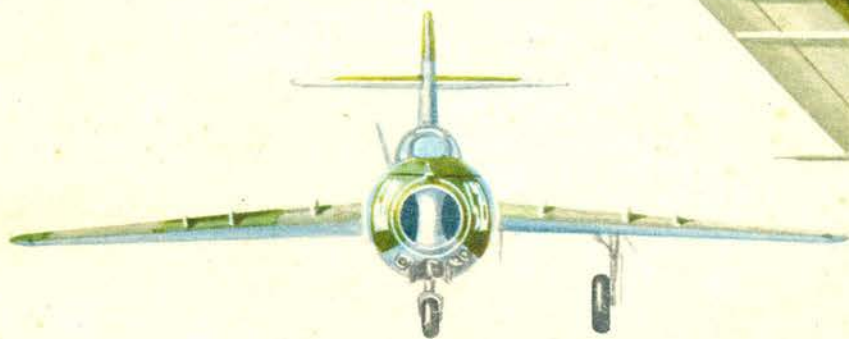
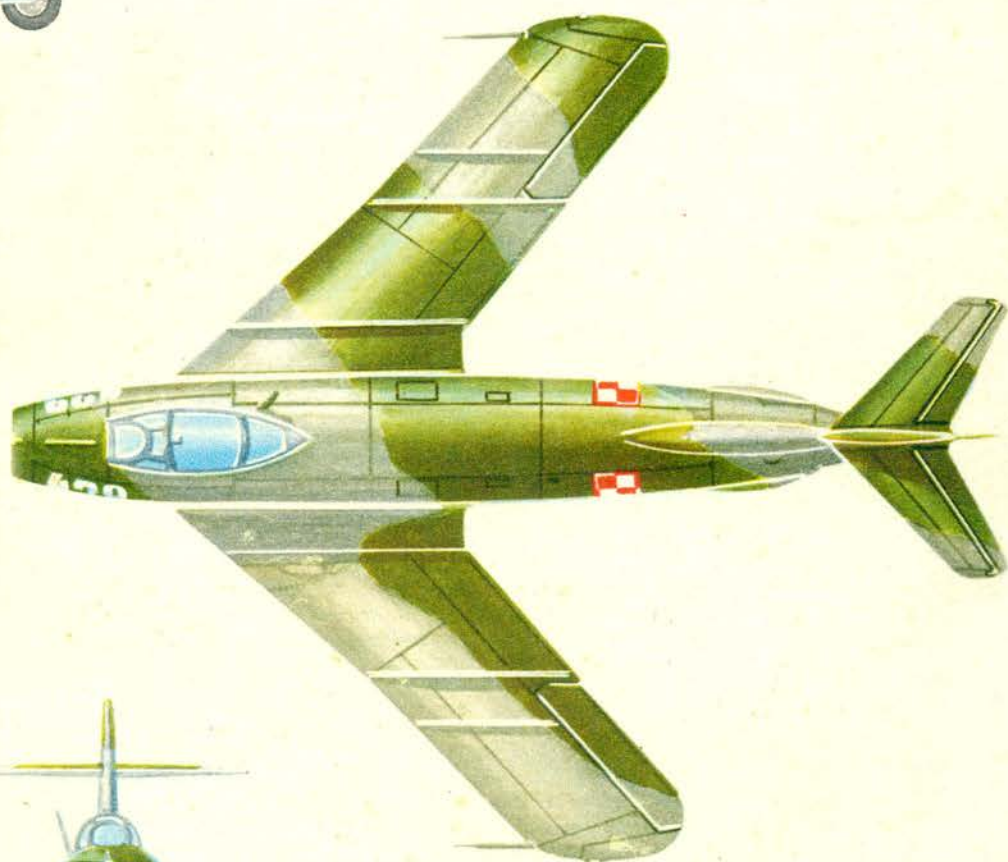
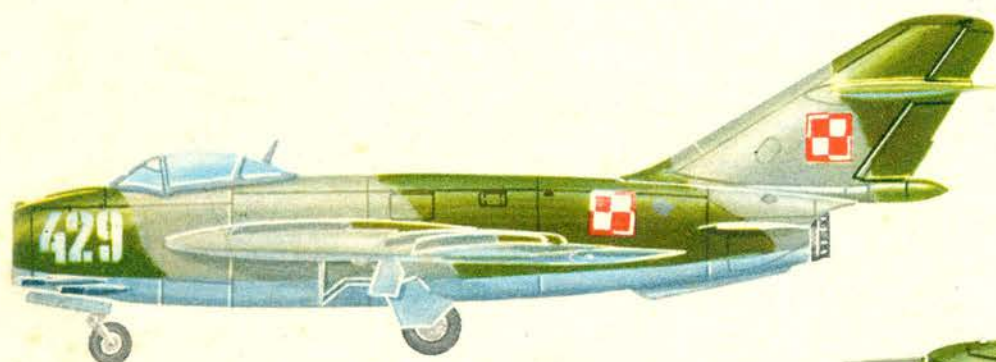


TECHNIKA

1974 8

# lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



● В состав нового управления Аэроклуба ПНР вошли: ген. бриг. навиг. В. Ягелло — президентом, мгр инж. И. Хылинский и доц. др Б. Янцелевич — вице-президентами, инженер пилот — испытатель А. Абламович — кассиром. В состав Президиума вошли: ген. бриг. пил. др Й. Ковальски, инж. З. Павляк и М. Зигмунт. В состав Президиума входят также делегаты Министерства Обороны, Министерства Коммуникации и Главного Комитета Физкультуры и Туристики.

● Последние 3 года принесли в аэроклубах увеличение числа полетов, особенно на планерах. По сравнению с предыдущими годами — хотя недостаточно — увеличилась покупка новой материальной части техники. Организовались два новых аэроклуба: в г. Демблин, при Высшей Офицерской Школе Авиации и в г. Кентшин. В течение 1973 г. на планерах пилоты аэроклубов налетали 70 000 часов на самолетах 35 000 часв.

● Четырнадцать клубов Сениоров Авиации работают при региональных аэроклубах, сосредоточивая около тысячи заслуженных авиаторов. Варшавский Клуб Сениоров Авиации имеет около 200 членов. При Аэроклубе ПНР работает Совет Сениоров Авиации, который управляет работой Клубов.

● Институт Метеорологии и Водного Хозяйства в Варшаве приступает к организации системы метеорологических наблюдений с помощью радиолокатора, которым будет пользоваться авиационный транспорт. Система будет общей для стран СЭВ-а.

● Польская Авиационная Промышленность значительно увеличивает производство планеров. В текущем году ВСК в г. Свидник выпустил 170 планеров типа Пират. Планеры эти — в большинстве-предназначены на экспорт.

● Завершен первый этап постройки международного аэропорта в г. Гданьск-Рембехув. 2 мая т.г. из аэропорта Рембехув взлетел первый самолет Ан-24 в Варшаву.

● Польские Авиалинии ЛЕТ приняли решение обучения в Польше летного состава самолетов ИЛ-62. Предприятие ЛЕТ нашлось в вынужденной обстановке, ввиду того, что летный состав на новые трансатлантические самолеты не имел возможности — в короткий срок — пройти практическое обучение в СССР. После трехмесячного курса в СССР, включающего теорию и тренировку на тренажере — четыре команды самолетов ИЛ-62 прошли практическое обучение под управлением инструкторов ЛЕТ в диапазоне пилотирования, навигации, радиотехники и механики.

● Новые рейсовые маршруты ЛЕТ, об открытии которых уже поступали информации, были открыты весной — из Варшавы в Кольн — в начале мая, в Тунис и Алжир — 1 июня.

● 16 июня вновь начались рейсовые полеты на линиях из городов Краков, Катовице, Вроцлав и Жешув в Гданьск, Щецин и Кошалин. В летний период на наиболее нагруженных линиях вновь открываются полеты по воскресениям. В текущем году на внутренних линиях летают исключительно самолеты Ан-24.

● The new authorities of the Aeroclub of the Polish People's Republic have been constituted as follows: Brig. Gen. Navig. W. Jagiełło — president, J. Chyliński, M.Sc. Eng. and Dr B. Jancelewicz, Assist. Professor — vice-presidents, A. Abłamowicz, Eng., test pilot — treasurer. The members of the Permanent Executive Committee are: Brig. Gen Pilot, Dr J. Kowalski, Z. Pawlak, Eng. and Mr W. Zygmunt. Representatives of the Ministry of Defense, Ministry of Transport, and of the Main Committee for Physical Training and Touristry — are also members of the Executive Committee.

● The last 3 years evinced a marked increase of flights in the aeroclubs, particularly of glider operation. New equipment has been purchased on a larger scale as compared with previous years, however this does not meet fully the actual requirements.

● Two new aeroclubs have also been called to life, namely: at the Superior Aviation School for Officers, at Dęblin, and at Kętrzyn. In 1973, 70 thousand flight hours have been achieved on gliders, and 35 thousand on airplanes.

● Fourteen Clubs of Senior Aviators are actively cooperating with the regional aeroclubs. The number of those meritorious aviators, associated therewith reaches almost a thousand. The Warsaw Club of Senior Aviators counts about 200 members. The Council of Senior Aviators is affiliated to the Aeroclub of the Polish People's Republic, and it supervises the activities of the Clubs.

● The Institute of Meteorology and Hydrology in Warsaw is proceeding with the organization of meteorological radar protection for the benefit of air transport. This system of protection will be for the common use of countries, associated in the Council for Mutual Economic Aid.

● The Polish aviation industry is significantly increasing the production of gliders. This year, the WSK plant at Świdnik will release 170 Pirat type gliders, most of which are intended for foreign markets.

● The first stage of construction of the international airport at Gdańsk-Rębiechowo has been terminated. The first aircraft, an An-24, took off on May 2 from the Rębiechowo airfield on its way to Warsaw.

● An important decision was taken up at the Polish Airlines LOT i.e. to train at home the personnel who was to fly the ИЛ-62 aircraft. This was due in a certain measure to the fact that it was practically impossible to have the crews, who were to operate the new transatlantic planes — undergo full training in the Soviet Union at such a short notice. After a three-month training course conducted in the Soviet Union and covering theoretic problems and handling a simulator, four crews of the ИЛ-62 airplane were trained by instructors from the Polish Airlines LOT, and taught how to fly, navigate, and operate the particular systems of the aircraft.

● The forecast new air routes of the PLL LOT have actually been opened this spring:  
— from Warsaw to Cologne, at the beginning of May  
— to Tunisia and Algeria, on June 1-st, this year.

● On June 16-th, air connections were reopened from Cracow, Katowice, Wrocław, and Rzeszów to Gdańsk, Szczecin and Koszalin. In summer time Sunday flights have been reintroduced on the most frequented routes. This year, home air lines are serviced exclusively by An-24 airplanes.

