-Kalisz in 1971.

In 1952 at Aviation Institute in Warsaw, new engineer W. Narkiewicz's designing bureau was established. The 7-cylinder, radial **WN-3** engine rated at 320 HP was the first construction of this bureau. This engine was powering the trainer Bies and was under mass-production at WSK-Kalisz in 1958-1960. The helicopter version of this engine was marked **WN-4** and was installed on the prototype of the BZ-4 Żuk (Beetle) helicopter. Further developed version of WN-3 engine, was the **K-5** model, rated at 350 HP, but it had never entered the production.

After removal of engineer W. Narkiewicz's designing bureau in 1957 to the center of Aviation Constructions at WSK-Okęcie Works, the 6-cylinder horizontally-opposed **WN-6** engine rated at 185 HP was constructed there. This engine was installed on the prototypes of such aircrafts as: PZL-104 WILGA (Trush) airplane, M-4 Tarpan airplane and SM-4 Łątka helicopter.

The licenced production of the multi-purpose JAK-12 airplanes and of SM-1 (M-1) helicopters was taken up in Poland in 1956. This caused introducing into production licenced radial, piston **AI-14R** (260 HP) engine at WSK-Kalisz Works and another licenced **LIT-3 (AI-26W)** engine (575 HP) at WSK-Rzeszów Works. The AI-14R engine has been produced in a great number of units since 1957, for it is powering such popular airplanes as: Jak-12, PZL-101 Gawron and PZL-104 Wilga. Primary, the time between overhauls was 400 hours. Now it has been lengthened to 1000 hours. The last version of this engine, marked AI-14 RC is equipped with electric starter instead of pneumatic. The LIT-3 engine which was been under production since 1958, was at last adopted in 1974 for airplanes and marked **PZL-3S**. This engine, rated at 600 HP is installed on the ag-plane PZL-106A Kruk (Raven). The WSK-Kalisz Plant has been manufacturing the radial **ASz-62IR** engines (1000 HP) for the AN-2 airplanes since 1961. Totally, over ten thousands of these engines were delivered.

The very first research work on the subject of jet engines, were the valve and valveless pulsejet engines and also ramjet engines of which prototypes were built in the early fifties at the Aeronautical Institute at Warsaw by the team lead by engineer S. Wójcicki. The pulsejet engines were installed on the experimental Bocian-Puls glider. The ramjet engines powered the flying engine test bench marked Pe-2 and the JK-1 Trzmiel (Bumble-bee) jet helicopter.

The first experimental turbo-jet was constructed at WSK-Rzeszów Works. It was marked **TO-350** and its thrust was approximately 350 kg. The new documentation of the **HO-10** (thrust 800 kg) jet engine was made soon. These engines, produced in 1958-1960, were powering the jet trainer TS-11 Iskra (spark). Designed in the early sixties at the Aeronautical Institute, the **SO-1** (1000 kg thrust) jet engine, entered the production in 1967. It's redesigned version, of the between overhaul life lengthened from 200 hours to 400 hours, marked **SO-3** has been produced since 1971. The SO-1 and SO-3 engines are powering Iskra jet-trainer.

In the mid sixties, the Polish aviation industry started the licenced production of the Mi-2 helicopter and at the

produkowany od 1971 r. Silniki SO-1 i SO-3 służą jako napęd do samolotu Iskra.

W połowie lat sześćdziesiątych polski przemysł lotniczy rozpoczął produkcję licencyjną śmigłowca Mi-2 i równocześnie w WSK-Rzeszów rozpoczęto produkcję silnika turboodrzutowego **GTD-350** o mocy 400 KM, do tego śmigłowca. W 1974 r. powstała zmodyfikowana odmiana tego silnika, oznaczona **GTD-350P** o mocy 450 KM.

W 1975 r. Pezetel nabył w USA prawa produkcji silników tłokowych **Franklin** do samolotów lekkich. Produkcję tych silników podjął PZL-Rzeszów. W 1977 r. do produkcji weszły silniki: 2-cylindrowy **2A-120** o mocy 60 KM przeznaczony do motoszybowca Ogar, 4-cylindrowy **4A-235B** o mocy 125 KM przeznaczony do samolotu PZL-110 (Rallye 100 ST), 6-cylindrowy **6A-350C** o mocy 220 KM oraz sprężarkowy **6AS-350A** o mocy 235 KM.

