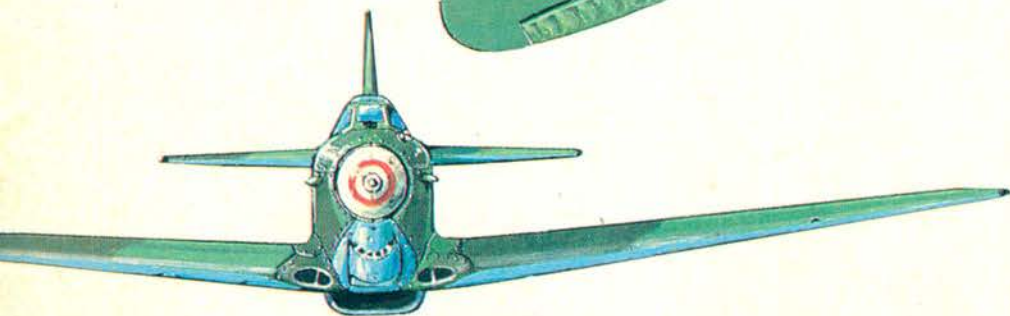
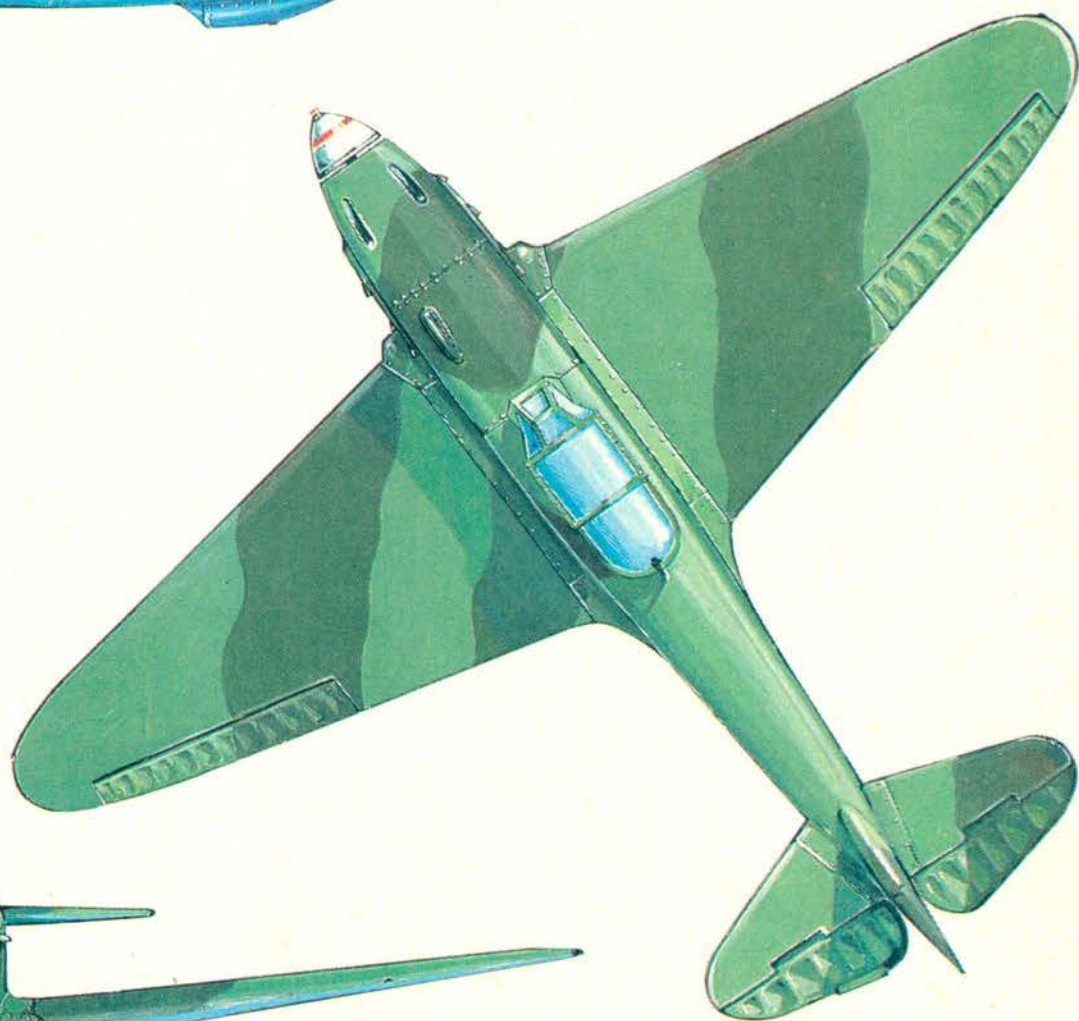
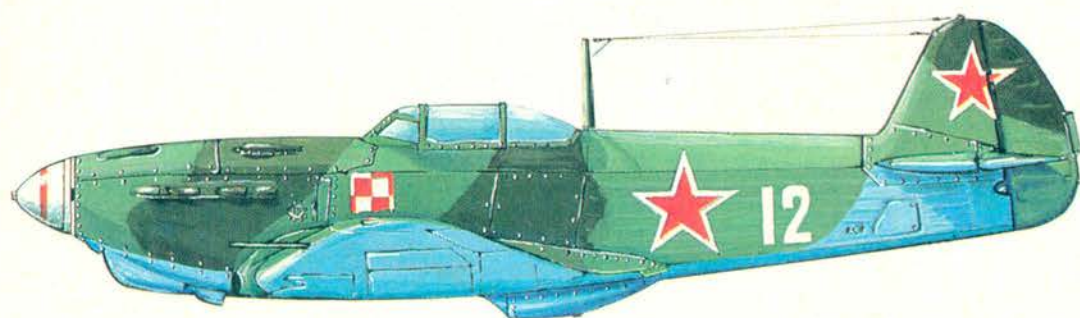


TECHNIKA

6'75

# lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



Cena 12 zł.-



● На факультете Механики, Энергетики и Авиации Варшавского Политехнического Училища состоялась защиты докторских диссертаций.

— мгр инж. Ст. Романовского: "Прочность стеклопластиков при разных параметрах температуры и скорости растяжения"

— мгр инж. Могаммеда Али Ибрагима Абу Эль-Энин: "Влияние рециркуляции выхлопных газов на параметры работы двигателя типа дизеля"

— мгр инж. Я. Стасяка: "Экспериментальное определение взаимного влияния крыльев биплана, с отклоненным закрылком"

● Мгр З. Шиманьчук из г. Быдгощ защитил на Университете им. М. Коперника в г. Торунь юридическую докторскую диссертацию: "Безопасность воздушного движения в международном праве"; промотором работы являлся доцент И. Гиляс.

● В отделении Аэродинамики Института Авиационной Техники и Гидроаэродинамики Варшавского Политехнического Училища состоялся семинарий мгр инж. В. Моздыневича, посвященный проблеме оптимизации планерного полета на дальность. Управляющим Отделения является доцент Я. Островски. Инж. Маздыневич является членом Варшавского Аэроклуба и его рассуждения должны быть полезными для молодых планеристов столицы, пытающихся вывести из застоя упомянутую область авиационного спорта.

● В Португалии пробывала польская делегация во главе с В. Романом — директором Центрального Управления Гражданской Авиации Министерства Коммуникации ПНР, для подготовки договора между правительствами обеих стран.

● В городе Познань заседала Постоянная Комиссия СЭВа по транспорту. Во время заседания был подписан генеральный договор о содействии Болгарии, ЧСРС, Кубы, МНР, ГДР, ПНР и СССР о постройке общего центра для обучения летающего и технического состава авиации а также персонала контроля воздушного движения.

● В первые послевоенные годы только немногочисленные авиалинии открывали рейсы в Варшаву. В настоящее время многие зарубежные авиалинии открывают линии или повышают частоту рейсов в Вавшаву.

Польские Авиалинии ЛЕТ в летнем расписании открывают линию в Лион и Бенгази, а также стремятся окрыть сообщение в Чикаго и Монтреаль.

Длина маршрут ЛЕТ составляет 58 тыс. км, полеты совершаются в 29 зарубежных стран, имеется 41 международных маршрутов.

В Москву летают самолеты Ил-62. С августа ЛЕТ открывает резервацию полетов с использованием ЭВМ.

● Во время международных планерных состязаний социалистических стран в г. Орел (СССР), кубки получили: представители ВНР, ПОЛЫШИИ и Чехословакии. В общей пунктации Польша заняла третье место за Чехословакией и ВНР.

● Большого успеха добились спортсмены Польской Армии, принявшие участие в VII Парашютном Чемпионате Дружеских Армий. В десантном многоборье (прыжок на точность с высоты 800 м, марш на 5 км, стрельба из винтовки и бросание гранат, они победили индивидуально и в классификации команд. Второе и третье места заняты командами БНР и ВНР.

● В последние дни января южный ветер ("хальны") создал благоприятные условия для высотных планерных полетов. Пилоты взлетающие из г. Новы Тарг получили 6 диаментов к золотым планерным значкам за полеты (превышения) свыше 5000 м.

Осенью прошлого года был впервые в Польше организован подготовительный лагерь для парашютистов — акробатов, в котором приняло участие 15 спортсменов.

● The following **doctoral dissertations** were defended at the **Warsaw Technical University**:

— Dipl. Ing. St. Romanowski, Faculty of Mechanical, Power and Aeronautical Engineering, on „Mechanical Properties of GFR Plastics at Different Temperature and Tensile Velocity Parameters”.

— Dipl. Ing. Mohamed Ali Ibrahim Abu El-Enin, Faculty of Mechanical, Power and Aeronautical Engineering, on „Influence of Exhaust Gases Recirculation on Performance of Compression-Ignition Engine”.

— Dipl. Ing. J. Stasiak, Faculty of Mechanical, Power and Aeronautical Engineering, on „Experimental Investigations of the Interaction of Aerofoils, in a Biplane, with Extended Flap”.

● Z. Szymczak, M. Law, of Bydgoszcz, defended a **doctoral dissertation** from the field of jurisprudence at the Nicolaus Copernicus University in Toruń on „Safety of Air Transport in the Light of International Law”.

● A **Seminar** conducted by Dipl. Ing. W. Mozdyniewicz and devoted to problems of the **optimization of crosscountry flights** was held at the Aerodynamics Department of the Aviation Institute and at the Hydroaerodynamics Department attached to the Warsaw Technical University. Mr Mozdyniewicz is a member of the Warsaw Aeroclub and his study should help the Warsaw glider pilots get this discipline out of the standstill.

● A **Polish official delegation** was in Portugal in order to prepare a draft of an agreement between both governments concerning the civil air transport. The delegation was headed by M. Roman, Director of the Central Board of Civil Air Transport of the Ministry of Transport.

● The standing **Transport Committee of the CMEA** was in session in Poznań at the beginning of December last year. During the session an agreement was signed stipulating the collaboration of Bulgaria, Cuba, Czechoslovakia, Hungary, East Germany, Mongolian People's Republic, Poland and Soviet Union in the construction of a centre for training flying and ground personnel and civil air traffic controllers.

● **Foreign air carriers** who have connections with Poland are PANAM and carriers from Finland, West Germany, Lebanon, Iraq, Spain.

● During the **international gliding competition** of the Socialistic countries at **Orel, USSR**, the cups were won by representatives of Hungary, Poland (Kępka) and Czechoslovakia. In team scoring Poland was third after Czechoslovakia and Hungary.

● Last year representatives of the Polish army, competing at the **VIIth Parachute Championship of Friendly Armies**, scored a great success. In one of the most difficult contests — the contest comprising landing on target from a height of 800 m, forced march covering a distance of 5 km, rifle firing and hand-granate throwing — Poles were the best. They also won as a team leaving behind Bulgaria and Hungary.

● In the last days of January there were extremely favourable weather conditions for altitude flights due to foehn blowing over the Tatra Mountains. **Glider pilots** starting from Nowy Targ won **6 diamonds** for their fold badges for flight over 3000 m high.

● In autumn last year, a **parachute training camp** for team aerobatics was organized for the first time in our country in **Wrocław**. Fifteen parachutists participated.

● The **Aeroclub of Eaglets** organized two years ago at the J. Krasicki Air Force Academy at Dęblin has doubled the number of its members. During last year's summer holidays the club organized two camps, one for parachute and another for gliding enthusiasts. Both camps were based on social activities.

Adres Redakcji:

02-668 Warszawa, Al. Lotników 19 m 4

Tel. 43-59-38

Wydawca:

WYDAWNICTWA CZASOPISM TECHNICZNYCH NOT

00-950 Warszawa, ul. Czackiego 3/5

SPIS TREŚCI

	Str.
30 rocznica zwycięstwa	1
Z KRAJU. ZE ŚWIATA	2
STATYSTYKA LOTNICZA: Produkcja i ceny samolotów wojskowych. Samoloty zbudowane w dużych seriach .	4
W. Waškowski: Rozwój koncepcji samolotu myśliwskiego. Część I (PROBLEMY ROZWOJU LOTNICTWA)	5
KSIĄŻKI LOTNICZE .	7
T. Bednarski: Technologia elektromagnetycznego obciskania złączy	8
T. Buczyko: Uwagi o pracy samolotu komunikacyjnego (PROBLEMY LOT)	11
W NASTĘPNYM NUMERZE .	14
KARTOTEKA TLiA: Hawker Siddeley Harrier Gr.Mk3	15
POMOCE KONSTRUKCYJNE 36: Obliczanie płyt wzmocnionych poddanych złożonemu stanowi obciążeń .	19
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY 32: Przyrządy pokładowe II .	21
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK .	22
J. Smoleński: Kierunki działania portów lotniczych. Część II. (PROBLEMY RUCHU LOTNICZEGO I LOTNISK) .	23
NOWOŚCI TECHNICZNE: Nowe silniki śmigłowcowe firmy Turbomeca	26
Z. Brodzki: Współczesne piasty wirników śmigłowcowych. Część II (CIEKAWE KONSTRUKCJE) .	27
A. Glass: Bartel BM-4 — pierwszy polski samolot produkowany seryjnie (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ) .	30
Na okładce: samolot myśliwski Jak-1M — rys. A. Mickiewicz i A. Twarowski	

**Redaktor naczelny:**

mgr inż. *Andrzej Glass*

**Sekretarz Redakcji:**

*Zofia Rubini*

**Redaktorzy działowi:**

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

**Rada Programowa:**

mgr inż. *A. Glass*, dr inż. *H. Grzegorzczak*, 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*, inż. *R. Wołński*



WYDAWNICTWA  
 CZASOPISM  
 TECHNICZNYCH NOT

Warszawa,  
 Czackiego 3/5

Zakłady Graficzne „Tamka”, Zakł. nr 2, W-wa. Zam. 214. Nakład 3450 + 30 egz.  
 Zakład Kolportażu WCT NOT, 00-048 Warszawa, ul. Mazowiecka 12, tel. 26-80-16.  
 Konto PKO Warszawa nr 1-9-121697.

Papier druk. sat. kl. IV 70 g. A1. B-68.

Cena pojedynczego egz. zł 12,—.

Prenumerata roczna zł 144.

**INDEKS 38006/37909**

BEDNARSKI T.

**Technique of Electromagnetic Crimping of Joints and Their Properties**

The author presents the results of his research of the technique of electromagnetic crimping of joints. He describes the equipment and properties of the obtained joints.

BUCZYŁKO T.

**Comments on work of passenger transport crew**

Human engineering problems in the work of aircraft crew of the adaptation of aircraft systems and devices to every flying operator are discussed.

SMOLEŃSKI J.

**Directions of Activity of Airports (Part Two)**

In the second part of the article, the author discusses basic principles of an airport management and briefly surveys the present international airport associations.

BRODZKI Z.

**Modern Helicopter Rotor Hubs**

A survey of modern helicopter rotors with regard to the kind of hub used is given. The most frequently introduced improvements in the construction of rotor hubs are described.

GLASS A.

**Bartel BM-4 first Polish production airplane**

Development and successive versions of the BM-4 school two-seat bi-plane of all wood construction are described. Description and technical data of eight development versions are given.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ  
STOWARZYSZENIA  
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW  
MECHANIKÓW POLSKICH

XXX CZERWIEC 1975

# TECHNIKA 6

# lotnicza

# i ASTRONAUTYCZNA

## 30 rocznica zwycięstwa

9 maja minęła 30 rocznica pokonania hitleryzmu. Zwycięstwo nad faszyzmem było sukcesem Związku Radzieckiego, Stanów Zjednoczonych i Wielkiej Brytanii, lecz nie miały wkład w ten sukces miały wszystkie narody walczące z hitlerowskim najeźdźcą. Rzućmy okiem na wysiłek techniczny ludzi naszego lotnictwa w tej walce.

W ramach przygotowań do wojny z Niemcami hitlerowskimi nasz przemysł lotniczy uruchomił produkcję bombowców Łoś i stworzył prototypy nowych samolotów bojowych. W lotnictwie wojskowym przeszkolono liczne kadry personelu technicznego. Jako pierwsi w Europie stawiliśmy czoło nawale hitlerowskiej. Zostaliśmy pokonani przez przeważające siły i z braku pomocy ze strony ówczesnych sojuszników. Lecz nie zaprzestaliśmy walki. Lotnictwo wojskowe, sportowe, i LOT — ewakuowały się niemal w całości do Rumunii, gdzie nasze samoloty zostały internowane. Tylko trzy samoloty LOT-u dotarły do Anglii. Lotnicy i pracownicy przemysłu lotniczego przedostali się do Francji, by stanąć do dalszej walki. Większość z nich znalazła swe miejsce w polskim lotnictwie wojskowym, część we francuskim przemyśle lotniczym. Po klęsce Francji w 1940 roku — znaleźli się oni w Wielkiej Brytanii, by służyć nadal w polskim lotnictwie wojskowym oraz pracować w brytyjskim i kanadyjskim przemyśle lotniczym i instytucie naukowym w Farnborough. Pracownicy RWD podjęli pracę w tureckim przemyśle lotniczym — gdyż na Bałkanach miał powstać drugi front i liczyli, iż tędy prowadzi najkrótsza droga do kraju.

W okupowanym kraju, prócz technicznego szkolenia lotniczego inspirowanego przez konspiracyjny Techniczny Instytut Lotnictwa, prowadzony był lotniczy wywiad techniczny, którego największym sukcesem było zdobycie rakiety V-2 i przesłanie jej do Anglii. Duży wkład w walkę stanowiły też sabotaże w wytwórniach samolotów oraz w podziemnej wytwórni rakiet V-2 Dora koło Nordhausen. W okupowanej Francji Polacy zasłużyli się przy wykrywaniu i niszczeniu wyrzutni V-1.

Utworzenie w 1943 r. pierwszego pułku lotnictwa myśliwskiego Warszawa w Grigoriewskoje, które zapoczątkowało rozwój Ludowego Lotnictwa Polskiego — dało nam możliwość stanięcia do walki z hitleryzmem na najważniejszym froncie II wojny światowej, przy boku Armii Radzieckiej. Wyzwolone w sierpniu 1944 r. wytwórnie PZL w Rzeszowie i Mielcu — natychmiast włączyły się do pracy dla frontu. Ludowe Lotnictwo Polskie wzięło udział w walkach o Berlin. Ludzie polskiego lotnictwa przez całą wojnę należeli do najaktywniejszych bojowników o wolność kraju.

Dziś, w 30 rocznicę zwycięstwa nad faszyzmem, winniśmy złożyć hołd tym wszystkim, którzy poświęcili swe życie lub siły w walce o wolność.



## POLSKA

● W Domu Technika w Warszawie odbyło się spotkanie kierowników problemów węzłowych z Ministrem Nauki, Szkolnictwa Wzwyższego i Techniki — prof. dr hab. S. Kaliskim.

Zdaniem min. Kaliskiego zbyt wielu tematów nadano rangę problemów węzłowych. Bieżący rok będzie okresem weryfikacji tych problemów zarówno pod względem merytorycznym jak i organizacyjnym. Zmieniają się zasady przyznawania nowym tematom rangi problemu węzłowego. Dopiero po roku prowadzenia badań zapadnie decyzja, czy temat uzyska ten status.

W czasie spotkania kilkudziesięciu naukowców otrzymało z rąk min. Kaliskiego nominacje na kierowników problemów węzłowych.

● Po raz jedenasty redakcja popularnego tygodnika *Skrzydła Polska* przyznała honorowe wyróżnienia roku pod nazwą *Błękitne Skrzydła*. Te cenione w świecie lotniczym wyróżnienia za rok ubiegły otrzymali m.in.:

— Henryk Chadżyński, dziennikarz-publicysta *Życia Warszawy*,  
— Edward Kamela, kapitan-pilot PLL lot  
— Edward Makula, pilot szybowcowy,  
— Jerzy Osiński, publicysta lotniczy, jubilat 50-lecia pracy redaktorskiej,  
— zespół twórców motocybowego Ogar z Ośrodka Badawczo-Rozwojowego Szybownictwa w Bielsku-Białej.  
Wszystkim laureatom redakcja *TLIA* składa serdeczne powinszowania.

● W końcu ub. roku staraniem Klubu Publicystów Lotniczych SDP i Ośrodka Dziennikarstwa zorganizowano w Warszawie seminarium dla dziennikarzy zajmujących się problematyką lotniczą. Głównym tematem szkolenia były aktualne problemy lotnictwa cywilnego, ze szczególnym uwzględnieniem tematyki polskiej. Seminarium zainaugurował wiceminister Komunikacji gen. dyw. pil. Jan Raczkowski, zapoznając przybyłych z węzłowymi problemami lotnictwa cywilnego w Polsce.

● Na Wydziale MEL Politechniki Warszawskiej odbyła się obrona rozpraw doktorskich:

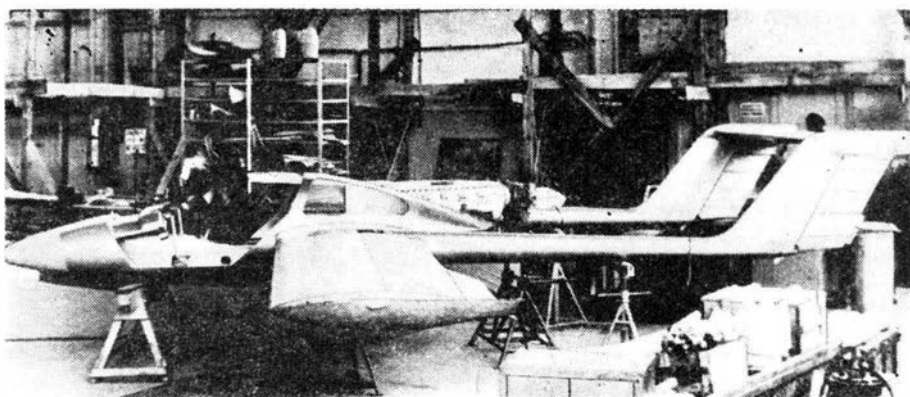
— mgr inż. St. Romanowski na temat: Własności wytrzymałościowe laminatów na osnowie tkaniny szklanej przy różnych parametrach temperatury i prędkości rozciągania; promotorem był doc. dr hab. A. Wilczyński, zaś recenzentami profesorowie: dr T. Pełczyński (Politechnika Warszawska), dr hab. S. Ziemia (PAN) i dr K. Szabelski (WSI — Lublin);

— mgr inż. Mohameda Ali Ibrahima Abu El-Enin na temat: Wpływ recyrkulacji spalin na parametry pracy silnika z zapłonem samoczynnym; promotorem pracy był prof. dr inż. S. Wójcicki, recenzentami: prof. dr hab. inż. J. Rutkowski i doc. dr inż. J. Jarosiński;

— mgr inż. J. Stasiaka na temat: Badania doświadczalne wzajemnego oddziaływania płatów, w układzie dwupłata, z wychyloną kłapa nośną; promotor: prof. dr W. Prosnak, recenzenci: prof. J. Bukowski i prof. dr W. Fiszdor.

● Mgr Z. Szymańczuk z Bydgoszczy obronił na Uniwersytecie im. M. Kopernika w Toruniu pracę doktorską z dziedziny nauk prawnych pt. Bezpieczeństwo ruchu lotniczego w świetle prawa międzynarodowego. Promotorem pracy był doc. dr hab. J. Gilas z tego Uniwersytetu, a recenzentami: prof. dr K. Kocot z Uniwersytetu Wrocławskiego i doc. dr hab. G. Rysiak z Uniwersytetu Jagiellońskiego.

● Duży sukces uzyskali w ub.r. reprezentanci Wojska Polskiego, startujący w VII spadochronowych Mistrzostwach Armii Zaprzyjaźnionych. W jednej z najtrudniejszych konkurencji — wieloboju desantowym (na który składają się: skok na celność lądowania z wysokości 800 m, marszobieg na dystansie 5 km, strzelanie z karabinu i rzut granatem) dominowali Polacy. Zespołowo również zwyciężyli Polacy, przed Bułgarią i Węgrami.



Samolot EM-SA budowany w WSK PZL—Mielec

● W Poznaniu obradowała na początku grudnia 1974 r. stała komisja Transportowa RWPG. W czasie posiedzenia została podpisana generalna umowa o współpracy Bułgarii, CSRS, Kuby, MRL, NRD, PRL, WRL i ZSRR przy budowie wspólnego ośrodka szkolenia personelu latającego i technicznego oraz kontrolerów ruchu lotnictwa cywilnego.

● W Portugalii przebywała delegacja polska pod przewodnictwem M. Romana — dyrektora Centralnego Zarządu Lotnictwa Cywilnego Ministerstwa Komunikacji w celu przygotowania umowy między rządami obu krajów o cywilnej komunikacji lotniczej.

● W ciągu kilkunastu lat po wojnie tylko nieliczne towarzystwa lotnicze na Zachodzie uruchamiały swoje linie do Warszawy i LOT samotnie utrzymywał komunikację z wieloma stolicami.

Obecnie sytuacja jest całkowicie odmienna, gdyż jest wiele nowych połączeń zagranicznych linii lotniczych z naszym krajem. Poczynając od PANAM poprzez przewoźników z Finlandii, RFN, Libanu, Iraku, Hiszpanii, którzy podjęli regularne loty do Warszawy, aż po towarzystwa, które zwiększyły pojemność samolotów, bądź też ich częstotliwość.

PLL LOT uruchamiają w letnim rozkładzie lotów połączenie z Warszawy do Lyonu, a na kontynencie afrykańskim wprowadzają stałe rejsy do Benghazi, aby zaspokoić potrzeby naszego handlu zagranicznego, a zwłaszcza Budimexu. Czynną też starania, aby siecią połączeń objąć Chicago i Montreal. Długość linii zagranicznych PLL LOT wynosi obecnie ponad 58 tys. km, wobec sieci 34 tys. km w 1971 r. Liczba obsługiwanych państw zwiększyła się z 24 w 1971 r. do 29 w 1974 r. Poważnemu rozszerzeniu uległa w tym samym czasie sieć naszych międzynarodowych połączeń, a mianowicie — z 30 w 1971 do 41 w 1974 r. Wzrosły również międzynarodowe przewozy pasażerskie — z 374 tys. osób w 1971 do 565 tys. w 1973 r.

Zwiększająca się frekwencja na trasie Warszawa-Moskwa skłoniła LOT do wprowadzenia na tę linię samolotów Il-62. Samoloty tego typu mogą zabierać do 162 pasażerów. Od sierpnia b.r. Lot uruchamia automatyczną rezerwację miejsc przy pomocy techniki elektronicznej. Ostatnio Lot powołał zespół turystyki lotniczej i imprez specjalnych, którego zadaniem jest współdziałanie z polskimi biurami podróży w celu zapewnienia pasażerom miejsca w hotelach, organizację imprez itp.

● W czasie międzynarodowych zawodów szybowcowych państw socjalistycznych w Orle (Zw. Radziecki) puchary zdobyli przedstawiciele Węgier, Polski (Kępka) i Czechosłowacji. W punktacji zespołowej Polska zajęła trzecie miejsce za Czechosłowacją i Węgrami.

● W Zakładzie Aerodynamiki Instytutu Techniki Lotniczej i Hydroaerodynamiki przy Politechnice Warszawskiej odbyło się seminarium mgr inż. W. Mozdyniewicza poświęcone wprowadzeniu do zagadnienia optymalizacji przelotu szybowcowego. Kierownikiem Zakładu jest doc. dr inż. J.

Ostrowski. Inż. Mozdyniewicz jest członkiem Aeroklubu Warszawskiego i jego studium powinno pomóc stołecznym szybowcom wprowadzić z zastój tę dyscyplinę.

● W siedzibie Zarządu Głównego Aeroklubu PRL odbyła się uroczystość zakończenia sezonu sportów lotniczych. Medale Za wybitne osiągnięcia sportowe otrzymali mistrzowie świata w modelarstwie, zaś trzech zasłużonych działaczy sportu lotniczego: J. Jagodziński, J. Sitarski i A. Niżnik otrzymali dyplomy FAI im. Paula Tissandiera.

● W ostatnich dniach stycznia wiejący nad Tatrami halny wiatr stworzył korzystne warunki do wysokościowych lotów szybowcowych. Piloci startując z Nowego Targu zdobyli 6 diamentów do złotych odznak szybowcowych za loty 5000 metrów.

● Jesienią ub.r. zorganizowany został w Wroclawiu (po raz pierwszy w naszym kraju) obóz przygotowawczy w akrobacji zespołowej (relativ). Wzięło w nim udział 15 skoczków spadochronowych.

● Muzeum Lotnictwa i Astronautyki w Krakowie organizuje co dwa lata sympozjum historyczne. Kolejne, III Sympozjum — poświęcone problematyce lotnictwa sportowego — odbędzie się w bieżącym roku. Muzeum wyda również folder zawierający podstawowe informacje o eksponatach oraz obszernie opisy bardziej wartościowych obiektów. Folder będzie ilustrowany i wydrukowane się go w kilku językach. Natomiast wydanie obszernego katalogu poświęconego *MLIA* planuje się za dwa lata.

● Z inicjatywy Dowództwa Wojsk Lotniczych i Szefostwa Służby Zdrowia MON zespół specjalistów wojskowych przebudował śmigłowca Mi-2 na karetkę reanimacyjną dla cywilnego lotnictwa sanitarnego. Mi-2R może wykonywać loty w dzień i w nocy, przy prędkości wiatru do 18 m/s i do wysokości 2000 m.

● Minął drugi rok działalności Aeroklubu Orłąt przy Wyższej Oficerskiej Szkole Lotniczej im. J. Krasickiego w Deblinie. W okresie tym nastąpił dynamiczny rozwój aeroklubu, liczba członków osiągnęła 520 osób; ogromną większość stanowią uczniowie Liceum Lotniczego.

W czasie zeszłorocznych wakacji Aeroklub Orłąt zorganizował dwa obozy: spadochronowy i szybowcowy, których działalność opierała się wyłącznie na pracy społecznej.

● Na zamówienie Bułgarskiej Republiki Ludowej WSK w Świdniku wyposażała śmigłowca w specjalne urządzenia radarowe służące do wykrywania zanieczyszczeń wód. Śmigłowca ten będzie służył do patrolowania wybrzeży Morza Czarnego.

● Lotnicze Pogotowie Sanitarne na Wybrzeżu, które dotychczas patrolowało tory wodne, cokolonywało obserwacji zwałów lodowych i kierowało akcjami lodotłamaczy — znacznie poszerza swoją działalność dzięki otrzymaniu śmigłowca Mi-2, przystosowanego do ratownictwa morskiego.



## BULGARIA

● Linie lotnicze Balkan obsługują 63 linie krajowe i zagraniczne, przy czym tylko na liniach zewnętrznych przewozi się dziennie ok. 6 tys. osób. Ostatnio uruchomiono nową linię Burgas—Moskwa, a w najbliższym czasie rozpoczną się loty na trasie Burgas—Leningrad i Burgas—Kijów. Bezpośrednie połączenie z Burgas ma również w sezonie letnim Warszawa.



## CZECHOSŁOWACKA

● Dotychczas samolot L-410 Turbolet był budowany w wersji komunikacyjnej dla 12—19 pasażerów lub 1850 kg ładunku oraz dyspozycyjnej (12 miejsc komfortowych) i sanitarnej. Obecnie Zakłady w Kunowicach oferują wersję samolotu L-410 do zdjęć fotograficznych.

● Zakłady lotnicze LETOV Praga-Letnany opracowały nowy symulator lotu typu TL-39, przeznaczony do szkolenia na samolocie szkolno-treningowym L-39. Symulator ten jest wyposażony w nowoczesne urządzenia kontrolne, przy czym zastosowano dwa typy lotnisk oraz dwa urządzenia telewizyjne. Symulowana prędkość lotu wynosi od 0 do 1000 km/h, a pułap od 0 do 12 500 m.

● Czechosłowacka wytwórnia Tesla w Pardubicach opracowała przy współpracy radzieckiej lotniskowy radar przeznaczony do kontroli ruchu samolotów w zasięgu do 20 km. Urządzenie o nazwie OPRL-4 jest pełnotranzystorowe, pracuje w pasmie 3,2 cm, a jego szczytowa moc impulsu wynosi 150 kW.



## FRANCJA

● Francuski jednomiejscowy, metalowy (klejony) samolot amatorski Colomban MC-10 Cri-Cri jest najmniejszym na świecie samolotem dwusilnikowym. Mówi się o produkcji seryjnej samolotu w postaci zestawów części do montażu oraz o serii 20 000 sztuk.

Wysokość samolotu — 1,2 m, powierzchnia nośna — 3,1 m<sup>2</sup>, masa własna — 65 kg, prędkość maks. 200 km/h, przeciążenia dopuszczalne: +6,6 i -4 g. Dwa silniki dwusuwowe Rowena-Stihl (każdy 137 cm<sup>3</sup> — 9 KM przy 7000 obr./min). Zużycie paliwa 4 l/100 km. Masa jednego silnika — 6,5 kg. Śmigła duralowe o średnicy 0,68 m. Wydaje się, że Cri-Cri przewyższy popularnością słynną przedwojenną Pchłę Powietrzną (Pou de ciel).

● Zarząd poczty francuskiej ma własną sieć połączeń lotniczych, obsługiwana przez kilkanaście samolotów. Sieć połączeń obejmuje 20 lotnisk. Pomimo dużej zależności tego typu łączności od warunków atmosferycznych regularność lotów pocztowych przekracza 90%.

● Koszt nowego portu lotniczego z typowym wyposażeniem i z drogą startową 1600 × 30 m, zdolnego do stacjonowania 45 samolotów i obsługiwanie 20 tys. operacji rocznie szacuje się na 11,5 mln fr. (według źródeł francuskich).