# lotnicza

## ASTRONAUTYCZNA

Adres Redakcji:

00-950 Warszawa, ul. Czackiego 3/5  
Tel. 43-59-38

Wydawca:

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

SPIS TREŚCI	Str.
Trzydzieste święto lotnictwa	1
Z KRAJU. ZE ŚWIATA	2
M. K. Płaskowska: Polski eksport lotniczy w 30-leciu	4
CIEKAWY KONSTRUKCJE	
W. Kordziński: Turbinowe silniki odrzutowe Viper. Cz. 2	7
LOT PROBLEMY	
K. Rzemek: Niektóre problemy zużycia paliw w transporcie lotniczym	13
H. Schwoch: Parowe rakiety startowe	16
PROBLEMY RUCHU LOTNICZEGO I LOTNISK	
Porty lotnicze w nowoczesnym świecie. Cz. 2 — opr. J. Smoleński	18
KARTOTEKA TLiA	
M-17 Universal	19
Piper PA-31-350 Navajo Chieftain	21
POMOCE KONSTRUKCYJNE 27	
Wybór danych wytrzymałościowych	23
NOWOŚCI TECHNICZNE	27
S. Lassota: Praktyczne zastosowanie metody Howarda-Czencowa	28
W NASTĘPNYM NUMERZE	34
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY 22	
Meteorologia	35
KSIĄŻKI LOTNICZE	36
Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ	
A. Glass: Samoloty 30-lecia PRL	38
Na okładce: Samolot LiM-6 — rys. K. Cieślak	



WYDAWNICTWA  
CZASOPISM  
TECHNICZNYCH NOT

Warszawa  
Czackiego 3/5

**Redaktor naczelny:**mgr inż. *Andrzej Glass***Sekretarz Redakcji:***M. Klara Płaskowska***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*

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakł. nr 2, W-wa, Zam. 322/74. Nakład 3500+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. V. 70 g 61 × 86. W-30.

Cena pojedynczego egz. zł 12,—

Prenumerata roczna zł 144

INDEKS 38006

PLĄSKOWSKA M. K.

**Polish aviation export trade during 30 years of PRL (Polish People's Republic)**

In this article the story of the Polish aviation export trade is presented in short, the aviation export activity during 30 years of PRL is discussed — the various forms of this export, its range and development in the latest years are shown.

KORDZIŃSKI W.

**Viper turbojet engines. Part II**

In part II of this paper the construction and technical data concerning the 500 and 600 series of Viper engines are shown and the Rolls-Royce's plans of further development of the Viper family are given. The application range of Viper engines are analysed and their service problems are presented. The factors that have contributed in the success of Viper engines, i.e. their continuous development and constructional simplicity are emphasized.

RZEMEK K.

**Some problems of fuel consumption in aviation transport**

The world fuel crisis resulted in the significant increase of the influence of fuel costs on general costs of aircraft operation. In this article the characteristics of fuel consumption per flight kilometre are given and the conditions of the optimum aircraft operation from the point of view of the maximum utilization of aircraft transport capacity are determined. The tables and diagrams included enable the comparison the various aircraft types in respect of specific fuel consumption (per freight ton and per kilometre) in dependence on route stage and the determination of optimum routes on which the operation of Il-62, Il-18, Tu-134, An-24, DC-9 and DC-10 aircraft is reasonable.

SCHWOCH H.

**Steam rocketjets for take-off**

In this article the characteristics and operation principles of an assisted take-off unit — overheated steam pulse rocketjet POHWARO — are given. This unit, based upon steam rocket principle, has important advantages. It enables to reduce the take-off of some aircraft types by a half. This rocketjet has been tested in civil and military aircraft.

**Airports in modern world**

In this paper the role of the airports being one of the air transport elements are discussed and the factors providing efficient airport operation are presented. The economical aspects of airport activity and its influence on region development are emphasized. The various methods of airport management are discussed.

LASSOTA S.

**Practical application of Howard-Czencow method (Calculation of bended and axially compressed beams)**

In aircraft structure the rods and beams being compressed and bended simultaneously are being used often — there are the elements of fuselage lattice and engine bed, carriage legs and parts of mechanical arrangements. Determination of maximal stresses only is difficult and assessment of bending moment distribution along a rod requires much work. The method being presented in this paper enables rapid and ease solution of certain problems concerning calculation of beams and rods under compressive and bending loads. The presentation of this method includes the examples of calculations.

GLASS A.

**Aircraft and helicopters built during 30 years of PRL (Polish People's Republic)**

In this paper the achievements of PRL in the field of aircraft and helicopters construction and production are described. The technical data of the aircraft and helicopters licence produced or designed in Poland are given in the tables. The development of the aviation production during 30 years of PRL is presented.



## Trzydzieste święto lotnictwa

30 lat temu, 23 sierpnia 1944 r., 1 pułk lotnictwa myśliwskiego „Warszawa” otrzymał chrzest bojowy pod Warką jako pierwsza jednostka Ludowego Lotnictwa Polskiego. Rocznica tego dnia stała się dniem Święta Polskiego Lotnictwa.

Już trzydziesty raz obchodziliśmy święto naszego lotnictwa, święto, którego głównym akcentem są pokazy lotnicze, podczas którego tradycją jest żywy kontakt naszego społeczeństwa z lotnictwem.

Pierwsze po wojnie pokazy w dniu Święta Lotnictwa odbyły się 2 września 1945 r. na lotnisku mokotowskim w Warszawie. Zostały zaprezentowane samoloty Po-2 i Ut-2, Jak-9 i Il-2 oraz Pe-2. Szczególnie zainteresowanie wzbudziła akrobacja Ut-2 połączonych linką z chorągiewkami, litery LP — (Lotnictwo Polskie) utworzone z Ut-2 oraz desant spadochronowy z 4 Szcze-2.

Rok później, 1 września 1946 r., centralne pokazy odbyły się w Bydgoszczy. Prócz lotnictwa wojskowego, wystąpiło lotnictwo sportowe z pierwszym powojennym samolotem Szpak 2, przechowanymi przez okres okupacji szybowcami Orlik i Salamandra oraz samolotami zdobycznymi Kadett, Klemm, Jungmann i motoszybowcem Hulajnoga.

17 września 1947 r. pokazy odbywały się znów na lotnisku mokotowskim. Na pokazie samolotów wojskowych nowością był desant spadochronowy z DC-3 oraz zdobyczny Me-108. Zaprezentowano nowe nabytki LOTu: Languedoca, Si-204D i Cessnę U-78 oraz prototypy samolotów sportowych Żak 1 i Szpak 4, prototyp szybowca Sęp, ewakuowany z Rumunii RWD-13, który wzbudził ogromne zainteresowanie i zakupione dla lotnictwa sportowego Pipery.

W 1948 r., 5 września, na Okęciu zaprezentowano, prócz samolotów wojskowych, m.in. prototyp Junaka 1, Zucha 1, Szpaka 4T, ABC, Muchy i Sępa-bis.

W 1949 r., 4 września, na Okęciu m.in. pokazano przelot 3 Po-2 z flagami, akrobację Jaków-9P, desant z C-47, akrobację na Zuchu 1, prototypy motoszybowca Pegaz i szybowca Kaczka oraz zademonstrowano nowy samolot LOTu Il-12 B, m.in. w locie z jednym silnikiem zatrzymanym a śmigłem ustawionym w chorągiewkę.

W 1950 r. pokazy odbyły się 20 sierpnia na Okęciu. Gwoździem pokazów była pierwsza w Polsce publiczna demonstracja samolotu odrzutowego; był nim Jak-17. Interesujący był napis Pokój z 43 Po-2 oraz pokaz sprawności sanitarnych CSS-13 i Fi-156. Po raz pierwszy przedstawiono wtedy samoloty Il-10 i Tu-2 oraz prototypy Zucha-2, Osy i Jastrzębia oraz seryjnego Komara 48.

Podczas pokazów 23 sierpnia 1951 r. na Okęciu zostały po raz pierwszy zademonstrowane samoloty Jak-11, Jak-23, Jak-18, CSS-11, szybowiec Nietoperz i zespołowa akrobacja 10 Much.

W 1952 r. 20 lipca, na Okęciu zaprezentowano napis ZMP ze Zlinów-26, akrobację Zlinów-26 połączonych taśmą, akrobację samolotów Jak-11, Jak-18 i seryjnych Junaków 2, beczki kręcone na Jastrzębiu na hoku, szybowiec ABC pilotowany przez 12-letniego F. Kępkę rówieśnika PRL, Migi-15 i Ily-28 oraz prototyp śmigłowca GIL.

W kilku następnych latach na pokazach występowało głównie lotnictwo sportowe.

W 1956 r., 26 sierpnia, na Okęciu podczas pokazów wystąpiły prototypy Biesów, śmigłowce Mi-1 oraz zademonstrowano beczkę 3 MiGów-15.

W 1957 r., 8 września, na Babicach-Bemowie w Warszawie odbyły się największe w Polsce pokazy lotnicze, w których wzięło udział 400 samolotów, m.in. pokazano zespołowy start kilkuset MiGów-15.

W 1959 r. na XV-lcie PRL, 22 lipca podczas defilady w Warszawie pokazano szyk „tafla” składający się z 64 samolotów MiG-15bis.

*Dokończenie na str. 3*



## POLSKA

● W skład nowych władz Aeroklubu PRL weszli: gen. bryg. nawig. W. Jagiełło — jako prezes, mgr inż. J. Chyliński i doc. dr B. Jancelewicz — jako wiceprezisi, inż. pil. doc. A. Abłamowicz — jako skarbnik. Członkami prezydium zostali: gen. bryg. pil. dr J. Kowalski, inż. Z. Pawlak, oraz W. Zygmunt. W skład prezydium wchodzi ponadto delegaci Ministerstwa Obrony Narodowej, Ministerstwa Komunikacji i Głównego Komitetu Kultury Fizycznej i Turystyki.

● Ostatnie 3 lata przyniosły w aeroklubach wzrost liczby lotów, zwłaszcza szybowcowych. W porównaniu z poprzednimi latami — choć niedostatecznie — lecz zwiększyły się zakupy nowego sprzętu.

Przybyły też dwa nowe aerokluby: w Dęblinie przy WOSL i w Kętrzynie. W 1973 r. wylatano 70 tys. godzin na szybowcach i 35 tys. na samolotach.

● Czternaście klubów Seniorów Lotnictwa działa przy aeroklubach regionalnych, zrzeszając blisko tysiąc zasłużonych lotników. Warszawski KSL liczy około 200 członków. Przy Aeroklubie Polskiej Rzeczypospolitej Ludowej afiliowana jest Rada Seniorów Lotnictwa, która kieruje działalnością klubów.

● Instytut Meteorologii i Gospodarki Wodnej w Warszawie przystępuje do organizacji radarowej osłony meteorologicznej, z której będzie korzystał transport lotniczy. Ten system osłony będzie wspólny dla krajów RWPG.

● Polski przemysł lotniczy w poważnym stopniu zwiększa produkcję szybowców. W bieżącym roku WSK w Świdniku wyprodukuje 170 szybowców typu Pirat. Szybowce te — w większości — przeznaczone są na eksport.

● Zakończony został pierwszy etap budowy międzynarodowego portu lotniczego w Gdańsku — **Rębiechowie**. 2 maja br. z lotniska Rębiechów wystartował do Warszawy pierwszy samolot Il-18.

● W PLL LOT podjęto ważną decyzję szkolenia w kraju personelu latającego na samolotach Il-62. Przedsiębiorstwo LOT znalazło się w sytuacji przymusowej, gdyż załoga do obsługi nowych samolotów transatlantycznych nie mogła być — w krótkim terminie — praktycznie przeszkolona w Związku Radzieckim. Po trzymiesięcznym kursie przeprowadzonym w ZSRR obejmującym teorię i manipulację na symulatorze, cztery załogi samolotu Il-62 zostały przeszkolone przez instruktorów PLL LOT w zakresie pilotażu, nawigacji, radiotechniki i mechaniki.