Polski przemysł lotniczy jest jednym z głównych producentów silników tłokowych do samolotów rolniczych i jest jedynym producentem na świecie silników o mocy 600 KM i 1000 KM. Produkuje on silniki tłokowe, turbiny i turboodrzutowe. W latach 1945-1975 przemysł ten zbudował ponad 22 tysiące silników lotniczych.

same time, started the production of the turbo-jet **GTD-350** engine rated at 400 HP for that helicopter. The modified version of this engine rated at 450 HP was constructed in 1974 and was marked **GTD-350 P**.

In 1975, PEZETEL (Polish foreign trade enterprise) purchased in USA the licence of the **Franklin** engines, for light aircraft.

In 1977, at PZL-Rzeszów entered the production licenced engines listed below: 2-cylinder **2A-120** rated at 60 HP engine, which is to be installed on the Ogar motor-gliders, 4-cylinder **4A-235B** rated 125 HP engine which will power the PZL-110 (Rallye 100 ST) airplane; 6-cylinder **6A-350C** engine rated at 220 HP, and the supercharged **6AS-350A** engine rated at 235 HP.

Polish aviation industry is one of the main manufacturers of the piston engines for the ag-planes, and it is the only producer of the piston engines of 600 HP and 1000 HP rated power.

Polish aviation industry produces piston engines, turbine engines and turbo-jet engines. In 1945-1975 more than 22 thousands of aircraft engines were manufactured in Poland.

---

Uprzejmie informujemy, że od dnia 1 lutego 1977 r. obowiązują

## nowe ceny ogłoszeń i artykułów reklamowych

### ● Ceny

1 str. formatu A4 — 16 000 zł

1/2 str. formatu A4 — 8 000 zł

1/4 str. formatu A4 — 4 000 zł

1/8 str. formatu A4 — 2 000 zł

### ● Dodatki

za każdy dodatkowy kolor — 20%;

za zamieszczenie na I lub IV str. okładki — 100%;

za zamieszczenie na II lub na III str. okładki — 50% oraz 20% z tytułu kosztów przygotowania do druku.

### ● Rabaty

za powtórzenie 2—5-krotnie — 5%;

za powtórzenie więcej niż 5-krotnie — 10%;

za druk artykułów reklamowych (publikowanych po akceptacji merytorycznej redakcji) — 40%;

za podłączenie gotowych wkładek, akceptowanych uprzednio przez redakcję — 40%.

## **POLSKIE ZAKŁADY LOTNICZE PZL**

### **POLISH AVIATION WORKS**

**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

Naczelny Dyrektor/General Manager:

inż. Krzysztof Kuczyński

Dyrektor Techniczny/Technical Vice-Director:

inż. Kazimierz Brejnak

Dyrektor d/s Eksportu/Sales Vice-Director:

dr Józef Jabłoński

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

ul. Przemysłowa 26, 00-950 Warszawa, Poland  
skr. poczt./PO Box 371  
tel. 28-50-71, 28-29-39  
telex 313430

Naczelny Dyrektor/General Manager:

dr Józef Jabłoński

Dyrektor Biura Sprzętu Lotniczego/Manager Aviation

Department:

Stanisław Ferenstein

Kierownik Działu Reklamy/Manager of Publicity Department:

inż. Janusz Matuszewski

**INSTYTUT LOTNICTWA/AERONAUTICAL INSTITUTE**

Al. Krakowska 110/114, 02-256 Warszawa-Okęcie, Poland  
tel. 46-00-11, 46-09-93  
telex 813537