## JUGOSŁAWIA

● Parafowana została umowa lotnicza między Jugosławią i Australią, przewidująca otwarcie przez JAT linii z Belgradu do Sydney, w poolu z towarzysztem Qantas.



## RFN

● Jednomiejscowy samolot akrobacyjny Bede BD-8 przewidziany jest do produkcji w postaci zestawu części do samodzielnego montażu. Konstrukcja całkowicie metalowa, podwozie stałe. Samolot z silnikiem Lycoming IO-360-B2F o mocy 180 KM ma masę własną 372 kg, prędkość maksymalną 338 km/h i zasięg 1130 km.

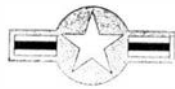
● Jak podaje Międzynarodowe Zrzeszenie Stowarzyszeń Pilotów Właścicieli Samolotów, w ciągu ostatnich 10 lat liczba samolotów użytku ogólnego wzrosła w Republice Federalnej Niemiec z 2327 do 5234, a liczba pilotów niezawodowych z 8573 do 24 428.

● Analiza wypadków wykazała, że 30—33% katastrof drogowych zdarza się w nocy. Ponieważ w nocy trudniej jest uzyskać szybką pomoc lekarską, zaczęto wprowadzać nocne śmigłowcowe patrole ratownicze. Śmigłowce przeznaczone do tych zadań — jak np. Bo-105 w RFN — są wyposażone w specjalne urządzenia nawigacyjne, służące m.in. do półautomatycznego prowadzenia śmigłowca do miejsca wypadku przez włączenie do sieci radiostacji nazimnych służb porządkowych.



## RUMUNIA

● Tarom wprowadza nowe regularne połączenia międzynarodowe: Bukareszt—Pekin (przez Teheran i Karaczi), Bukareszt—Nowy Jork (przez Amsterdam) i Bukareszt—Tirana (przez Belgrad).



## USA

● W zakładach Boeinga skonstruowano wersję 747 SP (Special Performance). Jumbo-jet tej wersji jest o 14,3 m krótszy od samolotu standard i mieści 100 foteli mniej. Plasując się między B-747 standard a B-727, odmiana SP zbliża się do rozmiarów A-300, TriStar i DC-10, stając się dla nich konkurencyjną. Z powodu 2,5-krotnego większego zasięgu niż Concorde na trasach 8—12 tys. km uzyskuje on czas lotu nieznacznie większy niż Concorde, gdyż nie jest zmuszony do międzylądowań.

Najbardziej popularnym samolotem komunikacyjnym jest obecnie Boeing 727; dotychczas sprzedano 1170 sztuk samolotów tego typu.

● Sześciuosobowy dwusilnikowy, turbośmigłowy samolot dyspozycyjny Piper-Cheyenne kosztuje 429 do 530 tys. dolarów (w zależności od wyposażenia). Warto przy-

pomnieć, że samolot tego typu zużywa paliwa tylko 180—220 kg/h, podczas gdy lekki dwusilnikowy samolot odrzutowy 600—650 kg/h.

● Z Cap Canaveral został wystrzelony satelita telekomunikacyjny Westar 2. Jest to stacja przekąźnikowa waząca 574 kg, która może jednocześnie przekazywać 12 programów telewizyjnych albo 7200 rozmów telefonicznych. Satelita Westar 2 łącznie ze swoim poprzednikiem Westar 1 ma stanowić pierwszy amerykański system satelitarny dla przesyłania informacji dla celów cywilnych. Koszt inwestycyjny wyniósł 235 mln dol.

● Pan American World Airways (PANAM) pragną skorzystać z oferty Iranu, który zaproponował 295 mln dol. za możliwość nabycia 15% akcji tego towarzystwa. Nie doszło jeszcze do ostatecznego sfinalizowania transakcji, lecz Prezydent Ford zdecydował na sprzedaż akcji.

● Między władzami lotniczymi Stanów Zjednoczonych i Holandii toczą się od dłuższego czasu rozmowy w sprawie zmiany warunków komunikacji lotniczej między tymi krajami. Inicjatywa zmian wyszła ze strony amerykańskiej, która nie chce pogodzić się z faktem, że KLM przewozi między Holandią a Stanami Zjednoczonymi trzy razy więcej pasażerów niż towarzystwo Pan American. Stany Zjednoczone domagają się również ograniczenia ofert przewoźników na liniach północno-atlantyckich przez towarzystwa lotnicze Szwajcarii, Belgii i krajów skandynawskich.

W początkowym stadium rokowań skandynawskie towarzystwo SAS zgodziło się zmniejszyć liczbę lotów na trasie Kopenhaga — Nowy Jork z 21 do 14 tygodniowo. Jednak Pan American zażądał, aby od wiosny br. SAS ograniczył liczbę tych lotów do siedmiu tygodniowo i skasował całkowicie obsługę linii Sztokholm—Chicago. Żądanie to zostało przez dyrekcję SAS odrzucone.

## OGÓLNE

● W portach lotniczych stosuje się nowe rozwiązania, zapobiegające zaśnieniu i oblodzeniu płyt postojowych samolotów. Pod nawierzchnią płyt instaluje się plastikowe rury, doprowadzając gorącą wodę. System ten zastosowano na lotnisku Zurich-Kloten oraz wprowadza się w nowym porcie Sztokholm-Arlanda.

● W ub. roku trzykrotnie wprowadzane były podwyżki taryfy transatlantycznej: od 1 stycznia — o 6%, od 1 kwietnia — o 7% i od 1 listopada — o 10%.

● Transport powietrzny znajduje się pod szczególnym wpływem hiperinflacji, która powoduje zwiększenie wysokości płac, cen usług i paliwa, wyższe podatki i opłaty. W roku 1975 koszty własne linii lotniczych będą co najmniej o 40% wyższe niż w roku 1973. Na same tylko spłaty używanych dziś maszyn linie lotnicze będą potrzebowały w ciągu najbliższych trzech lat około 20 miliardów dolarów. IATA ocenia, że mimo podwyżki cen biletów deficyt światowych linii wyniesie w okresie od kwietnia 1973 r. do sierpnia 1974 r. co najmniej 800 mln dol.

● Komitet wykonawczy IATA wydał zalecenia dotyczące minimum warunków, jakie muszą być spełnione dla zapewnienia bezpieczeństwa na lotniskach komunikacyjnych. Należą do nich: umundurowany i uzbrojony personel oraz środki łączności radiowej, pozwalające na natychmiastowe porozumiewanie się z miejscem zajścia ze służbami bezpieczeństwa. Osoby wchodzące w skład służby muszą być dobrze sprawdzone co do pewności ich zachowania. Cały personel obsługowy musi być zaopatrzone w znaki rozpoznawcze, a samoloty chronione na płytach przez uzbrojony personel. IATA upoważniła swój wydział wykonawczy do zwrócenia się do rządów — członków IATA — o jak najszybsze ratyfikowanie porozumień zawartych w Tokio, Hadze i Montrealu.

**Samoloty  
zbudowane  
w dużych seriach**

**1914 ÷ 1930 r.**

Breguet XIX	12 000
Avro 504	11 000
DH4/DH-9A	10 400
Spad S-XIII	8 500
Breguet XIV	8 000
Sopwith 1 1/2 Strutter	6 300

**1935 ÷ 1945 r.**

Hinszyn H-2, -10	41 100
Jak-1, -3, -7, -9	37 000
Me 109	33 000
Fw 190	25 000
Spitfire/Seafire	23 000
Po-2*	20 000
P-51 Mustang	15 600
P-47 Thunderbolt	15 300
P-36/P-40 Warhawk	15 200
Ju-88	15 000
Piper Cub*	15 000
Hurricane	14 200
AT-6 Texan/Harvard	13 500
DC-3/Li-2	13 300
F4U Corsair	12 900
B-17 Fortress	12 800
F6F Hellcat	12 300
BT-13 Valiant	12 100
Wellington	11 500
Pe-2	11 400
Avro Anson	11 000
P-38 Lightning	9 900
P-39 Airacobra	9 900
DH Tiger Moth	8 600
Boeing-Stearman PT-17	8 600
Lancaster	7 400
UT-2	7 150
I-16	7 000
Mosquito	6 700
Halifax	6 200

\* — bez samolotów cywilnych

Wytwórnia i typ	Przeznaczenie	Zbudowano do 1975 r.	Cena [dol. USA] (z roku)
<b>Czechosłowacja</b>			
Aero L-29 Dellin	T	2 713	400 000 (1968)
<b>Francja</b>			
Dassault-Breguet			
Atlantic	P	118	7 500 000 (1971)
Mirage 111	M	1 500	3 300 000 (1965)
Mirage F. 1	M-Sz	268 + (107)	4 210 000 (1973)
Dornier-Dassault-Breguet			
Alpha Jet	T	433	1 100 000 (1972)
Fouga Magister	T	1 000	
<b>Indie</b>			
Hal HJT-16 Kiran	T	5 + (145)	392 000 (1971)
<b>Japonia</b>			
Mitsubishi			
T-2	T	2 + (39)	4 727 000 (1971)
<b>Jugosławia</b>			
Soko			
Galeb	T	150	466 000 (1973)
J-1 Jastreb	Sz	3	175 000 (1969)
Jurom	Sz	(200)	
<b>Kanada</b>			
Canadair CL-41G	T	210	360 000 (196*)
<b>RFN</b>			
PANAVIA			
MRCA	B	(800)	3 700 000 (1974)
<b>Szwecja</b>			
SAAB			
35 Draken	M	600 + (5)	1 450 000 (1968)
AJ-37 Viggen	M	(205)	3 840 000 (1971)
105G	T	190	590 000 (1971)
Sup-porter	T	(77)	
<b>USA</b>			
Fessenden			
A-37B Dragonfly	Sz	447 + (36)	444 000 (1968)
T-37	T	1 237	360 100 (1967)
Fairchild Industries			
A-10A	Sz	52	11 000 000 (1974)
F-111	M-B	466	16 000 000 (1975)
General Dynamics			
YF-16	M	15 + (630)	7 000 000 (1975)
Grumman			
A-6E Intruder	Sz	530	
F-14A Tomcat	M	(414)	19 000 000 (1975)
Lockheed			
C-5A Galaxy	Tr	79	31 400 000 (1970)
C-130 Hercules	Tr	1 193 + (158)	3 000 000 (1964)
F-104S Starfighter	M	3 880	3 515 000 (1971)
LTV Aerospace			
A-7E Corsair II	M	1 700 + (76)	1 200 000 (1964)
McDonnell Douglas			
F-4E Phantom	M	5 000 + (330)	4 500 000 (1975)
F-15A Eagle	M	(749)	
Northrop			
T-38 Talon	T	1 200	800 000 (1966)
F-5 Tiger II	M	20 + (611)	1 300 000 (1973)
YF-17	M	1	7 000 000 (1975)
Rockwell International			
B-1A	B	1 + (241)	90 000 000 (1975)
OV-10 Bronco	Sz	480 + (16)	
T-2C Buckeye	T	510	1 300 000 (1973)
<b>Wielka Brytania</b>			
BAC			
Jet Provost	T	600	420 000 (1973)
167 Strikemaster	Sz	169 + (10)	420 000 (1971)
Hawker Siddeley			
Buccaneer S.2A B	Sz	151	3 020 000 (1971)
HS. 1182 Hawk	T	(175)	1 500 000 (1973)
Harrier GR.3	Sz	215 + (8)	3 700 000 (1969)
Nimrod MR.1	P	46	
SEPECAT			
Jaguar	Sz	(491)	4 022 000 (1973)
Scottish Aviation			
Bulldog 120	T	120 + (130)	51 000 (1972)
<b>Włochy</b>			
Aeritalia			
G. 91	M	605	
G. 91Y	Sz	(251)	1 053 000 (1971)
Aermacchi			
MB. 326K	T	800 + (41)	191 000 (1966)
SIAT — Macchetti			
SF-260MX	T	172	

Oznaczenia: B — bombowy; M — myśliwski; P — patrolowy morski; Sz — szturmowy; T — czkołno-treningowy; Tr — transportowy; w nawiasach — zamówienia.



Mgr WŁODZIMIERZ WASKOWSKI

# Rozwój koncepcji samolotu myśliwskiego

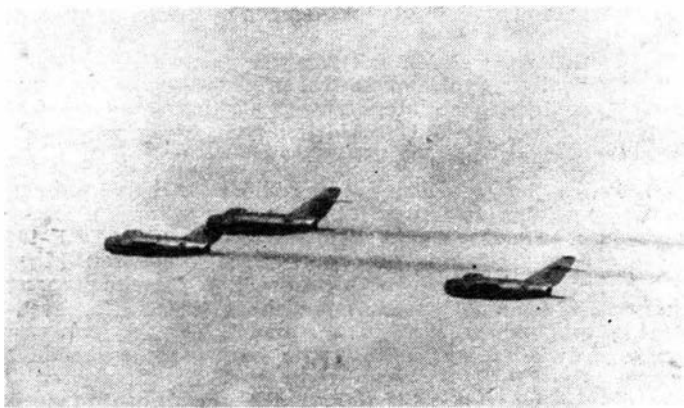
## Część I

Rozwój amerykańskiej koncepcji walki powietrznej samolotów odrzutowych: etap pierwszy (do 1965 r.) — koncepcja automatycznego myśliwca jako pocisku z człowiekiem wewnątrz; etap drugi — doskonalenie zwrotności, przyspieszenia i prędkości wznoszenia; etap trzeci — zwiększanie wskaźnika stosunku wielkości ciągu do masy samolotu.

### Etap I — prędkość przede wszystkim Lata 1950–1965

Pierwszy pojedynek pomiędzy odrzutowymi samolotami myśliwskimi MiG-15, a znacznie wolniejszym amerykańskim F-80 Shooting Star (prędkość maksymalna pierwszego — liczba M = 0,876, drugiego — 0,780) odbył się 8 listopada 1950 roku. Od tej chwili nad polem walki zapanowały koreańskie Mig-i. W tej sytuacji dowództwo amerykańskich sił powietrznych wysłało na koreański front wszystkie będące w jego dyspozycji eskadry swych najszybszych myśliwców: F-86 Sabre (prędkość M = 0,910).

W wyniku walk znalazła potwierdzenie obowiązująca ówczesnie — a wypracowana jeszcze pod koniec II wojny światowej — teoria głosząca, iż o zwycięstwie w spotkaniu dwu myśliwców decyduje wyłącznie prędkość. Ta koncepcja taktyki walki powietrznej samolotów odrzutowych, zawarta w formule *prędkość i jeszcze prędkość* triumfowała przez blisko 20 kolejnych lat.



Rys. 1. MiG-15

Doświadczenia uzyskane w trakcie działań lotniczych nad Koreą stały się bodźcem do pogłębienia teorii, na zasadzie której (P. Grasset: Dogfight makes comeback, *Interavia* nr 12'74, s. 1189):

● ... kontynuowano, a nawet wzmagano tempo wyścigu i wysiłków zmierzających do budowy samolotów rozwijających coraz większe prędkości kosztem innych parametrów. Jak np.: wzrostu przyspieszeń na zakrętach, prędkości wznoszenia, zwrotności itp.;

● ... opracowano koncepcję idealnego samolotu myśliwsko-bombowego, który łączyłby w sobie zdolność do przeprowadzenia dwu odrębnych akcji bojowych, to jest bliskiego wsparcia i szturmowania oraz przewagi powietrznej, przy czym kryterium prędkości wysunięto na pierwsze miejsce. Teorię tę wcieliłono w kształt materialny przy pracach rozwojowych i budowie samolotów (lata pięćdziesiąte) F-86D Sabre, F-89 Scorpion i F-94 Starfire.

Wszystkie wymienione samoloty rozwijały duże prędkości, przekraczając wartość 0,9 M, mogły przeprowadzać akcje bojowe w dzień i w nocy, teoretycznie w każdych warunkach atmosferycznych, i były wyposażone w radary do wy-

krywania celów i prowadzenia ognia. Ich uzbrojenie składało się wyłącznie z rakiet, a w przypadku Scorpiona z rakiet i pocisków kierowanych. Ten rodzaj uzbrojenia uważany był wówczas za broń jedynie właściwą i niezawodną.

Obowiązującą ówczesnie ideę walki powietrznej można lapidarnie sformułować następująco: walka ma mieć przebieg automatyczny, zestrzał następuje po naprowadzeniu przez radar, zaskoczenie przeciwnika musi być tak zupełne, że nie powinien on zdawać sobie sprawy z faktu zaatakowania go.

Pojęcie *zwrotność i manewr* w czasie walki zostały odrzucone (z ogólnej liczby samolotów strąconych przez myśliwce w Korei 65% było zniszczone w czasie jednego i niespodziewanego ataku). Zgodnie z opinią konstruktorów z USA oraz innych krajów produkujących w tym czasie sprzęt lotniczy *pilot jest jedynie dodatkiem do samolotu*.

Ostateczne rozwinięcie uzyskała ta koncepcja w konstrukcji samolotu myśliwsko-bombowego Lockheed F-104 Starfighter, nazywanego *pociskiem z człowiekiem wewnątrz* (oblot 7.II.1954 r.). Po wyprodukowaniu w USA i w krajach licencjobiorcach ok. 3800 sztuk (m.in. w RFN, Japonii, Włoszech i Belgii) oraz po zakupie tych samolotów przez kilkanaście innych państw wydawało się, że zwyciężyła tendencja przekształcania samolotu w rodzaj pocisku o coraz większej prędkości, ograniczanej wyłącznie przez poziom istniejącej techniki i technologii.

Koncepcja zautomatyzowanego samolotu myśliwskiego, która osiągnęła swój zenit w latach pięćdziesiątych, trwała bez mała przez całą następną dekadę i dopiero doświadczenia uzyskane podczas wojny wietnamskiej wykazały, że przewaga prędkości i uzbrojenie w pociski kierowane nie gwarantują zwycięstwa w walce powietrznej. Podobne wnioski wyciągnięto po wojnie izraelsko-egipskiej i pakistańsko-indyjskiej.

W ten sposób w zwartej zdawałoby się teorii bezwzględnej przewagi *automatycznego myśliwca* pojawiły się pierwsze rysy: automatyczna infrastruktura (radary, lasery, automatyczne odpalanie, wykrywanie celów, większą odległość itp.) jest elementem o pierwszorzędym, a nawet w niektórych przypadkach o decydującym znaczeniu, ale w zasadzie stanowi ona tylko najważniejszy dodatek do człowieka pilotującego samolot.

W systemie człowiek-automat człowiek wysunął się ponownie na pierwsze miejsce.

### Wietnamska lekcja

Pierwsza wielka amerykańska ofensywa lotnicza rozpoczęła się w Wietnamie w 1965 r. Strona wietnamska wprowadzała do akcji swoje samoloty powoli i stopniowo (początkowo były to Mig-i-17, a następnie Mig-i-21), co pozwoliło jej na przeprowadzenie dokładnej analizy warunków i taktyki walki stosowanych przez Amerykanów i na zastosowanie właściwych przeciwśrodków. Taktyka Wietnam-



Rys. 2 F-86 Sabre



Rys. 3. F-104 Starfighter

czyków po pierwsze uniemożliwiła lotnictwu Stanów Zjednoczonych wykorzystanie miążdżącej w tym okresie przewagi ilościowej, a po drugie sposób prowadzenia walki powietrznej przez Wietnamczyków wykazał, że taktyka i uzbrojenie amerykańskiego lotnictwa, oparte o koncepcję *automotycznego myśliwca* nie sprawdzają się w walce, że ich broń uważana dotąd za niezawodną nie jest taką w praktyce, tak że powietrzne pojedynki stawały się prawdziwą walką myśliwską i nie kończyły się zestrzeleniem wolniejszego przeciwnika.

Samoloty bojowe lotnictwa Stanów Zjednoczonych (myśliwsko-bombowe) wyposażone były wyłącznie w rakiety i (rzadziej) w pociski kierowane. Dotyczyło to nawet ówczesnie najnowszych samolotów jak Convair F-106 Delta Dart czy Mc Donnell Douglas Phantom, które zrobiły wprost oszałamiającą karierę. W działka uzbrojone były mało na tym froncie używane Starfighterzy i samoloty Republic F-105, które pełniły tam funkcję samolotów bliskiego wsparcia.

W miarę jak zwiększała się liczba wietnamskich samolotów i wzrastała ilość oraz częstotliwość walk powietrznych — rozwiął się kolejny mit, głoszący, że nie istnieje obrona przed lotniczymi pociskami raketowymi, a zwłaszcza pociskami kierowanymi. Teoretycy walki lotniczej twierdzili, że przed trafieniem przez pocisk kierowany nie chroni ani manewr wykonany przez zaatakowanego, ani zwrotność samolotu. Zwykły rachunek arytmetyczny zadał kłam teorii: z dziesięciu kierowanych pocisków Sidewinder tylko jeden trafiał do celu i to przy optymalnych warunkach odpalenia, a mianowicie (wg P. Grassetta):

- samolot odpalający kierowany pocisk Sidewinder musi się znajdować bezpośrednio za samolotem atakowanym;
- atak musi być wykonany w taki sposób, aby nieprzyjacielski pilot nie mógł dostrzec rozbłysku następującego przy odpaleniu pocisku, gdyż z uwagi na jego małą sterowność samolot atakowany może wykonać odpowiedni unik.

W świetle tych faktów, amerykańscy piloci biorący udział w kampanii wietnamskiej doszli do wniosku, że samolot myśliwski oprócz rakiet i kierowanych pocisków musi być wyposażony w działka, które umożliwią mu prowadzenie klasycznej walki powietrznej.



Rys. 4. Mirage III

Wniosek ten został zaaprobowany przez Departament Uzbrojenia jeszcze w ostatnim kwartale 1965 roku. Jako pierwsza została uzbrojona w działka Vulcan 20 mm — 366 amerykańska eskadra taktyczna wyposażona w samoloty Phantom, uzbrojenie zatem od tej daty stanowiły tak działka jak i rakietami oraz pociski kierowane. Ten system uzbrojenia (rakietami i pociski są obecnie znacznie bardziej efektywne przy większej odległości od celu, a mniej przy bliskiej) to jest działka-rakietami — pociski poważnie zwiększa zasób środków walki i pozwala na jej bardziej elastyczne prowadzenie. Dzisiaj wszystkie nowoczesne samoloty myśliwskie znajdujące się w uzbrojeniu lub na etapie dopracowania (F-15 Eagle, F-14 Tomcat, YF-16 i YF-17) wyposażone są w działka, rakietami i pociski,

z tym zastrzeżeniem, że sprzęt jest stale udoskonalany (np. działka Vulcan zostały zastąpione przez M-61A1).

## Etap II. Czy tylko prędkość?

*Wietnamska lekcja* — pisze P. Grasset — potwierdziła słuszność teoretycznych założeń taktyki walki powietrznej, które rozwijały się od chwili, gdy walka powietrzna dwu samolotów stała się faktem.

W ten sposób samolot sensu stricto odzyskał znaczenie, które np. miał w okresie pierwszej wojny światowej i na początku drugiej (Bitwa o Anglię!). Zadaniem samolotów myśliwskich jest zdobycie panowania w powietrzu, co w konsekwencji umożliwi innym samolotom przeprowadzanie zespołu akcji bojowych (bombardowanie taktyczne, bliskie wsparcie, bliski i daleki zwiad itp.) lub logistycznych (dostawa zaopatrzenia, ewakuacja, instalacja obozów, lotnisk itp.).

W porównaniu do okresu sprzed dziesięciu lat dzisiejsze lotnictwo dysponuje znacznie bardziej udoskonalonym i bogatszym zestawem środków technicznych. Jest to przede wszystkim tak zwane przez Amerykanów *electronic environment* (środowisko elektroniczne) czyli różnorodne urządzenia komputerowe, służące do wielorakich celów wojskowych, jak zbieranie informacji, koordynowanie akcji bojowych, naprowadzanie własnych samolotów, zastosowanie właściwych metod elektronicznych do zwalczania obrony przeciwnika sterowanej przez urządzenia radiolokacyjne itp.

Po *wietnamskiej lekcji*, w końcu lat sześćdziesiątych, uległy całkowitej zmianie koncepcja i konstrukcja samolotów myśliwskich oraz taktyka walki powietrznej. Wojskowi planiści amerykańscy w oparciu o doświadczenia zdobywane w czasie działań wojennych na terenach Południowo-Wschodniej Azji (Wietnam, Laos, Kambodża) sformułowali doktrynę działania lotnictwa myśliwskiego, która będzie miała (lub powinna mieć — Wł. W.) decydujący wpływ na uzyskanie przewagi w powietrzu (*air superiority*) pod warunkiem posiadania nowoczesnego sprzętu.

Przebieg takiej akcji Amerykanie dzielą na trzy etapy:

- etap wstępny — elektroniczne rozpoznanie środowiska i opracowanie taktyki;

- etap I — naprowadzenie własnych myśliwców na formację nieprzyjacielską;

- etap II — myśliwce przechodzą w odpowiedniej ustalonej odległości od nieprzyjaciela na samodzielną obserwację i przygotowują się do bezpośredniej walki typu klasycznego.

W świetle tych założeń taktycznych nasuwa się pytanie, czy jest konieczna dla myśliwca prędkość wynosząca np.  $M = 3$ , co było postulatem amerykańskich (i nie tylko) strategów w połowie lat sześćdziesiątych, kiedy m. in. zakończono budowę samolotu SR-71.

Do końca lat sześćdziesiątych każdy kolejny samolot bojowy powinien był rozwijać większą prędkość niż jego poprzednik. Przykładowo samoloty F-104, F-105, F-106 i F-4 osiągały odpowiednio następujące prędkości:  $M = 2,2; 2,4; 2,5$  i  $2,6$ . Największa prędkość uzyskana przez amerykański samolot wojskowy wynosi 3850 km/h. Prędkość tę osiągnął w 1950 roku samolot YF-12A, wówczas jeszcze doświadczalny, a następnie budowany w krótkich seriach jako SR-71. Zwraca uwagę fakt, że od tego czasu rekord ten nie został pobity, chociaż w przeciągu dziewięciu poprzedzających lat (od 1957 roku) amerykańskie rekordy prędkości były podwyższane aż pięć razy. Wydaje się zatem, że 1965 rok stanowił przełomową datę i że wojskowe lotnictwo USA zaniechało wyścigu z czasem, chociaż infrastruktura techniczna umożliwia budowę jeszcze szybszych samolotów.

Dalszy bodziec do zmiany doktryny walki powietrznej a zatem i koncepcji samolotu myśliwskiego przyniosła ze sobą wojna pakistańsko-indyjska w 1965 r. Pojedynki myśliwców miały tam dla wojskowych konformistów przebieg niespodziewany i wręcz sensacyjny: lekkie angielskie samoloty Hawker-Siddeley Folland Gnat (ciężar maksymalny 4100 kg, prędkość maksymalna 1120 km/h) okazały się nie tylko równorzędnym przeciwnikiem dla amerykańskich latających pocisków z człowiekiem wewnątrz tj. Starfighterów (ciężar 10 500 kg, prędkość do 2450 km/h), lecz potrafiły nad nimi triumfować. Podobne przykłady zwycięstwa powolnego Dawida nad superprędkim Goliatem często występowały w kolejnym konflikcie tych dwu państw (1971 r.).

Jeszcze raz został dowiedziony fakt, że większa prędkość nie decyduje o zwycięstwie.

Właściwe i słuszne wnioski z doświadczeń tych walk powietrznych wyciągnął naszym zdaniem W. E. Fellers,

dyrektor realizacji amerykańskiego programu Air Combat Fighter (myśliwiec do walki powietrznej) i ramienia koncernu Northrop (samolot YF-17, który oświadczył „przy studiach nad charakterystyką naszego samolotu myśliwskiego nigdy nie braliśmy pod uwagę możliwości budowy maszyny, rozwijającej duże prędkości naddźwiękowe tj. rzędu  $M = 2,5-3,0$ , gdyż jesteśmy najgłębiej przekonani o zbędności tego rodzaju osiągnięć. Oto jakie parametry są konieczne dla efektywnej akcji samolotu myśliwskiego prędkość wznoszenia (zwrotność na zakrętach i przyspieszenie. Prędkość użyteczna w czasie walki powietrznej zawiera się w granicach od  $M = 0,9$  do  $M = 1,5$ ).

Wszystkie nowe amerykańskie samoloty myśliwskie i tak zwanej przewagi powietrznej rozwijają następującą prędkość:

- kategoria samolotów lekkich YF-16 i YF-17 do  $M = 2,0$ ;
- kategoria samolotów ciężkich F-14 (Tomcat) i F-15 (Eagle) do  $M = 2,5$ .

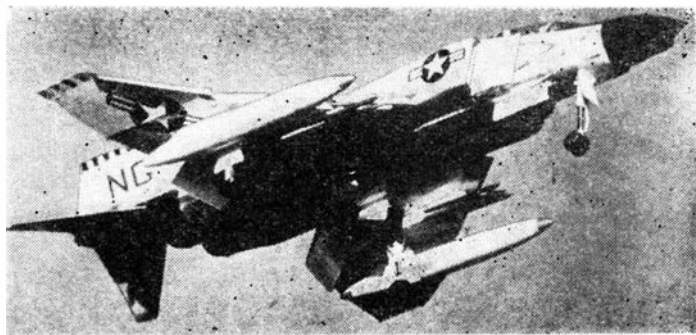
Bardzo duże prędkości rzędu  $M = 3+$  przydatne są dla samolotów przeznaczonych dla specjalnych celów, np. dla głębokiego strategicznego zwiadu przeprowadzonego na wysokości 25 000 ÷ 30 000 m. Reprezentantem tej klasy samolotów to amerykański SR-71, który w 1974 roku wstąpił się pobiciem absolutnych rekordów prędkości na trasie atlantyckiej i przelocie do Los Angeles z Farnborough, gdzie odbywał się wówczas salon lotniczy. Jednak nawet takie prędkości i wysokość nie zapewniają bezpieczeństwa lotu nad terenem nieprzyjaciela. Według opinii rzeczoznawców lotniczych nawet wolniejszy samolot, ale wyposażony w odpowiednie uzbrojenie, może zestrzelić takiego zwiadowcę. Aby zapewnić sobie czyste niebo nad Iranem, szach Reza Pahlavi zakupił partię 80 Tomcatów wyposażonych w kierowane pociski typu Hughes Phoenix. Czy w tym przypadku fakty poprzę teorię — wykaże (oby jak najdalsza) przyszłość.

### Etap III — dzień dzisiejszy rozwoju koncepcji samolotu myśliwskiego

W realizacji założeń nowej doktryny walki samolotów myśliwskich, służącej zapewnieniu panowania w powietrzu, poważny wkład mieli i mają producenci silników.

Nowe silniki wojskowe, rozwijające podobny ciąg jak i zespoły napędowe poprzedniej generacji, zużywają mniej paliwa, są elastyczniejsze w sterowaniu i co najważniejsze są znacznie lżejsze. Wpływ tych parametrów na podniesienie szczególnie dziś ważnych osiągnięć samolotów myśliwskich (zwrotność, przyspieszenie, prędkość wznoszenia) doskonale ilustruje porównanie stosunku wielkości ciągu do masy samolotu w przypadku samolotów poprzedniej generacji (F-10, F-106, F-4 Phantom) z rozwijanymi obecnie lekkimi samolotami myśliwskimi (ciężar maksymalny do 18 000 kG) YF-16 i YF-17 oraz supermyśliwcami, jak F-14 Tomcat oraz F-15 Eagle, których maksymalny ciężar startowy sięga 25 000 kG.

Zwycięski współzawodnik w dostawach dla lotnictwa wojskowego USA — samolot General Dynamics YF-16 — wyposażony jest w jeden silnik Pratt and Whitney F-100 o ciągu z dopalaczem 11 340 kG (Eagle napędzany jest dwo-



Rys. 5. F-4 Phantom II

ma identycznymi silnikami). Ciężar własny silnika F-100 wynosi 1360 kG. Silniki samolotów poprzedniej generacji, np. F-105 i F-106 (Pratt-Whitney J-75), rozwijały podobny ciąg — 11 100 kG — lecz ich ciężar wynosił 2270 kG. Występuje zatem bardzo istotna różnica w ciężarach. Silnik nowej generacji (nie wspominamy tu o innych bardzo ważnych udoskonaleniach technicznych F-100) jest lżejszy o 910 kG.

Bezpośrednim skutkiem zmniejszenia ciężaru jest wzrost stosunku wielkości ciągu do masy samolotu. W przypadku samolotu YF-16 wskaźnik tego stosunku wynosi 1,41 (ciężar samolotu gotowego do akcji wymiatania — 8000 kG ciąg 11 340 kG). Podobny jest też wskaźnik obliczony dla samolotu Northrop YF-17, oscylujący w zależności od ciężaru samolotu (ciężary są różne w zależności od zadania, które samolot ma wykonać) wokół liczby 1,30. Jako średni ciężar przyjmujemy 10 000 kG, ciąg z dopalaczem 13 600 kG. Nawet dla samolotu 2,5 raza cięższego (Eagle) wskaźnik stosunku wielkości ciągu do masy samolotu wynosi 1,25.

Odmienne przedstawia się ten wskaźnik dla samolotów poprzedniej generacji: w przypadku doskonałego samolotu Phantom kształtuje się on w wysokości 0,73 (ciąg z dopalaczem 15 420, ciężar samolotu dla akcji przewagi powietrznej — 20 865 kG), jeszcze niższy jest omawiany wskaźnik dla samolotu Republic F-105 Thunderchief — 0,61 (ciąg — 11 100 kG, masa samolotu — 18 100 kG).

Z zestawienia charakterystyki zespołu silnik/płatowiec i stosunku wielkości ciągu do masy samolotu wynika, że z wyjątkiem morskiego samolotu F-14 Tomcat, wszystkie współczesne amerykańskie samoloty już produkowane i znajdujące się na etapie prac rozwojowych lub dopracowania mają wskaźnik omawianego stosunku znacznie przekraczającą wartość 1. Najwyższy zaś wskaźnik stosunku wielkości ciągu do masy samolotu charakteryzuje samolot General Dynamics YF-16, który po dość znacznych zmianach konstrukcyjnych będzie wyprodukowany w ilości minimum 650 sztuk i oznaczony jako F-16. Wydaje się zbędne szersze omówienie znaczenia, jakie ta zależność ma dla zwiększenia osiągnięć współczesnych samolotów myśliwskich.

## Książki lotnicze

**Sprawocznik lotczyka i szturmana.** Pod red. W. M. Ławskiego. Wojennoje Izdatielstwo Min. Obor. ZSRR, Moskwa 1974. Stron 504, cena 1,09 rb. (10,90 zł)

Napisana jako poradnik książka omawia wszystkie podstawowe zagadnienia z odpowiedniego zakresu. Kolejne rozdziały poświęcone są meteorologii lotniczej, konstrukcji samolotów i silników, aerodynamice i dynamice lotu, astronomii lotniczej, kartografii i nawigacji, manewrowaniu samolotów w szybach oraz zadaniom wojskowym — bombardowaniu i fotografii lotniczej.