Szkoleniem na samolotach transatlantycznych kierował kpt. pilot M. Witkowski, według programu opracowanego przez kpt. pil. D. Zuchowskiego.

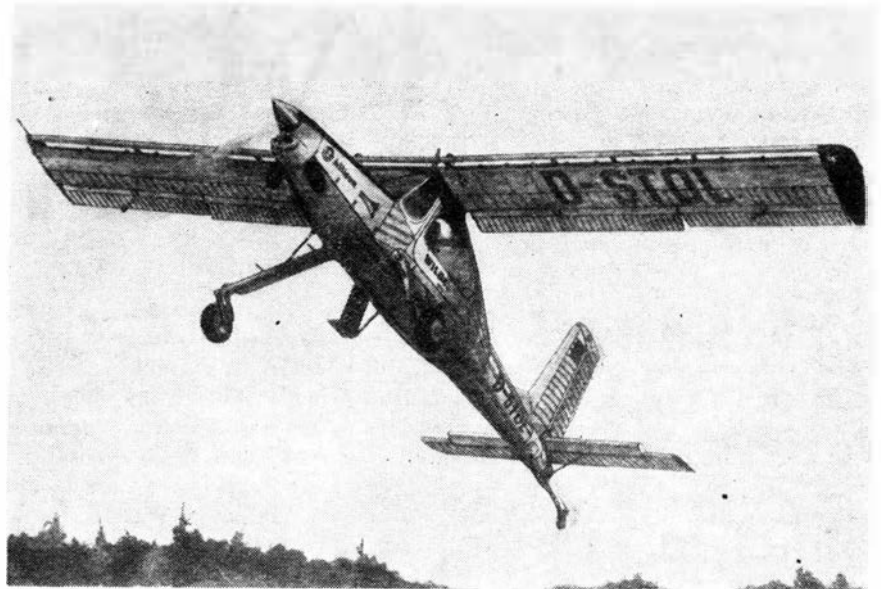
Należy nadmienić, że zaawansowane są rozmowy na temat budowy w ZSRR ośrodka szkolenia lotniczego RWPG, dla personelu latającego, technicznego i kontroli ruchu lotniczego.

Bo przecież — nie powinien cel uświęcać środków i szkolenie lotnicze zmniejszać resursów i wycofywać z linii samolotów rejsowych.

● Zapowiadane nowe połączenia PLL LOT zostały uruchomione na wiosnę: — z Warszawy do Kolonii na początku maja

— do Tunisu i Algieru 1 czerwca br.

● Z dniem 16 czerwca zostały przywrócone loty na liniach łączących Kraków, Katowice, Wrocław, i Rzeszów z Gdańskiem, Szczecinem i Koszalinem. W okresie letnim na najbardziej uczęszczanych liniach są wznowione loty niedzielne. W roku bieżącym na liniach krajowych latają wyłącznie samoloty An-24.



Rysunek turbośmigłowej odmiany Wilgi z silnikiem Allison 250 oznaczonej PZL-104 Turbo-Wilga 35M, reklamowanej na Wystawie Lotniczej w Hanowerze w kwietniu br.

● „Letecký obzor”, lotniczy organ czechosłowackiego Ministerstwa Transportu, zamieścił w swym marcowym zeszytzie artykuł gen. dyw. pilota Jana Raczkowskiego, podsekretarza stanu w Ministerstwie Komunikacji PRL, poświęcony 50-leciu polskiego lotnictwa cywilnego.

Redakcja poprzedziła artykuł krótkim życiorysem generała, opisując jego drogę bojową i lotniczą\*: walczył w partyzancie, potem w radzieckich siłach zbrojnych wreszcie w armii polskiej. Jest pilotem od 1945 r. i wylatał 2300 godzin. Zajmował w lotnictwie polskim dowódzce stanowiska, był przez wiele lat generalnym inspektorem Wojsk Lotniczych, zaś od 1967 r. — dowódcą Wojsk Lotniczych.

W artykule przedstawione zostały dzieje polskiej komunikacji lotniczej oraz polskich lotniczych osiągnięć sportowych i konstruktorskich. Mówiąc o chwili obecnej gen. Raczkowski stwierdził, że realizowane w PRL hasło: „zbudujemy drugą Polskę” silnie mobilizuje ludzi i stwarza pomysły horoskopy również dla lotnictwa cywilnego we wszystkich jego odmianach.

Kraj nasz bardzo sobie ceni i będzie rozwijał współpracę z Czechosłowacją w dziedzinie lotnictwa zarówno przy obsłudze podróży i sprzętu lotniczego (jak np. w ramach „Komitetu atlantyckiego CSA/LOT), jak również w organizacjach międzynarodowych: RWPG, ICAO, IATA i IAAC.

Należy też pamiętać, że nabywamy od czechosłowackich przyjaciół samoloty sportowe (Zliny) i sanitarne (Aero 45 i Moravy), że łączą nas zawody sportowe organizowane dla uczczenia pamięci Żwirki i Wigury, a przede wszystkim — mamy wspólną ideę w socjalizmie.



## USA

● Amerykański przemysł lotniczo-kosmiczny zatrudniał 935 000 osób w 1973 r. Wartość plac w tym okresie przekroczyła 13 100 mln dol.

\* Przypominamy, że na naszych łamach w nr 8—9 z 1969 r. wydrukowana została rozmowa przedstawiciela redakcji TLiA z gen. Raczkowskim.

Czysty zysk kształtował się w wysokości 2,7%, podczas gdy średni zysk całego przemysłu USA wynosił 4,6% wartości obrotów.

● Zapotrzebowanie na najbardziej obecnie popularny samolot komunikacyjny B-727 nie ustaje. Dotąd sprzedano około 1100 sztuk. B-727 jest obecnie produkowany w trzech wersjach: o ciężarze 84, 86 i 94 ton (początkowa wersja — 73). Przewiduje się dalszą modernizację typu.

● Oto najlepsze w USA w 1973 r. wyniki handlowe producentów lekkich samolotów dyspozycyjnych, turystycznych i sportowych:

— Cessna — sprzedano 7272 sztuki, Piper — 3233 sztuki, Beech — 1102 sztuki, Bellanca — 634 sztuki.

● Wg nowych przepisów FAA od 10 X 1973 r. samoloty o ciężarze całkowitym do 5700 kg, nie mogą przekroczyć granicy głośności 83 dB(A); samoloty tej klasy zarejestrowane po 1 I 1975 r. — nie mogą przekroczyć 80 dB(A). Pomiar są przeprowadzane przy przelocie na wysokości 300 m, przy najwyższej stałej mocy silnika. Samoloty rolnicze nie podlegają tym przepisom.

● Firma Omniflight Helicopters zaprojektowała i wykonała w kooperacji z firmą Simplex Man nowy zespół urządzeń do rozpylania chemikaliów ze śmigłowca Bell Ranger. Zespół składa się ze zbiornika zawierającego 1500 l chemikaliów. Zbiornik ma kształt opływowy, dopasowany do spodu kadłuba śmigłowca. Do zbiornika przymocowane są wysięgniki boczne z rozpylaczami.

● Senat Stanów Zjednoczonych przyjął projekt ustawy, przywracającej karę śmierci. Projekt przewiduje, że kara ta będzie wymierzana m. in. za porwanie samolotów (jeśli pociągnie to za sobą śmierć ofiar).

● Prezydent Nixon zapoznał się osobiście w ośrodku pilotowanych lotów kosmicznych w Houston z przygotowaniem do radziecko-amerykańskiego lotu kosmicznego Sojuz-Apollo, zaplanowanego na 1975 r. Prezydentowi towarzyszyli astronauta amerykańscy, którzy wezmą udział w tym locie.



## W. BRYTANIA

● Rząd W. Brytanii udzielił firmie Hawker Siddeley poparcia w wysokości 46 milionów funtów na rozpoczęcie budowy i produkcji nowego typu samolotu komunikacyjnego HS-146. Samolot będzie wyposażony w 4 silniki Aero Lycoming ALF 502 o ciągu 6500 funtów każdy. Samolot HS-146 będzie miał 70-100 miejsc pasażerskich. Ma się on ukazać pod koniec 1975 r. i wejść na linię w 1977 roku.

● W marcu odbył się w Pałacu Kultury i Nauki w Warszawie Brytyjski Tydzień Techniczny. 20 marca E. Wharton, naczelny inżynier firmy Lucas Aerospace Ltd wygłosił odczyt na temat: Nowoczesny rozwój elektronicznych systemów dla wojskowych samolotów i silników. W trakcie Tygodnia prezentowany był osprzęt firmy Lucas.



## ZSRR

● Radzieckie śmigłowce Ka-26 od roku 1970 znajdują zastosowanie w ogrodnictwie na Węgrzech. Obecnie — prawie wyłącznie — te śmigłowce ochraniają węgierskie winnice przed szkodnikami.

● Komitet Normalizacji ZSRR opracowuje dopuszczalne normy głośności dla samolotów w pobliżu osiedli i lotnisk. W 1974 r. ma być zbadany hałas lotniczy w tych rejonach.

● Najstarszym rekordem szybowcowym świata — jak dotąd nie do pobicia — jest przelot pilotki radzieckiej Ołgi Klepikowej z 1939 r. Uzyskała ona wówczas w przelocie otwartym, w kategorii szybowców jednomiejscowych wynik — 749.203 km.

## OGÓLNE

● Z tabel publikowanych przez lotnicze czasopisma zachodnie, podajemy kilka danych dotyczących zużycia przez samoloty komunikacyjne paliwa na pasażera, na trasie 925 km (w nawiasie ilość miejsc pasażerskich w samolocie)

— Viscount 700 (48)	: 57,8 kG
— Fokker F 28 Mk-1000 (80)	: 62,0 kG
— Trident 2 E (103)	: 58,3 kG
— A 300 B2 (270)	: 37,2 kG
— Lockheed-1011-1 (270—300)	: 45,0—37,1
— Boeing 747-100 (403—490)	: 41,3—34,0

● Silniki eksploatowanych obecnie nowoczesnych typów samolotów są bardzo sprawne: tylko 1 proc. składników pa-



Samolot An-28, będący ulepszoną odmianą samolotu An-14M Pszczołka

liwa przedostaje się do atmosfery. Samolot jest dzisiaj „najczystszy” środkiem transportu silnikowego. Dodajmy, że paliwo stosowane w silnikach odrzutowych nie zawiera w ogóle ołowiu i prawie zupełnie — siarki, a więc dwóch głównych składników powodujących zanieczyszczenie powietrza. Silniki o nowej technologii pracy wydzielają podczas jednej operacji lądowania i startu około 15,3 kG substancji zanieczyszczających, gdy tymczasem silniki eksploatowane w latach 50-tych wydzielają ich ponad 50 kG.