Naczelny Dyrektor/General Manager:

inż. Zbigniew Pawlak

Dyrektor Naukowy/Scientific Director:

dr Czesław Skoczylas

**WYTWORNIA SPRZĘTU KOMUNIKACYJNEGO PZL-MIELEC/  
/TRANSPORT EQUIPMENT MANUFACTURING CENTRE PZL-  
-MIELEC**

ul. Ludowego Wojska Polskiego 3, 39-301 Mielec, Poland  
tel. 70  
telex 83293

Naczelny Dyrektor/General Manager:

mgr inż. Tadeusz Ryczaj

**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

Naczelny Dyrektor/General Manager:

mgr inż. Józef Lipiński

Dyrektor Techniczny/Technical Manager:

inż. Jerzy Milczarek

**WYTWORNIA SPRZĘTU KOMUNIKACYJNEGO PZL-ŚWIDNIK/  
/TRANSPORT EQUIPMENT MANUFACTURING CENTRE PZL-  
-ŚWIDNIK**

21-040 Świdnik, Poland  
tel. 120-61, 120-71  
telex 84212, 84302

Naczelny Dyrektor/General Manager:

mgr inż. Jan Czogała

**WYTWÓRNA SPRZĘTU KOMUNIKACYJNEGO PZL-KALISZ/  
/TRANSPORT EQUIPMENT MANUFACTURING CENTRE PZL-  
-KALISZ**

ul. Częstochowska 140, 62-800 Kalisz, Poland  
tel. 40-81  
telex 415250  
Naczelnny Dyrektor/General Manager:  
mgr inż. Henryk Jaruzel

**WYTWÓRNA 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

**WYTWÓRNA SPRZĘTU KOMUNIKACYJNEGO PZL-WARSZAWA II/  
/TRANSPORT EQUIPMENT MANUFACTURING CENTRE PZL-  
-WARSZAWA II**

ul. Grochowska 306/310, 03-840 Warszawa, Poland  
tel. 10-20-01  
telex 813739

**KOMBINAT TYPOWYCH ELEMENTÓW HYDRAULIKI SIŁOWEJ:  
WYTWÓRNA SPRZĘTU KOMUNIKACYJNEGO PZL-HYDRAL  
WROCLAW/TRANSPORT EQUIPMENT MANUFACTURING CENTRE  
PZL-HYDRAL WROCLAW**

ul. Bierutowska 57/59, 51-317 Wrocław, Poland  
tel. 526-21  
telex 34216

**WYTWÓRNA SPRZĘTU KOMUNIKACYJNEGO PZL-KRAKÓW/  
/TRANSPORT EQUIPMENT MANUFACTURING CENTRE PZL-  
-KRAKÓW**

ul. Wrocławska 53, 30-011 Kraków, Poland  
telex 32510

**WYTWÓRNA SPRZĘTU KOMUNIKACYJNEGO PZL-KROSNO/  
/TRANSPORT EQUIPMENT MANUFACTURING CENTRE PZL-  
-KROSNO**

38-400 Krosno n. Wisłokiem, Poland  
tel. 285  
telex 83263

**WYTWÓRNA SPRZĘTU KOMUNIKACYJNEGO PZL-POZNAŃ/  
/TRANSPORT EQUIPMENT MANUFACTURING CENTRE PZL-  
-POZNAŃ**

ul. Rokietnicka 5, 60-806 Poznań, Poland  
tel. 63-00-61  
telex 415414

**WYTWÓRNA SPRZĘTU KOMUNIKACYJNEGO PZL-GORZYCE/  
/TRANSPORT EQUIPMENT MANUFACTURING CENTRE PZL-  
-GORZYCE**

39-432 Gorzyce k. Sandomierza, Poland  
tel. 353  
telex 83327

**PRZEDSIĘBIORSTWO DOŚWIADCZALNO-PRODUKCYJNE SZYBOW-  
NICTWA PZL-BIELSKO/GLIDER WORKS PZL-BIELSKO**

ul. Cieszyńska 325, 43-300 Bielsko-Biała, Poland  
tel. 250-21  
telex 035259  
Naczelnny Dyrektor/General Manager:  
mgr inż. Władysław Nowakowski