Specyfiką każdego poradnika jest zwiększona ilość informacji, osiągnięta kosztem materiału opisowego; za to możliwie obszerny

zakres informacji konkretnych i sposób doboru tego materiału decydują o wartości poradnika. Omawiany poradnik pilota i nawigatora stanowi udany kompromis między zwięzłością a zakresem informacji — zagadnienia opracowane są w sposób bardzo staranny, ilustrowane tabelami, wykresami lub schematami pozwalającymi na praktyczne korzystanie.

Wiadomości typu encyklopedycznego są omówione w dużym skrócie — natomiast zagadnienia, z którymi może stykać się czytelnik książki, są wyłożone dokładnie.

Książka może być użyteczna dla personelu latającego wojskowego i cywilnego, a także dla słuchaczy wyższych szkół wojskowych odpowiednich specjalności.

A. K.

W. D. SAMORUKOW: **Międzynarodowe woźdusznyje soobszczenia SSSR.** Moskwa 1975. Izd. Znanje, s. 64, cena 11 kop. (zł 1,10)

W broszurce przedstawiono dzieje rozwoju zagranicznej komunikacji lotniczej ZSRR od 1918 r. do chwili obecnej. Przedstawiono również zmiany organizacyjne Aeroflotu w tym okresie oraz zmiany w typach używanych samolotów. W formie tabelarycznej pokazano rozwój linii zagranicznych w latach 1954—74. W wykazie literatury wymieniono najważniejsze wydawnictwa na temat radzieckiej komunikacji lotniczej.

A.G.

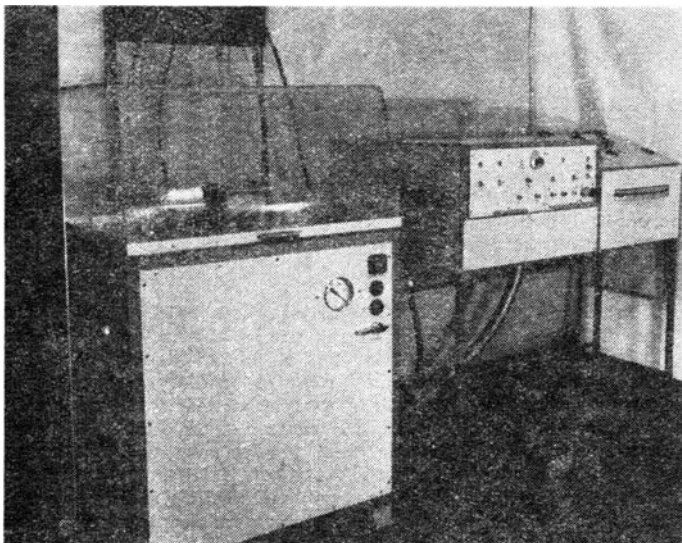
# Technologia elektromagnetycznego obciskania złączy

**Wyniki badań własnych autora nad technologią elektromagnetycznego obciskania złączy. Zastosowane urządzenia oraz własności użytkowe otrzymanych złączy.**

Wykonywanie złączy przez elektromagnetyczne obciskanie stanowi jedną z typowych operacji kształtowania magnetycznego, należących do dynamicznych metod obróbki plastycznej. Plastyczne odkształcanie powodują masowe siły Lorentza wytwarzane przez impuls pola magnetycznego w znajdującej się w pobliżu przygotowce.

Metoda ta stosowana jest do wykonywania niektórych operacji, szczególnie w zachodnim przemyśle lotniczym i elektrotechnicznym; u nas nie znalazła dotychczas zastosowania. Laboratoryjne prace badawcze nad tą metodą rozpoczęte zostały przez autora w roku 1963 na zlecenie WSiK Mielec i prowadzone w ówczesnej Katedrze Technologii Mechanicznej Ogólnej i Lotniczej Politechniki Warszawskiej przy współpracy z pracownikami Zakładu Wysokich Napięć Instytutu Elektrotechniki w Międzyzlesiu. Prace te, mające charakter wstępnych prac rozpoznawczych, zostały zakończone w 1964 r. [1]. W 1969 roku autor wznowił prace badawcze nad tą tematyką, które doprowadziły do zbudowania i uruchomienia w 1973 r. urządzenia do kształtowania magnetycznego o maksymalnej energii 30 kJ przy maksymalnym napięciu na kondensatorach 10 kV. Urządzenie to zbudowane zostało w Instytucie Technologii Bezwiórowych Politechniki Warszawskiej z przeznaczeniem do badań procesów tłoczenia magnetycznego i elektrohydrodynamicznego z możliwością ciągłej regulacji napięcia pracy od 1,5 kV do 10 kV i skokowej regulacji pojemności co 60  $\mu$ F. Pozwala to na regulację energii wyjściowej baterii kondensatorów w przedziale 0,065–30 kJ. Fragment tego urządzenia przedstawiony jest na rys 1.

Pod koniec lat sześćdziesiątych prace nad tą problematyką podjęły również inne ośrodki w kraju, jak Politechnika Poznańska i Politechnika Wrocławska.



Rys. 1. Fragment urządzenia do elektromagnetycznego ukształtowania

W Instytucie Technologii Bezwiórowych prowadzone są prace badawcze nad technologią kształtowania płaskich żłobkowanych membran do elementów automatyki na zlecenie FACH — Cieszyn oraz prace nad technologią złączy obciskanych elektromagnetycznie (w ramach własnych prac badawczych). Wyniki tych ostatnich prezentowane są w niniejszym artykule.

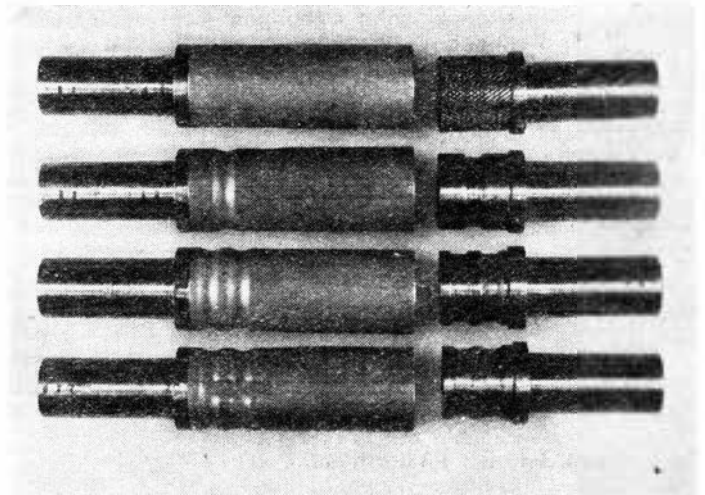
## Przedmiot badań

Przedmiotem badań w zakresie złączy obciskanych elektromagnetycznie były złącza rurki z trzpieniem, występujące bardzo często w konstrukcjach lotniczych. Do badań użyto rurek ze stopu glinu PA6 o średnicy zewnętrznej 25 mm i grubości ścianki 1 mm w stanie zmiękczo-nym. Natomiast trzpienie o długości 21 mm z różnie ukształtowanymi końcówkami, wykonano ze stali St3 i 35.

W badaniach stosowano cztery rodzaje końcówek:

- walcową radełkowaną,
- walcową z jednym obwodowym rowkiem,
- walcową z dwoma obwodowymi rowkami,
- walcową z dwoma obwodowymi i sześcioma wzdłużnymi, systematycznie rozmieszczonymi, rowkami.

Ogólny widok elementów przed montażem i po częściowym montażu przedstawiony jest na rys. 2.

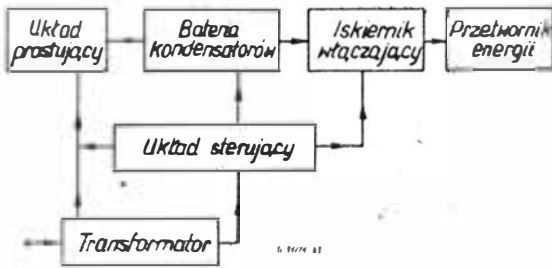


Rys. 2. Badane typy złączy, częściowo zmontowane

Prace badawcze prowadzono w dwu etapach:

- prace nad technologią elektromagnetycznego obciskania złączy,
- badanie własności użytkowych tych złączy.

W zależności od badanych własności użytkowych trzpienie zakończone są różnymi chwytami: walcowym z osiowym otworem — do badań wytrzymałości złącza na rozrywanie i szczelność, sześciokątnym — do badań wytrzymałości złącza na skręcanie, gwintowanym — do badań wytrzymałości złącza na zmęczenie.



Rys. 3. Schemat blokowy urządzenia do elektromagnetycznego kształtowania

### Technologia otrzymywania złączy

Urządzenie do kształtowania magnetycznego

Do kształtowania elektromagnetycznego służą urządzenia (lub w wydaniu produkcyjnym obrabiarki specjalistyczne), które w zasadzie stanowią impulsowy generator prądowy i oprzyrządowanie w postaci zwojnicy. Schemat blokowy takiego generatora przedstawiony jest na rys. 3, zaś fragment urządzenia zbudowanego w *Instytucie Technologii Bezwiórowych Politechniki Warszawskiej* jest pokazany na rys. 1. Urządzenie to stosowane jest do laboratoryjnych prac badawczych i posiada baterię kondensatorów o łącznej pojemności 600  $\mu\text{F}$ , podzieloną na dziesięć sekcji o pojemności 60  $\mu\text{F}$  każda, z możliwością równoległego łączenia dowolnej ilości sekcji. Napięcie ładowania kondensatorów wynosi 0÷7 kV (maks. 10 kV i jest regulowane w sposób ciągły. Natomiast napięcie pracy wynika z pracy iskrenników i rozpoczyna się od 1,5 kV. Energia baterii kondensatorów), określona zależnością  $1/2 CU^2$ , zawarta jest w granicach 0,065÷15 kJ — maks. 30 kJ.

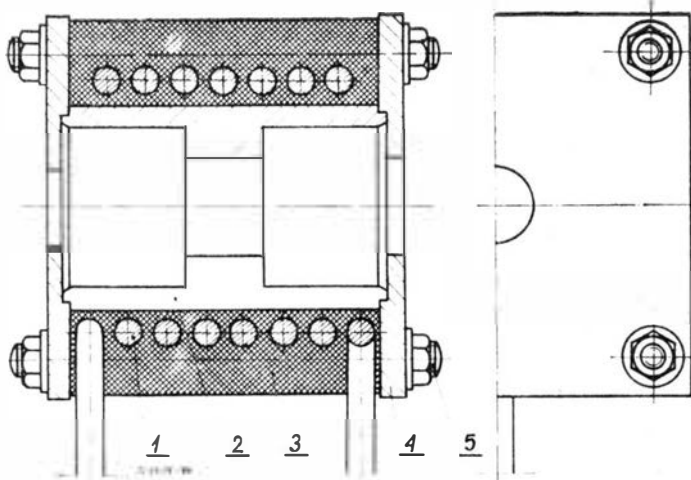
Budowa podobnego urządzenia lub obrabiarki w warunkach krajowych jest realna.

Oprzyrządowanie do elektromagnetycznego obciskania

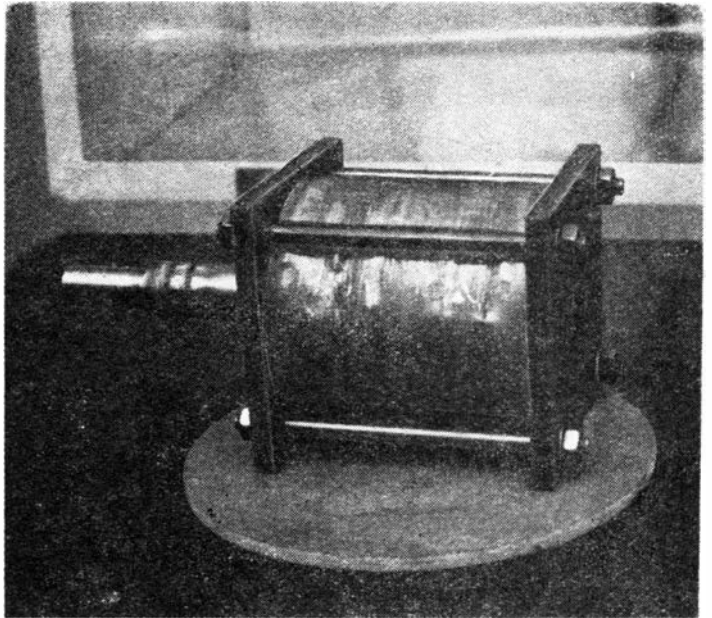
Wykonanie określonej operacji kształtowania magnetycznego zależy od oprzyrządowania, które stanowi zwojnica o kształcie dostosowanym do wykonywanej operacji. Spełnia ona rolę przetwornika energii impulsu prądowego na energię impulsu pola magnetycznego, ta z kolei na energię mechaniczną plastycznego kształtowania i energię rozprzesczenia.

Konstrukcja zwojnicy powinna spełniać pewne warunki zapewniające prawidłowe jej działanie. Do najważniejszych należy zaliczyć:

— jednorodny rozkład natężenia pola magnetycznego w obszarze plastycznej deformacji przygotówki;



Rys. 4. Zwojnica do elektromagnetycznego obciskania rurek na trzpieniach: 1 — zwojnica, 2 — wkładka koncentrująca pole magnetyczne, 3 — wypełniacz żywiczny, 4 — okładki, 5 — śruby ściągające



Rys. 5. Zwojnica do elektromagnetycznego obciskania złączy na pulpicie roboczym

- możliwość przenoszenia dynamicznych obciążeń napięciowych siłowych i cieplnych,
- niską rezystancję własną,
- niewielkie zakłócanie rozkładu pola poza obszarem plastycznej deformacji.

Nie zawsze w prosty sposób warunki te można spełnić w projektowanej konstrukcji zwojnicy.

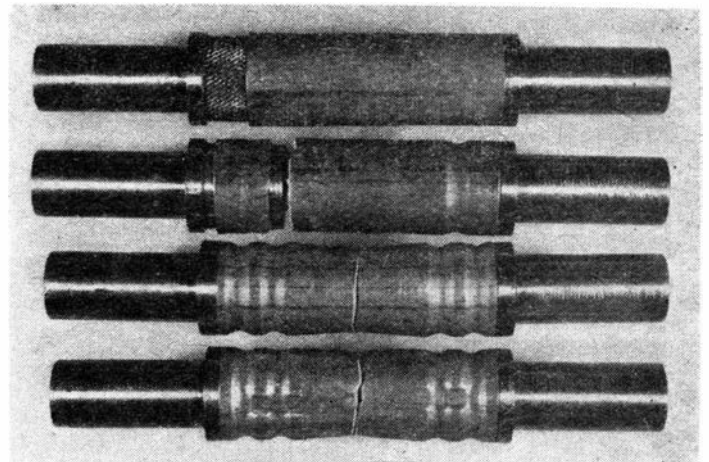
W omawianych badaniach obciskanie rurek na trzpieniach dokonywano za pomocą zwojnicy przedstawionej na rys. 4. W rozwiązaniu tym zastosowano mosiężną wkładkę skupiającą linie pola magnetycznego tylko w obszarze plastycznej deformacji rurki. Wkładka otoczona jest zwojnicą wykonaną z miedzianego pręta, zalaną materiałem izolacyjnym. Zwojnica od czoła ograniczona jest dwiema płytami ściągniętymi śrubami. Zwojnica ta zamontowana na pulpicie roboczym i przygotowana do pracy pokazana jest na rys. 5.

### Badania własności złączy

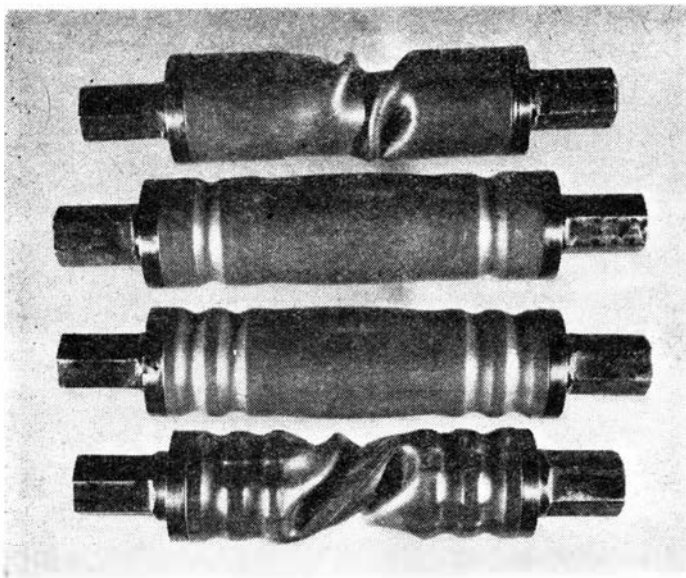
Wytrzymałość złączy na rozciąganie

Uzyskane złącza w wyniku elektromagnetycznego obciskania przebadane zostały na wytrzymałość na rozciąganie na zrywarcie Instron. Otrzymane wyniki w postaci maksymalnej siły niszczącej złącze i energii, przy jakiej złącze wykonano, zestawione są dla jednej z serii w tabelicy 1.

Widok próbek po zniszczeniu złączy przedstawiony jest na rys. 6.



Rys. 6. Próbki złączy zniszczone przez rozciąganie



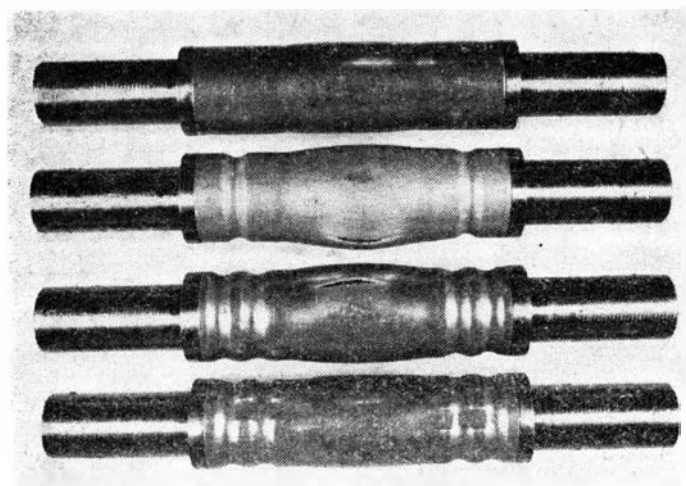
Rys. 7. Próbkę złącza zniszczone przez skręcanie

TABLICA 1. Wyniki badań wytrzymałości złącza na rozciąganie

Typ złącza	$F_{max}$ [kG]	$E_0$ [kJ]	Rodzaj zniszczenia
1	1540	4,33	spójność złącza
2	1300	4,33	pęknięcie rurki w obszarze złącza
3	1660	4,33	pęknięcie rurki poza obszarem złącza
4	1780	4,33	pęknięcie rurki poza obszarem złącza

TABLICA 2. Wyniki badań wytrzymałości złącza na skręcanie

Typ złącza	$M_s$ [kGm]	$M_{max}$ [kGm]	$E_0$ [kJ]	Rodzaj zniszczenia
1	9,10	10,04	4,31	spójność złącza
2	6,28	6,28	4,31	spójność złącza
3	6,80	8,00	4,31	utrata stateczności rurki poza obszarem złącza
4	10,70	10,80	4,31	utrata stateczności rurki poza obszarem złącza



Rys. 8. Próbkę złącza zniszczone przy próbie szczelności

## Wytrzymałość złącza na skręcanie

Otrzymane złącza poddano również badaniom wytrzymałościowym na skręcanie na zrywarcie Instron. Otrzymane wyniki w postaci maksymalnego momentu sprężystego  $M_s$ , momentu maksymalnego  $M_{max}$  niszczącego złącze i energii, przy której wykonano złącza, zestawione są dla jednej serii w tabl. 2.

Widok próbek po zniszczeniu złącza przedstawiony jest na rys. 7.

## Wytrzymałość złącza na zmęczenie

Złącza poddane zostały próbom zmęczeniowym przy obciążeniu jednostronnie zmiennym rozciągającym, ze średnią obciążeniem 300 kG i amplitudzie 300 kG. Próby wykazały wrażliwość złącza na karby powstałe od obciążenia na ostrych krawędziach końcówek trzpieni. Zaokrąglenie ostrych krawędzi końcówek trzpieni spowodowało, że każde ze złącza wytrzymało więcej niż  $10^7$  cykli. Badania tych złącza na zmęczenie są kontynuowane.

## Szczelność złącza

Badanie szczelności złącza polegało na włączaniu oleju do rurki zamkniętej dwoma trzpieniami tego samego typu, na których obciążono elektromagnetycznie rurkę. Utrata szczelności sygnalizowana była pojawiającymi się przeciekami i spadkiem ciśnienia, którego wartość maksymalną przyjęto za miarę szczelności. Wyniki badań przeprowadzonych na próbkach obciążonych przy energii wyjściowej 5,07 kJ zestawione są dla jednej z serii w tablicy 3, a zniszczone próbki pokazane są na rys. 8

TABLICA 3. Porównanie szczelności różnych typów złącza

Typ złącza	1	2	3	4
Szczelność $F_{max}$ [kG/mm <sup>2</sup> ]	85	185	190	120

Z przeprowadzonych pomiarów wynika, że nie wypełnił przez materiał rurki ostre nacięcia radełkowania wyraźnie obniżają szczelność złącza. Natomiast większa liczba rowków obwodowych szczelność tę wyraźnie podwyższa.

## Wnioski

Przedstawione wyniki badań potwierdzają pełną wartość użytkową obciążanych elektromagnetycznie złącza. Wynika to z faktu, że wytrzymałość samego złącza na ogół przekracza wytrzymałość łączącej rurki. Poza tym przez odpowiednie ukształtowanie końcówki złącza wytrzymałość jego można podnosić lub obniżać. Również przez dobór kształtu końcówek możemy zmieniać sztywność samego złącza, które może pracować jak rodzimy materiał rurki lub też być bardziej plastyczne i dostosowywać się do układu konstrukcji.

Otrzymane złącze przenosić może obciążenia zmienne w granicach 0-600 kG bez obawy jego zniszczenia; dalsze badania wykażą jego górną granicę.

Szczelność złącza obciążanego elektromagnetycznie pozwala na zastosowanie go tam, gdzie szczelność ta jest wymagana, a uzyskanie jej przez tradycyjne obciążanie mechaniczne jest niemożliwe.

Ze względu na rodzaj materiału stosowanego na złącza obciążane elektromagnetycznie znajdują one zastosowanie w przemyśle lotniczym i sprzęcie elektrotechnicznym.

## LITERATURA

1. T. BEDNAŃSKI i inni: Dynamiczne kształtowanie metodą elektrohydrodynamiczną i magnetyczną. Sprawozdanie dla WSK Mielec. Politechnika Warszawska 1964 r.
2. T. BEDNAŃSKI: Własności użytkowe elektromagnetycznie obciążanych złącza. Referat na konferencję (Jubilejnia naukowo-konferencja, WIMMESS), Ruse, Bułgaria, październik 1974 r.
3. E. GRAJEK: Opracowanie technologii złącza obciążanego elektromagnetycznie i przebadanie jego wartości użytkowych. Praca dyplomowa magisterska. Politechnika Warszawska 1974 r.

# Uwagi o pracy załogi samolotu komunikacyjnego

**Zagadnienia ergonomiczne w pracy załogi samolotu komunikacyjnego czyli przystosowania urządzeń i systemów samolotu do każdego z operatorów pokładowych (członków załogi).**

**Zbiory informacyjne, kryterialne i decyzyjne w modelu samolotu komunikacyjnego — uporządkowanie podstawowych pojęć.**

Współczesny samolot komunikacyjny łącznie z załogą i układami pilotażowo-nawigacyjnymi jest przykładem wielkiego systemu, którego modelowanie jest bardzo trudne i jak dotąd, nie rozwiązane, o czym świadczą dostępne źródła światowej literatury. Istnieją co prawda uproszczone modele, konstruowane z punktu widzenia aktualnych potrzeb danego badacza, jednak do adekwatności tych modeli można mieć wiele zastrzeżeń.

Aby mieć pełny pogląd na pracę załogi samolotu komunikacyjnego trzeba przeanalizować:

- przystosowanie urządzeń i systemów samolotu do każdego z operatorów pokładowych — członków załogi (problem ergonomiczny),
- wzajemne przystosowanie członków załogi do wykonania zadań (problem socjologiczny).

Opracowanie to dotyczy tylko pierwszego z wymienionych problemów i ma za zadanie przedstawić kilka uwag dotyczących modelowania i uporządkowania pojęć oraz zainicjować dyskusję dotyczącą pracy załóg samolotów komunikacyjnych.

## Uwagi o modelowaniu

Kapitan statku powietrznego (zwany dalej, podobnie jak pozostali członkowie załogi, operatorem pokładowym lub w skrócie operatorem) na każdym etapie lotu podejmuje decyzje pilotażowo-nawigacyjne, które powstają w wyniku porównania kryteriów z informacjami. Proces ten w najbardziej uproszczonym ujęciu cybernetycznym można przedstawić schematycznie jak na rys. 1.

Do zbioru informacji, które kapitan statku powietrznego otrzymuje z otoczenia, można zaliczyć:

- instrukcje z naziemnego ośrodka kontroli ruchu lotniczego (z ATCC),

- instrukcje operacyjne (od przedsiębiorstwa lotniczego),
- informacje o stanie pogody (z ATCC),
- informacje o ruchu lotniczym (z ATCC),
- własne obserwacje lub obserwacje podległego mu personelu pokładowego o stanie pogody (turbulencje, oblodzenie itp.) i jej wpływie na statek powietrzny,
- informacje o stanie paliwa uzyskane z przyrządów pokładowych,
- stan przyrządów, urządzeń i systemów (informacje uzyskane z własnych obserwacji lub od innych członków załogi).

Do zbioru kryteriów można natomiast zaliczyć:

- wymagania dotyczące bezpieczeństwa lotu,
- przepisy i regulaminy obowiązujące w ruchu lotniczym,
- wymagania dotyczące ekonomii lotu,
- przepisy i procedury przedsiębiorstwa lotniczego.

Do zbioru decyzji należą:

- wybór trasy,
- wybór poziomu lotu,
- wybór parametrów lotu,
- wybór sposobów pracy urządzeń i systemów.

Zbiory informacyjne, kryterialne i decyzyjne można z punktu widzenia lotniczego sprowadzić do dwóch podstawowych czynności operatora pokładowego:

- czynności w sytuacjach normalnych oraz
  - czynności w sytuacjach awaryjnych,
- a te z kolei dają się podzielić na:
- czynności związane ze sterowaniem samolotu (urządzeń, systemów),
  - czynności związane z kontrolą stanu lotu,

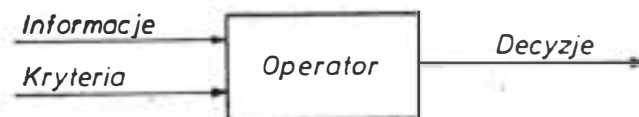
— czynności związane z wymianą informacji.

Z punktu widzenia ergonomii powyższe zbiory czynności można uporządkować na:

- czynności motoryczne (sterowanie kończynami samolotem oraz urządzeniami i systemami),
- czynności zmysłowe (głównie wzrokowe i słuchowe polegające na odbiorze sygnałów od pokładowych systemów i urządzeń),
- czynności systemu nerwowego (polegające głównie na analizie i syntezie odebranych informacji oraz przewidywaniu i decydowaniu).

Jeżeli (najbardziej upraszczając i linearyzując model) wydzielimy ze zbiorów informacyjnych, kryterialnych i decyzyjnych te czynności, które związane są np. ze sterowaniem przechylenia samolotu w locie horyzontalnym (w osi poprzecznej  $z$ ), to możemy taki przykład przedstawić jak na rys. 2, sprowadzając nasz model do podstawowego układu regulacji automatycznej. Wówczas:  $X_0$  — jest wartością zadaną (kryterium), oś poprzeczna samolotu powinna w locie poziomym pokrywać się z horyzontem;  $X$  — jest zmierzoną wartością rzeczywistą (informacja), wskazanie sztucznego horyzontu wykrywające zmianę przechylenia samolotu pod wpływem zakłócenia zewnętrznego  $F$ ;  $E$  — jest błędem powstałym wskutek porównania wartości zadanej z wartością zmierzoną (operator pokładowy wykonuje tę czynność patrząc na sztuczny horyzont),  $Y$  — jest realizacją decyzji operatora pokładowego (czynność motoryczna — wychylenie lotek).

Zachowując pojęcia teorii automatycznej regulacji można wyznaczyć transmitancję operatorową regulatora (pilota). Prace takie były w ubiegłych



TL-61/75-R1

Rys. 1. Uproszczony model działania operatora

latach prowadzone przez wielu autorów w kraju i za granicą [1, 5, 8, 9].

Poniżej podano transmitancję pilota w oparciu o [1], zilustrowaną rysunkami 3 i 4.

Na rysunku 3 przedstawiono uproszczony model systemu pilot-samolot, przy czym na wejściu tego systemu jest informacja, a na wyjściu — realizacja decyzji operatora (w naszym przykładzie — wychylenie lotek).

Na rysunku 4 przedstawiono transmitancję pilota, która składa się z członów:

$$W_1(s) = e^{-st} \quad (1)$$

$$W_2(s) = \frac{k_1(as\tau_1 + 1)}{s\tau_1 + 1} \quad (2)$$

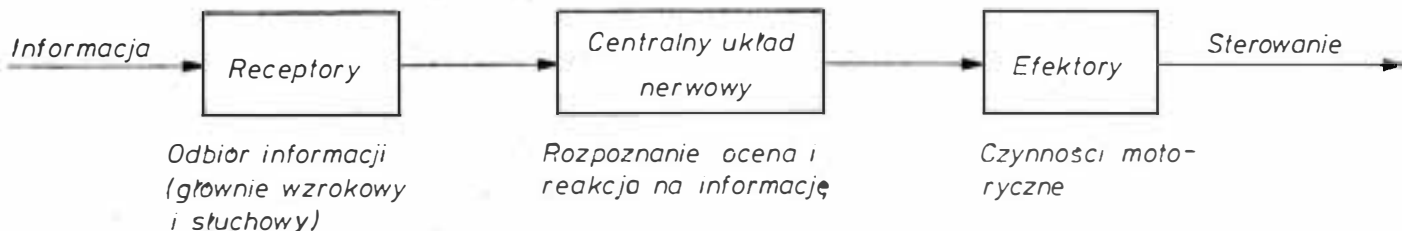
$$W_3(s) = \frac{k_2}{s\tau_2 + 1} \quad (3)$$

gdzie:  $a$  — operator Laplace'a,  $k_1$ ,  $k_2$ ,  $a$  — współczynniki, przy czym  $k_1 \cdot k_2 = k$  jest współczynnikiem wzmocnienia operatora,  $\tau$ ,  $\tau_1$ ,  $\tau_2$  — stałe czasowe.

Wartości współczynników oraz stałych czasowych w zależności od częstotliwości funkcji wymuszającej podane są w tabl. 1. Człon  $W_1(s)$  jest członem opóźniającym, a  $\tau$  jest czasem opóźnienia reakcji operatora na przyjęty przez zmysły sygnał (w naszym przypadku czas opóźnienia na wskazania sztucznego horyzontu).

Człon  $W_2(s)$  jest członem adaptacyjnym, składającym się z trzech członów elementarnych:

- bezinercyjnego (wzmacniającego)  $k_1$ ,
- inercyjnego  $\frac{1}{s\tau_1 + 1}$  oraz
- dodatnio fazowego (różniczkującego)  $(as\tau_1 + 1)$ ,

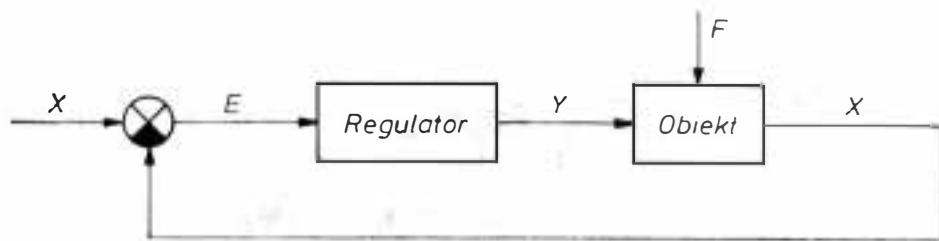


TL - 61/75 - R3

przy czym  $\tau_1$  reprezentuje czas oceny informacji i wypracowania decyzji, zaś człon  $(as\tau_1 + 1)$  reprezentuje zdolność operatora do reagowania na prędkość zmian parametru kontrolowanego (w naszym przykładzie — prędkość zmian przechylenia samolotu) oraz do kompensowania opóźnienia przy odbiorze informacji.

Człon  $W_3(s)$  jest członem inercyjnym, modelującym proces oddziaływania operatora na usterzenie (w naszym przykładzie — ruch wolantem zmieniający wychylenia lotek), przy czym  $\tau_2$  jest stałą czasu układu neuro-muskularnego operatora.

Przedstawiony w sposób bardzo skrótowy i uproszczony model operatora pokładowego jest modelem najczęściej wykorzystywanym przez automatyków. Psycholodzy natomiast — jak można to wywnioskować z litera-



TL - 61/75 - R2

Rys. 2. Układ regulacji automatycznej

tury [6] — stosują w swoich opracowaniach modelowanie oparte na teorii informacji.

Modelowanie informacyjne operatora pokładowego polega na traktowaniu tego operatora jako kanału przekazywania informacji (rys. 5) i wyliczeniu przepustowości kanału pojemności wg znanych z teorii informacji zależności Shannona; przy założeniu, że kanał jest bezpamięciowy, a zakłócenia występują pod postacią gausowskiego szumu.

Francuscy badacze A. Rault i J. Richalet [6] wykonali doświadczenia wg powyżej podanych warunków na symulatorze lotu, modelując pracę operatora pokładowego w czasie lądowania. Faza lądowania została podzielona na trzy części: (wejście w ścieżkę) schodzenia, zniżanie wzdłuż ścieżki i przyziemienie. W wyniku tych doświadczeń stwierdzono, że podczas pierwszej części fazy lądowania wejście w ścieżkę operator pokładowy odbiera 4÷5 bitów/s informacji, w czasie zniżania wzdłuż ścieżki 2÷3 bitów/s, a po przejściu wysokości decyzyjnej liczba informacji znowu wzrasta, osiągając przed przyziemieniem 3÷4 bitów/s.

zic lotu można określić wzorem [9]:

$$L_{mj} = \frac{\sum_{i=1}^n t_{mj}}{t_i} \quad (4)$$

gdzie:  $n$  — liczba manualnych operacji w  $i$  fazie lotu,  $t_{mj}$  — czas trwania każdej operacji manualnej,  $t_i$  — czas trwania  $i$  fazy lotu.