● W Belgii i w RFN instaluje się sieć pięciu analizatorów burzowych opartych na zasadzie radaru. Będą one automatycznie ostrzegać operatorów w wieżach kontrolnych o tworzących się centrach burzowych i określać dokładnie ich położenie. Pierwszy analizator tego typu uruchomiono w porcie lotniczym w Düsseldorfie, drugi w Brukseli. Trzy następne zaczną wkrótce działać w Monachium, w Nuernbergu i we Frankfurcie.

● Największy port lotniczy Europy, londyński Heathrow, obsłużył w roku ubiegłym 20,3 mln pasażerów, paryski Orly — 14,4 mln (łącznie z Le Bourget 17,1), port lotniczy Frankfurtu — 11,4 mln. Zurychu — 6,2, Wiednia 1,9 mln.

● Naukowcy radzieccy i francuscy przygotowują wspólny eksperyment kosmiczny nazwany Arax. Celem tego eksperymentu jest wywołanie sztucznej zorzy polarnej, a następnie zbadanie właściwości tego zjawiska. Eksperyment Arax zaplanowany jest na zimę 1974/75 i przeprowadzony będzie na obszarze od wyspy Kerguelena na Oceanie Indyjskim do rejonu Archanielska w Zw. Radzieckim.

● W Fort Bragg odbyły się pierwsze międzynarodowe zawody spadochrono-

we w skokach grupowych, przy udziale pięciu ekip narodowych. Program obejmował siedem konkurencji. Pierwsze miejsce zajęli Amerykanie. Zawody będą organizowane co 2 lata.

● Sport balonowy rozwija się za granicą. Dwa międzynarodowe rekordy — w locie balonem o pojemności 3000 m<sup>3</sup> na ogrzane powietrze — ustanowił Amerykanin M. S. Forbes: długotrwałości — żeglując 13 h i odległości — na trasie 489 km. Ponad 1000 lotów wykonali w 1973 r. piloci balonowi RFN, m. in. w ciągu 16 godzin przelot na trasie 636 km.

● Między amerykańską NASA a europejską ESRO podpisano porozumienie o współpracy przy budowie europejskiego laboratorium kosmicznego pn. Spacelab. Spacelab będzie stanowił część amerykańskiego „promu kosmicznego” lub tzw. „wahadłowca”, który będzie można wielokrotnie wykorzystywać w misjach kosmicznych. Start promu przewidziany jest na koniec 1979 roku. Formalnie porozumienie obowiązuje do 1 stycznia 1985 r., lecz nie mniej niż 5 lat, licząc od daty pierwszego lotu. Następnie będzie ono mogło być przedłużone.

● 140 mld dolarów kosztować będzie utworzenie w latach 1975—78 systemu nawigacji lotniczej transoceanicznej. W ramach tego systemu użytkowane będą 4 satelity geostacjonarne: 2 nad Atlantykiem i 2 nad Oceanem Spokojnym oraz stacje ziemne, pełniące rolę ośrodków koordynacyjno-obliczeniowych. Satelity — zapewniające łączność głosową i ustalanie pozycji samolotu — będą mieć masę 350 kG. Zainstalowane będą na nich anteny o średnicy 2 m i nadajniki o mocy 1,3 kW. Łączność będzie realizowana w paśmie L na częstotliwościach 1540—1660 MHz.

Dokończenie ze str. 1

22 lipca 1960 r. w 550 rocznicę bitwy pod Grunwaldem odbyła się defilada lotnicza nad Grunwaldem z udziałem ponad 100 samolotów. Pokazano cyrk 9 śmigłowców SM-1, taflę 64 MiGów zostawiającą białą-czerwoną smugę dymu, romb 16 Il-28, akrobację na LiM-2 i LiM-5 oraz przelot 5 MiG-21.

11 września 1960 r. w Łodzi podczas pokazów na Święto Lotnictwa zademonstrowano prototypy Iskry, Kosa i śmigłowca SM-2.

22 lipca 1964 r. podczas defilady Dwudziestolecia w Warszawie pokazano liczbę XX złożoną z 26 LiM-2, romb z 16 Il-28, jodelkę z 36 LiMów, romb z 4 seryjnych Iskiek oraz eskadry samolotów MiG-19 i MiG-21.

22 lipca 1966 r. na defiladzie Tysiąclecia w Warszawie — 33 Il-28 przeleciały w szyku „Orzeł”, a 16 Iskiek tworzyło białą-czerwoną taflę-szachownicę.

22 lipca br. lotnictwo wzięło udział w defiladzie Trzydziestolecia w Warszawie. Pokazano m.in. samoloty o zmiennej geometrii.

A. G.

## Trzydzieste

## święto

## lotnictwa

# Polski eksport lotniczy w 30-leciu

Początki polskiego eksportu lotniczego sięgają 1911 r., gdy Warszawska Wytwórnia Aviata dostarczyła pierwsze samoloty Farman do Petersburga.

W okresie międzywojennym eksport naszego przemysłu lotniczego rozwinął się dopiero w połowie lat trzydziestych. Samoloty myśliwskie PZL P-11b były eksportowane do Rumunii, P-24 do Rumunii, Bułgarii Grecji i Turcji, rozpoznawczo-bombowe PZL-43 i treninowe PWS-16 do Bułgarii, PWS-10, Breguet XIX, Fokker FVIIIB/3m, RWD-9 i RWD-13 do Hiszpanii, PWS-16 i 1P-11 do Portugalii, RWD-9 do Francji, RWD-8 i RWD-13 do Austrii, Brazylii, Wenezueli, Jugosławii, Jemenu, Palestyny, USA. Razem eksportowano ponad 380 samolotów. Ponadto licencje na PZL P-24 zostały sprzedane Rumunii i Turcji, na RWD-8 Estonii i Jugosławii, zaś na RWD-13 Hiszpanii i Jugosławii. Eksport szybowców był nieznaczny — do Bułgarii, Grecji i Jugosławii, natomiast licencje na nasze Wrony, Czajki, Salamandry, Komary, Delfiny i Mewy nabyta Estonia, Finlandia, Bułgaria, Jugosławia i Palestyna.

Eksport lotniczy PRL zapoczątkowała sprzedaż po 10 CSS-13 w 1953 r. do Rumunii i na Węgry. Następnie zaczął się na dużą skalę eksport samolotów Jak-12M i A (1956—1960) oraz śmigłowców SM-1 (1956—1965). W latach 1960—61 eksportowano małą serię samolotów PZL-102B Kos do Austrii, Finlandii, Libanu, Brazylii i Płd. Afryki. Od roku 1960 eksportowane były samoloty rolnicze PZL-101 Gawron i An-2. W roku 1955 rozpoczął się eksport śmigłowców Mi-2. Ponadto eksportowane są silniki do wszystkich sprzedanych na eksport samolotów i śmigłowców. Głównym odbiorcą jest Związek Radziecki i kraje socjalistyczne.

Pierwsze szybowce zostały sprzedane w 1954 r. do NRD. Była to jedna Jaskółka i jedna Mucha 100. Lecz już w latach 1955—57 eksportowaliśmy 246 szybowców, głównie do ChRL (190 sztuk). Polskie Jaskółki, Muchy Standard i Bociany, a następnie Foki znalazły nabywców w ponad 40 krajach na całym świecie. W latach pięćdziesiątych i sześćdziesiątych rocznie eksportowaliśmy 30—60 szybowców. W drugiej połowie lat sześćdziesiątych większość krajów socjalistycznych nastawiło się na zakup szybowców w Polsce — rezygnując z własnej produkcji.



Śmigłowiec Mi-2 eksportowany do Związku Radzieckiego  
Fot. W Garbarczyk

## Działalność PHZ PEZETEL

Przełomową datą rozwoju i ekspansji eksportu polskiego przemysłu lotniczego jest rok 1971, w którym powołano do życia Przedsiębiorstwo Handlu Zagranicznego Przemysłu Lotniczego, z zachowaniem tradycyjnej nazwy PEZETEL.

PEZETEL swą działalnością obejmuje eksport i import wyrobów lotniczych.

Przejęcie uprawnień w zakresie handlu zagranicznego przez przemysł lotniczy i silnikowy umożliwiło opracowanie odpowiednich form działalności eksportowej i skrócenie drogi od producenta do odbiorcy zagranicznego.

Trzyletni okres działalności PEZETEL potwierdza słuszność koncepcji integracji handlu z przemysłem. Ścisła współpraca przedsiębiorstwa handlu zagranicznego z przedsiębiorstwami przemysłu lotniczego i silnikowego umożliwia realizację słusznej polityki w zakresie specjalizacji i kooperacji. Szeroko rozwinęła się dzięki temu współpraca naukowo-techniczna i specjalizacja produkcji lotniczej ze Związkiem Radzieckim oraz z innymi krajami obozu socjalistycznego. Rozwija się też kooperacja i koprodukcja z krajami kapitalistycznymi.

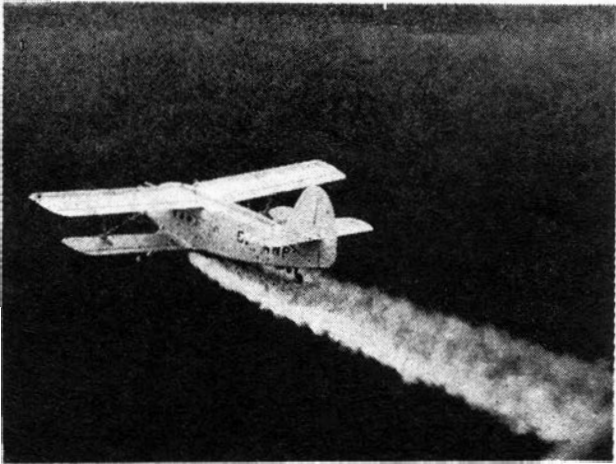
Działalność i rozwój eksportu realizowane są w różnych formach są to:

- bezpośredni eksport sprzętu lotniczego
- kooperacja i koprodukcja
- organizowanie sieci agentów do akwizycji sprzętu lotniczego, w szczególności szybowców
- tworzenie własnych delegatur w krajach RWPG kapitalistycznych
- tworzenie własnych przedsiębiorstw sprzedaży
- wykorzystanie spółek akcyjnych zagranicznych z udziałem polskiego kapitału, np. MetalFrance, Ital-Mex, Daltrade
- zawieranie spółek akcyjnych z firmami w krajach rozwijających się gospodarczo w zakresie prac agrolotniczych na ich terenie.

Ponadto rozwijane są inne, również korzystne formy eksportu, a mianowicie:

- współpraca kooperacyjna z przodującymi firmami lotniczymi, która zapełnia luki produkcyjne, a zarazem umożliwia uzyskanie nowych technologii
- wyższa forma współpracy z krajami socjalistycznymi, a głównie ze Związkiem Radzieckim, dająca szanse wieloletnich kontraktów na tworzenie wspólnych biur konstrukcyjnych i wspólnego opracowywania samolotów rolniczych
- kooperacja z innymi krajami, np. z przemysłem czechosłowackim
- i wreszcie współpraca w wyspecjalizowanej kooperacji z przodującymi firmami zachodnimi, w wyniku której doskonalone są metody wytwarzania części i zespołów lotniczych; ściśle z tym wiąże się możliwość zakupu nowoczesnych maszyn i urządzeń.





Rolniczy An-2 eksportowany do ZSRR

Wyniki ekonomiczne eksportu PEZETEL do krajów kapitalistycznych mówią same za siebie. Podczas gdy w roku 1971 wartość eksportu wynosiła ok. 12 mln złotych dewizowych, obecnie wyraża się sumą 55 mln złotych dewizowych.