**OBCIĄŻENIA.  
OGRANICZENIA**

- 1 — przepisy zdatości sprzętu lotniczego
- 2 — obciążenia zewnętrzne
- 3 — o. masowe
- 4 — przypadek obciążenia
- 5 — struktura podstawowa
- 6 — obciążenia przy manewrach w locie
- 7 — manewrowe współczynniki obciążeń
- 8 — samolot nieakrobacyjny
- 9 — s. półakrobacyjny
- 10 — s. akrobacyjny
- 11 — obwiednia obciążeń przy manewrach, krzywa wyznaczania
- 12 — manewr w płaszczyźnie pionowej
- 13 — przeciągnięcie dodatnie
- 14 — przeciągnięcie ujemne
- 15 — prędkości obliczeniowe
- 16 — obliczeniowa prędkość ewolucyjna
- 17 — o. p. przelotowa
- 18 — o. p. nurkowa
- 19 — rozkład obciążenia
- 20 — r. o. wzdłuż ciężarowy
- 21 — r. o. wzdłuż rozpiętości
- 22 — obciążenia od oporu aerodynamicznego
- 23 — o. od podmuchów
- 24 — pionowe o. od p.
- 25 — boczne o. od p.
- 26 — współczynnik złagodzenia p.
- 27 — obciążenia od silnika i śmigła
- 28 — ciąg do przodu
- 29 — ciąg do tyłu
- 30 — moment od silnika
- 31 — momenty giroskopowe, wpływ giroskopowy
- 32 — przypadek korkociągu
- 33 — obciążenia układu sterowania
- 34 — maksymalny wysiłek pilota
- 35 — moment zawiasowy
- 36 — obciążenia na ziemi
- 37 — obliczeniowy ciężar startowy
- 38 — o. ciężar do lądowania
- 39 — prędkość opadania
- 40 — pochłanianie energii
- 41 — reakcje pionowe
- 42 — reakcje boczne
- 43 — lądowanie z dużym tarciem
- 44 — l. na dwa punkty
- 45 — l. na trzy punkty
- 46 — l. na jedno koło
- 47 — znoszenie boczne
- 48 — kołowanie z hamowaniem
- 49 — moment hamowania
- 50 — reakcja statyczna
- 51 — kołowanie do tyłu
- 52 — k. i start
- 53 — k. z wiatrem
- 54 — podmuchy na ziemi
- 55 — przeszkoda na ziemi
- 56 — warunki przymusowego lądowania
- 57 — lądowanie z rozbięciem
- 58 — kapotaż
- 59 — ograniczenia operacyjne
- 60 — o. prędkości
- 61 — prędkość maksymalnie dopuszczalna
- 62 — dopuszczalna p. operacyjna
- 63 — p. przy wychylonych klapach
- 64 — p. uruchomienia podwozia
- 65 — minimalna prędkość sterowania w swobodnym powietrzu
- 66 — maksymalny ciężar startowy
- 67 — m. c. do lądowania
- 68 — m. c. przy zerowym paliwie
- 69 — zakres wędrowki środka ciężkości

**LOADS.  
LIMITATIONS**

- 1 — aircraft airworthiness requirements
- 2 — external loads
- 3 — inertia loads
- 4 — (load) case
- 5 — primary structure
- 6 — flight manoeuvring loads
- 7 — manoeuvring load factors
- 8 — nonaerobatic aeroplane
- 9 — semi-aerobatic a.
- 10 — aerobatic a.
- 11 — manoeuvring envelope
- 12 — pitching manoeuvre
- 13 — positive stall
- 14 — negative s.
- 15 — design air speeds
- 16 — d. manoeuvring speed (VA)
- 17 — d. cruising s. (VC)
- 18 — d. diving s. (VD)
- 19 — load distribution
- 20 — chordwise l. d.
- 21 — spanwise l. d.
- 22 — drag loads
- 23 — gust l.
- 24 — vertical g. l.
- 25 — lateral g. l.
- 26 — gust alleviation factor
- 27 — engine and propeller loads
- 28 — forward thrust
- 29 — reverse t.
- 30 — engine torque
- 31 — gyroscopic effect, g. couples
- 32 — spin case
- 33 — control-system loads
- 34 — maximum pilot effort
- 35 — hinge moment
- 36 — ground loads
- 37 — design take-off weight
- 38 — d. landing w.
- 39 — velocity of descent
- 40 — energy absorption
- 41 — vertical loads
- 42 — side l.
- 43 — high drag landing
- 44 — two-point l.
- 45 — three-point l.
- 46 — one-wheel l.
- 47 — lateral drift
- 48 — braked taxiing
- 49 — brake torque
- 50 — static load
- 51 — rolling back
- 52 — taxiing and take-off
- 53 — taxiing downwind
- 54 — ground gusts
- 55 — ground obstruction
- 56 — emergency alighting conditions
- 57 — crash landing
- 58 — turnover
- 59 — operational limitations
- 60 — speed l.
- 61 — never exceed speed (VNE)
- 62 — normal operating limit s. (VNO)
- 63 — wing-flaps extended s. (VFE)
- 64 — landing gear operating s.
- 65 — take-off minimum control speed in free air (VMCA)
- 66 — maximum take-off weight
- 67 — maximum landing w.
- 68 — maximum zero-fuel w.
- 69 — centre-of-gravity range