Obciążenie manualne jest największe w takich fazach lotu, jak start, lądowanie, lot w sytuacjach awaryjnych oraz wtedy, gdy nie są stosowane systemy automatycznego sterowania. Z tego też względu obciążenie liczone jest dla krótkich odcinków lotu rzędu kilku minut, które można wyróżnić ze względów operacyjnych, jak np.: rozbieg, wznoszenie, wejście w ścieżkę schodzenia, podejście do lądowania itp. Analizowanie dłuższych odcinków lotu, a tym bardziej całego lotu, względnie liczenie obciążenia dla wszystkich członków załogi jest niewłaściwe, otrzymamy bowiem obciążenie uśrednione i wtedy ukryte będą chwilowe obciążenia mogące być ważne z punktu widzenia bezpieczeństwa lotu.

### Uwagi o obciążeniu i błędach operatora

Jednym z parametrów, który może charakteryzować obciążenie operatora pokładowego, jest obciążenie pracą manualną.

Obciążenie manualne operatora pokładowego podczas pracy w automatycznym systemie sterowania w  $i$  fa-

Rys. 3. Uproszczony model operatora

Zdaniem niektórych autorów [9] obciążenie liczone na podstawie wzoru (4) powinno być  $L_{mj} \leq 0,5$ , inni natomiast (np. [2]) dopuszczają większe wartości.

W praktyce polskiego lotnictwa komunikacyjnego obliczenia takie nie są prowadzone; nie istnieją również wyznaczania dopuszczalnych obciążeń.

TABLICA 1. Wartości współczynników i stałych czasowych transmitancji operatora

Częstotliwość funkcji wymuszających	$\frac{1}{\tau_1}$	$\frac{1}{\tau_2}$	$\tau$	$a$	$k$
1	0,004	1,50	0,15	0,080	100
2	0,11	4,55	0,20	0,055	40
3	0,20	11,00	0,25	0,067	15



Należałoby więc wnioskować o rozpoczęcie takich badań.

Wzór (4) określa tylko obciążenie manualne. Wydaje się, że w podobny sposób można liczyć obciążenia związane z kontrolą stanu lotu oraz z wymianą informacji wewnątrz załogi i z naziemnymi ośrodkami kontroli ruchu lotniczego. Do takich analiz — oprócz rejestracji czasu koniecznego na obserwacje przyrządów (wizualnie i słuchowo) i czynności manualne — konieczny jest zapis rozmów w kabinie. Do tego celu służy rejestrator rozmów w kabinie (Cockpit Voice Recorder), którego PLL LOT nie mają na pokładach samolotów.

Jeżeli przez  $t_i$  oznaczymy całkowity czas trwania wszystkich czynności operatora pokładowego w analizowanej fazie lotu, to w przypadku gdy  $t_i \approx t_i$  nastąpi deficyt czasu operatora.

Deficyt czasu operatora pokładowego prowadzi do stanów stresowych i wpływa na niestabilność pracy układu operator-samolot. Deficyt czasu jest jednym z głównych powodów błędów operatora.

Podstawową przyczyną wypadków lotniczych z winy załogi i przesłanek do tych wypadków są błędy, które można podzielić na:

— błędy w odbiorze informacji — do nich zaliczyć należy np. błędny odczyt wskazań przyrządu pokładowego,

— błędy wykonawcze — do nich zalicza się np. niewykonanie lub wykonanie w niewłaściwym czasie czynności operatora, przy czym niewykonanie czynności może prowadzić do awarii w systemie pilot-samolot;

— grube błędy — do których włączyć można wykonanie innych czynności niż należy, jak np. wyłączenie innego silnika (silników) niż potrzeba, z uwagi na wskazania przyrządów.

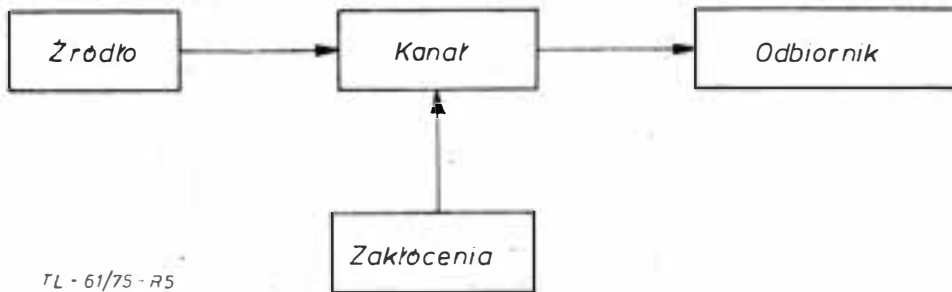
Badania w zakresie powstawania i eliminowania błędów operatorów pokładowych, prowadzone są od wielu lat w różnych krajach o zaawansowanej technice lotniczej. W tabl. 2 przedstawione są statystyczne wyniki jednego z badań [7].

### Obieg informacji w załodze

Kapitan statku powietrznego ma do pomocy kilku członków załogi, których czynności określa Instrukcja użytkownika w locie danego typu samolotu komunikacyjnego. Załoga w czasie pracy posługuje się zwykle listą czynności (tzw. Check lista), która jest algorytmem czynności w warunkach normalnych i awaryjnych. Klasyfikowanym składem załogi, który jeszcze obowiązuje dla niektórych typów samolotów, jest:

TABLICA 2. Przykład statystyki błędów operatora

l.p.	Rodzaj błędu	Ilość błędów [%]
1	Błędna identyfikacja sygnału	31
2	Nieprawidłowy odczyt wskazań wskutek przyrządu nie spełniającego wymagań ergonomii	18
3	Nieprawidłowe działanie operatora na sygnał	14
4	Odczyt wykonano wg innego przyrządu (skali, wskazówek)	13
5	Pomiar zdjęto z niesprawnego przyrządu	9
6	Nieprawidłowy odczyt skali lub zła interpolacja	6
7	Nieprawidłowa ocena sytuacji wskutek błędnej interpretacji kompleksu sygnałów	5
8	Nie odczytano wskazań przyrządu	4



Rys. 5. Kanał przekazywania informacji

- kapitan statku powietrznego, zwany pierwszym pilotem,
- drugi pilot,
- nawigator,
- mechanik pokładowy, zwany inżynierem pokładowym.
- radiooperator.

Na rysunku 6 przedstawiono schemat obiegu informacji w typowym samolocie o pięcioosobowej załodze. Schemat ten nie wyjaśnia obciążeń informacyjnych poszczególnych operatorów pokładowych (członków załogi), daje tylko pogląd jakościowy na podstawowe rodzaje informacji przekazywane załodze. Informacje te przekazywane są poprzez bezpośrednią rozmowę lub przez telefon pokładowy, a niekiedy w formie pisemnych notatek. W dobrze zgranej załodze wystarczy niekiedy drobny gest lub spojrzenie, aby informacja została w pełni przekazana. Do informacji zewnętrznych, zaznaczonych na schemacie podwójną strzałką, można zaliczyć:

- łączność radiową z ośrodkami kontroli ruchu lotniczego,
- informację od Urzędów i systemów radionawigacyjnych i radiolokacyjnych,
- operacyjną łączność radiową z przedsiębiorstwem lotniczym,
- obserwacje zjawisk atmosferycznych i ruchu lotniczego.

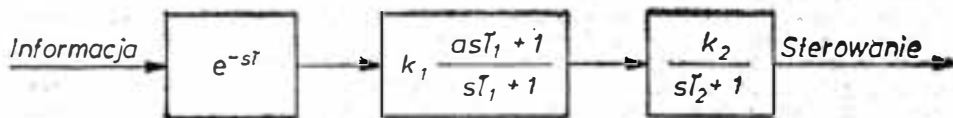
Gdyby podjęto takie badania dla załóg samolotów PLL LOT, schematy obiegu informacji należałoby wykonać dla każdego typu samolotu, uwzględniając czynności wg obowiązujących instrukcji i stosowanej praktyki, przy czym obieg taki należałoby wykonać dla każdej fazy (i ewentualnie dla wybranych części faz) lotu. Obciążenie każdego kanału trzeba by rejestrować, stosując znane pojęcia z teorii informacji oraz ewentualnie wzór (4).

### Uwagi o optymalizacji składu załogi

Jak uprzednio podano, klasycznym i jeszcze obowiązującym składem załogi dla niektórych typów użytkowanych w PLL LOT samolotów (IŁ-18, IŁ-62) jest skład pięcioosobowy. Skład załogi samolotu komunikacyjnego jest funkcją:

- architektury kabiny załogi — zależne to jest od projektanta samolotu i ew. modyfikacji eksploatacyjnych,
- automatyzacji czynności pilotażowo-nawigacyjnych i związanych z kontrolą stanu lotu,
- wymagań ruchu lotniczego (wyposażenie dróg lotniczych i lotnisk),
- niezawodności systemu i urządzeń samolotu,
- kwalifikacji personelu latającego,
- wymagań i procedur przedsiębiorstwa i nadzoru lotniczego.

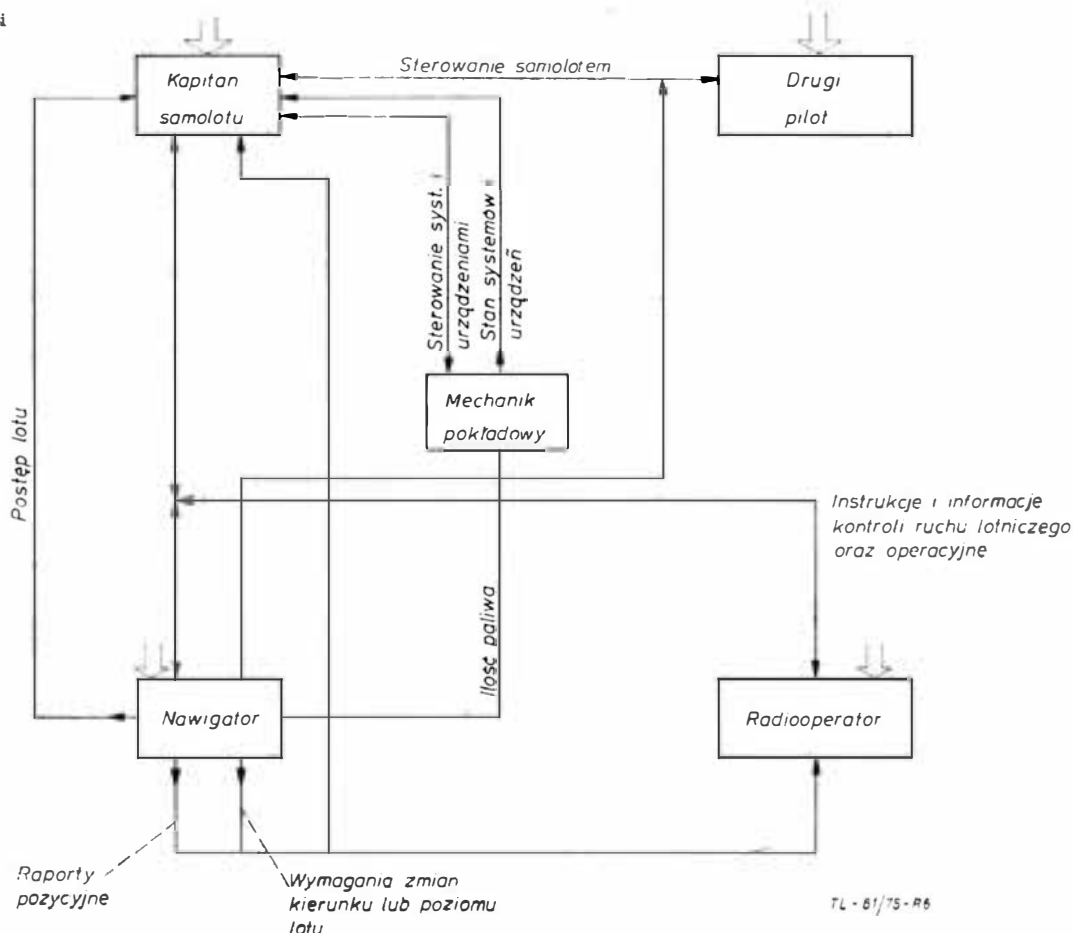
Wydaje się, że ze względu na redundancję (niezbędna rezerwa) skład załogi samolotu komunikacyjnego nie może być mniejszy niż dwóch pilotów. Taki skład załogi będzie najprawdopodobniej stosowany dla przyszłych samolotów wprowadzanych do użytkowania w PLL LOT. Już dziś na niektórych typach samolotów komunikacyjnych eksploatowanych w kra-



TL-61/75-R4

Rys. 4. Transmitancja operatora

Rys. 6. Obieg informacji w kabinie załogi



jach zachodnich stosowana jest dwuosobowa załoga.

Kryterium optymalizacyjnym, które należy zawsze stosować przy ustalaniu liczebności załogi, jest bezpieczeństwo lotu traktowane jako wielkość mierzalna (a nie hasło). Kryteria ekonomiczne (oszczędność przedsiębiorstwa lotniczego) powinny być brane pod uwagę w drugiej kolejności. Stosowanie kryterium bezpieczeństwa lotu do optymalizacji składu załóg wcale nie oznacza, że zawsze skład załogi będzie zwiększony lub utrzymany w dotychczasowej liczbie. Można tu przytoczyć przykład przedsiębiorstwa lotniczego Interflug, które zmniejszy-

ło skład załóg samolotów Il-18 i Il-62 do czterech osób, nie obniżając bezpieczeństwa lotów. Wydaje się, że prowadzenie prac związanych z optymalizacją załóg lotniczych jest pilną potrzebą.

#### LITERATURA

1. S. L. BIEŁOGORODSKIJ: Awtomatyzacja uprzedzenia posadki samolotu. Moskwa 1972 Izd. Transport.
2. E. DAHLSTROM: One crew or two? Flight 1973 nr 103.
3. M. A. KOTIK: Kratkij kurs inżynierskoj psichologii. Tallin 1971 Izd. Wałgus.

4. W. M. MAGRUDER: Developments associated with advanced commercial aircraft crew requirements. J. Aircraft 1958 nr 2.
5. J. MORAWSKI: Pilot jako członek układu kierowania samolotu. Technika Lotnicza 1960 nr 3/4.
6. A. RAULT, J. RICHALET: Transinformation et identification en temps réel a l'étude de la charge de travail du pilote. Aéronaut. et astronaut. 1972 nr 37.
7. Sistiemy awtomatycznego i direktornogo uprzedzenia samolotom. Praca zbiorowa. Moskwa 1974 Maszynostrojenije.
8. R. VOGT: Dynamika sterowania ruchem obiektu z udziałem człowieka-operatora. Prace VI Krajowej Konferencji Automatyki. Tom I. Poznań 1974 Wyd. NOT.
9. B. W. WASILIN: Awtomatizirowannoje woźdżenie tiazelych samolotow. Moskwa 1973 WIMO.

WCT/524/K/75

## W następnym numerze...

W TRYBUNIE LOTNIKÓW zamieścimy wnioski z referatu F. Borodzika wygłoszonego na Walnym Zgromadzeniu Komitetu Koordynacyjnego Budowy i Eksploatacji Maszyn Transportowych.

Inż. Stanisław Wielgus przedstawi propozycje unowocześnienia układu kabiny śmigłowca. Autor jest pilotem doświadczalnym, zatem wnioski mają duże znaczenie praktyczne.

Wpływ podatności napędu i odkształcalności tylnej części kadłuba na wielkość obciążeń sterowania powodowanych wychyleniem sterów omówi artykuł mgr inż. W. Stafieja.

Artykuł dr inż. A. Ciszewskiego i T. Radomskiego pt. „Stan współczesny i per-

spektywy rozwojowe magnezu i jego stopów” szeroko omówi własności i zastosowanie magnezu w krajach wysoko przemysłowych. Artykuł zawierać będzie wiele tablic dotyczących składu chemicznego, zastosowania oraz własności mechanicznych i fizycznych stopów magnezu.

Druga część artykułu mgr W. Waśkowskiego pt. „Rozwój koncepcji samolotu myśliwskiego” przedstawi kryteria wyboru lekkiego myśliwca lat osiemdziesiątych oraz interesujące porównanie samolotów Mirage F1E, Saab Viggen, YF-16 i YF-17.

Dział PROBLEMY LOT przedstawi zadania małego transportu lotniczego w Polsce. PROBLEMY ROZWOJU RUCHU LOTNICZEGO I LOTNISK kontynuując cykl

„Porty lotnicze w nowoczesnym świecie” omówią czynniki rozwoju portu lotniczego. W dziale Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ zostanie przedstawiony jednociescowy wolnoosny szybowiec wyczynowy konstrukcji drewnianej — B-38. W KARTOTECE TLIA Czytelnicy znajdą opis konstrukcji rolniczego samolotu Rockwell Thrush Commander 800 (USA) oraz wysokowydajny szybowca klasy standard — PIK 20 (Finlandia).

STATYSTYKA LOTNICZA przedstawi wielkość produkcji i ceny samolotów transportu lokalnego i rolniczego.

POMOCE KONSTRUKCYJNE zawierać będą artykuł pt. „Obliczanie płyt wzmocnionych blachą falistą”.

# Hawker Siddeley Harrier Gr. Mk 3

## W. Brytania

Jednomiejscowy samolot myśliwsko-szturmowy pionowego i skróconego startu V/STOL. Może służyć jako samolot taktycznego rozpoznania

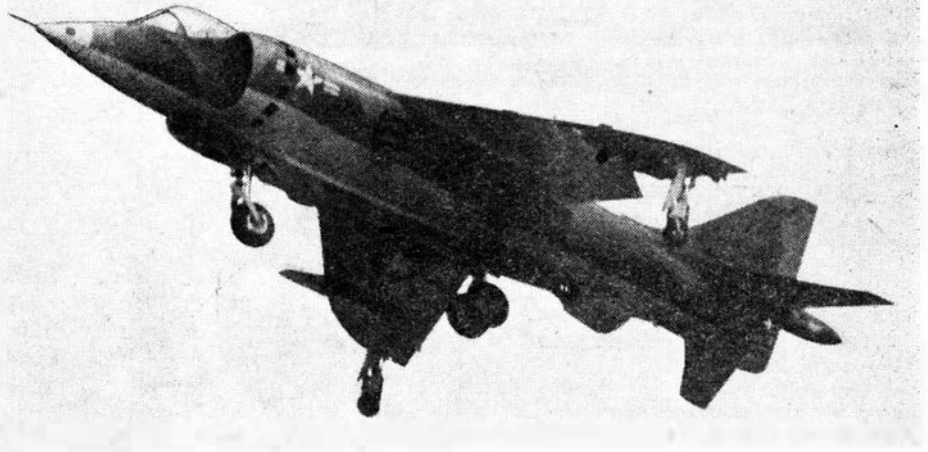
**KONSTRUKCJA.** Jednosilnikowy grzebiotoplat metalowej konstrukcji.

Plat wolnonośny, skośny, o obrysie trapezowym, dużym ujemnym wzniosie i małej rozpiętości. Profil opracowany przez wytwórnię Hawker Siddeley. Grubość względna profilu u nasady 10%, na końcu 5%. Kąt wzniosu  $-12^\circ$ . Kąt zaklinowania  $1045'$ . Kąt skosu  $34^\circ$ . Nic dzielona trójdzwigarowa półskorupowa konstrukcja typu *safe-life* wykonana ze stopów aluminium. Pokrycia integralnie obrabiane skrawaniem i częściowo trawione. Usztywnienia wzdłużne przynitowane do integralnych pokryć. Sześciopunktowe połączenie płata z kadłubem. Zwykle kłapy i lotki klejonej konstrukcji przekładkowej z wypełniaczem ulowym, wykonane ze stopów aluminium. W samohamownym układzie sterowania lotkami zdwojone dźwigniki hydrauliczne typu *Fairey*. Na końcach płata umieszczono dodatkowe kółka podsterzydlowe. W przednich częściach owiewek kótek umieszczono dysze sterujące układem sterowania przechyleniem samolotu. Cały zespół skrzydłowy odedjmowany w celu zapewnienia dostępu do silnika. Odedjmowane końcówki płata (odpowiadające konfiguracji bojowej) mogą być zastąpione końcówkami dłuższymi (odpowiadającymi konfiguracji przelotowej) zwiększającymi rozpiętość samolotu. Mocowanie końcówek do płata za pomocą śrub.

**Kadłub.** Konwencjonalna półskorupowa konstrukcja typu *safe-life* o przekroju owalnym. W przedniej części kadłuba dwa duże hoczne chwytły powietrza do silnika. Wnęgi, podłuznice i pokrycia wykonane głównie ze stopów aluminium. Część pokryć w okolicach silnika oraz tylnej części kadłuba wykonano z tytanu. Dostęp eksploatacyjny do zespołu napędowego zapewniono poprzez górną część kadłuba przed płatem. W przedniej nosowej części kadłuba oraz w tylnej stożkowej wydłużonej części kadłuba umieszczono dysze sterujące układem sterowania pochylaniem i odchylaniem samolotu. Pod kadłubem, za wnęką głównego podwozia, umieszczono prostokątny hamulec aerodynamiczny o dużej powierzchni.

Kabina ciśnieniowa, wentylowana i ogrzewana. W wersji T. Mk 4 dwie osoby załogi w kabinie o układzie tandem. Rakietowy, wyrzucany awaryjnie fotel typu Martin-Baker Type 9A Mk 1 (wersja AV-8A wyposażona jest w amerykański wyrzucany fotel typu Stencel SIIIS-3) z możliwością użycia na ziemi. Fotele mogą być wyrzucane poprzez osłonę kabiny. Osłona kabiny odsuwana ręcznie do tyłu. W wersji T. Mk 4 osłona kabiny otwierana na bok w prawą stronę. Wycieraczki szyb przedniej osłony kabiny o napędzie hydraulicznym. Przednia osłona kabiny odladzana. Konstrukcja przedniej szyby kabiny odporna na zderzenie z ptakiem.

Usterzenie klasyczne, z jednoczęściowym usterzeniem poziomym o ujemnym wzniosie i dodatkową płetwą podkadłubową. Konstrukcja usterzenia półskorupowa. Kąt



Rys. 1

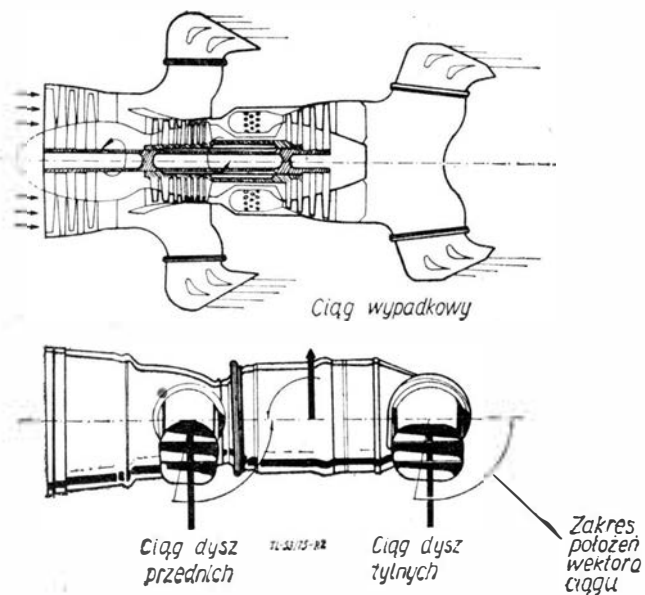
wzniosu usterzenia poziomego  $15^\circ$ . W samohamownym układzie sterowania usterzeniem wysokości zdwojony dźwignik hydrauliczny typu *Fairey*. Ster kierunku i kraweź spływu usterzenia poziomego konstrukcji przekładkowej z wypełniaczem ulowym, wykonane ze stopów aluminium. Ster kierunku wychyłany ręcznie. Na sterze kierunku kłapka wyważająca. W końcówce statecznika pionowego umieszczono antenę UKF, w płetwie grzbietowej antenę KF. Osłony anten z laminatu szklanego.

**Podwozie** chowane, jednośladowe, z jednokolowym podwoziem przednim, dwukolowym podwoziem głównym umieszczonym w płaszczyźnie symetrii samolotu oraz dwoma dodatkowymi kółkami umieszczonymi pod skrzydłami. Chowanie i wypuszczanie podwozia hydrauliczne, awaryjne wypuszczanie przy pomocy butli z azotem. Sterowane hydraulicznie koło przednie chowane do przodu, koła główne chowane do tyłu, do kadłuba. Kółka dodatkowe wraz z golemi chowane do tyłu do owiewek umieszczonych u nasady końcówek płata. Amortyzacja zawieszona dźwigniowo koła przedniego typu *Liquid Spring*. W podwoziu głównym oraz w zespołach kótek dodatkowych zastosowano teleskopowe olejowo-powietrzne amortyzatory typu *Dowty-Rotol*. Koła i opony typu *Dunlop*. Ciśnienie w oponie koła przedniego i w oponach kół głównych  $6,33 \text{ kg/cm}^2$ , w oponach kótek dodatkowych  $6,68 \text{ kg/cm}^2$ . Hamulce wielotarczowe typu *Dunlop*. Urządzenia przeciwoślizgowe typu *Dunlop-Hytrol*. Podwozie umożliwia eksploatację samolotu na lądowiskach o nie przygotowanej powierzchni.

**Napęd.** Silnik turbinowy dwuprzepływowy *Rolls-Royce Bristol Pegasus Mk 103* z możliwością zmiany kierunku ciągu. Ciąg silnika  $9752 \text{ kG}$ . Silnik składa się z wentylatora niskiego ciśnienia, przednich dysz wylotowych, osiowej sprężarki wysokiego ciśnienia, komór spalania, turbiny wysokiego ciśnienia napędzającej sprężarkę osiową, turbiny niskiego ciśnienia napędzającej wentylator oraz **tylnych dysz** wylotowych.

Cztery dysze wylotowe zaopatrzone są w przekręcane końcówki z podwójną palisadą łopatek. Końcówki umożliwiają skierowanie strumienia powietrza (dysze przednie) i gazów wylotowych (dysze tylne) w dół lub poziomo do tyłu. W pierwszym przypadku silnik wytwarza siłę nośną podczas pionowego startu i lądowania, w drugim ciąg niezbędny do lotu poziomego. Siłę nośną i ciąg poziomy uzyskuje się przy pośrednich położeniach końcówek dysz wylotowych, co odpowiada warunkom fazy przejścia z lotu pionowego do poziomego i odwrotnie. W stosunku do poziomego położenia końcówki dysz wylotowych przekręcane są o kąt  $98^\circ$ , co odpowiada odchyleniu ich od pionu w kierunku do przodu dla uzyskania hamującej składowej ciągu podczas lądowania. Powietrze odprowadzane od sprężarki wysokiego ciśnienia użyte jest do zasilania układu sterowania samolotem (układ dysz na płacie i kadłubie zapewniający sterowność samolotu podczas lotu z zerową lub niedostatecznie dużą prędkością poziomą) oraz do napędu pneumatycznego silnika, służącego do obracania dysz wylotowych silnika. Z boków każdego chwytu powietrza do silnika znajduje się osiem dodatkowych wlotów powietrza przemykanych automatycznie sterowanymi kłapkami. Wloty te służą do doprowadzenia dodatkowego powietrza podczas lotu z małą lub zerową prędkością poziomą. Pięć integralnych zbiorników paliwa w kadłubie i dwa w skrzydłach o łącznej pojemności  $2865 \text{ l}$ . Dwa wyrzucane dodatkowe zbiorniki paliwa o pojemności  $455 \text{ l}$  (odpowiadające konfiguracji bojowej) lub  $1500 \text{ l}$  (odpowiadające konfiguracji przelotowej). Zbiorniki dodatkowe podwieszane są na wewnętrznych zamkach podskrzydłowych. Wlew paliwa z lewej strony kadłuba w owiewce tylnej dyszy. Możliwość zastosowania wysięgnikowego wlewu paliwa do uzupełniania paliwa w locie ponad lewym wlotem do silnika.

**Wyposażenie.** System utrzymywania zwiększonego ciśnienia w kabinie ciśnieniowej o maksymalnej różnicy ciśnień  $0,25 \text{ kg/cm}^2$ . Zdwojony układ hydrauliczny o ciś-



Rys. 2. Schemat silnika Pegasus

nieniu 210 kG/cm<sup>2</sup> służy do wychylania powierzchni sterujących samolotu, wypuszczenia i chowania podwozia oraz sterowania kołem przednim. Układ hydrauliczny wyposażony jest ponadto w awaryjną hydrauliczną pompę napędzaną wysuwaną turbinką powietrzną umieszczoną w górnej tylnej części kadłuba. Transformatorowo-prostownikowy układ elektryczny prądu zmiennego zapewnia wymagane napięcie sieci prądu stałego. 12 kVA prądnicą prądu zmiennego typu Lucas. Dwa akumulatory 28 V 25 Ah. Jeden z nich zasila 24 V silnik napędzający turbinkę gazową typu Lucas, stanowiącą pomocnicze źródło energii służące do rozruchu silnika i napędu pomocniczej 6 kVA prądnicą prądu zmiennego, zasilającej urządzenia związane z postawieniem samolotu w stan gotowości naziemnej. Układ ciekłego tlenu typu Normalair-Garrett o objętości 5 l. Przedział kadłubowy z wyposażeniem chłodzony jest powietrzem, którego chwyt znajduje się u nasady statecznika pionowego.

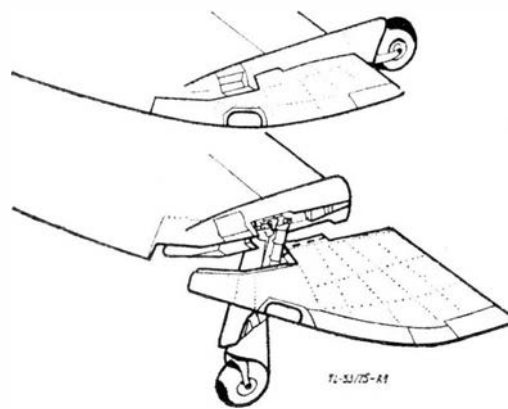
Podstawowy zespół przyrządów pilotażowo-nawigacyjnych i silnikowych. Radiostacja UKF typu Plessey. Zapasowa radiostacja ultrawielkiej częstotliwości. Ultrakrótkofalowy system nawigacji bliskiego zasięgu o dużej dokładności (dla celów taktycznych) typu Hoffman. System nawigacji bezwładnościowej i ataku (INAS) typu Ferranti FE 541 z systemem busolowym Sperry C2G, wskaźnikiem informacji lotnych na szybie przedniej (typu *head-up display*) typu Smiths i przelicznikiem da-

nych lotu typu Smiths. Pokładowy taktyczny system komunikacyjny KF/UKF typu Marconi-Elliott AD1400.

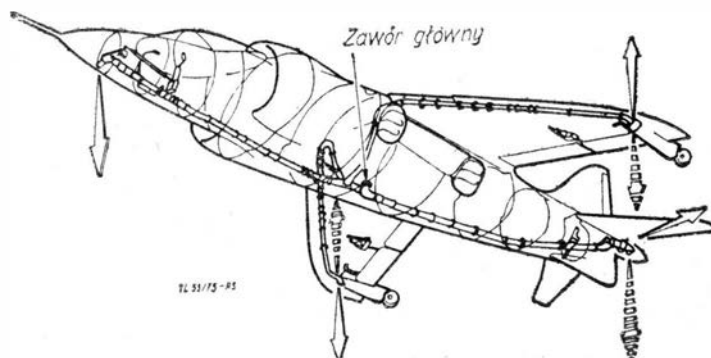
**Uzbrojenie.** Brak uzbrojenia wbudowanego na stałe. Z lewej strony nosowej części kadłuba umieszczono stałą kamerę fotograficzną typu F.95. Uzbrojenie może być podwieszane na czterech zamkach podskrzydłowych i jednym zamku podkadłubowym. Wszystkie zamki wyposażone w wyrzutniki zwalniające typu ML. Na każdym z wewnętrznych zamków podskrzydłowych oraz na zamku podkadłubowym

podwiesić można do 910 kG uzbrojenia, na każdym z zewnętrznych zamków podskrzydłowych do 295 kG uzbrojenia. Możliwość zabudowania pod kadłubem dwu gondol z działkami 30 mm typu Aden wraz z amunicją. Typowy maksymalny operacyjny ciężar uzbrojenia podwieszono wynosi ok. 2270 kG. Typowe uzbrojenie to działka, bomby, pociski raketowe i rakiety oświetlające konstrukcji brytyjskiej lub amerykańskiej. Możliwość podwieszenia pod kadłubem zasobnika rozpoznawczego z zabudowanymi pięcioma kamerami fotograficznymi. W typowej konfiguracji bojowej samolot wyposażony jest w dwa działka Aden, 1000-funtową bombę podwieszoną pod kadłubem, dwie 1000-funtowe bomby podwieszono na wewnętrznych zamkach podskrzydłowych oraz w dwie wyrzutnie pocisków raketowych typu Matra 155 (19 pocisków raketowych 68 mm typu SNEB) podwieszonych na zewnętrznych zamkach podskrzydłowych. W wersji AV-8A zastosowano pociski raketowe typu Sidewinder i dwa działka Aden.