Działalność importowo-eksportowa wewnątrz PEZETEL prowadzona jest przez biura branżowe, które w roku 1973 osiągnęły doskonałe wyniki ekonomiczne, przynosząc 11 mln złotych zysku ponad planowany. W myśl nowych zasad działalności przedsiębiorstwa, opartej na własnym rozrachunku, cała załoga PEZETEL otrzymała nagrody w pełnej wysokości.

Stały dynamiczny wzrost obrotów handlowych najlepiej obrazują następujące liczby.

W porównaniu z rokiem 1971 (powołanie PEZETEL) obroty handlowe w roku 1972 wzrosły ogółem o 45%, w tym z krajami socjalistycznymi o 46%, a z krajami kapitalistycznymi o 42%, a w roku 1973 obroty wzrosły o 65%, w tym z krajami socjalistycznymi o 60%, a z krajami kapitalistycznymi o 103% w porównaniu z rokiem 1971.

W roku 1974 przewiduje się wzrost ogółem o 86%, a w roku 1975 o 101% w porównaniu z rokiem 1971.

Jeszcze bardziej wymowne są liczby ilustrujące wzrost eksportu w porównaniu z rokiem 1971: w roku 1973 wzrost ten osiągnął 46%. Szczególnie rozwijał się eksport do krajów kapitalistycznych: w roku 1973 wyraża się wzrostem o 192%, a w roku 1975 ma osiągnąć 265% w porównaniu z rokiem 1971.

Uzyskanie lepszych wyników ekonomicznych w roku 1973 możliwe było dzięki wyższym cenom dewizowym, np. ceny szybowców eksportowanych do W. Brytanii wzrosły o ok. 15%, w tym za Piraty o 32,1%, za Cobre o 26%, a za Bociany o 5,3%, cena za aparaturę paliwową eksportowaną do Szwecji wzrosła o 5%.

## CO I DOKĄD EKSPORTUJEMY?

### Samoloty

Najliczniej produkowany i eksportowany jest wielozadaniowy i rolniczy samolot An-2 — zajmujemy II po Stanach Zjednoczonych miejsce na świecie jako producent samolotów rolniczych. Głównym odbiorcą samolotu An-2 jest Związek Radziecki, dokąd eksport przekroczył 6000 sztuk.

Ponadto, w roku 1973 sprzedaliśmy samolot An-2 we Francji, a w 1974 w Holandii.

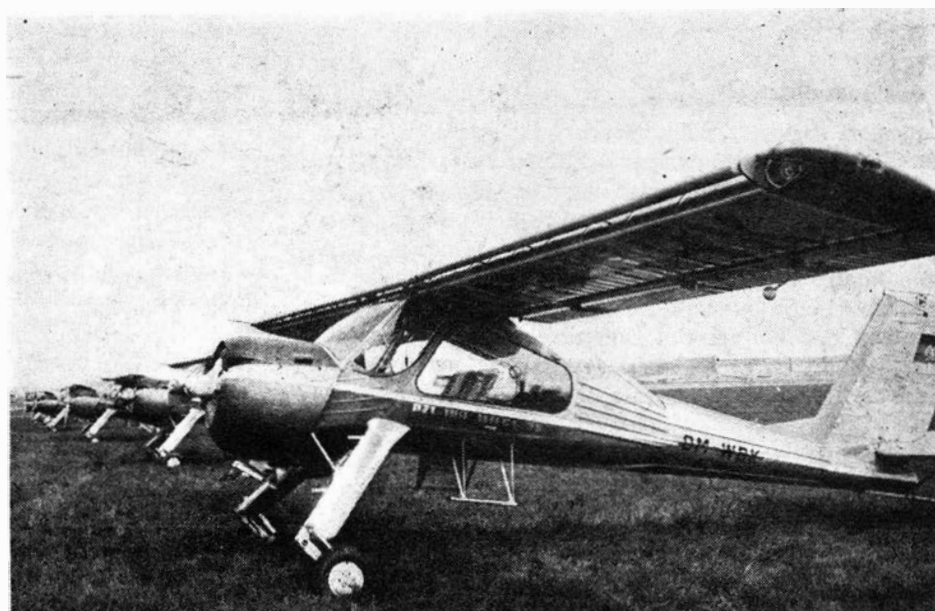
W roku 1974 zawarliśmy korzystną umowę czarterową z Algierią, w myśl której 11 samolotów An-2 będzie wykonywać usługi agrolotnicze.

Samolot An-2 jest popularny i niezawodny zarówno na Syberii, jak i w Sudanie.

Drugim co do popularności jest samolot PZL-104 Wilga 35. Samolot ten zakupiła Anglia, interesuje się nim RFN, Egipt zakupił 10 sztuk, CSRS — 3 sztuki.

Przewiduje się sprzedaż 20—30 samolotów rocznie do krajów zachodnich oraz 50—100 sztuk rocznie w krajach RWPG.

Orzutowy samolot szkolno-treningowy TS-11 Iskra ma duże perspektywy eksportowe poza kraje RWPG. Dzięki aktywnej akwizycji budzi duże zainteresowanie w krajach trzeciego świata.

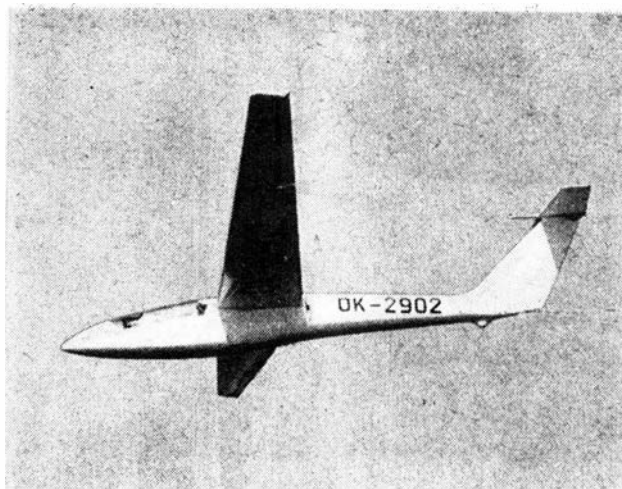


Samoloty PZL-104 Wilga 35 zakupione przez NRD  
Fot. W. Garbarczyk

**Szybowce**

Polscy konstruktorzy w 30-leciu PRL opracowali 40 konstrukcji szybowców sportowych i eksperymentalnych, z których 20 weszło do produkcji seryjnej. Obecnie w produkcji i na liście eksportowej znajdują się:

- dwumiejscowy szybowiec SZD Bocian 1E do szkolenia podstawowego
- treningowo-wyczynowy szybowiec SZD-30 Pirat
- wyczynowy szybowiec SZD-36 Cobra 15, o mieszanej konstrukcji laminatowo-drewnianej
- wysokowyczynowy szybowiec laminowany SZD-38 Jantar 1 w klasie otwartej o rozpiętości 19 m oraz SZD-41 Jantar Standard w klasie standard o rozpiętości 15 m.



SZD-36A Cobra eksportowana do Czechosławacji



SZD-30A Pirat eksportowany do Finlandii

Warto tu dodać, że szybowce Jantar zbudowano specjalnie na zawody szybowcowe w Australii.

W roku 1973 Egipt zakupił 10 Bocianów. Podczas gdy w roku 1973 sprzedaliśmy 200 szybowców, w roku 1974 produkcja ich wzrosła do 300 sztuk.

**Usługi agrolotnicze**

Eksport usług agrolotniczych rozpoczął się w roku 1965 i od tej pory wzrósł kilkakrotnie, osiągając wartość kilku mln dolarów rocznie. Jest to specyficzna forma eksportu, który realizuje się na miejscu, w terenie, w bezpośrednim kontakcie z odbiorcą i pod jego kontrolą.

Perspektywy rozwoju eksportu usług są duże, wzrasta bowiem ciągle zapotrzebowanie na prace agrolotnicze, stają się one coraz bardziej powszechne i są wykonywane na coraz większych obszarach.

Usługi agrolotnicze wykonujemy w Afryce i w Azji, a także w Europie.

Realizacja usług odbywa się w dwojaki sposób: przedsiębiorstwo występuje jako samodzielny wykonawca, który zapewnia obsługę, sprzęt latający, sprzęt naziemny, paliwo itd., bez chemikaliów albo jako wykonawca pracujący na zasadzie czarteru godzinowego lub hektarowego, zapewniający tylko obsługę i sprzęt latający.

Warto pamiętać, że co szósty na świecie samolot wykonujący usługi agrolotnicze nosi znak PZL. Są to samoloty An-2 oraz PZL-101 Gawron.

Na miejsce zasłużonego w walce ze szkodnikami roślin samolotu PZL-101 Gawron polscy konstruktorzy opracowali nowy samolot rolniczy PZL-106, który w roku 1973 został oblatany i przygotowywany jest do seryjnej produkcji.

**Dynamika rozwoju eksportu sprzętu lotniczego za okres 10 lat od 1963 do 1973 r. w % w stosunku do 1963 r.**

Rok	1963	1964	1965	1966	1967	1968	1969	1970	1971	1972	1973
Sprzęt lotniczy	100%	174,7	306,9	224,2	329,0	543,1	580,9	714,6	996,1	1552,8	1701,4

# Turbinowe silniki odrzutowe Viper

## Część 2

### Opis i dane silników serii 500 i 600

Na temat silników serii 500 opublikowano więcej danych niż na temat silników serii 600, które stosunkowo niedawno zostały wprowadzone do eksploatacji. Jest więc rzeczą zrozumiałą, że w rozdziale tym bardziej szczegółowo omówione zostały silniki 500. Ponieważ silniki obu serii mają wiele zespołów i części oraz rozwiązań konstrukcyjnych wspólnych, poniżej podany opis konstrukcji dotyczy zarówno silników serii 500, jak i silników serii 600, przy czym zwrócono uwagę na istniejące między nimi różnice.

Jak już wiadomo, silniki mają 8-stopniową sprężarkę i pierścieniową komorę spalania z odparowaczami paliwa; turbina silnika serii 500 jest jednostopniowa, silnika serii 600 — dwustopniowa. Pędnia (zespół wirujący) jest osadzona w trzech łożyskach: kulkowym przed sprężarką i w dwóch wałkowych — za sprężarką i przed turbiną.

Korpus wlotowy, odlany ze stopu magnezu, ma trzy zastrzały łączące część zewnętrzną z częścią wewnętrzną korpusu. Ta ostatnia stanowi obudowę przedniego łożyska i wewnętrznej przekładni skrzynki napędów. Wałek łączący przekładnię wewnętrzną ze skrzynką napędów — zabudowaną pod korpusem wlotowym — przechodzi przez jeden z zastrzałów korpusu. Na skrzynce napędów zamontowana jest pompa paliwowa, prądnica-rozrusznik, prądniczka obrotomierza i adapter pompy hydraulicznej. Krańcówki natarcia zastrzałów wykonane są w postaci nakładek z blachy tworząc w ten sposób kanały dla gorącego powietrza z za sprężarki. W przypadku silników serii 500 w korpusie wlotowym umieszczona jest również kierownica wlotowa z łopatkami ze stalowej blachy nierdzewnej, przez które może być przepuszczane powietrze z za sprężarki.