UWAGA: Terminy angielskie według tekstu brytyjskich przepisów zdatości do lotu *British Civil Airworthiness Requirements, Section K*

**DIE BEANSPRUCHUNGEN.  
DIE BESCHRÄNKUNGEN**

- 1 — die Bauvorschriften für Luftfahrzeuge
- 2 — die Flugbeanspruchungen, die Flugbelastungen, die Luft- und Bodenkräfte
- 3 — die Trägheitskräfte, die Massenkräfte
- 4 — der Belastungsfall
- 5 — die Hauptstruktur
- 6 — die Abfangbelastungen
- 7 — die Abfanglastvielfachen
- 8 — das kunstfluguntaugliche Flugzeug, das Normalflugzeug
- 9 — das F. von beschränkter Kunstflugtauglichkeit
- 10 — das kunstflugtaugliche F.
- 11 — das V-n — Schaubild, das V-n — Diagram, die Abfangkurve
- 12 — das Vertikalmanöver
- 13 — das positive Überziehen
- 14 — das negative Ü.
- 15 — die rechnerischen Geschwindigkeiten
- 16 — die rechnerische Evolutionsgeschwindigkeit, die r. Manövriergeschwindigkeit
- 17 — die r. Reise-Fluggeschwindigkeit,
- 18 — die r. höchste Fluggeschwindigkeit, die (r.) Sturzgeschwindigkeit
- 19 — die Luftkraftverteilung
- 20 — die L. über Flügeltiefe
- 21 — die L. über Flügelbreite
- 22 — die Widerstandsbelastungen
- 23 — die Böenlasten, die Böenbeanspruchungen
- 24 — der Vertikalböenangriff
- 25 — der Querböenangriff
- 26 — die Beizahl der Böenwirkung
- 27 — die Triebwerk- und Luftschaubelastungen
- 28 — der Vor Schub
- 29 — der umgekehrte Schub
- 30 — das Triebwerk Drehmoment
- 31 — die Kreiselwirkung
- 32 — der Trudelfall
- 33 — die Steueranlage-Beanspruchungen
- 34 — der Höchstpilotenkraftangriff
- 35 — das Scharniermoment
- 36 — die Belastungen durch Bodenkräfte, die Bodenbeanspruchungen
- 37 — das rechnerische Startgewicht
- 38 — das r. Landegewicht
- 39 — die Sinkgeschwindigkeit
- 40 — die Energieabsorption
- 41 — die vertikalen Kräfte
- 42 — die Querkräfte
- 43 — die Hochwiderstandslandung
- 44 — die Radlandung
- 45 — die Dreipunktlandung
- 46 — die Einradlandung
- 47 — die Schiebewegung
- 48 — das Rollen mit Bremsen
- 49 — das Bremsmoment
- 50 — die statische Belastung
- 51 — das Rollen nach Hinten
- 52 — der Rollen- und Startfall
- 53 — das Rollen mit Windrichtung
- 54 — die Bodenböen
- 55 — das Bodenhindernis
- 56 — die Notlandung-Bedingungen
- 57 — die Bruchlandung
- 58 — der Überschlag
- 59 — die Betriebsbeschränkungen
- 60 — die Geschwindigkeitsbegrenzungen
- 61 — die zulässige Höchstgeschwindigkeit
- 62 — die festigkeitsmäßig höchstzulässige Reisegeschwindigkeit
- 63 — die Höchstgeschwindigkeit bei ausgefahrenen Landeklappen
- 64 — die H. für Fahrwerkbetätigung
- 65 — die erforderliche Mindestgeschwindigkeit bei Motorausfall
- 66 — das höchstzulässige Startgewicht
- 67 — das h. Landegewicht
- 68 — das h. Fluggewicht ohne Kraftstoff
- 69 — der Schwerpunkt/lage/bereich, die Schwerpunktgrenzen, die Schwerpunkt-lage-Begrenzung