**ROZWOJ KONSTRUKCJI.** Pierwszy szkic koncepcyjny samolotu typu Harrier, oznaczonego P.1127, opracowano w biurze konstrukcyjnym firmy Hawker Aircraft Limited (obecnie HSA) w październiku 1957 r. wg koncepcji Marcela Wibault (silnik z obrotowymi dyszami). Podczas następnego roku zespół konstrukcyjny pod kierunkiem Sydneya Camma (nie żyjącego już głównego konstruktora słynnego samolotu myśliwskiego Hurricane z okresu II wojny światowej) opracował projekt szczegółowy samolotu, zaś zespół konstrukcyjny firmy Bristol Aero Engines projekt silnika B.E. 53. Projekt ten różnił się koncepcyjnie od później opracowanego projektu silnika Pegasus tym, że miał tylko dwie obrotowe dysze wylotowe w przedniej części silnika tylna zaś część — turbina i główna dy-



Rys. 4. Wymienne końcówki płata: a — do lotów bojowych, b — do przelotów



Rys. 3. Układ dysz sterujących

sza wylotowa — rozwiązana była tak, jak w klasycznym silniku turbodrzutowym. Pierwszy silnik typu Pegasus (o układzie takim, jak obecnie) uruchomiono na ziemi już w 1959 r. Pierwsze loty wiszące P. 1127 wykonał w październiku 1960 r. (pierwszy lot silnika Pegasus 2), pierwszy lot konwencjonalny w marcu 1961 r., a pierwszą fazę przejścia we wrześniu 1961 r. Samolot został opracowany jako następcą samolotu myśliwskiego Hunter, będącego w produkcji seryjnej od 1953 r. i używanego przez RAF od 1954 r. W 1960 r. biuro konstrukcyjne firmy Hawker opracowało pierwszy projekt naddźwiękowego samolotu typu V/STOL oznaczonego P.1150. W latach 1962—66, zgodnie z wymaganiami RAF i Royal Navy, opracowano projekt szczegó-



Rys. 5. Wzierniki peleryny

lowy samolotu oznaczony P.1154. Miał on być wyposażony w silnik BS.100 o większej mocy, zapewniający osiągnięcie przez samolot liczby Macha  $Ma \approx 2$  na wysokości przelotowej. W lutym 1965 r. rząd wstrzymał prace nad projektem i prototyp samolotu nie został zrealizowany. Jednocześnie prowadzono dalsze prace nad samolotem P.1127. W celu rozwinięcia prac badawczych i rozwojowych nad samolotem P.1127 zawarto umowę między Wielką Brytanią, USA i RFN i dziewięć nowo zbudowanych samolotów P.127 (nazwanych Kestrel) włączono do utworzonej międzynarodowej eskadry, której celem było zebranie wspólnych doświadczeń eksploatacyjnych i określenie przydatności samolotu do stawianych mu w projekcie zadań. Oblot pierwszego samolotu Kestrel z silnikiem Pegasus odbył się 7.3.1964 r. W 1964 r. Kestrel został pierwszym na świecie samolotem typu V/STOL w służbie sił powietrznych, rozpoczynając służbę w wyżej wymienionej międzynarodowej eskadrze wchodzącej w skład RAF. Po rozwiązaniu eskadry w 1965 r. samoloty zostały przekazane do dalszych badań państwom — uczestnikom umowy. Do USA przekazano sześć samolotów, gdzie otrzymały oznaczenie XV-6A. W 1965 r. (rok po wstrzymaniu projektu P.1154) rząd zatwierdził samolot P.1127 jako myśliwsko-szturmowy samolot dla jednostek RAF. Pierwszy z sześciu jednomiejscowych prototypów, będących wersją rozwojową samolotu doświadczalnego Kestrel opracowaną wg wymagań RAF, oblatano w sierpniu 1966 r. 28.XII.1967 r. oblatano nowy seryjny samolot wyposażony w silnik Pegasus 101 o ciągu 8620 kG, który otrzymał nazwę Harrier GR. Mk 1. W kwietniu 1969 r. Harrier GR. Mk 1 rozpoczął służbę w jednostkach RAF, stając się pierwszym na świecie myśliwsko-szturmowym i rozpoznawczym samolotem typu V/STOL. Następną wersję oznaczoną GR. Mk 1A wyposażono w silnik Pegasus 102 o ciągu 9071 kG. Na początku 1974 r. wprowadzono do służby w RAF wersję GR. Mk 3, wyposażoną w silnik Pegasus 103 24.IV.1969 r. oblatano dwumiejscową wersję samolotu Harrier oznaczoną T. Mk 2 (pierwszy samolot seryjny oblatano 3.X.1969 r.) i wyposażoną w silnik Pegasus 101, która rozpoczęła służbę w jednostkach RAF w lipcu 1970 r. Wersja dwumiejscowa z dłuższą przednią częścią kadłuba, dłuższą o 1,83 m stożkową tylną częścią kadłuba i większą powierzchnią usterzenia pionowe-

go ma taką samą możliwość zabierania uzbrojona dodatkowego i wyposażenia, jak wersja jednomiejscowa. Późniejsza wersja T. Mk 2A wyposażona była w silniki Pegasus 102, a następna wersja T. Mk 4 w silniki Pegasus 103. W grudniu 1970 r. oblatano samolot Harrier oznaczony Mk. 50 (wyposażony w silnik Pegasus 11), opracowany i wyposażony wg wymagań amerykańskich (np. w pociski Sidewinder) przeznaczony dla US Marine Corps (oznaczenie amerykańskie tej wersji AV-8A). Samolot ten odpowiada wymiarami brytyjskiej wersji GR. Mk 3, ale na życzenie odbiorcy wykonano szereg zmian wewnętrznych. 12 pierwszych samolotów zostało zamówionych w 1969 r. 26.I.1971 r. pierwsze samoloty z silnikami Pegasus 102 dostarczono do USA. W kwietniu 1972 r. powstała pierwsza eskadra amerykańska wyposażona w samoloty Harrier. Do początku 1973 r. zamówiono łącznie 90 samolotów. Po dostarczeniu 10 samolotów, na następnych montowane były silniki Pegasus 103. W następnych zamówieniach

Rys. 6. Wersja trójmiejscowa T. 2



uwzględniono również wersję dwumiejscową o oznaczeniu amerykańskim TAV-8A. Firma Mc Donnell Douglas nabyła ponadto prawa licencyjne na budowę samolotów typu Harrier w USA. 16.IX.1971 r. oblatano samolot Harrier Mk. 52 (podobny do wersji T. Mk 4), wyposażony w silnik Pegasus 102 (później wyposażony w silnik Pegasus 103). Zbudowano jeden samolot tej wersji przeznaczony do celów demonstracyjnych i reklamowych. Jako pierwszy cywilny samolot V/STOL w Wielkiej Brytanii otrzymał cywilną rejestrację G-VTOL.

Do jesieni 1974 r. zbudowano ponad 190 samolotów typu Harrier, które wykonały ponad 200 tys. startów i lądowań w różnorodnych warunkach i z lądowisk o różnorodnej powierzchni w warunkach letnich i zimowych. Samoloty eksploatowano na pokładach 15 różnych okrętów. Przeszkolono do pilotowania samolotów typu Harrier około 250 brytyjskich, amerykańskich i niemieckich pilotów. Samoloty Harrier używane są obecnie przez RAF (105 sztuk GR. 3 i T. 4), US Marine Corps (110 sztuk AV-8A i TAV-8A) i zamówione są przez marynarkę hiszpańską (osiem sztuk AV-8). Obecnie wszystkie samoloty brytyjskie i amerykańskie wyposażone są w silniki Pegasus Mk. 103 (zastępowały one stopniowo silniki poprzednich wersji). Wszystkie samoloty brytyjskie wyposażone zostały w laserowy poszukiwacz celu, umieszczony w nosowej części kadłuba. Samoloty dla marynarki hiszpańskiej mają być dostarczone latem tego roku z dostaw amerykańskich. W 1974 r. zakończono prace studialne nad amerykańsko-brytyjskim samolotem AV-16A, będącym rozwojową wersją samolotu Harrier, wyposażoną w silnik Pegasus 15. Samolot ten będzie w dużym stopniu zmieniony zarówno pod względem konstrukcji, jak i wyposażenia pokładowego. Nad projektem tego samolotu pracują (zgodnie z wcześniej zawartą między państwową umową) firmy Hawker Siddeley Aviation Ltd., Mc Donnell Aircraft Company, Pratt & Whitney oraz Rolls-Royce Ltd. Wstrzymana jest natomiast decyzja budowy samolotu typu Harrier opracowanego specjalnie dla Royal Navy (wyposażonego w silnik Pegasus Mk. 104), przeznaczonego do operowania z okrętów stosowanych przeciw okrętom podwodnym.

**DANE TECHNICZNE**

**Wymiary**

Rozpiętość	7,70 m
Rozpiętość (z końcówkami do przelotu)	9,04 m
Cięciwa płata u nasady	3,56 m
Cięciwa płata na końcu	1,26 m
Długość (wersja 1-miejscowa)	13,87 m
Długość (wersja 2-miejscowa)	17,00 m
Wysokość (wersja 1-miejscowa)	ok. 3,43 m
Wysokość (wersja 2-miejscowa)	ok. 4,17 m
Rozpiętość usterzenia poziomego	4,24 m
Rozstaw kółek dodatkowych podwozia	6,76 m
Baza podwozia (od koła przedniego do kół głównych)	ok. 3,45 m

**Wydłużenia**

Wydłużenie płata	3,175
------------------	-------

**Powierzchnie**

Powierzchnia nośna	18,68 m <sup>2</sup>
Powierzchnia nośna (z końcówkami przelotu)	20,1 m <sup>2</sup>
Powierzchnia lotek	0,98 m <sup>2</sup>
Powierzchnia klap	1,29 m <sup>2</sup>

Powierzchnia statecznika pionowego

(łącznie z płetwą podkadłubową)	
— wersja jednomiejscowa	2,40 m <sup>2</sup>
— wersja dwumiejscowa	3,57 m <sup>2</sup>
Powierzchnia steru kierunku (łącznie z klapką)	0,49 m <sup>2</sup>
Powierzchnia usterzenia poziomego	4,41 m <sup>2</sup>

**Cieżary**

Ciężar własny z wyposażeniem operacyjnym (z załogą)	
— wersja GR. Mk 1 i Mk 50	5533 kG
— wersja T. Mk 2 (1 pilot)	5896 kG
— wersja T. Mk 2 (2 osoby załogi)	6168 kG
Ciężar całkowity maks. (wersja 1-miejscowa) ponad	11 340 kG

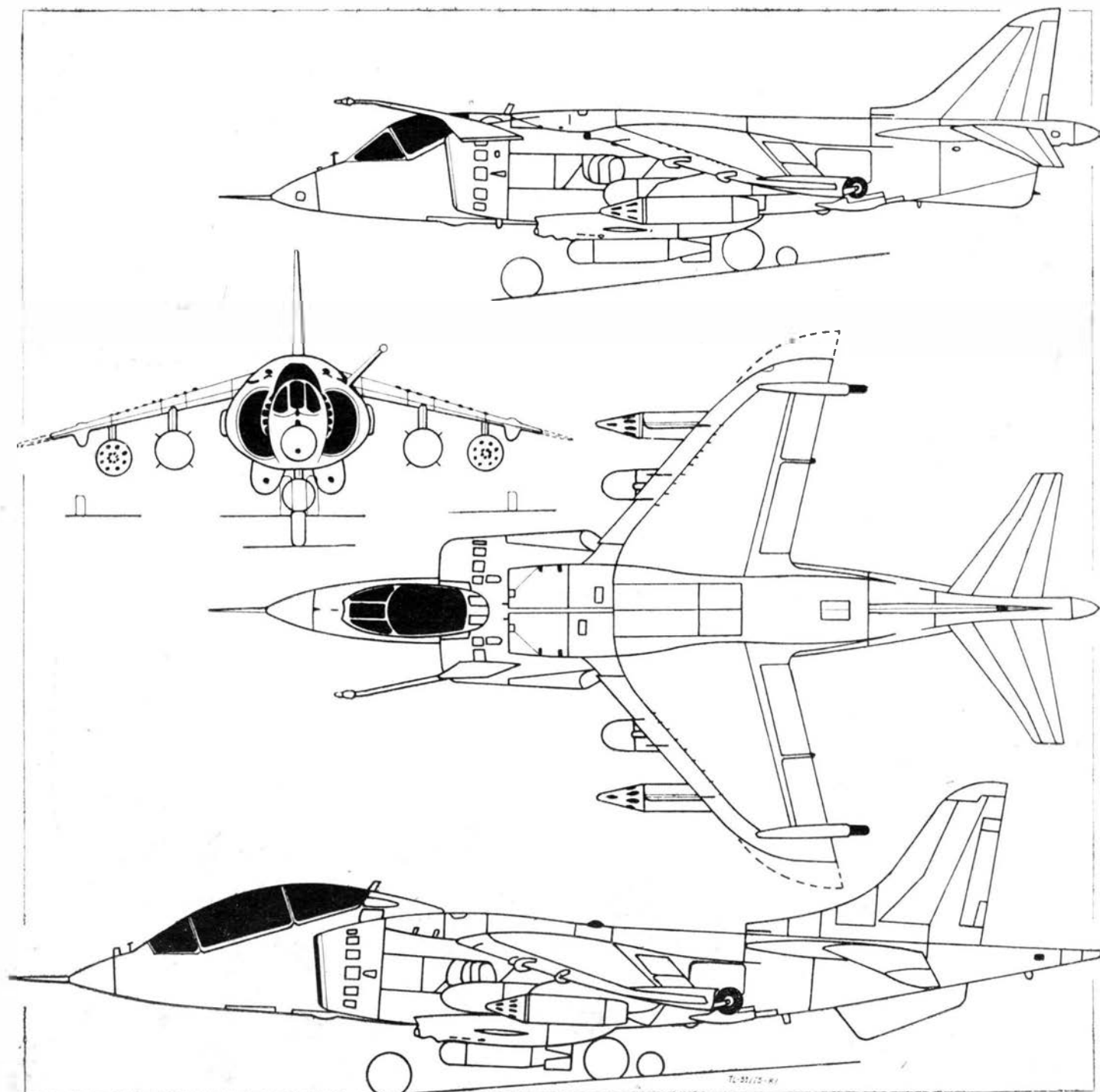
**Obciążenia**

Obciążenie skrzydła maks. (wersja 1-miejscowa)	610 kG/m <sup>2</sup>
------------------------------------------------	-----------------------

**Osiągi**

Prędkość (na małej wysokości)	ponad 1186 km/h (EAS)
Liczba Macha (w locie nurkowym)	ok. 1,3
Pałap	ponad 15 240 m
Długotrwałość lotu (z 1 uzupełnieniem paliwa w locie)	ponad 7 h
Zasięg (z 1 uzupełnieniem paliwa w locie)	ponad 5560 km

R. M.



## Obliczanie płyt wzmocnionych poddanych złożonemu stanowi obciążeń

**Oznaczenia:**

- $\sigma_{krb}$  — naprężenie krytyczne normalne w blasze pokrycia,
- $\sigma_{krp}$  — naprężenie krytyczne normalne w podłużnicy,
- $\sigma_{sr}$  — średnie naprężenie normalne w blasze pokrycia,
- $\sigma_{kro}$  — normalne naprężenie krytyczne w blasze pokrycia przy jednoczesnym działaniu ścinania i ściskania,
- $\tau_{kr}$  — krytyczne naprężenie styczne,
- $\tau_{kro}$  — krytyczne naprężenie styczne w pokryciu przy jednoczesnym działaniu ścinania i ściskania,
- $\tau_{okr}$  — krytyczne naprężenie styczne w blasze pokrycia przy jednoczesnym działaniu ścinania i ciśnienia wewnętrznego,
- $q$  — bieżąca wielkość ciśnienia wewnętrznego,
- $\eta$  — współczynnik redukcyjny,
- $b_o$  — podziałka wzmocnionej płyty (odległość między podłużnicami),
- $b_w$  — współpracująca szerokość blachy pokrycia,

prężni stycznych traci stateczność wcześniej niż w przypadku gdy te naprężenia działają oddzielnie. W takim stanie obciążeń średnie naprężenia krytyczne  $\sigma_{sr}$  panujące w pokryciu są mniejsze aniżeli w przypadku obciążenia płyty tylko naprężeniami normalnymi, tzn.

$$\frac{\sigma_{sr}}{\sigma_p} \geq \frac{\sigma'_{sr}}{\sigma'_p} \quad (3)$$

Na skutek zmniejszenia się średniego naprężenia normalnego w blasze pokrycia wzrasta wielkość naprężeń normalnych  $\sigma_p$  w podłużnicach tak, by suma sił wewnętrznych równa była sile obciążającej  $P_s$ :

$$P_s = \sigma_{sr} F_b + \sigma_p F_p = \sigma'_{sr} F_b + \sigma'_p F_p \quad (4)$$

W tym wyrażeniu widać, że w przypadku jednoczesnego działania osiowego ściskania i ścinania naprężenia

normalne w podłużnicach płyty —  $\sigma_p$  — będą odpowiednio większe:

$$\sigma'_p > \sigma_p \quad (5)$$

W celu obliczenia współczynnika redukcyjnego  $\varphi_c$  dla przypadku jednoczesnego działania obu naprężeń (stycznego i normalnego) korzysta się z zależności  $\varphi_c/\varphi_o = f\left(\frac{\tau}{\sigma_p}, k\right)$ ; (rys. 3);

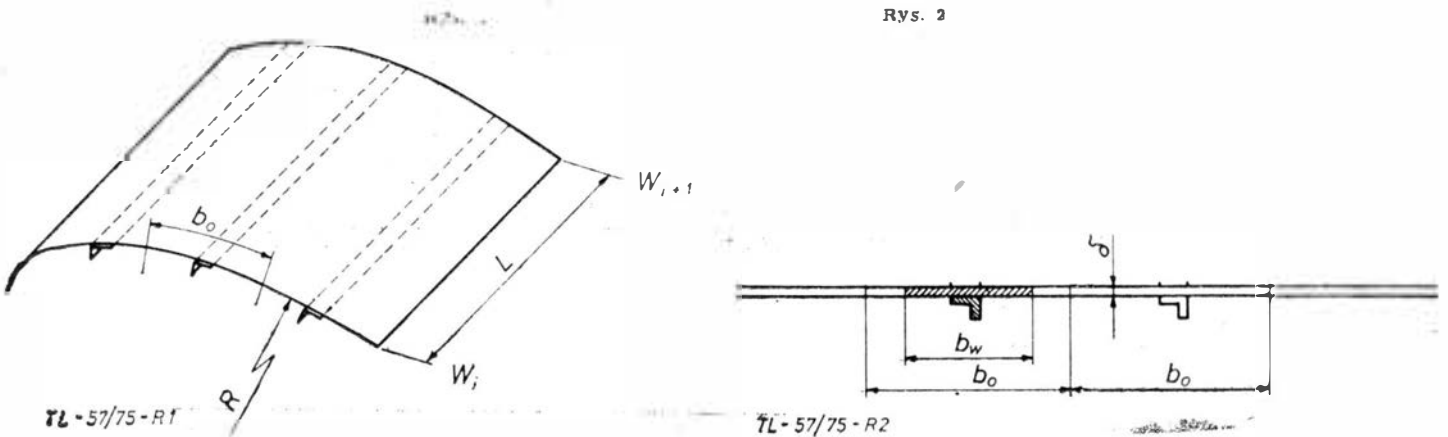
gdzie:  $k = \frac{\sigma_{krp}}{\sigma_{krb}} \quad (6)$

$$\sigma_{krb} = 3.62 E (\delta/b)^2 \quad (7)$$

**Uwaga**

W obliczeniach można przedstawić wpływ naprężeń stycznych następująco:

— jeżeli stosunek  $\tau/\sigma_p \leq 0.25$  to wpływu naprężeń stycznych nie uwzględnia się;



Rys. 2

- $F_b$  — pole przekroju blachy o szerokości  $b$  i grubości  $\delta$ ,
- $F_p$  — pole przekroju podłużnicy,
- $\delta$  — grubość pokrycia,
- $R$  — promień krzywizny płyty.

**Płyta poddana jednoczesnemu działaniu równomiernego ściskania i ścinania**

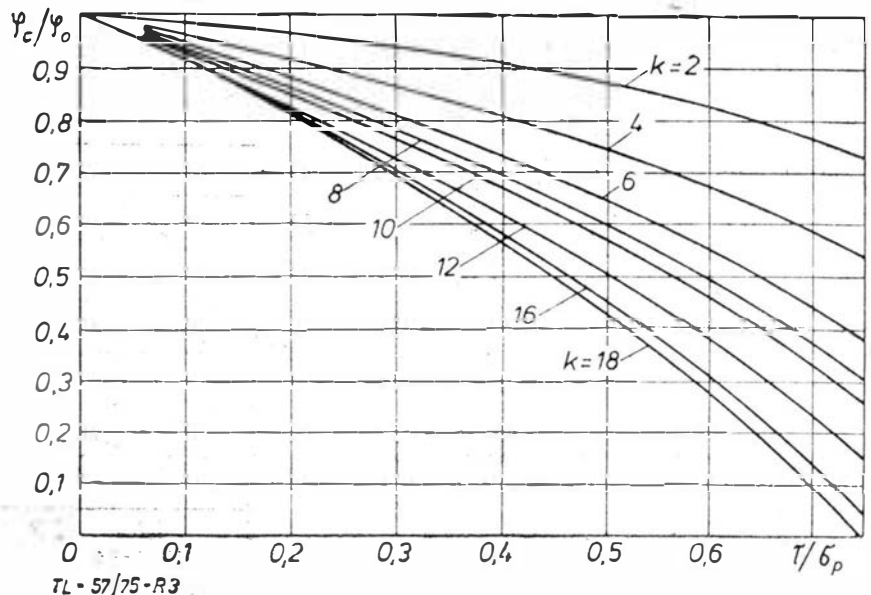
W przypadku, gdy blacha pokrycia wzmocniona elementami wzdłużnymi (podłużnicami) obciążona jest tylko normalnymi naprężeniami, to współpracująca szerokość blachy pokrycia jest określona wzorem:

$$b_w = \varphi b_o \quad (1)$$

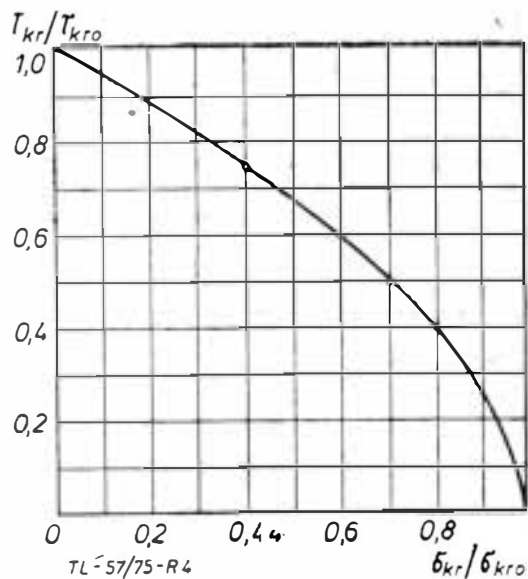
gdzie:

$$\varphi = \sqrt[3]{\frac{\sigma_{krb}}{\sigma_{krp}}} \quad (2)$$

Pokrycie poddane jednoczesnemu działaniu naprężeń normalnych i na-



Rys. 3



Rys. 4

— jeżeli stosunek  $\tau/\sigma_p > 0.25$  to wpływ naprężeń stycznych należy uwzględnić korzystając z zależności (rys. 3):

$$\varphi_c/\varphi_0 = f\left(\frac{\tau}{\sigma_p}, k\right)$$

W obliczeniach wytrzymałościowych płyt przy jednoczesnym działaniu osiowego ściskania i scinania pokrycia wykorzystuje się wzór:

$$\left(\frac{\tau_{kr}}{\tau_{kro}}\right)^{1.75} + \frac{\sigma_{kr}}{\sigma_{kro}} = 1.0 \quad (8)$$

Krzywa według tego równania przedstawiona jest na rys. 4.

### Wpływ wewnętrznego ciśnienia na podwyższenie stateczności blachy pokrycia przy osiowym ściskaniu i zginaniu

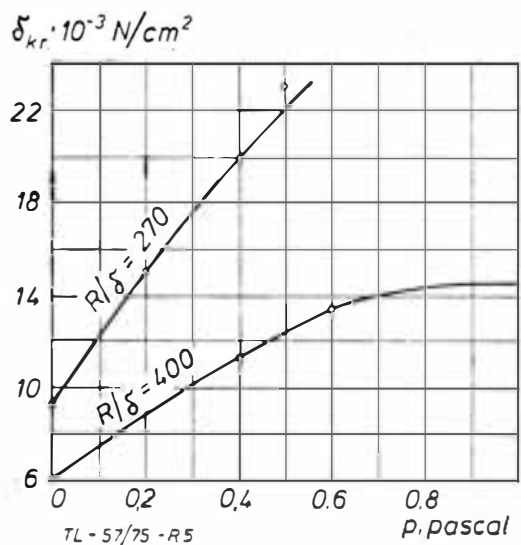
Zarówno teoretyczne obliczenia jak i wyniki doświadczalnych badań wykazują, że wewnętrzne ciśnienie w istotny sposób podwyższa naprężenia krytyczne w pokryciu kadłuba (hermetycznej kabiny) obciążonego wzdłużnymi siłami osiowymi i momentem gnącym  $M_g$ .

Na rysunku 5 pokazano doświadczalną zależność krytycznego naprężenia normalnego  $\sigma_{kr}$  od wielkości ciśnienia wewnętrznego  $p$ ,  $\sigma_{kr} = f(p)$ . Wewnętrzne ciśnienie znacznie podwyższa krytyczne naprężenie normalne, wzrost ten zaznacza się do ciśnienia  $p = 2.5 \div 3.0 \cdot 10^5$  paskali.

Przy określaniu współpracującej szerokości blachy pokrycia —  $b_w$  korzysta się także ze wzorów (1) i (2).

### Uwzględnienie wpływu wewnętrznego ciśnienia na podwyższenie stateczności pokrycia kadłuba obciążonego momentem skręcającym $M_s$ i siłą tnącą $Q$

Krytyczne naprężenia tnące dla powłoki przy jednoczesnym obciążeniu jej naprężeniem stycznym i ciśnieniem



Rys. 5

wewnętrznym można określić według wzoru:

$$\left(\frac{\tau_{kr}}{\tau_{okr}}\right)^2 \pm \frac{q}{q_{okr}} = 1.0 \quad (9)$$

### Uwaga

Znak „+” odpowiada działaniu ciśnienia zewnętrznego; znak „-” odpowiada działaniu ciśnienia wewnętrznego.

Wartość krytycznego ciśnienia zewnętrznego bez uwzględnienia scinania blachy pokrycia określa wzór:

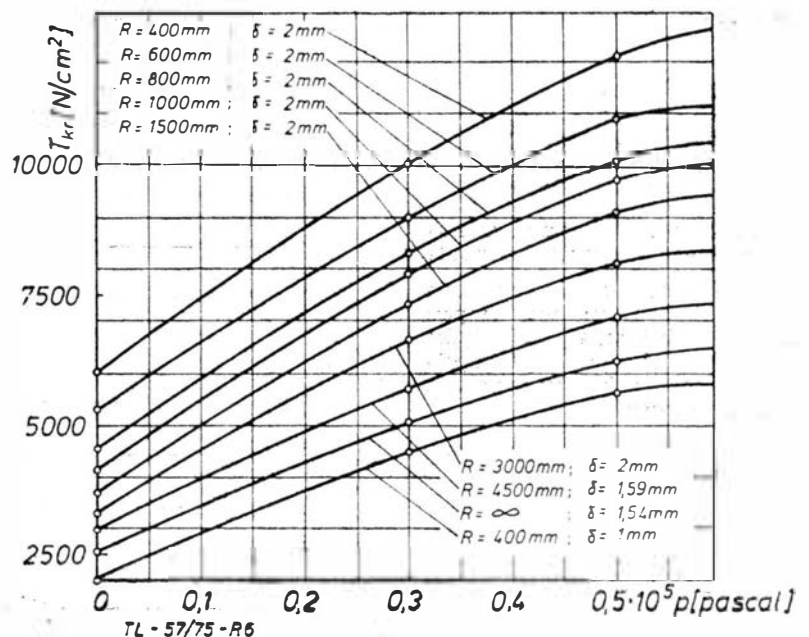
$$q_{okr} = \frac{2.6 E (D/4) (\delta/D) 2.5}{1 - 0.45 (D/4) (\delta/D) 0.5} \quad (10)$$

Krytyczne naprężenie styczne bez uwzględnienia wpływu ciśnienia określa się według wzoru:

$$\tau_{kr} = \frac{5E}{(1/\delta)^2} + 0.1 E \delta/R \quad (11)$$

Krytyczne naprężenia styczne w blaszce pokrycia z uwzględnieniem ciśnienia wewnętrznego są 2÷3 razy większe w porównaniu z przypadkiem gdy tego ciśnienia się nie uwzględnia (rys. 6). Pod działaniem ciśnienia zewnętrznego stateczność blachy pokrycia kadłuba (skrzydła) poddanej działaniu naprężeń stycznych (od  $Q$  i  $M_s$ ) odpowiednio obniża się.

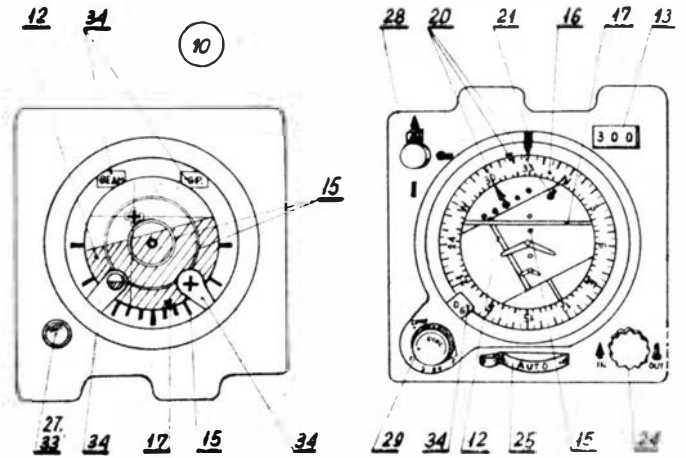
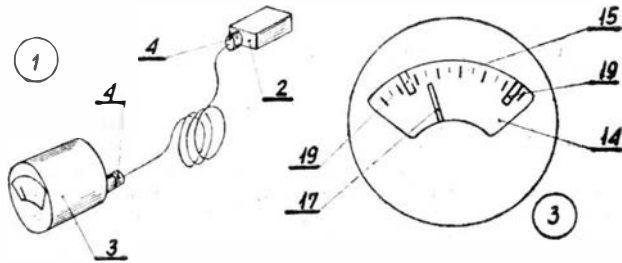
Opracował R.C. na podst. W. M. Strigunowa: Rasczot na prochnost fiuzeliaziej, Moskwa 1974



Rys. 6

WCT/203/R/73





## PRZYRZĄDY POKŁADOWE II

- 1 — przyrząd odległościowy
- 2 — czujnik
- 3 — wskaźnik
- 4 — złącze wtykowe
- 5 — pulpit
- 6 — wskaźnik kompensacyjny
- 7 — wskaźnik śledzenia
- 8 — wskaźnik peryferyjnej obserwacji
- 9 — wskaźnik czołowy
- 10 — wskaźnik dyspozycyjny
- 11 — wskaźnik oscyloskopowy
- 12 — wskaźnik taśmowy
- 13 — wskaźnik cyfrowy, licznik
- 14 — tarcza
- 15 — podziałka
- 16 — róża kursów
- 17 — wskazówka
- 18 — znak
- 19 — ogranicznik
- 20 — znak nastawczy, z ruchomy
- 21 — znak nieruchomy
- 22 — oświetlenie (tarczy) indywidualne
- 23 — masa świecąca
- 24 — gałka nastawcza
- 25 — pokrętło
- 26 — przycisk
- 27 — przycisk kasujący
- 28 — przełącznik wybierakowy
- 29 — wyłącznik, przełącznik
- 30 — wyłącznik awaryjny (na sterownicy)
- 31 — przełącznik dźwigniowy
- 32 — lampa ostrzegawcza
- 33 — lampa sygnalizacji uszkodzenia
- 34 — chorągiewka ostrzegawcza, ch. uszkodzenia

J. M.

## INSTRUMENTS II

- 1 — remote instrument
- 2 — sensor, probe
- 3 — repeater
- 4 — socket
- 5 — control panel
- 6 — compensatory display
- 7 — pursuit display
- 8 — para-visual display (PVD)
- 9 — head-up display (HUD)
- 10 — director indicator
- 11 — cathode ray tube (CRT)
- 12 — roller blind display
- 13 — counter
- 14 — dial
- 15 — scale
- 16 — compass card
- 17 — pointer, bar
- 18 — mark
- 19 — range mark
- 20 — index
- 21 — fixed (lubber) mark
- 22 — integral lighting
- 23 — luminescent material,
- 24 — setting knob
- 25 — knob
- 26 — (push) button
- 27 — reset button
- 28 — selector
- 29 — switch
- 30 — instinctive switch
- 31 — lever switch
- 32 — warning lamp
- 33 — failure lamp
- 34 — warning flag, failure flag

J. M.

## DIE BOROGERÄTE II

- 1 — das fernanzeigendes Gerät
- 2 — der Geber
- 3 — der Anzeiger
- 4 — die Steckverbindung
- 5 — das Bedienpult
- 6 — der Kompensationsanzeiger
- 7 — der Verfolgungsanzeiger
- 8 — der Periphersicht-Anzeiger
- 9 — (der Sehlinien-Anzeiger, die Indikation auf dem durchsichtigem Schirm)
- 10 — der Kommandoanzeiger
- 11 — der Katodenstrahlzilloskop
- 12 — (der Rolladen-Anzeiger)
- 13 — der Digitalanzeiger, (der Zähler, das Zählgerät)
- 14 — das Zifferblatt
- 15 — die Skala, die Skale
- 16 — die Kurskala
- 17 — der Zeiger
- 18 — die Marke
- 19 — der Ausschlag
- 20 — die (Einstell-) Marke
- 21 — die feste Marke
- 22 — das Integralbeleuchtung
- 23 — die Leuchtmasse, der Luminophor
- 24 — der Einstellknopf
- 25 — der Knebelgriff
- 26 — der Druckknopf, die Taste
- 27 — die Löschttaste
- 28 — der Wähler
- 29 — der Schalter, der Umschalter
- 30 — der Notschalter
- 31 — der Kippschalter
- 32 — die Signallampe
- 33 — die Ausfallwarnungslampe
- 34 — die Warnflagge

K. D.

## ПРИБОРЫ II

- 1 — дистанционный прибор
- 2 — датчик
- 3 — повторитель, указатель, (штепсельный) разъем, штупцер
- 5 — пульт управления, щиток управления
- 6 — компенсационный указатель
- 7 — (индикатор преследования, и. перехвата)
- 8 — паравизуальный индикатор
- 9 — индикация на лобовом стекле, пилотажно-проекционный прибор
- 20 — индекс командный прибор
- 11 — электронно-лучевая трубка
- 12 — ленточный указатель
- 13 — счетчик, цифровой указатель
- 14 — (круговая) шкала, циферблат
- 15 — шкала
- 16 — картушка компаса, лимб компаса
- 17 — стрелка, планка
- 18 — метка, отметка
- 19 — ограничитель, упор
- 20 — индекс
- 21 — неподвижный указатель
- 22 — встроенное освещение
- 24 — ручка задатчика
- 25 — ручка, головка, кнопка
- 26 — (нажимная) кнопка
- 27 — кнопка сброса, к. восстановления исходного состояния
- 28 — задатчик, переключатель
- 29 — выключатель, переключатель
- 30 — аварийное отключение (на штурвале), совмещенное управление рычажной переключатель, тумблер
- 32 — сигнальная лампа
- 33 — лампа сигнализации отказа
- 34 — флажок сигнализации отказа, бленкер

K. D.

# Z działalności Sekcji Lotniczych SIMP i SITK

## Harmonogram imprez w roku 1975

Przekazujemy informacje o interesujących specjalistów lotniczych imprezach zgłoszonych przez Stowarzyszenie Naukowo-Techniczne Budowy Maszyn Europejskich Krajów Socjalistycznych na 1975 r.