Obudowa sprężarki, odlana ze stopu magnezu, jest podzielona wzdłużnie na część górną i dolną. Wewnątrz znajdują się teowe rowki, do których wsuwane są pierścienie z łopatkami kierowniczymi. Łopatki wklejane są za pomocą żywicy w diagonalne wycięcia pierścieni. Kierownica drugiego stopnia (pierwszego — gdy numerację stopni zaczyna się od „zera”) jest bandażowana dzielonym pierścieniem wewnętrznym. Między łopatkami kierownicy V stopnia znajdują się otworki odprowadzające powietrze do zaworu przeciwpompazowego. Wszystkie łopatki kierownicze są wykonane ze stali nierdzewnej.

Wirnik sprężarki składa się z tarcz osadzonych na wale o stopniowanych średnicach. Jak już wspomniano w I części artykułu, moment obrotowy wału jest przekazywany w sposób bezpośredni — za po-

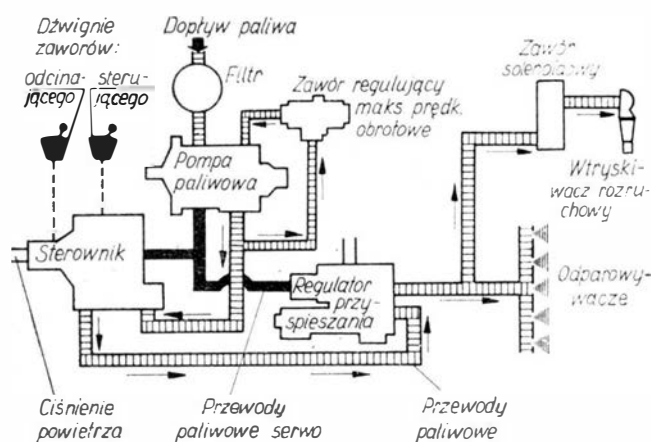
W drugiej części artykułu opisano konstrukcję i przedstawiono dane techniczne silników serii 500 i 600, podano zamierzenia firmy Rolls-Royce Ltd. w zakresie dalszego rozwoju rodziny „Viper”, przeanalizowano zakres zastosowań obecnie produkowanych i przyszłych silników „Viper” oraz omówiono zagadnienia związane z ich eksploatacją; podkreślono czynniki, które przyczyniły się do sukcesu silników, tj. ich konsekwentny rozwój i prostotę konstrukcji.

mocą wielowypustu — tylko na dwie tarcze środkowe, z których jest następnie przenoszony poprzez tuleje z połączeniami Hirtha na pozostałe tarcze (patrz rys. 6). Łopatki wirnikowe dwóch pierwszych stopni są mocowane za pomocą zamków jodekowych, łopatki pozostałych stopni są nitowane w rozwidlonych obrzeżach tarcz. Między obrzeżami tarcz znajdują się pierścienie wypełniające. Łopatki dwóch pierwszych stopni i stopnia ostatniego są stalowe, łopatki pozostałych stopni — duralowe.

Korpus środkowy jest odlewem ze stopu aluminium. Jego dwa pierścieniowe elementy, zewnętrzny i wewnętrzny, są połączone ze sobą za pomocą sześciu promieniowych zastrzałów. Do pierścienia wewnętrznego zamontowany jest stożkowy wysięgnik, który przechodzi wewnątrz komory spalania i służy do zamocowania wewnętrznego pierścienia osadczego kierownicy turbiny i obudowy tylnego łożyska. W przedniej części korpusu osadzony jest wieńiec łopatek wylotowych sprężarki i środkowe łożysko silnika. Korpus zaopatrzonego jest w integralny kolektor upustowy, do którego doprowadzane jest — szczelinami na obwodzie zewnętrznej ściany korpusu — powietrze z za sprężarki, wykorzystywane do celów płatowcowych i do zasilania instalacji przeciwbłodzeniowej silnika. Na korpusie środkowym znajdują się dwa główne punkty mocowania silnika.

Komorę spalania ma 24 odparowacze paliwa. Warto tu przypomnieć, że komory z odparowaczami odznaczają się dużą sprawnością spalania (ok. 98%) w szerokim zakresie wartości współczynnika nadmiaru powietrza i małą zawartością dymu w gazach wylotowych. Komora żarowa składa się z kilku segmentów połączonych ze sobą za pośrednictwem falbankowych pierścieni dystansowych. Jest ona wykonana ze stali żaroodpornej. Różnice między komorami spalania silników serii 500 i 600 zostały omówione w I części artykułu.

Turbina, jednostopniowa silników 500 i dwustopniowa silników 600, połączona jest z wirnikiem sprężarki za pomocą drążonego wału, który od strony sprężarki zakończony jest sprzęgłem wielowypustowym, a od strony turbiny — sprzęgłem Hirtha. W przypadku silników serii 500 tylna strona tarczy turbiny chłodzona jest powietrzem z za VI stopnia sprężarki, które doprowadzane jest wałem (służy ono również do ciśnieniowania uszczelnienia labiryntowego przedniego łożyska), natomiast przednia strona tarczy, łopatki kierownicze oraz środkowe i tylne łożysko są chłodzone powietrzem z za sprężarki. Silniki serii 600 nie mają upustu powietrza z VI stopnia, w związku z czym powietrze chłodzące jest pobierane wyłącznie z wylotu sprężarki. Powietrze z za sprężarki jest filtrowane, a w silnikach 600 część tego powietrza —



11. Schemat układu paliwowego silników Viper

doprowadzana do łożyska środkowego i tylnego — jest chłodzona.

Kanał wylotowy, ze stożkiem wewnętrznym mocowanym za pomocą trzech zastrzałów, jest wykonany ze stali żaroodpornej. W dolnej części kanału, bezpośrednio za przednim kołnierzem, znajduje się zawór drenażowy.

Układ olejenia posiada zębatą pompę tłocząco-od-sysającą i dwie pompy dawkujące. Przednie łożysko silnika i skrzynka napędów są olejone za pomocą konwencjonalnego systemu obiegowego, natomiast łożysko środkowe i tylne — dawkami oleju odprowadzanego następnie do kanału wylotowego. Zbiornik oleju jest zamontowany na silniku, tylko w niektórych wersjach zabudowy — na płatowcu.

Silniki serii 500 i 600 mają instalację przeciwblo-dzeniową zasilaną gorącym powietrzem z kolektora upustowego sprężarki. Powietrze to doprowadzane jest, zewnętrznym przewodem, poprzez zawór kontrolny do zastrzałów korpusu wlotowego, do łopatek kierownicy wlotowej — w przypadku silników serii 500 — i do kołpaka wlotowego, po czym dostaje się do wlotu sprężarki. Część powietrza z instalacji wykorzystywana jest do odladzania krawędzi natarcia kanału wlotowego płatowca.

Jak już wspomniano w I części artykułu, silniki Viper mają prosty, hydromechaniczny układ paliwo-wy typu otwartego. Na układ składają się trzy główne zespoły: pompa paliwowa, sterownik i regulator przyspieszenia. Nurnikowa pompa paliwowa ma skośną tarczę do sterowania skoku nurników i jest zaopatrzona w ogranicznik prędkości obrotowej. Wyposażony w barometryczny regulator sterownik automatycznie utrzymuje wybraną przez pilota prędkość obrotową silnika, niezależnie od warunków lotu, tj. ciśnienia całkowitego we wlocie silnika. Regulator przyspieszenia zapewnia w czasie zwiększania prędkości obrotowej silnika optymalny, dla danych warunków otoczenia, wzrost wydatku paliwa w zależności od ciśnienia za sprężarką. Dzięki temu regulatorowi czas przyspieszania silnika od warunków podchodzenia do lądowania, tj. od prędkości obrotowej wynoszącej 59% prędkości startowej, do 95% ciągu startowego, nie przekracza 4 s. Zarówno sterownik, jak i regulator przyspieszenia oddziałują na wydatek paliwa zmieniając za pośrednictwem hydra-

licznego systemu serwo (z paliwem o wysokim ciśnieniu jako czynnikiem pracującym) kąt ustawienia tarczy sterującej pompy paliwowej.

W tablicach 3, 4 i 5 zestawiono osiągi silników 520, 521 i 522. Jak widać z zamieszczonych w tablicach danych, ciąg startowy tych silników jest oficjalnie dopuszczony do użytku ciągłego, jednak ze względu na trwałość międzynaprawczą w warunkach wznoszenia i przelotu stosuje się ciąg maksymalny zalecany dla danych warunków. Ciąg startowy jako maksymalny trwały należy wykorzystywać tylko w sytuacjach awaryjnych.

Na rysunku 12 przedstawiono charakterystykę stożkową, a na rysunkach 13 i 14 charakterystyki w locie silnika 520.

Silniki 520, 521 i 522, a prawdopodobnie także pozostałe wersje serii 500, są *flat rated*, co oznacza, że spadek ich ciągu ze wzrostem temperatury otoczenia jest stosunkowo nieduży dzięki zwiększającej się prędkości obrotowej. Silnik 521 ma w temperaturze otoczenia 25°C ciąg 1355 kG, natomiast silnik 522 utrzymuje ciąg startowy 1525 kG do temperatury 21°C, a ciąg 1360 kG — do temperatury 35°C.

Dostępne dane na temat osiągnięć wojskowej odmiany silników serii 600 zebrano w tablicy 6.

Podane w tablicach i na wykresach osiągi są osią-gami średnimi, bez strat powodowanych przez płatowcowy kanał wlotowy i wylotowy, bez upustu po-

Tablica 3. Osiągi silnika Viper 520

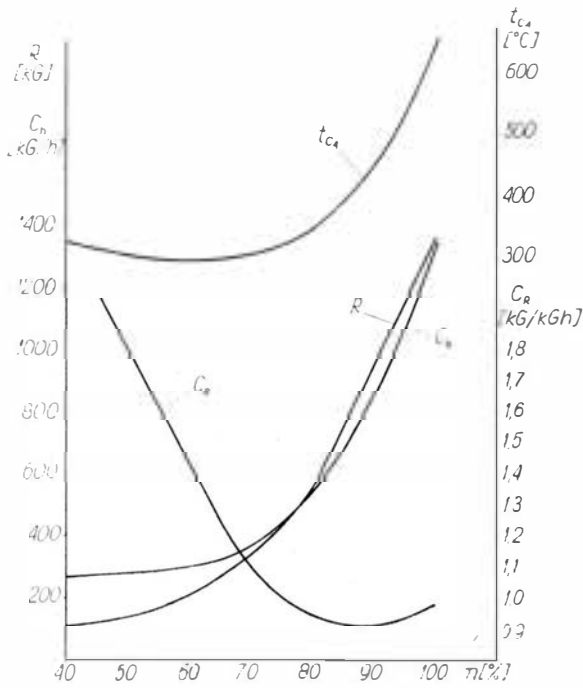
Warunki pracy	Prędkość obr. [%]	Ciąg [kG]	Jedn. zuż. pal. [kG/kGh]
Startowe (5 min)	100	1360	0,985
Maks. trwałe	100	1360	0,985
Maks. zalecane wznoszenia (30 min)	98	1260	0,965
Maks. zalecane przelotowe $V=0$ $H=0$	95	1120	0,935
675 km/h 11 km	95	400	1,14
Bieg jałowy (bez ograniczeń)	40	102	2,60