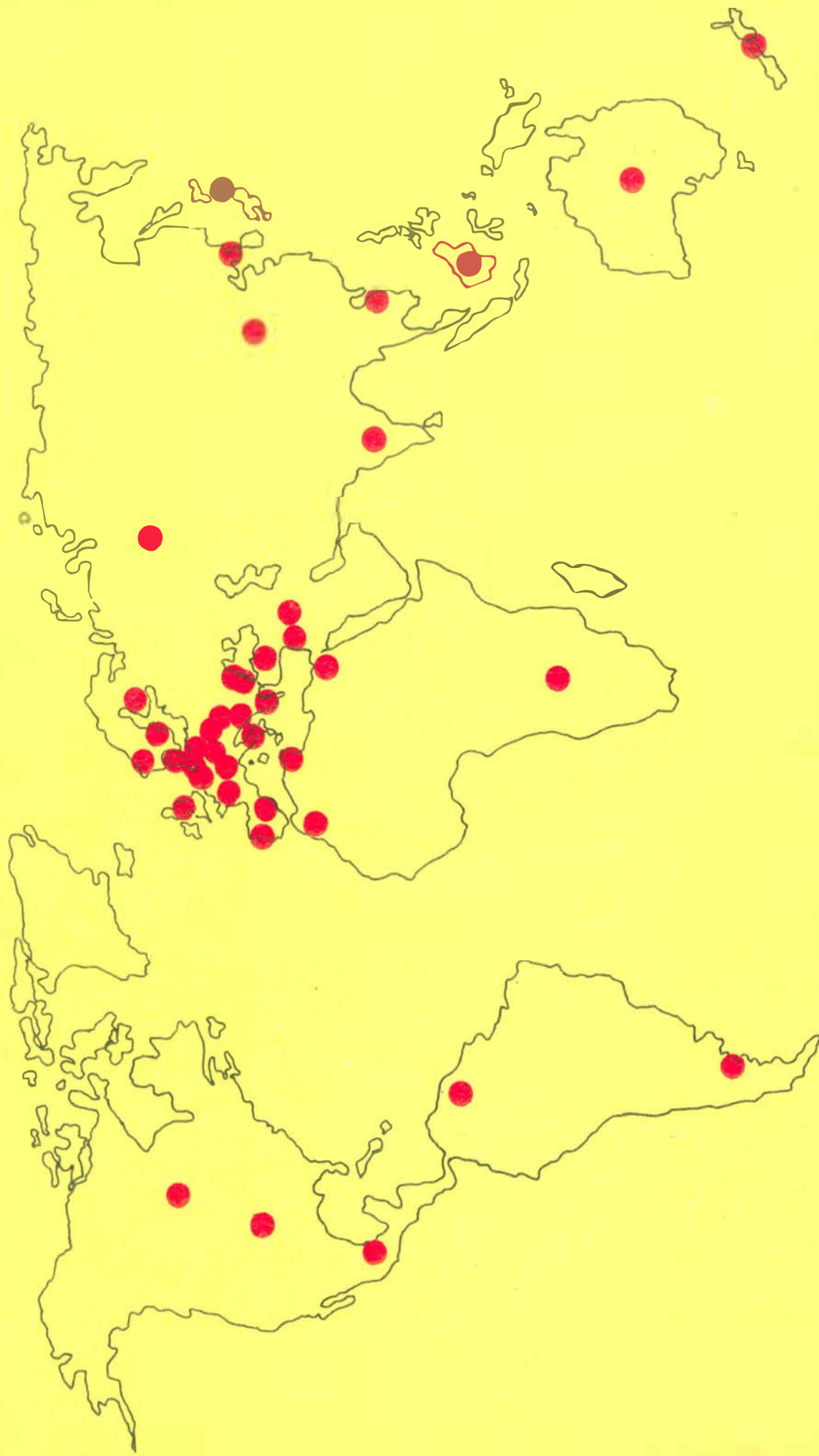
**НАГРУЗКИ;  
ОГРАНИЧЕНИЯ**

- 1 — нормы летной годности
- 2 — внешние нагрузки
- 3 — массовые и, инерционные и.
- 4 — случай нагрузки
- 5 — (первичная) структура
- 6 — маневренные нагрузки
- 7 — расчетные эксплуатационные и.
- 8 — самолет не допущен к высшему пилотажу
- 9 — с. допущен к ограниченному в. п.
- 10 — с. для высшего пилотажа
- 11 — область безопасного маневрирования, кривая допустимых маневренных перегрузок
- 12 — маневр в вертикальной плоскости, м. по тангажу
- 13 — положительное кабрирование
- 14 — отрицательное к.
- 15 — расчетные скорости
- 16 — расчетная эволютивная скорость
- 17 — р. крейсерская с.
- 18 — р. предельная с.
- 19 — распределение нагрузки
- 20 — р. н. по хорде
- 21 — р. н. по размаху
- 22 — нагрузки от лобового сопротивления
- 23 — н. от воздушных порывов
- 24 — н. от вертикального порыва
- 25 — н. от поперечного п.
- 26 — коэффициент смятения влияния порыва
- 27 — нагрузки от силовой установки
- 28 — тяга силовой установки
- 29 — реверсированная т. с. у.
- 30 — крутящий момент (двигателя)
- 31 — гироскопический эффект
- 32 — случай штопора
- 33 — нагрузка систем управления
- 34 — максимальное усилие летчика
- 35 — шарнирный момент
- 36 — нагрузки на земле
- 37 — расчетный взлетный вес
- 38 — р. посадочный в.
- 39 — скорость снижения
- 40 — поглощение энергии
- 41 — вертикальные реакции
- 42 — боковые р.
- 43 — посадка с сопротивлением
- 44 — п. на две точки
- 45 — п. на три т.
- 46 — п. на одно колесо
- 47 — спос