— Metalurgiczne i technologiczne problemy spawania wysokosprawnych materiałów konstrukcyjnych, Sofia 14—16.X;

— Technologie obróbki plastycznej i ubytkowej, Lipsk 18—19.VI;

— Technika klejenia i żywic epoksydowych, Lipsk 1—2.X;

— Zastosowanie tworzyw sztucznych w budowie maszyn SIMP LAST-75, Warszawa 5—7.VI;

— Zasadnicze problemy elektroniki i mechaniki precyzyjnej MIKRONIKA, SIMP (listopad);

— V Konferencja badań nieniszczących, Koszalin (wrzesień);

VII Konferencja mechanizmów hydraulicznych, Praga (IV kwartał);

— Tworzywa sztuczne wzmocnione włókniem szklanym. Karlove Vary (II kwartał);

— Konferencja nt. technicznego utrzymania samolotów i techniki lotniskowej, Praga (IV kwartał);

— IV Konferencja nt. tworzyw sztucznych w budowie maszyn i pojazdów, Budapeszt 22—26.IV;

— Konferencja nt. maszyn przepływowych i techniki przepływowej, Budapeszt 8—13.IX;

— Pneumatyka — Hydraulika 75, Győr — WRL (II kwartał).

## Kolo Sekcji Lotniczej SIMP przy ASG

Ubiegły rok był pierwszym rokiem działalności Koła Sekcji Lotniczej SIMP przy Akademii Sztabu Generalnego. Pomimo, że Kolo jest niewielkie (ma 16 członków) i jego działalność konsolidowała się, ma ono duże osiągnięcia. Podwoiła się ilość członków, przygotowano 12 seansów filmowych, zorganizowano cztery wycieczki naukowo-techniczne, w tym jedną dla młodzieży kursu lotniczego z Technikum Mechanicznego, zorganizowano trzy odczyty: dla kadry oficerskiej, dla nauczycieli Zespołu Szkół Zawodowych oraz dla młodzieży z Technikum.

Aktywiści Koła włożyli wiele pracy w realizację zamierzeń związanych z uczczeniem XXX-lecia Lotnictwa LWP. Ich dziełem — w dużej mierze — jest powołanie do życia i zorganizowanie nowoczesnej bazy szkoleniowej — ASG.

Nowy Zarząd Koła Sekcji Lotniczej ukonstytuował się następująco: przewodniczący — kol. A. Zaczek, sekretarz — kol. R. Paradowski, skarbnik — kol. J. Siwicki.

## Składki członkowskie SIMP

Interesuje nas, co dzieje się ze składkami członkowskimi SIMP. Otóż: 60% składek indywidualnych pozostaje w dyspozycji Zarządu Oddziału, a 40% w dyspozycji Zarządu Głównego. Zarząd Oddziału z kwoty 6 złotych miesięcznie od członka odprowadza do NOT 50 groszy i tworzy własny Fundusz Pomocy Koleżeńskiej, wpłacając od członka 1 zł. Ze składek indywidualnych przeznaczonych dla Zarządu Głównego tworzy się rezerwa Funduszu Pomocy Koleżeńskiej w wysokości 2% wpłaconych sum.

## Ciekawe spotkania

Kolo Sekcji Lotniczej SIMP w Mińsku Mazowieckim zorganizowało w 1974 roku wiele niekonwencjonalnych spotkań. Specjalną naradę poświęcono tematyce Rola i znaczenie SIMP, zaś referatami objęto interesujące tematy m.in. *Problemy Kosmosu*, *Problem hałasu we współczesnym lotnictwie* oraz cykl pt. *Rozwój polskich konstrukcji lotniczych w latach 1918—1939*.

## WSK Warszawa II

Kolo Sekcji Lotniczej SIMP przy WSK Warszawa II ma duży dorobek w okresie swej trzyletniej działalności. Zarząd złożony z osób, które chcą społecznie pracować oraz aktywiści z grona 73 członków Koła, zorganizowali wiele pożytecznych imprez. Warto wymienić kilka z nich:

— wyświetlanie filmów o tematyce specjalistycznej oraz ogólnotechnicznej (zasaady tłocznictwa, odlewanie precyzyjne, Apollo-8 i in.);

— wycieczki naukowo-techniczne (m.in. na Targi w Poznaniu, Lipsku i Brnie), których efektem były zakupy nowoczesnych maszyn i narzędzi;

— zorganizowanie narady na temat nowoczesnych problemów awioniki;

— wygłoszenie przez zakładowy radiowęzeł cyklu wykładów z dziedziny BHP.

Zarząd Sekcji Lotniczej Oddziału Warszawskiego SIMP wystąpił z wnioskami o przyznanie wyróżnień dla najbardziej zasłużonych członków Koła SIMP przy WSK Warszawa II.

## Prelekcje w ZPLIS

Kolo Sekcji Lotniczej SIMP przy Zjednoczeniu Przemysłu Lotniczego i Silnikowego zorganizowało w ubiegłym roku cztery interesujące prelekcje. Tematem ich były: migawki z Salonu Paryskiego 1973, wrażenia z wizyt w zakładach przemysłowych Chińskiej Republiki Ludowej, Miśtrzostwa Szybocowce w Australii oraz przemysł obrabiarkowy w Japonii.

Należy żałować, że tak interesujące odczyty nie zostały dostatecznie rozpropagowane w innych Kółach lotniczych OW SIMP.

## Gratulujemy

Koledzy z Zarządu i Kół Zakładowych Oddziału Warszawskiego Sekcji Lotniczej SIMP po raz drugi odnieśli duży sukces w dorocznym konkursie na najlepiej pracującą Sekcję w województwie warszawskim. Sekcja Lotnicza sklasyfikowana została na drugim miejscu, lecz utrzymała prymat wśród 26 konkurentek, bowiem pierwszej lokaty nie przyznano żadnej Sekcji OW SIMP. Gratulujemy przewodniczącemu kol. Wiesławowi Wójcikowi, Zarządowi oraz działaczom z terenu.

## Zebranie ZG SIMP

Zebranie sprawozdawczo-wyborcze Sekcji Lotniczej przy Zarządzie Głównym SIMP zostało zwołane na dzień 10 kwietnia. Jak już informowaliśmy pierwszy (poranny) etap zebrania odbył się w ramach Komitetu Koordynacyjnego Budowy i Eksploatacji Maszyn Transportowych, wspólnie dla ośmiu sekcji. W czasie zebrania został wygłoszony referat na temat niezawodności maszyn.

Wiceprzewodniczącym zebrania był kol. Feliks Horodzik, sekretarzem organizacyjnym — kol. Henryk Dąbrowski. Walne zebrania ogniw naszej Sekcji dokonały wyboru delegatów na zebranie sprawozdawczo-wyborcze Sekcji Lotniczej przy ZG SIMP w następujących ilościach: Oddział w Rydgoszczy — 4, w Lublinie — 3, w Poznaniu — 3, w Rzeszowie — 10, w Warszawie — 15, Kolo Sekcji w Bielsku Białej — 2, w Kaliszu — 2, w Łodzi — 1.

Zarząd Sekcji zaprosił na pierwszą część zebrania około 15 osobistości oficjalnych.

## Konferencje SIMP

W końcu ubiegłego roku prezydium Zarządu Głównego SIMP zatwierdziło instrukcję w sprawie zasad i trybu organizowania konferencji i narad naukowo-technicznych w Stowarzyszeniu Inżynierów i Techników Mechaników Polskich. Instrukcja ta — jako tymczasowa, do końca 1975 r. — została rozestana do organizacyjnych ogniw SIMP. Ewentualne propozycje co do uzupełnień i poprawek należy zgłaszać do biura ZODOK-u w Warszawie.

## Wyższe wynagrodzenia

Podajemy informację o możliwościach uzyskania wyższych zarobków.

● Minister Przemysłu Maszynowego T. Wrzeszczyk wystosował do dyrektorów Zjednoczeń pismo z dnia 3.VII.1974 r., na podstawie którego wynagrodzenia pracowników resortu maszynowego, po ukończeniu przez nich kursu obowiązkowego doskonalenia zawodowego mogą być podwyższone orientacyjnie o kwotę 300 zł.

● Zezwolono na stosowanie wyższych stawek wynagradzania za wykłady na kursach szkoleniowych SIMP oraz za odczyty i referaty wygłaszane w Stowarzyszeniu.

## Zakładowe Kolo SIMP

Duże znaczenie dla społecznej aktywizacji członków Sekcji Lotniczej Koła Wojewódzkiego SIMP przy LZR Nr 3 miały narady zorganizowane w Zakładach.

Innym Kółom można by zalecić właśnie taką tematykę: problem oszczędności w gospodarce materiałowej — udział Koła SIMP w realizacji tego problemu;

znaczenie Koła w Zakładzie — wzmocnienie działalności zawodowej i społecznej jego członków;

wynalazczość i racjonalizacja — udział członków zakładowego Koła SIMP w tym ruchu.

● Kolo Sekcji Lotniczej SIMP przy Lotniczych Zakładach Remontowych może być wzorem współpracy naszego Stowarzyszenia z jednostkami organizacyjnymi Zakładu. Z 70 członków Sekcji — 20 działa w kierownictwie Zakładu, w samorządzie robotniczym, w zespołach problemowych, w klubie techniki i racjonalizacji oraz w ośrodku informacji naukowo-technicznej i ekonomicznej.

● Zarządy Oddziałów i wielu Kół Sekcji Lotniczej SIMP starają się bezskutecznie zorganizować kontakty i spotkania towarzyskie dla swych członków oraz ich rodzin. Sygnalizujemy, że istniejące trudności udało się pomyślnie pokonać warszawskim Kółom przy: Dowództwie Wojsk OPK.

## Kierunki działania portów lotniczych • Część II

Druga część artykułu omawia podstawowe zasady kierowania portem lotniczym oraz podaje krótki przegląd międzynarodowych stowarzyszeń portów lotniczych.

### Kierowanie portem lotniczym

Czynność kierownika polega na ustalaniu celów i kontroli ich realizacji, na utrzymywaniu równowagi wewnętrznej i zewnętrznej przedsiębiorstwa przez zmniejszenie napięć i rozstrzygnięcie ewentualnych konfliktów.

Tempo rozwoju transportu lotniczego oraz tempo postępu technicznego w tej dziedzinie dyktują konieczność stosowania nowoczesnych form pracy menażerskiej.

### Planowanie

Pierwszym krokiem na tej drodze jest planowanie. Należy wziąć pod uwagę okoliczność, że tabor lotniczy jest wymieniany praktycznie co dziesięć lat, a charakterystyki nowych samolotów są znane nie wcześniej niż na kilka lat, niekiedy zaś zaledwie na kilka miesięcy przed wprowadzeniem ich do eksploatacji, że ruch lotniczy jest bardzo czuły na wahania koniunktury ekonomicznej i politycznej oraz środki finansowania są niepewne, natomiast inwestycje portów lotniczych muszą być zaprogramowane na wiele lat wcześniej z uwagi na długi okres czasu niezbędny dla ich realizacji. W tej sytuacji jest rzeczą szczególnie ważną, aby czynniki kierujące polityką rozwoju portów lotniczych posiadały stale jasną wizję pożądaną i prawdopodobną przyszłości, gdyż tylko pod tym warunkiem można w każdej chwili podejmować właściwe decyzje i organizować dzień dzisiejszy z uwzględnieniem funkcji jutra.

Badania perspektywiczne oparte na znajomości rozwoju społeczno-ekonomicznego i technicznego pozwalają na określenie sytuacji w perspektywie, która w transporcie lotniczym nie może w zasadzie przekraczać 15 lat. Bowiem właśnie 15 lat jest niezbędnym okresem czasu od momentu, gdy powstaje zamiar budowy nowego portu lotniczego, do momentu, kiedy jest on efektywnie oddawany do użytku. Ten okres zatem dla planowania perspektywicznego portów lotniczych należy uznać za optymalny zarówno z punktu widzenia przydatności badań, jak i granic ryzyka.

Następnie studia operacyjne badające przewidywania i koniunkturę na okres mniej odległy (5-7 lat) pozwalają na określenie z odpowiednią precyzją nowych potrzeb oraz przestudiowanie wariantowych rozwiązań dla ich zaspokojenia, ze wszystkimi konsekwencjami technicznymi, finansowymi i ludzkimi. Wybór odpowiedniego wariantu pozwala na ustalenie jednolitych programów dla poszczególnych funkcji portu na założony czasokres. Wzajemnie skonfrontowany zestaw tych programów tworzy dokument zwany planem.

Plan ten jest aktualizowany corocznie i przy tej okazji przedłużony o jeden rok, tak aby okres planu wieloletniego do realizacji był zawsze ten sam, np. pięć lat. Jest to zatem dokument żywy, w pełni kompleksowy, definiujący w sposób ciągły drogę, jaką należy iść, i metody, jakie należy stosować.

Na koniec krótko o planie rocznym. Jest to plan szczegółowy, który służy do ustalenia rocznego budżetu i określa konkretnie w cyfrach każdy przedmiot działania. Jest to więc niejako uszczegółowienie części planu wieloletniego, niezbędne dla natychmiastowego działania.

W tak pojętym planowaniu szeroko stosuje się metody analizy systemu transportu i metody operatywnych badań. Używa się w nim informatyki do tworzenia modeli przedsięwzięcia, (które pozwoliłyby określić z góry przybliżone koszty własne, zbadać wpływ takiego czy innego poczynania

na równowagę finansową przedsiębiorstwa i w rezultacie uzyskać takie naświetlenie problemów, które umożliwiłyby podjęcie niezbędnych decyzji i właściwe ukierunkowanie polityki działania. W równym stopniu planowanie opiera się na technikach statystyki i programowania, szczególnie w zakresie przewidywania wzrostu ruchu lotniczego, jak i na technikach ekonomicznych oraz technice modeli symulacyjnych.

### Metody programowania ruchu

Technika programowania ruchu jest wyjątkowo trudna i do zagadnienia tego można podejść w różny sposób.

Pierwsza metoda polega na badaniu rozwoju społeczno-ekonomicznego i dedukowaniu z uzyskanych wyników, jakie nowe potrzeby wyłonią się w dziedzinie transportu.

Dla towarów określa się potoki wymiany w ruchu krajowym i międzynarodowym, a w tych potokach przypuszczalny udział transportu lotniczego. Wysokość tego udziału zależy od rodzaju towaru i jest tym większa, im mniejsza jest różnica między kosztem transportu lotniczego a kosztem przewozów naziemnych, obliczonym w stosunku do jednostkowej wartości towaru.

W programowaniu ruchu pasażerskiego ocenia się tempo wzrostu dochodów rodzin i określa tę część dochodów, która jest przeznaczona na przejazdy i na przyjemności. Z drugiej strony określa się rozwój i wzrost operatywności przedsiębiorstw oraz wzrost zamożności poszczególnych grup społecznych. Ogólnego podziału przewozów pasażerskich na poszczególne rodzaje transportu dokonuje się porównując ogólne koszty przewozu (koszty transportu i koszty czasu zużywanego na przejazd).

Druga metoda polega na konstruowaniu modeli odwzorowujących dotychczasowy rozwój transportu lotniczego w funkcji pewnej liczby parametrów przyjętych jako charakterystyczne. Wybór tych parametrów dokonywany jest przy udziale użytkowników. Modele, o których mowa, są w zasadzie dwóch typów: *elastycznego* lub *grawitacyjnego*.

Modele typu *elastycznego* związane są z reakcją człowieka na różne zmiany w podaży i wskazują, jak zmienia się zapotrzebowanie na transport lotniczy w zależności od takich parametrów, jak przychody ludności, taryfy przewozowe, prędkość przelotu, rozróżniając przy tym podróże służbowe, podróże turystyczne i inne wyjazdy prywatne.

Modele typu *grawitacyjnego* starają się ustalić potencjał migracyjny danego regionu wg aglomeracji miejskiej. W tym przypadku parametrami charakterystycznymi są na ogół: ilość ludności, poziom zamożności i prężność gospodarcza, odległość do innych regionów. Modele te są szczególnie przydatne do ustalania przepływu pasażerów między dwoma określonymi regionami czy określonymi miastami.

Trzecia metoda polega na ekstrapolacji dotychczasowego rozwoju z uwzględnieniem przypuszczalnej przyszłej koniunktury. Do prognozowania bliskiej przyszłości jest to metoda wystarczająca i stosuje się ją powszechnie w przypadku braku danych umożliwiających stosowanie dwóch poprzednich.

Uzupełnieniem tych metod mogą być inne specjalne studia, jak np. oddzielne analizy szczególnych rodzajów przewozów lotniczych (loty czarterowe, podróże służbowe, ruch turystyczny itp.), badania wpływu na przewozy lotnicze takich parametrów, jak sprawność dojazdu i osiągalność (czasowa) portu lotniczego, regularność lotów, częstotliwość połączeń i czas przebywania w porcie; wreszcie badania szczytów w ruchu lotniczym i sposobów jego rozładowania.

Pole działania studiów prognostycznych nieustannie rozszerza się w miarę wzrostu tendencji do poznawania przyczyn zjawisk a nie tylko obserwacji skutków.

Studia ekonomiczne są najczęściej stosowane w celu zbadania rentowności danej inwestycji, to znaczy porównania jej kosztu z wpływami, które pozwoli osiągnąć jej realizacja. Ustala się więc na okres dość długi (odpowiadający na ogół okresowi amortyzacji obiektu) roczne wydatki i wpływy z eksploatacji. Rentowność natychmiastowa jest to zysk pierwszego roku eksploatacji w stosunku do kosztów inwestycji. W portach lotniczych jest ona znacznie niższa niż w latach następnych, gdyż przychody wzrastają wraz ze wzrostem ruchu. Dlatego też kwestia rentowności może być rozważana jedynie kompleksowo na okres pełnej amortyzacji przy doprowadzeniu cen do poziomu z okresu realizacji inwestycji. Studia te pozwalają na określenie kryteriów kosztów i wyboru inwestycji oraz wysokości niektórych taryf.

Obecnie jednak dąży się nie tylko do porównania kosztów i wpływów bezpośrednich, związanych z budową danego obiektu, ale również do uwzględnienia strat i korzyści pośrednich, wynikających z jego istnienia i użytkowania dla całego społeczeństwa. Określa się zatem wpływ na środowisko zarówno dodatni (rozwoj gospodarczy, wygoda użytkownika) jak i ujemny (uciążliwość, zachwianie równowagi). Można zatem mówić o kosztach czy korzyściach społecznych danego przedsięwzięcia, jeśli służy ono interesowi ogólnemu, jeśli pozwala spojrzeć na dane zamierzenie w aspekcie ogólnego polepszenia warunków życia ludzi. Nie zawsze jednak można przeliczyć na pieniądze te korzyści i ujemne strony, dlatego też wybór pomiędzy poszczególnymi projektami czy poszczególnymi rozwiązaniami dokonywany jest w oparciu o niezmiernie złożoną technikę usiłującą ocenić efektywność rozwiązań w stosunku do postawionych celów, w funkcji licznych, wcześniej ustalonych kryteriów.

Technika symulatorów pozwala z góry przeanalizować funkcjonowanie takiego czy innego urzędnika, takiego czy innego systemu, a więc wykryć jego słabe strony, jego wąskie gardła, aby móc znaleźć na nie lekarstwa. Modele używane jako symulatory mogą w zależności od potrzeb pracować w takim rytmie, w jakim ma pracować urządzenie czy system lub w rytmie przyspieszonym, co pozwala na szybkie wypróbowanie wielu hipotez i wariantowych rozwiązań. Używanie tego typu modeli jest coraz częściej stosowane w portach lotniczych. Poza modelami finansowymi przedsiębiorstwa i modelami prognoz ruchu wprowadza się symulatory fizycznego funkcjonowania portu w celu takiego ukierunkowania rozwiązań czy też eksploatacji, by zapewniły jak największą efektywność. Są to symulatory ruchu lotniczego w powietrzu i na ziemi, zajmowania stanowisk istniejących samolotów, korzystania z sal odlotowych, przepływu pasażerów i bagażu, zajmowania miejsc na parkingach i dojazdów do portu. Dąży się nawet do połączenia tych symulatorów dla skonstruowania kompletnego modelu portu lotniczego.

Równocześnie usiłuje się stworzyć modele zarządzania portem lotniczym. W końcowej fazie koordynuje się działania modeli symulatorów z modelami zarządzania. Wymiana informacji jest automatyczna. Pierwsze otrzymują od drugich informacje o ruchu stwierdzonym czy zaprogramowanym, dedukują przyszłą prawdopodobną sytuację i informują o niej modele zarządzania, które z kolei w konsekwencji organizują właściwą eksploatację. Ten system prowadzi do pełnej automatyzacji funkcjonowania portu lotniczego, co wydaje się możliwe w przyszłości. Nie należy sądzić, że doprowadzi to do dewaluacji roli człowieka. Przeciwnie, system ten pozwoli człowiekowi podejmować decyzje w oparciu o informacje o wiele dokładniejsze, znacznie bardziej kompleksowe i znacznie szybciej dostarczane, niż to ma miejsce obecnie.

## Decentralizacja

Drugą ważną działalnością w kierowaniu portem lotniczym jest wprowadzenie właściwej decentralizacji.

Jej niezbędność wynika z różnorodności czynności wykonywanych przez port lotniczy, które stwarzają konieczność korzystania ze specjalistów z różnych dziedzin (wytworzenia usług, ich sprzedaż, studia, budownictwo, administracja).

Wytwarzający usługi musi czuwać nad ich jakością i kosztami wytwarzania. Ten natomiast, kto je sprzedaje, powinien posiadać zmysł handlowy, szukać sposobów zwiększenia zarobków i spełniania w sposób możliwie najlepszy

życzeń klienta. Zajmujący się studiami powinien interesować się na równi problemami technicznymi jak i ekonomicznymi. Wykonawca zaś robót musi się odznaczać wyczuwaniem kosztów, dobrym tempem realizacji i dobrą jakością wykonawstwa. Wreszcie zarządzający powinien być bezstronny i zawsze gotowy służyć innym.

Równocześnie bardzo szybki rozwój portów lotniczych i ciągle rozszerzanie zakresu ich działalności zmusza do nieustannej zmiany środków działania i struktury organizacyjnej. Struktura organizacyjna sztywna, opierająca się na zależnościach hierarchicznych zupełnie nie nadaje się do potrzeb kierowania portem. Należy stosować strukturę organizacyjną składającą się z komórek o odpowiednio wysokiej samodzielności, posiadających ściśle określony zakres działania i odpowiedzialności.

Komórki te powinny być żywe; powinny się łatwo rozwijać, zmieniać, kurczyć czy likwidować w zależności od aktualnych potrzeb. Każda komórka otrzyma własny budżet oparty na wpływach i niezbędnych wydatkach oraz postawione jej zostaną cele i zadania, w ramach których powinna działać samodzielnie. Stwarza się w ten sposób komórki bezpośrednio zainteresowane wynikami własnej pracy i za nie odpowiedzialne, które niezależnie od miejsca zajmowanego w hierarchii przedsiębiorstwa mogą dzięki swej samodzielności znacznie zwiększyć wydajność pracy.

Jest rzeczą oczywistą, że taka decentralizacja jest tylko wtedy możliwa, gdy planowanie potrafi ustalić dokładnie dla każdej komórki zadania i budżet do ich wykonania. W przeciwnym razie prowadziłyby to do anarchii, a nie do powstania dobrze zorganizowanej całości. Decentralizacja przesuwająca odpowiedzialność na poszczególne komórki funkcjonalne jest możliwa wtedy, gdy całokształt polityki przedsiębiorstwa ustalony jest centralnie w sposób ścisły i szczegółowy. Równocześnie zakłada się istnienie sprawnego systemu informacji, pozwalającego porównać w każdej chwili działalność każdej komórki z jej zadaniami i z jej budżetem. Pozwala to dostrzegać w porę wszelkie anomalie i przeciwdziałać im, jak również umożliwić korygowanie zadań, gdy okazuje się, że są one nierealne. To jest właśnie prawidłowo działająca kontrola zarządzania.

Kontrola zarządzania jest ściśle związana z decentralizacją, której zapewnia niejako bezpieczeństwo działania oraz z planowaniem, któremu dostarcza nieustannie danych o sytuacji przedsiębiorstwa i o jego rozwoju w zakresie ustalonych celów i zadań. Dzięki kontroli zarządzaniu ma się nieprzerwanie jasny obraz funkcjonowania poszczególnych usamodzielnionych komórek. Jest to łatwe do wprowadzenia, jeżeli istnieje scalony system informatyki, rejestrujący informacje niezbędne do zarządzania portem. Wystarczy wtedy odpowiednio je przeanalizować, zinterpretować i wyciągnąć wypływające stąd wnioski. Oczywiście należy zdać sobie sprawę, że system kierowania takim przedsiębiorstwem — opartym na wzajemnym współdziałaniu zdecentralizowanych komórek, scentralizowanego planowania i operatywnie działającej kontroli zarządzania — napotyka również na trudności.

Pierwszą, niejako generalną, przeszkodą w jego stosowaniu jest opór psychologiczny przed nowością odbiegającą znacznie od dotychczasowych hierarchicznych, autokratycznych systemów zarządzania.

Komórki planowania mają inklinacje do traktowania polityki portu jako pola działania wąskiej grupy specjalistów narzucających swój punkt widzenia innym, często bez głębszego wnikiwania w ich problemy. Jest to skrzywienie bardzo niebezpieczne, przeczy bowiem podstawowej zasadzie nowoczesnego zarządzania, które stawia sobie za cel włączenie każdego pracownika na odpowiednim szczeblu do życia przedsiębiorstwa.

Dlatego też plany powinny być opracowywane w ścisłej współpracy z poszczególnymi komórkami odpowiedzialnymi za poszczególne rodzaje działalności portu. Ten udział w planowaniu jest sprawą niezmiernie ważną, gdyż każdy uczestnik planowania analizuje swoją pracę, cele jakie przed nim stoją i środki jakimi dysponuje. Świadomość będąca rezultatem takiej analizy jest źródłem postępu i wytworza cenne nawyki i zdolność przewidywania.

W praktyce współdziałanie poszczególnych komórek w planowaniu jest tym ściślejsze, im bardziej szczegółowy jest plan i im bliższy jego horyzont. Studia i plany perspektywiczne na okres 15 lat mogą być opracowywane jedynie przez specjalistów, uwolnionych od codziennej pracy portu. Programy wieloletnie (5-7 lat) przeciwnie — powinny powstawać w dyskusji pomiędzy planistami i ludźmi odpowiedzialnymi za poszczególne komórki organizacyjne portu. Pierwsi ustalają zadania ogólne, drudzy przedstawiają potrzeby i trudności. Wzajemna wymiana poglądów uści-

śla plan. Wreszcie opracowywanie rocznych budżetów i planów operacyjnych może być całkowicie pozostawione w gestii bezpośrednio działających komórek.

Decentralizacja napotyka również na opór psychiczny. Człowiek w zasadzie chciałby mieć więcej inicjatywy, wolności, a nawet odpowiedzialności; wielu jednak w bezpośredniej konfrontacji wycofuje się, preferując wygodniejszy tryb życia w bezpiecznym systemie hierarchicznym. Niektórzy kierownicy widzą w decentralizacji — źle ją rozumiejąc — utratę swej władzy czy też autorytetu, podczas gdy w rzeczywistości decentralizacja pozwala im na całkowite poświęcenie się zadaniu prawidłowego kierowania i podejmowania wyważonych kierunkowych decyzji.

Wiele nieporozumień nawarstwiło się również wokół pojęcia kontroli zarządzania. Niemala część personelu kierowniczego koncentruje uwagę jedynie na słowie *kontrola*, któremu nadaje sens negacji, przymusu i ewentualnej kary, a chodzi przecież o kompleksową wymianę informacji w całym przedsiębiorstwie, by w porę dostrzec najsłabsze ogniska i móc skutecznie interweniować.

Dalsze kierunki działania w procesie kierowania przedsiębiorstwem to studia, formowanie kadr, inicjowanie partnerstwa w ramach przedsiębiorstwa i wreszcie stosunki z partnerami z zewnątrz.

Studia stanowią niezmiernie ważną dziedzinę w kierowaniu portem. W pierwszym rzędzie powinny one wspomagać planowanie, badając przyszłe technologie i techniki oraz szukać konkretnych rozwiązań w tych dziedzinach, gdzie to jest potrzebne. Zapotrzebowanie na studia i badania w życiu portu lotniczego jest olbrzymie. Gdy chodzi np. o zwiększenie bezpieczeństwa i regularności transportu lotniczego, niezbędne jest ustawiczne szukanie sposobów rozpraszania mgły, sposobów zmniejszania poślizgu na drogach startowych, czy też skuteczniejszego ich oznakowania. Przedmiotem studiów może być również skrócenie czasu pobytu pasażera w porcie, np. przez opracowanie nowych środków transportu wewnętrznego dla przewozu pasażerów, bagaży czy towarów lub przez zautomatyzowanie szeregu czynności obsługi pasażerskiej. Wreszcie ciągle istnieje zapotrzebowanie na studia w dziedzinie budowy i utrzymania portów.

Partnerstwo jest sprawą nieodzowną w nowoczesnym, prawidłowo kierowanym porcie. Człowiek, pracownik przedsiębiorstwa powinien się czuć w nim dobrze, mieć otwarte pole dla inicjatywy, a przede wszystkim powinien mieć przekonanie o swej użyteczności. Cała załoga powinna działać solidarnie we wspólnym interesie. Nowoczesne kierowanie portem lotniczym powinno wyzwać inicjatywę, stwarzać atmosferę partnerstwa. Należy pamiętać, że osiąga się to najłatwiej, jeżeli załoga jest osobiście zainteresowana materialnie w rezultatach pracy przedsiębiorstwa. Łączy się to z operatywnie działającym planowaniem, które powinno umieć wyznaczać poszczególnym komórkom i działom właściwe i prawidłowo sformułowane zadania oraz z kontrolą zarządzania, która powinna określać rezultaty pracy.

Jak już na wstępie artykułu podkreślono, wartościowa załoga jest podstawowym dobrem przedsiębiorstwa. Formowanie zatem odpowiedzialnej kadry powinno być jedną z głównych trosk dyrekcji portu. Chodzi o ustalenie potrzebnych stanowisk pracy oraz wymagań, jakie należy stawiać pracownikom, o dobre poznanie ludzi i stworzenie im perspektywy rozwoju zgodnie z potrzebami przedsiębiorstwa i zgodnie z kwalifikacjami i zdrowymi ambicjami każdego pracownika.

Olbrzymia różnorodność kierunków działania portu lotniczego oraz wyjątkowo duże tempo jego rozwoju powoduje, że formowanie kadr jest tu sprawą ważniejszą, a zarazem stosunkowo łatwiejszą niż w przedsiębiorstwach o ustabilizowanej strukturze kadrowej, ponieważ możliwości dokonywania zmian personalnych są większe. Duże porty lotnicze stanowią ponadto niejako bazę kadrową dla mniejszych portów, do których na stanowiska kierownicze przesuwają się wypróbowany personel administracyjno-techniczny.

Stosunki z partnerami z zewnątrz są kluczową działalnością dyrekcji portu lotniczego ze względu na wagę powiązań ze środowiskiem, w którym port lotniczy się znajduje.

Port lotniczy powinien zająć właściwe miejsce w środowisku naturalnym i zurbanizowanym, w świecie społecznym i gospodarczym. Musi on godzić interesy transportu lotniczego z wymaganiami ekonomii, potrzeby zagospodarowania terenu z życzeniami mieszkańców. Są to zadania niezmiernie trudne, wymagające nieustannego wyjaśniania, przekonywania, rozumienia innych stanowisk, negocjowa-

nia i koordynacji przy jednoczesnym dbaniu o skuteczność własnych poczynań i zachowanie zdrowego rozsądku.

Stosunki zewnętrzne odnoszą się w pierwszym rzędzie do powiązań i wzajemnego porozumienia z mieszkańcami terenów sąsiadujących z portem, gdyż z jednej strony są oni najbardziej narażeni na skutki wynikające z sąsiedztwa z portem, z drugiej zaś — najbardziej bezpośrednio korzystają z ożywienia gospodarczego, które port powoduje. Stosunki te rzucają się następnie na szczebel polityczny i administracyjny regionu i kraju (podejmowanie decyzji, ich konsekwencje wynikające z rozwoju transportu lotniczego i samego portu). Ostatnią wreszcie formą stosunków zewnętrznych są stosunki międzynarodowe.

### Międzynarodowe stowarzyszenia portów lotniczych

Transport lotniczy już w momencie swoich narodzin opierał się na porozumieniach międzynarodowych.

W 1919 roku utworzone zostało na konferencji w Hadze *Międzynarodowe Stowarzyszenie Ruchu Lotniczego*, które następnie przekształciło się w *Międzynarodowe Stowarzyszenie Transportu Lotniczego (International Air Transport Association — IATA)*.

W wyniku konwencji uchwalonej w Chicago w 1944 r. utworzono *Międzynarodową Organizację Lotnictwa Cywilnego (International Civil Aviation Organisation — ICAO)* zrzeszającą większość państw. Polska jest członkiem ICAO już od 1944 r.

Przez długi jednak czas porty lotnicze nie zrzeszały się w żadną organizację międzynarodową. Sprawy portów lotniczych na arenie międzynarodowej były omawiane za pośrednictwem administracji państwowych w ramach ICAO. W wyniku rozwoju transportu lotniczego wzrosło znaczenie i koszty infrastruktury lotniczej, co zmusiło poszczególne porty do wspólnego działania.

Obecnie porty lotnicze zrzeszają się w trzech międzynarodowych stowarzyszeniach.