Tablica 4. Osiągi silnika Viper 521

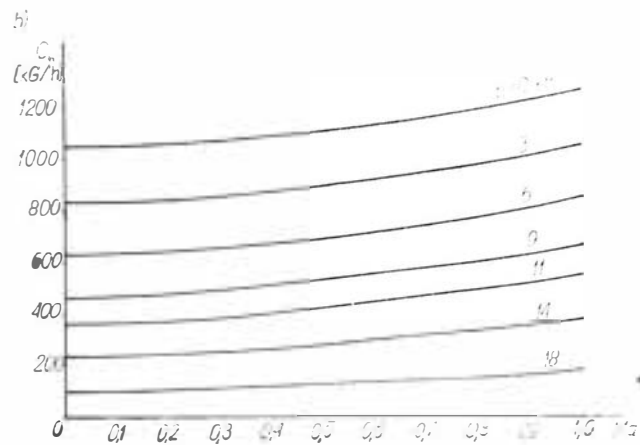
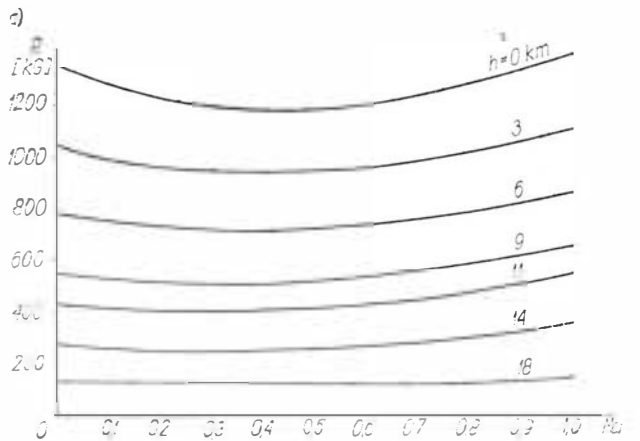
Warunki pracy	Prędkość obr. [%]	Ciąg [kG]	Jedn. zuż. pal. [kG/kGh]
Startowe (5 min)	100	1415	0,993
Maks. trwałe	100	1415	0,993
Maks. zalecane wznoszenia (30 min)	97	1286	0,984
Maks. zalecane przelotowe $V=0$ $H=0$	94	1152	0,977
800 km/h 7,6 km	94	556	1,11
675 km/h 11 km	94	399	1,11

Tablica 5. Osiągi silnika Viper 522

Warunki pracy	Prędkość obr. [%]	Ciąg [kG]	Jedn. zuż. pal. [kG/kGh]
Startowe (5 min)	99	1525	1,005
Maks. trwałe	98,5	1500	1,002
Maks. zalecane wznoszenia (30 min)	96,5	1390	0,993
Maks. zalecane przelotowe $V=0$ $H=0$	93,5	1230	0,986
800 km/h 7,6 km	93,5	600	1,15
675 km/h 11 km	93,5	420	1,11



12. Charakterystyka stoiskowa silnika 520: ciąg, godzinowe zużycie paliwa, jednostkowe zużycie paliwa i temperatura za turbiną w funkcji względnej prędkości obrotowej



13. Charakterystyka w locie silnika 520 w startowych warunkach pracy silnika: a) ciąg w funkcji liczby Macha i wysokości lotu, b) godzinowe zużycie paliwa w funkcji liczby Macha i wysokości lotu

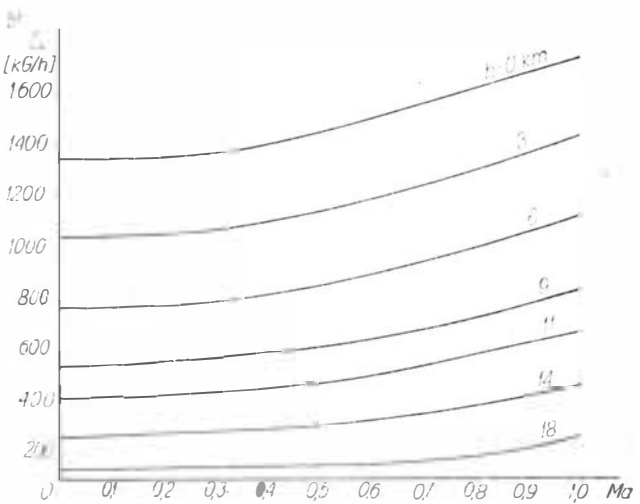
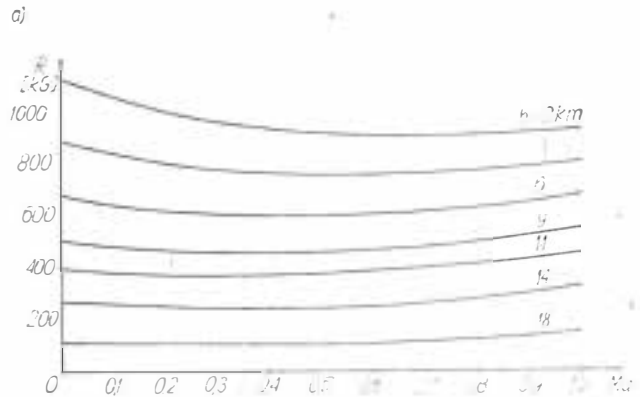
Tablica 6. Osiągi silnika Viper 632

Warunki pracy	Prędkość obr. [%]	Ciąg [kG]	Jedn. zuż. pal. [kG/kGh]
Startowe	100	1814	0,97
Maks. wznoszenia (nominalne)			
Ma = 0 H = 0	98	1662	0,96
Ma = 0,8 H = 11 km	98	630	1,19
Maks. przelotowe			
Ma = 0 H = 0	95	1453	0,94
Ma = 0,8 H = 11 km	95	540	1,15

wietrza i poboru mocy na użytek płatowca i — w przypadku statycznych warunków pracy — bez wpływu efektu ejejkcji.

Cywilne odmiany silnika serii 500 odpowiadają pod względem odporności na ciała obce przepisom ARB i FAA. Potwierdzone to zostało następującymi próbami:

- próbą wstrzeliwania do wlotu silnika ptaka o ciężarze 2 kG z prędkością 610 km/h w celu wykazania, że w przypadku urwania się łopatek sprężarki nie przebijają one obudowy sprężarki;
- próbą wstrzeliwania pojedynczych szpaków z prędkością 540 km/h i grupy 6 szpaków z prędkością 220 km/h. Próba ta nie spowodowała ani zablokowania sprężarki ani większych jej uszkodzeń;



14. Charakterystyka w locie silnika 520 w maksymalnych przelotowych warunkach pracy silnika: a) ciąg w funkcji liczby Macha i wysokości lotu, b) godzinowe zużycie paliwa w funkcji liczby Macha i wysokości lotu

Tablica 7. Niektóre dane ostatnio zaprojektowanych silników Viper

Warunki pracy silnika		600 R*		700 (R)		Turbofan (R)	
		Ciąg [kG]	Jedn. zuż. pal. [kG/kGh]	Ciąg [kG]	Jedn. zuż. pal. [kG/kGh]	Ciąg [kG]	Jedn. zuż. pal. [kG/kGh]
Bez dopalania	Startowe			2087	0,92	2132	0,76
	Nominalne						
	Ma = 0 H = 0	patrz tabl. 6	patrz tabl. 6	1914	0,91	—	—
Maks. trwałe	Ma = 0,75 H = 11 km			719	1,14	—	—
	Ma = 0,8 H = 11 km			606	1,12	—	—
Z dopal.	Ma = 0 H = 0	2472	1,98	2880	2,05	3357	—
	Ma = 0,9 H = 0	2812	2,34	3266	2,40	—	—
	Ma = 1,3 H = 11 km	1406	2,10	1687	2,14	—	—
Ciężar [kG]							
bez dopalacza				408		420	
z dopalaczem		508		558		612	

\* R — Reheat tj. z dopalaniem

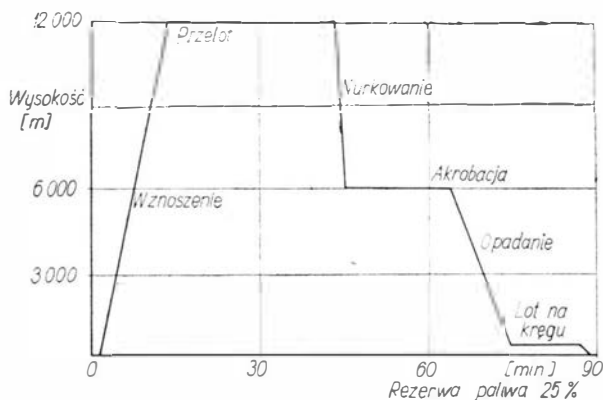
- próbą wstrzeliwania bryłek lodu o średnicach do 50 mm z prędkością 740 km/h, co spowodowało tylko niewielkie uszkodzenia;
- próbą zasysania przez silnik 1 kG topniejącego śniegu w czasie 5 s. Nie wywoływało to zaburzeń w pracy silnika.

Podobnym próbom (jakkolwiek nie identycznym ze względu na zmiany w przepisach) podane zostały cywilne odmiany silników serii 600.

**Plany dalszego rozwoju**

Firma Rolls-Royce Ltd opracowała projekty nowych wersji rozwojowych silników Viper, które mogłyby być zrealizowane w ciągu ok. 3,5 lat.

Ponieważ turbina silników serii 600 daje możliwość zastosowania sprężarki o większym sprężu i wydatku powietrza, opracowano modyfikację silnika 600, silnik serii 700, z nową 8-stopniową sprężarką o sprężu 7:1 i wydatku powietrza 31,8 kG/s, przy średnicy wlotu zwiększonej tylko o 50 mm, tj. do 525 mm. Ciąg silnika wynosi 2087 kG przy temperaturze przed turbiną 910°C. Obniżenie temperatury przed turbiną w porównaniu z wojskowymi silnikami serii 600 oznacza, że można będzie utrzymywać stały ciąg startowy w wyższych temperaturach otoczenia przy temperaturze przed turbiną nie przekraczającej temperatury silników 600.



15. Profil lotu samolotu szkolno-treningowego

Wstępne studia wykazały, że możliwe jest przeobrażenie silnika 600 na silnik dwuprzepływowy o ciągu startowym 2130 kG przez zastąpienie trzech pierwszych stopni sprężarki dwustopniowym wentylatorem. Stosunek wydatków wynosiłby 0,8—1,0, a temperatura przed turbiną ok. 930°C.

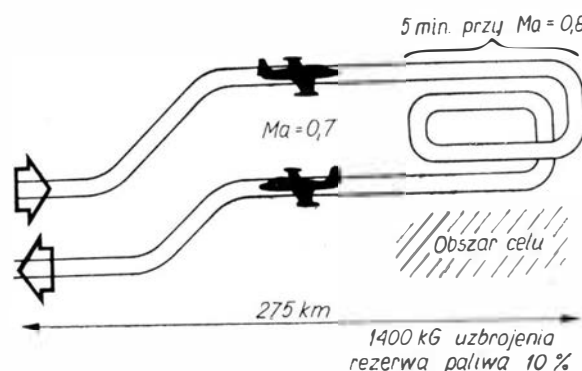
Zarówno do silników serii 600, jak i do nowych silników zaprojektowane zostały dopalacze, które w przypadku samolotów COIN służyłyby do zwiększania ciągu w wyższych temperaturach i przy niższych ciśnieniach otoczenia, a w przypadku samolotów treningowych umożliwiałyby szkolenie w lotach naddźwiękowych.