- 48 — руление с торможением
- 49 — момент торможения
- 50 — статическая реакция
- 51 — руление назад
- 52 — руление и взлет
- 53 — руление с ветром
- 54 — порывы у земли
- 55 — наземное препятствие
- 56 — условия вынужденной посадки
- 57 — аварийная посадка
- 58 — капотирование
- 59 — эксплуатационные ограничения
- 60 — ограничения по скорости
- 61 — максимальная эксплуатационная скорость
- 62 — предельная скорость
- 63 — максимальная разрешенная с. при отклоненных закрылках
- 64 — максимальная с. при которой допускается уборка или выпуск шасси
- 65 — минимальная управляемая скорость при откате двигателя
- 66 — максимальный взлетный вес
- 67 — м. посадочный в.
- 68 — м. вес без топлива
- 69 — диапазон центровки

UWAGA: Terminy polskie oparto na tłumaczeniu brytyjskich przepisów zdatości *British Civil Airworthiness Requirements, Section K* na język polski, wydany przez Ministerstwo Komunikacji — Warszawa. (K.D.)



# PZL AIRCRAFT IN 40 COUNTRIES



- Argentina
- Australia
- Austria
- Belgium
- Bulgaria
- Canada
- China
- Czechoslovakia
- Denmark
- Egypt
- Finland
- FGR
- France
- GDR
- Great Britain
- Greece
- Holland
- Hungary
- India
- Indonesia
- Iraq
- Italy
- Japan
- Korea
- Mexico
- New Zealand
- Norway
- Portugal
- Romania
- Spain
- Syria
- Sweden
- Switzerland
- Tunis
- Turkey
- USA
- USSR
- Venezuela
- Yugoslavia
- Zambia

Exporter:  
 PEZETEL Foreign Trade Enterprise of Aviation Industry  
 ul. Przemysłowa 26  
 00-950 Warszawa, POLAND, P. O. Box 371  
 Cable: Pezetel; Phone: 28-50-71; Telex: 813 430