Najstarszą organizacją jest *Airport Operators Council International (AOCI)*. Została ona stworzona w 1948 r. przez 20 portów lotniczych amerykańskich. Z początku była to organizacja wewnętrzna USA, ale w 1958 r. przyjęło do niej pierwszego członka zagranicznego, którym był *Aéroport de Paris*. W 1970 r. posiadała ona 130 członków reprezentujących 500 portów lotniczych, w tym 23 porty zagraniczne i 36 amerykańskich portów międzynarodowych. Siedzibą organizacji jest Waszyngton.

*Stowarzyszenie Portów Lotniczych Europy Zachodniej (Western European Airport Association — WEEA)* ze stałym sekretariatem w Zurychu zostało utworzone z inicjatywy *Aéroport de Paris* w 1950 r. W 1970 r. zrzeszało ono 17 członków.

Coraz wyraźniej ujawniała się potrzeba stworzenia organizacji otwartej dla wszystkich portów lotniczych, bez względu na ich wielkość i położenie geograficzne. Taka organizacja pod nazwą *Międzynarodowe Stowarzyszenie Cywilnych Portów Lotniczych (International Civil Airports Association — ICAA)* powstała w roku 1962, a ostatecznie ukonstytuowała się w roku 1966. Jest ona kierowana przez radę Administracyjną i Komitet Wykonawczy ze stałym Sekretariatem znajdującym się w Paryżu.

ICAA w 1970 r. zrzeszała 83 członków rzeczywistych reprezentujących 123 porty lotnicze, z czego 60 portów Europy zachodniej, 12 portów krajów demokracji ludowej, 26 portów afrykańskich, 16 z obywatelstwa Ameryk i 9 z innych części świata. ICAA współpracuje ponadto ze 108 portami nie będącymi członkami tej organizacji. Port lotniczy Warszawa — Okęcie jest jej członkiem od 1969 r. ICAA, zrzeszając w swych szeregach obok portów dużych — porty średnie i małe, obok administracji doświadczonych, o znanej tradycji — administracje dopiero co powstałe, młode, służy swoim pośrednictwem w obiegu informacji, koordynuje wspólne poczynania, inicjuje studia i badania nad problemami będącymi przedmiotem wspólnych zainteresowań.

Wymienione trzy organizacje zrzeszające porty lotnicze doszły do wniosku, że istnieje potrzeba wzajemnej korelacji poczynań oraz wypracowania wspólnej polityki kontaktów z innymi ogniwami międzynarodowymi lotnictwa cywilnego, jak ICAO, IATA czy wielkimi firmami budowy samolotów.

Dla ułatwienia skoordynowanej i skutecznej polityki zewnętrznej utworzono organ nadrzędny nad omawianymi trzema organizacjami. Powstał on w roku 1972 pod nazwą *Airport Associations Coordinating Council (AACC)*.

# Nowe silniki śmigłowe firmy Turbomeca

Na XXX Salonie Lotniczym w Paryżu firma *Turbomeca* pokazała makietę silnika śmigłowego o mocy 650 KM i drewniany model silnika śmigłowego o mocy 1800 KM. Oba silniki są dwuwałowe, tj. mają oddzielną turbinę napędową. Silniki te zostały następnie zasygnalizowane na wystawie w Farnborough w 1974 r.

Pierwszy z nich, nazwany Ariel, przeznaczony jest do napędu dwusilnikowego śmigłowca SA.365, który jest wersją rozwojową jednosilnikowego śmigłowca SA.360 (z jednowałowym silnikiem Astazou XVI) i jednosilnikowego śmigłowca SA.341 Gazelle (wyposażonego obecnie w jednowałowy silnik Astazou III B) oraz samolotu VTOL X-910 z przechylnymi śmigłami.

W swej pierwszej wersji silnik miał nowy, oryginalny układ: turbina napędowa nie była zabudowana w sposób współosiowy w stosunku do wytwornicy, lecz poniżej jej osi i była połączona z wytwornicą za pomocą wygiętego kanału. Układ taki pozwalał na wyprowadzenie wału napędowego zarówno do tyłu, jak i do przodu silnika, zapewniając dużą uniwersalność zastosowań silnika. Wadą takiego rozwiązania są duże straty ciśnienia w kanale łączącym i zwiększona nierównomierność rozkładu ciśnień przed turbiną napędową (spowodowana wygięciem kanału) oraz większa długość silnika.

Ostateczna wersja silnika otrzymała jednak układ bardziej konwencjonalny, pokazany na rys. 1.

Sprężarka jest typu mieszanego z jednym przydźwiękowym stopniem osiowym (o średnicy 150 mm, prędkości obwodowej końców łopatek 405 m/s i sprężu 1,7:1) i nadźwiękowym stopniem odśrodkowym. Spręż ogólny sprężarki

wynosi ok. 8:1, przy prędkości obrotowej 51 800 obr/min. Oba stopnie są wykonane z tytanu.

Komora spalania typu Turbomeca jest zaopatrzona w wirujący wtryskiwacz o nowej, prostszej konstrukcji, zbadany na silniku Astazou. Upraszcza on obsługę silnika i zapewnia szybszą reakcję na sygnały sterujące, skracając czas przyspieszania silnika.

Turbina wytwornicy jest dwustopniowa, ma niechłodzone łopatki wirnikowe, a temperatura na jej wlocie wynosi ok. 1000 °C. Turbina napędowa jest jednostopniowa.

Walcowa, dwustopniowa przekładnia jest zabudowana pod kanałem wylotowym silnika. Wyjście wału napędowego znajduje się pod korpusem wlotowym, w obudowie stanowiącej równocześnie skrzynkę napędów osprzętu. Prędkość obrotowa końcówki napędowej wynosi 6000 obr/min.

Silnik ma konstrukcję modułową umożliwiającą dokonywanie przeglądów w bazie, bez potrzeby oddawania silnika do zakładu naprawczego. Ciężar silnika (prawdopodobnie bez osprzętu) nie przekracza 75 kg.

Maksymalna moc nadzwyczajna silnika wynosi 690 KM przy jed-

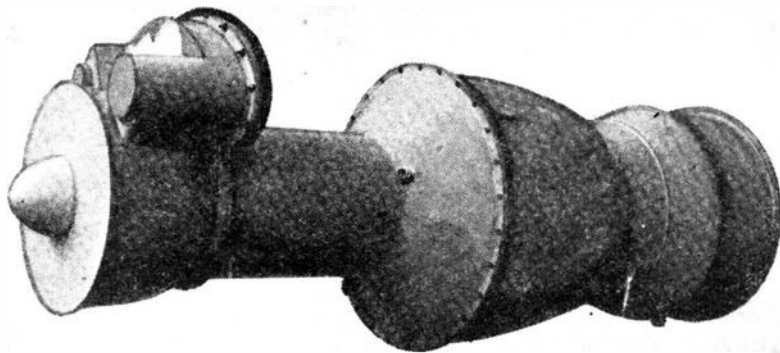
nostkowym zużyciu paliwa 0,259 kg/KMh, moc startowa 650 KM przy 0,260 kg/KMh i maksymalna moc trwała 600 KM przy 0,263 kg/KMh.

Zwracają uwagę stosunkowo duże jak na silniki Turbomeca wartości jednostkowego zużycia paliwa. Można przypuszczać, że jest to wynikiem zmniejszonej sprawności sprężarki wskutek zwiększenia obciążenia stopnia odśrodkowego (zastosowanie jednego stopnia osiowego zamiast dwóch przy sprężu 8:1) oraz mniejszych wymiarów zespołów silnika.

Próby wytwornicy miały się rozpocząć w końcu 1973 r., próby kompletnego silnika — na wiosnę 1974 r.

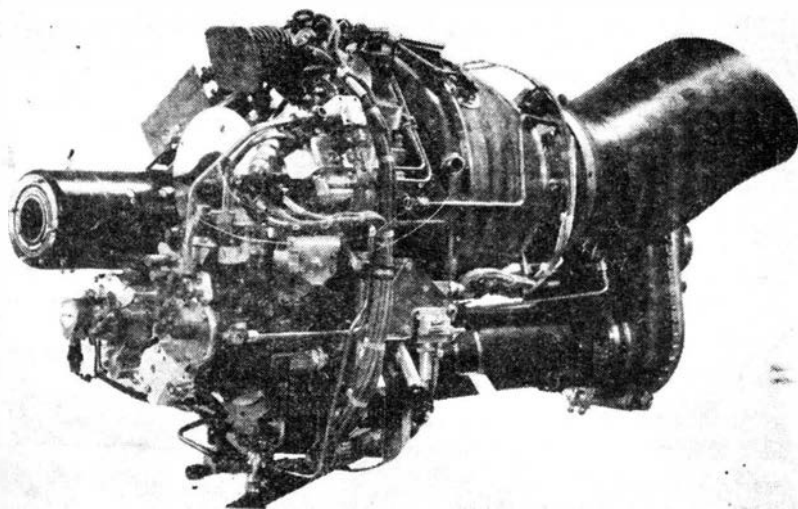
Należy oczekiwać, że silnik Ariel zapoczątkuje nową generację wałowych silników Turbomeca.

Wałowe silniki Turbomeca można dzielić na generacje, przyjmując za kryterium podziału prędkość obrotową. Rodziny silników Artouste, Turmo i Bastan o prędkości obrotowej 33 000 obr/min tworzą pierwszą generację, rodzina silników Astazou o prędkości obrotowej 43 000 obr/min — drugą generację. Silnik Ariel ma prędkość obrotową zwiększoną do 51 800 obr/min. Oczywiście, wzrost prę-



Rys. 2 ►

Rys. 1 ▼



kości obrotowej silników Turbomeca jest wynikiem nie tylko doskonalenia ich konstrukcji (np. łożyskowania) i stosowania lepszych materiałów, lecz również ciągłego doskonalenia gazodynamiki, wyrażającego się wprowadzaniem przydźwiękowych osiowych stopni sprężarkowych, zwiększaniem obciążenia stopni sprężarkowych i turbinowych, zwiększaniem sprawności zespołów oraz podwyższaniem temperatury przed turbiną. Odbywający się w ten sposób w ramach jednej generacji rozwój silników, któremu towarzyszy wzrost ich mocy (i zmniejszenie jednostkowego zużycia paliwa), doprowadza w końcu do budowy nowej generacji silników o mniejszych wymiarach i ciężarze oraz o odpowiednio zwiększonej prędkości obrotowej.

Tak więc prędkość obrotową — dla określonej klasy mocy silnika — można uważać za kryterium poziomu technicznego silników, uwzględniające cały zespół czynników konstrukcyjnych i gazodynamicznych.

Można przypuszczać, że następnym etapem rozwoju silnika Ariel będzie dodanie zerowego stopnia sprężarki, co zwiększy moc (wzrost wydatku powietrza) i zmniejszy

jednostkowe zużycie paliwa silnika. Silnik o mocy 1800 KM (moc nadzwyczajna wynosi 1935 KM) jest przewidziany do napędu nowych wersji śmigłowca SA.331 Puma, w miejsce stosowanych obecnie silników Turmo 3C. Silnik ma sprężarkę z trzema stopniami osiowymi i jednym stopniem odśrodkowym, komorę spalania typu Turbomeca, dwustopniową turbinę wytwornicy i dwustopniową turbi-

nę napędową. Jego jednostkowe zużycie paliwa wynosi 0,213 kg/KMh, średnica 445 mm, całkowita długość 1937 mm i ciężar — prawdopodobnie bez wyposażenia — 150 kg. Model silnika pokazano na rys. 2.

Można domyślać się, że silnik ten jest wersją rozwojową silników Turmo.

W. K.

## CIEKAWY KONSTRUKCJE

Dr inż. ZDZISŁAW BRODZKI

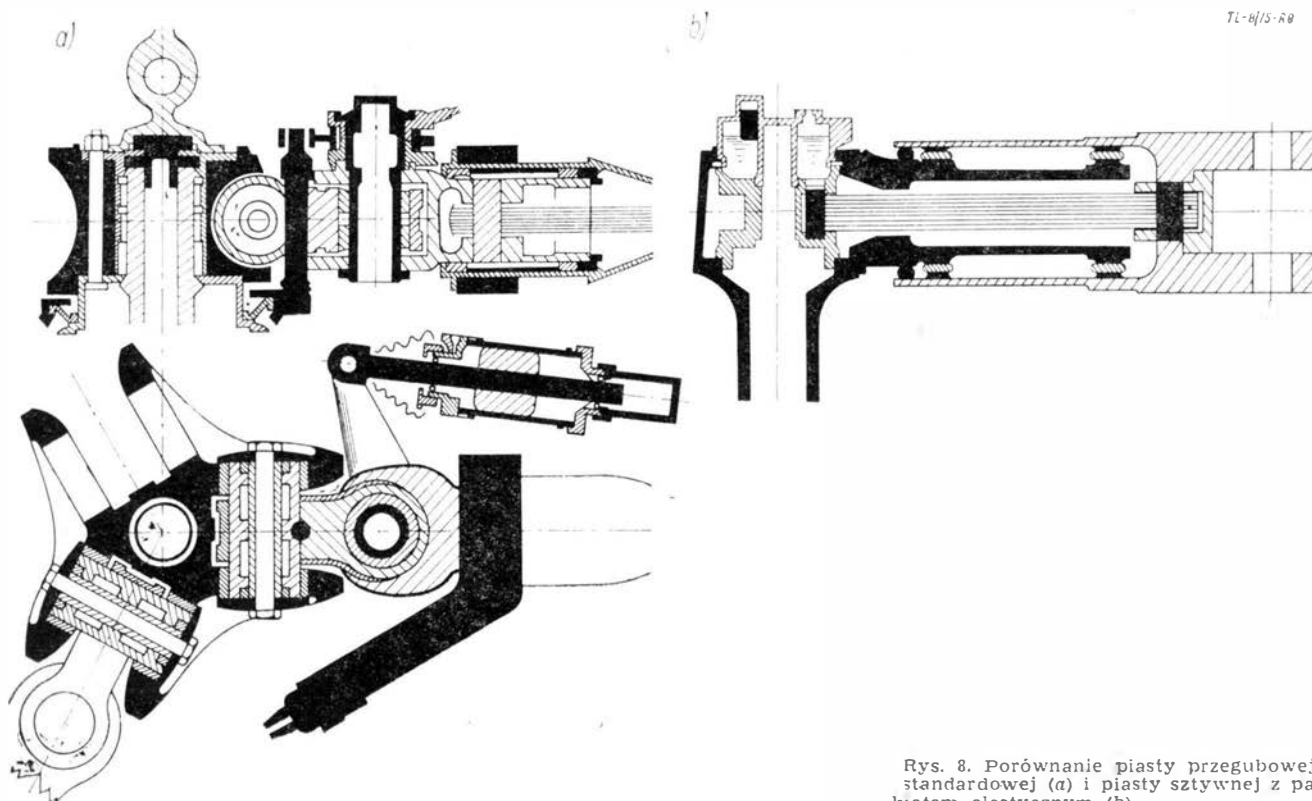
# Współczesne piasty wirników śmigłowcowych • Część II

**Przegląd współczesnych wirników śmigłowcowych ze szczególnym uwzględnieniem rodzaju zastosowanej piasty. Najczęściej wprowadzane ulepszenia w budowie piast wirników.**

Duży postęp rozwoju piast wirników, głównie w sposobach mocowania i ułożyskowania łopatek, widać w kolejnych opracowaniach wytwórni *Aerospatiale*. Śmigłowiec *Alouette* ma jeszcze piastę przegubową (rys. 8a) lecz na śmigłowcu SA 341 *Gazelle* zastosowano nową piastę NAT (*Non Articule en Trainee* — bez przegubu pionowego) przedstawioną na rys. 9. Cechą charakterystyczną wirnika *Gazelle* jest poza tym zastosowanie łopatek laminatowych. Niewielkie odchylenia łopatek w poziomie są umożliwiające dzięki elastycznym wkładkom, zastępującym przegub pionowy (na rysunku zaznaczone strzałką). Elastyczny skrętnie

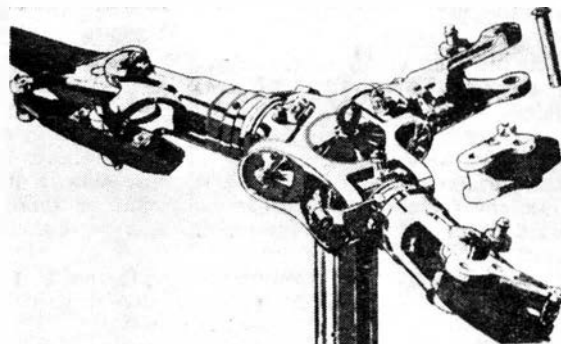
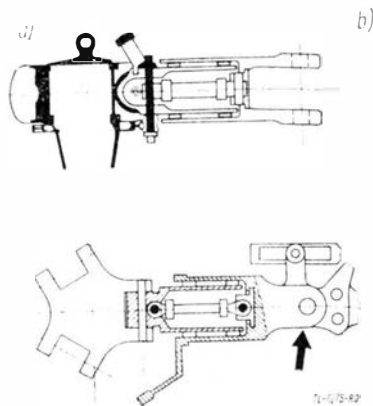
łącznik przenosi siły odśrodkowe. Pozostały jednak łożyska toczne służące przestawieniu kąta łopatek i w przegubie wahań pionowych. Tłumik hydrauliczny został zastąpiony przez tarcio-elastyczny regulator częstotliwości z kauczuku silikonowego; jego zaletą jest to, że nie wymaga on konserwacji. Nie zastosowano tu więc jeszcze łożysk elastomerowych jak w piastce HLH.

Piasta NAT-FLEX stanowi już znaczne uproszczenie w stosunku do piasty klasycznej — przegubowej, lecz powstają w niej przy dużych prędkościach lotu sprzężenia poszczególnych ruchów. Wyniki badań tej piasty zostały wykorzystane przy wykonaniu innej piasty — półsztywnej dla śmigłowca *Lynx* — w której obciążenia od zginania względem osi pionowej i poziomej są przenoszone przez wydłużone ramiona



Rys. 8. Porównanie piasty przegubowej standardowej (a) i piasty sztywnej z pakietem elastycznym (b)

Rys. 9. Piasta polsztatowa NAT-BIFLEX: a) schemat, b) widok ogólny

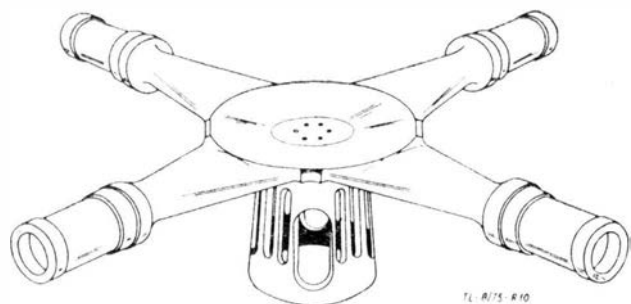


piasty (rys. 10). Na zewnętrznych końcach ramion zamocowane są łożyska przekreślenia łopat.

W ramach studiów wykonano w *Aerospatiale* wirnik sztywny z piastą MIR, w którym przegub wahań pionowego i poziomego został zastąpiony przez elastyczny element mocujący łopatę do piasty, umożliwiając również zmianę skoku. Konstrukcja ta była bardzo prosta, jednak sprzężenia wahań pionowych i poziomych oraz skręcenia były znaczne, szczególnie przy dużych prędkościach.

Porównanie piasty przegubowej klasycznej i sztywnej wykazuje, że poza wyeliminowaniem części łożysk tocznych przenoszących siły odśrodkowe, ilość punktów smarowania zmalała od kilkunastu do jednego, zaś ilość części jest zmniejszona o 80%.

Do tej samej rodziny piast sztywnych należy piasta BIFLEX (rys. 11), wykonana ze sztucznych żywic zbrojonych włóknem szklanym. Korzyści wynikające z uproszczeń konstrukcyjnych są podobne jak w przypadku piasty MIR, a jej własności w warunkach ustalonej pracy są dobre. Są one jednak



Rys. 10. Odlewka z tytanu stanowiąca podstawowa część piasty śmigłowca Lynx

zależne od stopnia obciążenia przez układ sterowania i elastyczność łącznika. Oddalenie zamocowania łopat od piasty jest tu ogólną wadą, zmniejsza bowiem doskonałość aerodynamiczną wirnika.

Dalsze badania prowadzone przez *Aerospatiale* polegały na zamianie ramienia-łącznika na podatny skrętnie i zastąpienie łożysk tocznych czy nawet elastomerowych przez elastyczną część ramienia (rys. 12). Ponieważ piasta ze sztucznych żywic może być bardzo podatna, zdecydowano ulepszyć ramię skrętnie przez zastosowanie warstewek elastomeru pomiędzy włóknami szklanymi, aby zapewnić przeniesienie przez te elementy zginania i skręcenia; dobór własności włókien i przekładek częściowo eliminuje sprzężenia. Powstała w ten sposób piasta TRIFLEX, która eliminuje zabiegi konserwacyjne i wymaga tylko wizualnej kontroli.

Pewną niedogodność stanowi w tym przypadku problem trwałości i trudność wmontowania (gdy będzie tu potrzebne) tłumika odchyłań w płaszczyźnie poziomej. Poza tym istnieje zawsze sprawa sprzężeń w elastycznym ramieniu-łączniku.

Piasta typu TRIFLEX jest więc bezprzegubowa, elastyczność ramienia umożliwia uzyskanie zmiany skoku (skręcenie), odchyłań i wahań (zginanie).

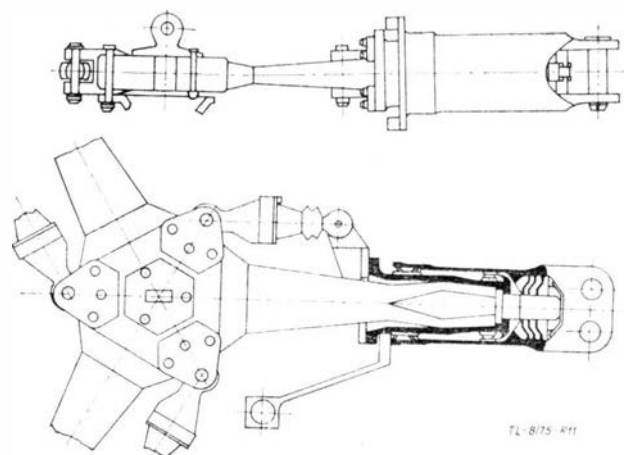
W oparciu o te zasady wytwórnia *Sikorsky* projektuje piastę z łopatami osadzonymi na specjalnej szyjce grającej rolę łącznika podatnego na zginanie i skręcenie. Dla śmigłowca *Sikorsky CH-53* zaprojektowano układ piasty z pakietami warstwowymi, spełniającymi rolę takiego przegubu kulistego. Ciekawą jest rzeczą, że mimo wszystko wytwórnia *Aerospatiale* do swego najnowszego śmigłowca SA 360 Dauphin zastosowała piastę NATELEX (a nie bardziej nowatorską TRIFLEX).

Piastą bez przegubu poziomego i pionowego czyli sztywną jest piasta Lockheed Cheyenne AH-56A (rys. 13). Zastosowano tu urządzenie uszczelniające wirnik. Nad wirnikiem umieszczono rodzaj giroskopu umocowanego przegubowo. Giroskop w postaci trzech wirujących prętów jest za pośrednictwem popychaczy połączony z dźwigniami zmiany skoku łopat wirnika głównego, powodując niezależne od sterowania tarczą uszczelniającą przekreślenie łopat. W wirniku tym powstawały jednak trudne do wytłumienia drgania powodujące to, że uzyskane osiągi nie były zadowalające.

Poza wymienionymi ulepszeniami dotyczącymi głównie systemu zamocowania łopat — i to zarówno dla wirników przegubowych jak i sztywnych — należy omówić ulepszenia samego systemu sterowania tarczy sterującej, umożliwiające uszczelnienie wirnika (jak wyżej) lub zwiększenie prędkości śmigłowców.

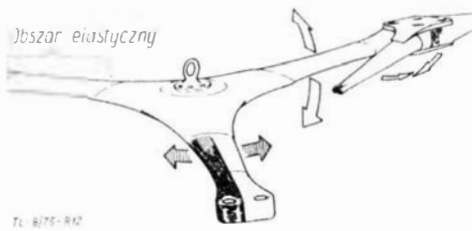
Ograniczenie prędkości śmigłowców jest ich największą wadą. Jednym ze sposobów zwiększenia prędkości jest zastosowanie wirnika ABC przez firmę *Sikorsky*. Jest to wirnik podwójny przeciwbieżny, w którym łopaty dają ciąg tylko po stronie podprądowej, a łopaty wracające odbywają ruch jałowy na kątach zerowych. Kłopoty z drganiami wynikającymi z oddziaływania dwóch współosiowych wirników są tu trudne do pokonania.

W ciśnieniowym tunelu w Ames (USA) prowadzone są badania nowej koncepcji wirnika śmigłowcowego



Rys. 11. Piasta BIFLEX





Rys. 12. TRIFLEX

wytwórni Fairchild. Model wirnika, który może pracować przy „odwrotnej” prędkości panującej na powracającej łopacie, osiągnął prędkość 640 km/h, dając wymaganą siłę nośną. Przewiduje się, że nowy wirnik pozwoli na dwukrotne zwiększenie prędkości śmigłowców [6].

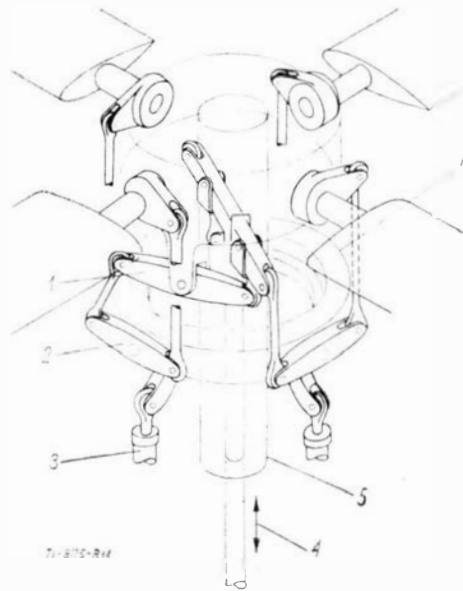
Zasadniczą cechą wirnika Fairchild (rys. 14) jest uniknięcie oderwania na powracającej (idącej z prądem) łopacie i uzyskanie na niej siły nośnej — mimo odwrotnego (przy dużej prędkości lotu) opływu z tej strony wirnika. Łopata zostaje na odpowiednim zakresie azymutów przekręcona na taki kąt, przy którym profile łopaty opływane od krawędzi splywu dadzą siłę nośną skierowaną ku górze. Profile te są odpowiednio ukształtowane i opływane zarówno od noska jak i od splywu dają siłę nośną przy stosunkowo niskim oporze. Przy wzroście prędkości śmigłowca zaczyna działać dodatkowe cykliczne sterowanie (dwa razy na obrót), dając odpowiednie przekręcenie łopaty. Niezależnie od tego zaczyna maleć prędkość obrotowa wirnika, co powiększa składową odwrotną prędkości na końcu łopaty powracającej i jednocześnie redukuje prędkość na końcu łopaty podprądowej, zmniejszając działanie ściśliwości.

Nowy system Fairchild wymaga między innymi drugiej dodatkowej tarczy sterującej dla uzyskania złożonego sterowania:

- normalnego cyklicznego — jeden raz na obrót,
- standardowego sterowania sumarycznym kątem ustawienia łopat,
- nowego sterowania działającego dwa razy na obrót.

Ważnym zagadnieniem oprócz konstrukcji piasty i tarczy jest uformowanie takich profili, które będą pracować przy dwóch przeciwnych kierunkach opływu. Fairchild opracowuje takie profile o zaokrąglonym splywie.

Przy zawisie i w powolnym locie postępowym wirnik pracuje jak zwykły konwencjonalny system. Zmiany systemu sterowania w czasie lotu są następujące: przy posuwie rzędu 0,5 zależnie od charakterystyki wirnika, wypełnienia i obciążenia (przy standardowym systemie) powracająca łopata będzie podlegała oderwaniu strug na końcu, co z kolei ogranicza dalszy wzrost prędkości (wzrost wpływu ściśliwości po stronie przeciwnej wirnika zaczyna działać później). W tym momencie włącza się stopniowo sterowanie cykliczne nowego systemu. Ustawia ono na dodatni kąt splyw profilu łopaty powracającej oraz zmniejsza równocześnie kąt ustawienia łopaty podprądowej (prędkość lotu wzrasta). Po przejściu pół obrotu cykl się powtarza.



Rys. 14. Piasta Fairchild; 1 — ramię wahacza; 2 — dźwignia mieszacza; 3 — popychacz sterowania cyklicznego i całkowitego skoku; 4 — ruchy sterowania (2 × na obrót); 5 — wał wirnika; 6 — tarcze sterujące (1 × na obrót)

Przy posuwie równym 1 — łopata powracająca jest całkowicie pod działaniem odwrotnego opływu. Gdy posuw wzrośnie do 1,2÷2,0, działanie dodatkowego sterowania zaczyna maleć, gdyż dla powstania siły nośnej nie są potrzebne już tak duże zmiany kątów.

Pewne wątpliwości muszą budzić zagadnienia związane z przełączaniem poszczególnych systemów sterowania, ale w tym zakresie należy się spodziewać pełnego zautomatyzowania opartego na maszynie matematycznej.

## Wnioski

Należy podkreślić duży postęp konstrukcji piast wirników śmigłowców, aczkolwiek nadal nie są one doskonałe i należy się spodziewać dalszych zmian.

Dawne piasty przegubowe składały się z wielu części, wymagały częstego smarowania, miały złożone tłumiki, wymagały częstej wymiany łożysk. Ich rozwój szedł w kierunku uproszczenia smarowania, ulepszenia łożysk i tłumików.

Następnie wprowadzono łożyska elastomerowe lub zastąpiono łożyska elementami podatnymi na skręcanie lub ramieniem elastycznym.

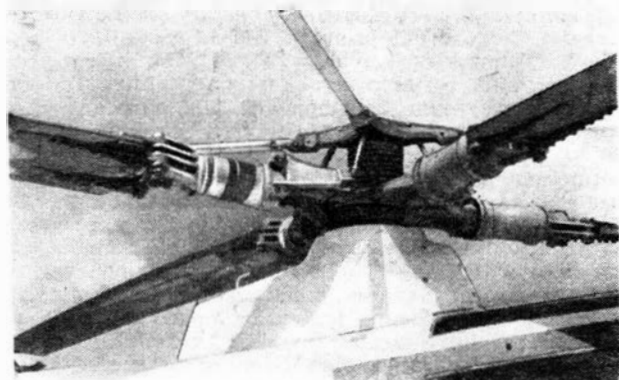
W coraz większym stopniu stosuje się układ sztywne [9], choć inne rodzaje (np. przegubowe) są ciągle w użyciu.

Omówione wyżej ulepszenia stosują już piasty brytyjskie Sycamore i Hafnera oraz śmigłowce Aerospatiale, Sikorsky, Hughes, Lockheed, Bölkow i Bell.

Duże zmiany w konstrukcji piasty i sterowania przyniosły koncepcje ABC-Sikorsky oraz wirnik Fairchild. Szczególnie ten ostatni — o ile pomyślnie będą wyniki badań — zwiększy znacznie osiągi śmigłowców.

## LITERATURA

1. BRODZKI Z.: Wybrane zagadnienia projektowania śmigłowców. BIŁ 1973 nr 2.
2. CARLSON R. M.: Rigid rotor structural design. Lockheed Horizons 1965.
3. McCALL CH. D., FIELD D. M.: Advanced technology on applied to the design of the HLH rotor hub. J.AHS. 1973 nr 10, s. 24÷30.
4. Vers la simplification des moyeux d'hélicoptères. Air & Cosmos nr 484 (26.V.1973 r.).
5. GOFF W. E.: The Lynx rotor system. Flight 15.III.1973, s. 397÷399.
6. AUSTIN R. G.: The developments and prospects of helicopters. Air Eng. 1974 nr 2, s. 4÷10.
7. YAFFÉ M. L.: Advanced rotor concept tested. Av. Week 8.VIII.1974.
8. BRODZKI Z.: Stan obecny i tendencje rozwojowe śmigłowców — 1972. Sprawozd. BOITE 1972.
9. BRODZKI Z.: Zagadnienia rozwojowe samolotów PSiL — 1973. Szybka Inf. BOITE 8/74.
10. BRODZKI Z.: Śmigłowce sprężone. Technika Lotn. i Astron. 1969 nr 10.
11. BRODZKI Z.: Niektóre zagadnienia aerodynamiki wirników śmigłowcowych. Technika Lotn. i Astron. 1973 nr 4.



Rys. 13. Wirnik Lockheed AH56A

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

# Bartel BM-4

## - pierwszy polski samolot produkowany seryjnie

**Budowa i kolejne wersje BM-4 — dwumiejscowego samolotu szkolnego drewnianej konstrukcji o układzie dwupłata. Opis konstrukcji i dane techniczne ośmiu wersji samolotu.**

Polskie lotnictwo wojskowe od 1925 r. do szkolenia używało przede wszystkim samolotów Hanriot H-28 budowanych na licencji francuskiej przez Wielkopolską Wytwórnę Samolotów Samolot w Poznaniu. W wyniku dążenia do produkcji samolotów rodzimiej konstrukcji — wytwórnia ta podjęła próbę zbudowania samolotu szkolnego własnej konstrukcji.

W 1926 r. powstał samolot Bartel BM-2 (oznaczany też początkowo Bartel M-2, gdzie M było skrótem od imienia żony konstruktora, Maryli), który był pierwszym polskim samolotem szkolnym, a zarazem drugim prototypem poznańskiej wytwórni Samolot. Konstruktorem samolotu był inż. Ryszard Bartel, szef biura konstrukcyjnego tej wytwórni. W pracach konstrukcyjnych nad tym samolotem brali udział: inż. J. Teisseyre, techn. J. Medwecki i inż. Z. Nowakowski. W maju 1926 r. została przeprowadzona próba statyczna płatowca. Prototyp został zbudowany w 6,5

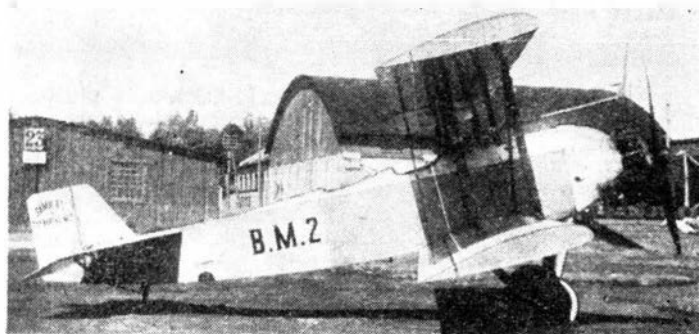
miesiący i 7.XII.1926 r. oblatał go pilot E. Hołodyński na lotnisku Ławica w Poznaniu.

Konstruktor położył specjalny nacisk na standaryzację części, materiału, rozmiaru rur, blach itp. — niespotykaną w innych samolotach tego okresu. Cechą charakterystyczną tego samolotu — jak i późniejszych konstrukcji R. Bartla — są identyczne skrzydła górne i dolne, a stąd większa rozpiętość dolnego płata.

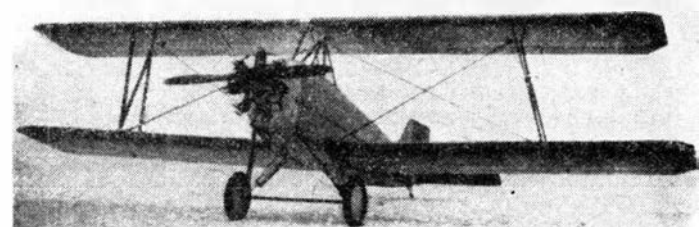
Na początku 1927 r. samolot przeszedł próby fabryczne wykonując około 150 lotów w czasie 80 h. Próby wykazały poprawne własności samolotu, lecz wobec stwierdzenia możliwości ulepszenia konstrukcji — nie wszedł on do produkcji, ale posłużył jako konstrukcja doświadczalna, w oparciu o którą został zaprojektowany samolot szkolny BM-4. BM-2 w czerwcu 1927 r. był wystawiony na I Wystawie Lotniczej w Warszawie. Prototyp BM-2 był przekazany do Instytutu Badań Technicznych Lotnictwa w Warszawie. Następnie nie był używany i został skasowany.

Jako rozwinięcie BM-2 powstał dwumiejscowy samolot szkolny BM-4. Był on pierwszym polskim samolotem produkowanym seryjnie. Został skonstruowany przez inż. R. Bartla przy współudziale inż. Z. Nowakowskiego, techn. J. Medweckiego i techn. S. Kozaneckiego. W porównaniu z BM-2 miał BM-4 mniejszy ciężar i wyższe osiągi przy mniejszej mocy silnika. Równocześnie przewyższał osiągnięcia szkolnego Hanriota H-28 produkowanego przez Samolot dla wojskowych szkół lotniczych. BM-4 podobnie jak BM-2 charakteryzowała wzajemna wymiennność skrzydeł górnych i dolnych oraz standaryzacja części i materiałów. Szereg elementów, szczególnie spawanych z rur stalowych, otrzymało konstrukcję zmienioną w stosunku do użytych na BM-2. Ponadto zastosowano inną konstrukcję podwozia i płozę cgonowej. W odróżnieniu od BM-2, górny płat został wysunięty do przodu względem dolnego — dla uzyskania dobrej widoczności z tylnej kabiny.

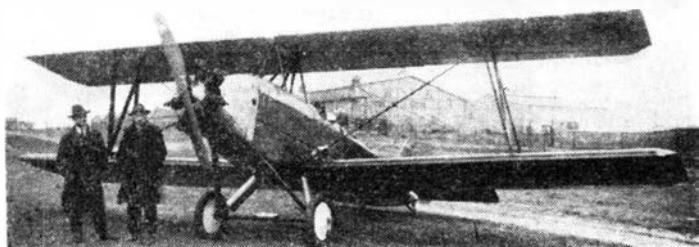
Budowę prototypu BM-4 rozpoczęła wytwórnia Samolot w kwietniu 1927 r. i zrealizowała ją w 9 miesięcy. W grudniu 1927 r. i na początku stycznia 1928 r. płatowiec przeszedł próbę statyczną. Oblotu prototypu dokonał E. Hołodyński 20.XII.1927 r. na lotnisku w Ławicy.



Rys. 1. Samolot BM-2, którego rozwinięciem był BM-4



Rys. 2. Pierwszy prototyp BM-4b z silnikiem Walter, ofiarowany królowi Afganistanu



Rys. 3. Drugi prototyp BM-4d oblatany z silnikiem Avia WZ-7; przed samolotem konstruktor płatowca i konstruktor silnika

Prototyp oznaczony BM-4b wyposażony był w silnik gwiazdowy Walter Vega 85 KM. Obloty wykazały, że samolot jest stateczny, sterowny, łatwy i prawidłowy w pilotażu i ma dobrą widoczność z kabiny. Był on pierwszym w Polsce samolotem szkolnym, który nie wchodził w korkociąg, dzięki czemu był dość bezpieczny w użytkowaniu. Po wykonaniu 41 lotów w ramach prób fabrycznych samolot został zbadany w marcu 1928 r. w Warszawie przez Komisję Dowództwa Lotnictwa, która stwierdziła jego przydatność do szkolenia. Mała moc silnika utrudniała wykonywanie akrobacji. Pierwszy prototyp BM-4 został ofiarowany przez rząd polski królowi Afganistanu Aman-Ullachowi podczas jego wizyty w Polsce w 1928 r.

W dniu 2.IV 1928 r. został oblatany na Ławicy przez E. Hołodyńskiego drugi prototyp BM-4d z silnikiem konstrukcji W. Zalewskiego Avia WZ-7 80 KM, który przez wymianę silnika został przerobiony na prototyp BM-4a z silnikiem rotacyjnym Le Rhône 80 KM, oblatany w drugiej połowie kwietnia 1928 r. Prototyp z silnikiem WZ-7 służył do wypróbowania w locie prototypu tego silnika. Polskie Lotnictwo Wojskowe zamówiło serię 22 sztuk BM-4a (ze względu na posiadane zapasy silników Le Rhône 80 KM). Seria ta została dostarczona w zimie 1928/29, przy czym cena jednego płatowca wynosiła 16 300 zł. Samoloty te były używane w Niższej Szkole Pilotów w Bydgoszczy. W 1929 r. w wytwórni Samolot zmodyfikowano samoloty BM-4a: zmieniono podwozie na podwozie innego układu z amortyzatorami olejowo-powietrznymi Vickers oraz dodano powierzchnie odciążające nad lotkami, a usterzenie pionowe podwyższono i zaokrąglono. Podczas pożaru wytwórni Samolot we wrześniu 1929 r. spłonęło sześć BM-4a.

W 1928 r. z inicjatywy wytwórni silników Lorraine w wytwórni Samolot powstał prototyp BM-4c przez zabudowę silnika Lorraine 110 KM na BM-4a. Była to rajdowa odmiana samolotu, wyposażona w dodatkowy zbiornik na 100 l paliwa. Przeznaczeniem samolotu było wykonanie rajdu po Europie w celu zaprezentowania silnika. Lot ten nie odbył się z braku funduszy.

Następna odmiana tego samolotu, wykonana przez wytwórnię wiosną 1930 r., powstała przez zabudowę na prototypie BM-4a silnika konstrukcji inż. F. Petera Peterlot 80 KM. Samolot oblatano w czerwcu 1930 r. Otrzymał on oznaczenie BM-4e i służył do wypróbowania prototypu tego silnika. Samolot został latem 1930 r. przekazany do Instytutu Badań Technicznych Lotnictwa w Warszawie. BM-4e miał usterzenie kanciaste jak pierwsze egzemplarze BM-4, lecz otrzymał poprawione podwozie.

Mimo likwidacji wytwórni Samolot latem 1930 r. BM-4 rozwijał się nadal. W 1930 r. w Państwowych Zakładach Lotniczych w Warszawie na BM-4 został zabudowany silnik inż. S. Nowkuńskiego Skoda G-594 Czarny Piotruś 100 KM. Samolot otrzymał wówczas oznaczenie BM-4f i służył do wypróbowania prototypu silnika. W 1931 r. warsztaty Polskich Linii Lotniczych LOT w Warszawie dokonały na poprawionym BM-4a, według koncepcji inż. R. Bartla i projektu Z. Elżanowskiego, zabudowy silnika Gipsy I 100 KM na ten samolot. Tak powstała wersja BM-4g, która została przygotowana jako konkurent samolotu szkolnego RWD-8 i FZL-5 bis. W 1932 r. przekonstruowany BM-4a oraz BM-4g i BM-4e przeszły próby w locie w Instytucie Badań Technicznych Lotnictwa w Warszawie.

Po likwidacji wytwórni Samolot dokumentacja techniczna samolotu została przekazana do Podlaskiej Wytwórni Samolotów. Tam w 1931 r. powstała wersja BM-4h z silnikiem Gipsy III lub Walter Junior 110 KM, wyprodukowana następnie w serii co najmniej 50 sztuk. Samoloty te były używane w wojskowych szkołach pilotażu w Dęblinie i Bydgoszczy. W lotnictwie wojskowym BM-4 otrzymał numer typu 33, który był umieszczony przed numerem fabrycznym płatowca. Łącznie było zbudowanych około 75 samolotów BM-4 wszystkich wersji.

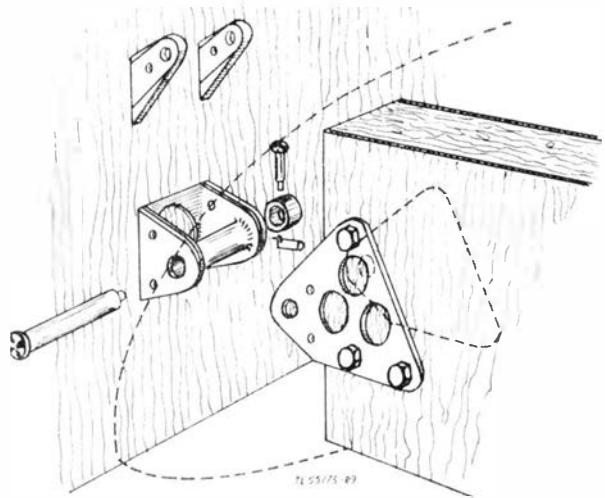
W 1936 r. 23 samoloty BM-4 przekazało lotnictwo wojskowe aeroklubom i ośrodkom PW Lotniczego. Otrzymały one wówczas cywilne znaki rejestracyjne: 14 sztuk znaki od SP-ARB do SP-ARZ (z wyjątkiem znaków z literami F, G, I, M, O, P, Y, X na końcu), a pozostałe 9 — znaki od SP-BBP do SP-BBZ. Samoloty te stopniowo były wycofywane z użycia i kasowane, lecz część z nich przetrwała do wybuchu wojny we wrześniu 1939 r. (m.in. jeden egzemplarz w Aeroklubie Pomorskim w Toruniu). Kilka z nich użyto do celów łącznikowych we wrześniu 1939.

Samolot BM-4 nie zastąpił samolotów Hanriot H-28, lecz używany był równolegle z nimi i razem z nimi wyszedł z użytku. Zastąpiły go samoloty szkolne RWD-8.

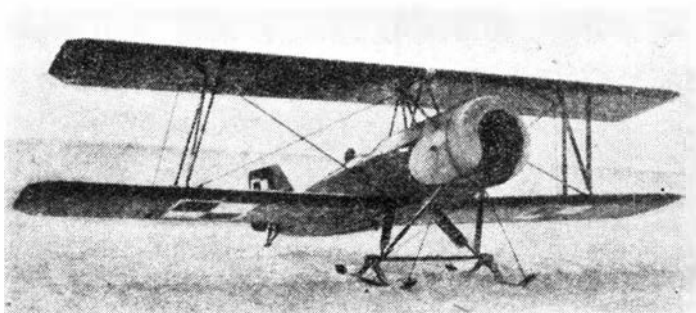
### Konstrukcja

Dwumiejscowy samolot szkolny drewnianej konstrukcji o układzie dwupłata.

Kadłub o przekroju prostokątnym, drewniany, kryty sklejką. Kabiny otwarte, osłonięte wiatrochronem. Przednia kabina — ucznia, wyposażona w tablicę przyrządów



Rys. 9. Zamocowanie skrzydła do kadłuba



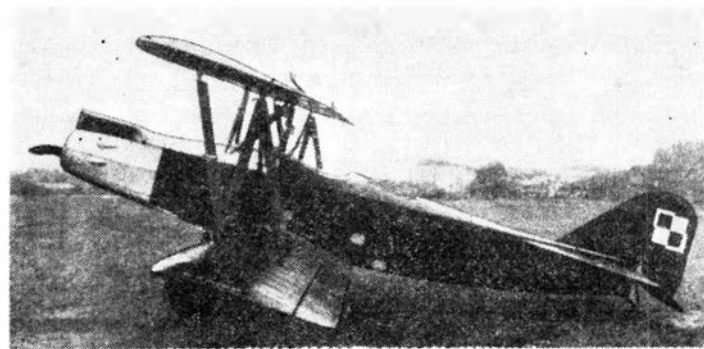
Rys. 4. Odmiana seryjna BM-4a z silnikiem Le Rhône



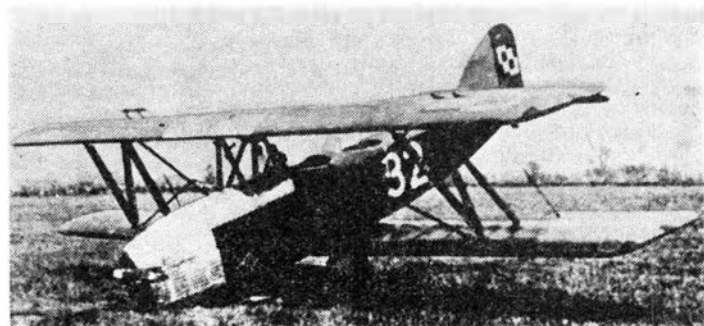
Rys. 5. Seryjny BM-4a po zmianie podwozia i modyfikacji usterzenia



Rys. 6. Drugi prototyp z silnikiem Peterlot, oznaczony BM-4e

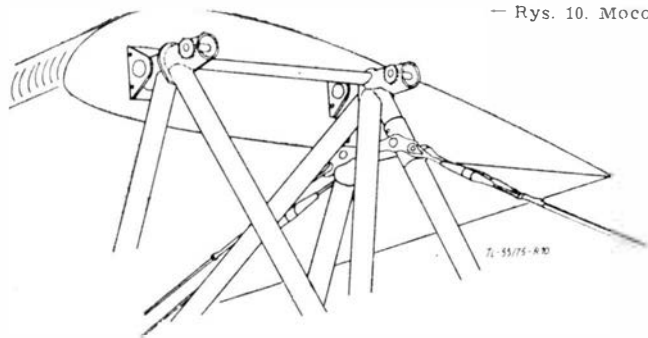


Rys. 7. BM-4a z zabudowanym w warsztatach PLL LOT silnikiem Gipsy I otrzymał oznaczenie BM-4g

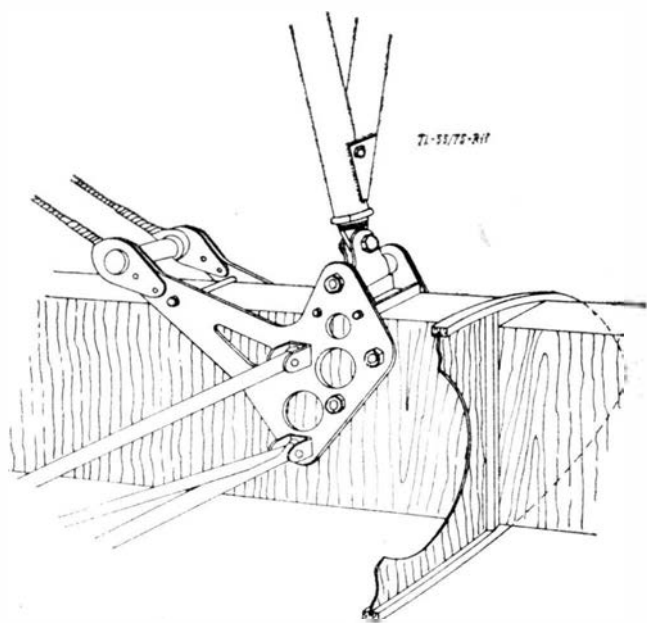
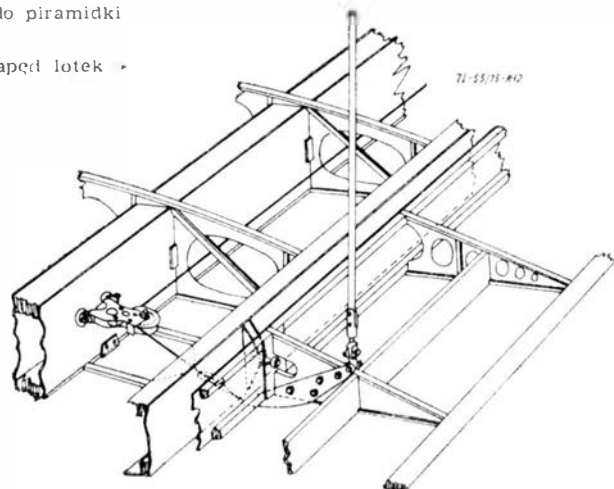


Rys. 8. BM-4h z silnikiem Gipsy III produkowany w Podlaskiej Wytwórni Samolotów

— Rys. 10. Mocowanie skrzydeł do piramidki



Rys. 12. Napęd lotek



Rys. 11. Okucie przy słupkach międzyskrzydłowych

pokładowych, tylna kabina — instruktora. Fotele regulowane, dostosowane do spadochronów siedzeniowych i plecowych. Nad kadłubem piramida z rur stalowych, do której mocowany był górny płat, przód i góra kadłuba — kryte blachą aluminiową. Podwozie z oprofilowanych rur stalowych mocowane na czterech okuciach kuilowych do kadłuba, wykrzyżowane drutem. Tylnie golenie z teleskopowym amortyzatorem z krążków gumowych. W BM-4a zmodyfikowanych i BM-4b — przednie golenie z amortyzatorami olejowo-powietrznymi Vickers. Oś amortyzowana sznurkiem gumowym względem goleni. Koła o średnicy 700 mm. Płozą ogonową spawana z rur stalowych, sterowana, z amortyzatorem teleskopowym z krążków gumowych, a później ze sprężyną.

Płaty prostokątne, dwudzielne, dwudźwigarowe, wsparte między sobą słupkami o kształcie litery N z oprofilowanych rur stalowych i wykrzyżowane drutami stalowymi. Profil płatów Bartel 37-IIa o grubości 15,8%. Dźwigary skrzynkowe. Nosek i dół płatów do tylnego dźwigara kryte sklejką, reszta płótnem. Płaty górne identyczne z dolnymi — co umożliwia ich zmienność. Lotki na 2/3 rozpiętości skrzydeł, drewniane, kryte płótnem; lotki górne i dolne połączone z sobą cięgnami z kropłowych rurek. Nad górnymi i pod dolnymi lotkami — umocowane płaszczyzny odciążające. Usterzenie spawane z rur stalowych, kryte płótnem. Napęd sterów linkami, bez krążków, w celu zmniejszenia zużycwania linek. Ster kierunku na wspólnej osi z płozą ogonową.

Silnik BM-4a: chłodzony powietrzem 9-cylindrowy gwiazdowy rotacyjny Le Rhône C o mocy nominalnej 30 KM przy 1200 obr./min i ciężarze 115 kG. Smigło drewniane dwupłatowe o średnicy 2,55 m. Zbiornik paliwa na górze przodu kadłuba o pojemności 82 l oraz mały zbiornik 7,5 l.

Silnik BM-4b: chłodzony powietrzem 5-cylindrowy gwiazdowy Walter Vega o mocy nominalnej 85 KM przy 1750 obr./min., mocy startowej 90 KM przy 1800 obr./min i ciężarze 103 kG.

Silnik EM-4c: chłodzony powietrzem 5-cylindrowy gwiazdowy Lorraine-Dietrich 5 Pb o mocy nominalnej 110 KM przy 1650 obr./min, mocy startowej 125 KM i ciężarze 160 kG. W kadłubie zbiorniki paliwa o pojemności 230 l.

Silnik BM-4d: chłodzony powietrzem 7-cylindrowy Avia WZ-7 o mocy nominalnej 80 KM przy 1800 obr./min, mocy startowej 85 KM i ciężarze 115 kG.

Silnik BM-4e: chłodzony powietrzem 7-cylindrowy Peterlot o mocy nominalnej 80 KM przy 1500 obr./min, mocy startowej 85 i ciężarze 127 kG.

Silnik BM-4f: chłodzony powietrzem 5-cylindrowy gwiazdowy Skoda G-594 Czarny Piotruś o mocy nominalnej 100 KM i mocy startowej 120 KM przy 2000 obr./min i ciężarze 114 kG.

Silnik BM-4g: chłodzony powietrzem, rzędowy, 4-cylindrowy Detlavilland Gipsy I o mocy nominalnej 90 KM przy 1900 obr./min, mocy startowej 100 KM przy 2100 obr./min i ciężarze 130 kG.

Silnik BM-4h: chłodzony powietrzem, rzędowy, 4-cylindrowy Walter Junior 4 o mocy nominalnej 110 KM przy 2000 obr./min, mocy startowej 120 KM przy 2300 obr./min i ciężarze 135 kG lub de Havilland Gipsy III o mocy nominalnej 120 KM.

**Malowanie.** Samolot malowany był na kolor oliwkowo-zielony khaki z szachownicami na płatach i usterzeniu pionowym.

#### Dane techniczne

	BM-4a	BM-4b	BM-4c	BM-4d	BM-4e	BM-4f	BM-4g	BM-4h
Rozpiętość	[m]	10,17	10,17	10,17	10,17	10,17	10,17	10,17
Długość	[m]	7,22	7,22	7,36	7,41	7,22	7,22	7,54
Wysokość	[m]	2,93	2,93	2,93	2,93	2,93	2,93	2,93
Powierzchnia nośna	[m <sup>2</sup> ]	25,0	25,0	25,0	25,0	25,0	25,0	25,0
Ciężar własny	[kG]	538	516*	598	485	548	538*	535
Ciężar użyteczny	[kG]	253	250*	367	250	243	251*	256
Ciężar całkowity	[kG]	791	766	965	735	791	791*	791
Obciążenie powierzchni	[kG/m <sup>2</sup> ]	31,6	30,7	38,6	29,4	31,6	31,6	31,6
Obciążenie mocy	[kG/KM]	9,9	9,0	8,8	9,9	9,9	7,9	7,9
Prędkość maksymalna	[km/h]	125	128	110*	130	126	130*	133
Prędkość przelotowa	[km/h]	100*	100*	90*	105*	100*	105*	110
Prędkość minimalna	[km/h]	57	55	40*	55	55	55*	57*
Wznoszenie	[m/s]	2,0	2,4	...	...	1,2	...	1,7
Pałap	[m]	2820	3000	...	...	1100	...	1900
Zasięg	[km]	315	300	630	310	300	290*	280*
Współczynnik obciążenia niszczonego		9	9	7,5	9	9	9	9

\* — dane przybliżone

BEDNARSKI T.

### **Technologie des elektromagnetischen Verengens der Stossstangenkopf-Verbindungen und ihre eigenschaften**

Ergebnisse der eigenen Untersuchungen des Verfassers über die Technologie des elektromagnetischen Verengens der Stossstangenkopf-Verbindungen. Angewandte Vorrichtungen und Nutzeigenschaften der erhaltenen Verbindungen.

BUCZYŃKO T.

### **Die Bemerkungen über die Arbeit der Verkehrsflugzeugsbesatzung**

Die ergonomische Fragen in der Arbeit der Verkehrsflugzeugsbesatzung — die Anpassung der Flugzeug-Anlagen und — Systeme jedem Besatzungsmitglied.

Die Informations-, Kriterien- und Entscheidungsmengen im Verkehrsflugzeug-Modell; die Grundbegriffe in die Ordnung gebracht.

SMOLEŃSKI J.

### **Wirkungsrichtungen der Flughafen, Teil II**

Im zweiten Teil dieses Aufsatzes werden die Grundsätze der Flughafenführung besprochen und wird ein kurzer Überblick der bestehenden internationalen Flughafengesellschaften gegeben.

BRODZKI Z.

### **Moderne Hubschrauber-Rotorköpfe**

Übersicht der modernen Hubschrauber-Rotoren mit besonderer Berücksichtigung der angewandten Rotorkopfart. Häufigste Verbesserungen im Rotorkopfbau.

GLASS A.

### **Bartel BM-4 — das erste polnische reihenhergestellte Flugzeug**

Die Konstruktion und die sukzessiven Varianten des BM-4 — zweiseitigen holzgebauten Doppelflügel-Schulflugzeuges.

Die Konstruktionsbeschreibung und technische Daten von acht Flugzeugvarianten.

BEDNARSKI T.

**Технология электромагнитного обжимания соединений рулевых тяг и свойства таких соединений**

Статья посвящена результатам собственных работ автора в области электромагнитного обжимания рулевых тяг. Описано устройство прибора и свойства полученных соединений.

BUCZYŃKO T.

**Работа экипажа пассажирского самолета**

Проблемы эргономики в работе экипажа пассажирского самолета — приспособление систем и оборудования самолета к способностям человека — оператора.

Систематизация основных понятий -- информационные, критерияльные и децизионные множества в модели пассажирского самолета.

SMOLEŃSKI J.

**Характер работы аэропортов. Часть II**

Вторая часть статьи посвящена принципам управления аэропортом, содержит короткий обзор существующих международных союзов аэропортов.

BRODZKI Z.

**Современные втулки несущих винтов вертолетов**

Дается краткое описание современных конструктивных решений несущих винтов вертолетов, с учетом применяемой схемы втулки. Указываются наиболее часто встречающиеся усовершенствования конструкции втулок.

GLASS A.

**Бартель БМ-4 — первый польский самолет, выпускающийся серийно**

Конструкция и очередные варианты БМ-4 — двухместного учебного самолета деревянной конструкции, бипланной схемы.

Описание конструкции и технические данные восьми вариантов самолета.

## WARUNKI ZAMIESZCZANIA OGŁOSZEŃ W MIESIĘCZNIKU TECHNIKA LOTNICZA I ASTRONAUTYCZNA

Na podstawie Decyzji Państwowej Komisji Cen nr DU-29/73-Zm z dnia 23 X 1973 r. obecnie obowiązują następujące ceny ogłoszeń formatu A4:

1 strona	14 000 zł
1/2 strony	7 000 zł
1/4 strony	3 500 zł
1 cm <sup>2</sup>	33 zł

### Dodatkowe opłaty:

za każdy dodatkowy kolor	25%
za I stronę okładki	100%
za IV stronę okładki	50%
za II i III stronę okładki	25%
za wkładkę luzem	25%

### Udzielane rabaty:

ogłoszenia 2÷5-krotne	5%
ogłoszenia ponad 5-krotne	10%
artykuły reklamowe, biuletyny oraz wkładki dostarczone przez zleceniodawcę	.40%

Koszt przygotowania ogłoszenia do druku ponoszą Wydawnictwa. Zamówienia na ogłoszenia należy kierować pod adresem: **Biuro Ogłoszeń WCT NOT, ul. Czackiego 3/5, 00-950 Warszawa, skrytka pocztowa 1004, telefon 26-67-17**

## Warunki prenumeraty czasopism WCT NOT

■ Zamówienia na prenumeratę czasopism WCT NOT należy składać w dowolnym urzędzie pocztowym za pomocą blankietów PKO, wpłacając należność na konto 1-9-121697 Wydawnictw Czasopism Technicznych NOT, ul. Mazowiecka 12, 00-048 Warszawa. Na odwrocie blankietu (w miejscu przeznaczonym na korespondencję) należy podać tytuł oraz liczbę zamawianych egzemplarzy

■ Do zakładów pracy będących stałymi odbiorcami czasopism technicznych NOT Wydawnictwo wysła drukami zamówień wraz z cennikiem oraz informacją o sposobie ich wypełniania. Nowi prenumeratorzy mogą składać zamówienia na dowolnych formularzach bądź drukach, podając pełną nazwę zamawiającej instytucji płatnika, pełną nazwę i adres (z kodem) odbiorcy, tytuły zamawianych czasopism oraz liczbę egzemplarzy. Zamówienie powinno być podpisane przez dyrektora i głównego księgowego oraz zawierać informację o dacie dokonania wpłaty za prenumeratę

■ Zamówienia na prenumeratę dla jednostek i instytucji wojskowych przyjmuje wyłącznie RSW PRA-

SA-KSIAŻKA-RUCH, Centralny Kolportaż Wojskowy, ul. Grzybowska 77, 00-950 Warszawa, skrytka poczt. 2039, konto NBP VIII OM Warszawa nr 1532-6/01-81116

■ Prenumeratę ze zleceniem wysyłki za granicę przyjmuje RSW PRASA-KSIAŻKA-RUCH ARS Polona, ul. Krakowskie Przedmieście 7, 00-068 Warszawa

■ Członkom SNT NOT, nauczycielom, studentom i uczniom szkół technicznych przysługuje 33% rabatu.

Przy zamówieniu należy wówczas podać numer legitymacji uprawniającej do zniżki.

Roczna prenumerata „Techniki Lotniczej i Astronautycznej” wynosi 144 zł, z rabatem — 96 zł

Dodatkowych informacji i wyjaśnień udziela Dział Prenumerat WCT NOT, ul. Mazowiecka 12, 00-048 Warszawa, telefon 26-85-88

# PZL-3S

## AIR-COOLED RADIAL PISTON AERO ENGINE

- Fixed-wing version of helicopter LIT-3 (AI-26W) engine built in quantity for Mi-1 helicopter.
- To date the flying hours of LIT-3s under various climatic conditions have totalled 8,5 million.
- Power plant for agricultural, aircraft, used on the PZL-106 Kruk.

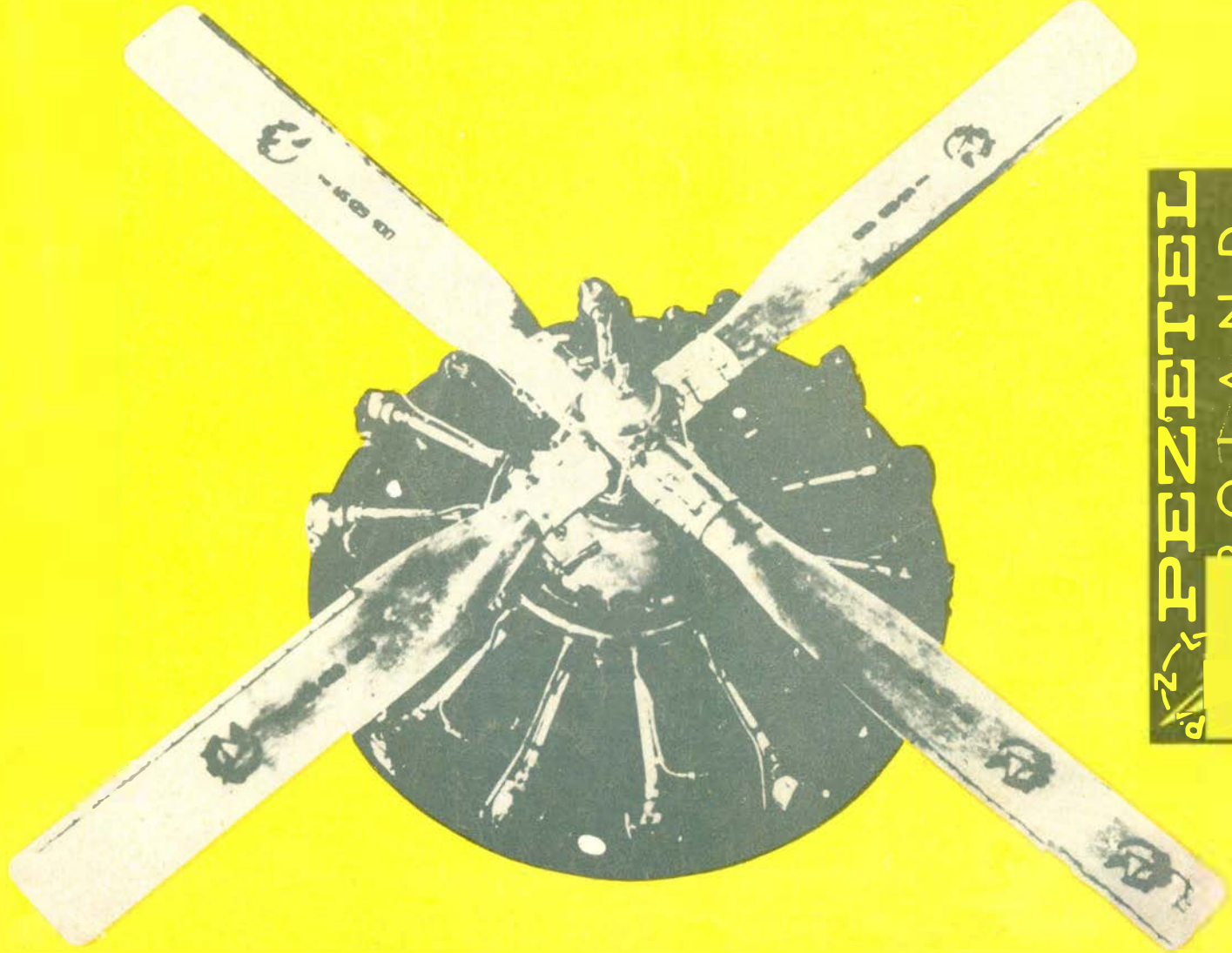
### CONSTRUCTION

- Seven-cylinder air-cooled supercharged radial
- Float-type carburettor induction
- Electric starter
- Radial compressor
- B-91/115 gasoline or 91/96 grade
- MK-20, MS-22 or 100 oil
- Accessories: GSK-1500 W D.C. Generator

- Propeller drive: direct
- Direction of revolution: counter-clockwise

### TECHNICAL DATA

Diameter	1267 mm
Length	1065 mm
Frontal area	1.27 sqm
Bore	155.5 mm
Capacity	20600 cc
Compression ratio	6.4 : 1
Dry weight	400 kg
T-O rating (5 min)	600 hp
— at	2200 rpm
Max. continuous rating	550 hp
— at	2050 rpm
Cruise rating	415 hp
— at	2000 rpm
Specific fuel consumption:	
— at T-O rating	300—330 g/hp/h
— at normal rating	300—330 g/hp/h
— at cruise rating	230—255 g/hp/h
Max. oil consumption	15 g/hp/h



 **PEZETEL**  
**POLAND**

Manufacturer  
Wytworna Spółka Komunikacyjnego Rzeszów  
ul. Obornicowa Stalingradu 120  
35-018 Rzeszów, POLAND, P.O. Box 340  
Phone: 423-71; Telex: 83411

Exporter  
PEZETEL Foreign Trade Enterprise of Aviation Industry,  
ul. Pilemska 26,  
00-350 Warszawa, POLAND, P.O. Box 371;  
Cable: Pezetel; Phone: 28-50-11; Telex: 313430