W tablicy 7 zebrano podstawowe dane projektowanych silników.

**Zakres zastosowań silników**

Jak już wiadomo z I części artykułu, obecny zakres zastosowań silników Viper jest b. szeroki, obejmuje bowiem napęd samolotów służbowych, samolotów treningowych i samolotów COIN oraz latających celów; jako napęd dodatkowy zostały one zbudowane na samolotach dalekiego rozpoznania.

Fakt zastosowania do napędu samolotów służbowych jednoprzepływowych silników Viper można tłumaczyć przede wszystkim, o czym już pisano, dużą ich niezawodnością, stosunkowo niską ceną, dużą trwałością międzynaprawczą i prostotą obsługi. Nie



16. Profil lotu samolotu COIN

mogą one natomiast konkurować w tym zastosowaniu z silnikami dwuprzepływowymi zużyciem paliwa, a tym samym i zasięgiem, gdyż na wysokościach na jakich latają samoloty służbowe (10 000 — 11 000 m) jednostkowe zużycie paliwa silników dwuprzepływowych jest znacznie mniejsze przy podobnym co dla silników jednoprzepływowych przebiegu ciągu (w zależności od prędkości lotu).

Inaczej przedstawia się problem napędu samolotów treningowych i samolotów COIN. Zadania podstawowego szkolenia wymagają od samolotu dużej ilości startów przy maksymalnym ciągu silnika krótkich lotów na różnych wysokościach i w szerokim zakresie prędkości. Zawsze przy tym należy liczyć się z tym, że uczeń będąc jeszcze niewprawnym pilotem może postąpić w sposób nieprzewidywany. Wszystko to stwarza szczególnie niekorzystne warunki eksploatacji silnika wysuwając na pierwsze miejsce jego niezawodność i łatwość sterowania, a więc cechy będące pochodną prostoty konstrukcji. Równocześnie zużycie paliwa nie ma w przypadku samolotów szkolno-treningowych istotnego znaczenia, gdyż od samolotów tych nie wymaga się większego zasięgu — widać to z profilu lotu pokazanego na rys. 15 — i udźwigu, a udział zużywanego przez nie paliwa w ogólnym bilansie paliwowym jest b. mały. Natomiast w przypadku samolotów COIN zużycie paliwa silników Viper nie różni się w znaczący sposób od zużycia paliwa silników dwuprzepływowych typu silnika Larzac czy Adour. Wynika to z profilu lotu samolotów COIN przedstawionego na rys. 16. Jak widać z tego rysunku, samolot COIN wykonuje zadanie bojowe lecąc do celu na małej wysokości z prędkością  $Ma = 0,7$ , w obszarze celu zwiększa prędkość do  $Ma = 0,8$  atakując cel z tą samą prędkością, po czym wraca do bazy, również przy ziemi, z prędkością  $Ma = 0,7$ . Z charakterystyk silnika Viper 520 (rys. 13 i 14) wynika, że na wysokości 0 przy liczbie  $Ma = 0,7$  jednostkowe zużycie paliwa wynosi 1,28 kG/kGh, a przy  $Ma = 0,8$  — 1,24 kG/kGh. Natomiast dla silnika np. Larzac wartości te — z uwzględnieniem większego oporu samolotu z silnikiem dwuprzepływowym — wynoszą odpowiednio ok. 1,20 i 1,15 kG/kGh. Biorąc pod uwagę niewielkie promienie działania samolotów COIN (do 250 km) nieznacznie mniejsze jednostkowe zużycie paliwa silnika dwuprzepływowego nie ma wpływu na własności taktyczne samolotu, tym bardziej że silnik ten jest cięższy od silnika jednoprzepływowego.

Najbardziej pożądane cechy silnika samolotu COIN to:

- prosta i wytrzymała konstrukcja
- niezawodność
- łatwa (minimalna) obsługa
- duża trwałość międzynaprawcza
- odporność na uszkodzenia przez ciała obce
- mała wrażliwość na zanieczyszczenia w zasysanym powietrzu.

Prostota konstrukcji ułatwia uzyskanie wszystkich pozostałych wymienionych tutaj cech silnika oraz zapewnia niskie koszty jego wytwarzania. Bez prostego i taniego silnika nie może być prostego i taniego samolotu. Badania wykazują, że koszty eksploatacji samolotów bojowych pozostają do siebie w samym stosunku co ich koszty wytwarzania, przy czym w ciągu pięciu lat użytkowania samolotu jego

koszty eksploatacyjne osiągają wartość ceny samolotu. Natomiast częstotliwość wykonywania zadań przez samolot, ściśle związana z jego gotowością bojową, jest odwrotnie proporcjonalna do kosztów wytwarzania. Jeżeli, na przykład, stosunek kosztów wytwarzania dwóch samolotów wynosi 3:1, to częstotliwość wykonywania przez nie zadań będzie pozostawać w stosunku 1:2,5. Tak więc w przypadku wprowadzenia na wyposażenie samolotów o prostej konstrukcji można rozporządzać przy tych samych nakładach finansowych 7- do 8-krotnie większą ilością samolotów pozostających w gotowości bojowej.

Silniki Viper spełniają w całej rozciągłości wymienione powyżej wymagania i dlatego należy przypuszczać, że w przyszłości znajdą one również zastosowanie do napędu nowoczesnych samolotów treningowo-bojowych przeznaczonych do zaawansowanego szkolenia i do wykonywania zadań bojowych w szerszym zakresie niż to jest możliwe w przypadku samolotów COIN. Wybór do napędu samolotu Hawker Siddeley HS.1182 silnika Adour zamiast silnika Viper tłumaczyć należy tylko większym ciągiem tego pierwszego.

Zaprojektowany ostatnio silnik serii 700 ma wprowadzić większy spręż (przy większym obciążeniu stopni sprężarkowych), można jednak przewidywać, że dzięki doświadczeniu i umiejętności firmy Rolls-Royce Ltd osiągnąłby on, w przypadku wprowadzenia go do eksploatacji, równie dużą niezawodność i trwałość międzynaprawczą przy zachowaniu prostoty obsługi co obecnie eksploatowane silniki Viper. W związku z tym zakres jego zastosowań — w wersji bez dopalacza — byłyby taki sam jak dotychczasowych Viperów, przy czym nowy silnik miałby nad nimi przewagę w postaci mniejszego jednostkowego zużycia paliwa.

Znajdujący się na etapie projektu silnik dwuprzepływowy przypomina pod względem układu i osiągow silnik Adour, od którego jest jednak o ok. 100 kG lżejszy (przynajmniej na papierze) oraz ma mniejszy spręż i niższą temperaturę przed turbiną. Te dwa ostatnie czynniki ułatwiłyby dopracowanie silnika do standardu umożliwiającego zastosowanie go — w wersji bez dopalacza — do napędu samolotów służbowych, treningowych, COIN i treningowo-bojowych.

Można mieć natomiast poważne wątpliwości co do perspektyw zastosowań silników Viper — obecnych i przyszłych — wyposażonych w dopalacz. Fiasko samolotu FIAT G.91Y, który przy ciężarze startowym 8600 kG zabiera tylko 1800 kG uzbrojenia, nie będzie stanowić zachęty do napędu poddźwiękowych samolotów bojowych silnikami z dopalaczem. Należy bowiem pamiętać, że silnik omawianej klasy pracując z dopalaniem zużywa w locie przy ziemi 400—500 kG paliwa w ciągu 5 min, przy czym ciężar dopalacza wynosi 150—200 kG. W przypadku samolotu dwusilnikowego zastosowanie dopalaczy zwiększa jego ciężar startowy o ok. 2000 kG. W przypadku konieczności skrócenia startu samolotu korzystniejszym rozwiązaniem niż dopalacz są rakiety startowe albo raketowe silniki wspomagające (te ostatnie mogą być również wykorzystane do zwiększenia prędkości wznoszenia samolotu). Natomiast jako napęd naddźwiękowych samolotów treningowych silniki Viper z dopalaczem nie mogłyby skutecznie kon-

kurować z lekkimi i małymi silnikami J85; jeżeli zaś chodzi o naddźwiękowe samoloty treningowo-szturmowe (typu Jaguara), to istnieje do ich napędu wypróbowany już silnik Adour. Zresztą, jak dotychczas, obie te grupy samolotów nie zyskały większego znaczenia.

### **Eksploatacje**

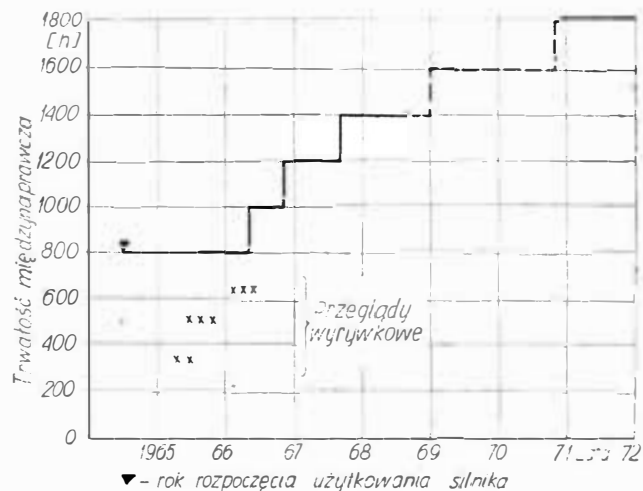
Silniki Viper napędzają samoloty, cywilne i wojskowe, w 35 krajach — w Europie, na Bliskim i Dalekim Wschodzie, w Afryce, w Azji, na wyspach Oceanu Indyjskiego, w Australii oraz w Ameryce Północnej i Południowej. Wyłączając W. Brytanię, USA i kraje RWPG są one zabudowane na ok. 40% wszystkich samolotów szkolno-treningowych i COIN (na 1050 spośród 2630 — dane z lipca 1970 r.). Wyprodukowano łącznie ponad 4500 silników, w eksploatacji znajduje się obecnie ponad 2000 — w 1980 r. liczba ta ma wzrosnąć do ok. 4000.

Do końca 1973 r. wszystkie silniki Viper wylatały ok. 3200 000 h (średnio na miesiąc 32 000 h), w tym silniki serii 500 — ok. 1400 000 h (średnio na miesiąc 19 000 h). Większą część tych godzin wylatano na samolotach szkolno-treningowych, podczas intensywnego szkolenia podstawowego, w różnych warunkach klimatycznych.

Użytkowanie silników w najrozmaitszych częściach świata wykazało ich wielkie zalety eksploatacyjne. Przede wszystkim potwierdzona została duża odporność silników na uszkodzenia przez ciało obce, m.in. w czasie użytkowania samolotów służbowych HS.125 na Alasce, i mała wrażliwość na zanieczyszczenia w zasysanym powietrzu. Stwierdzono, że silniki eksploatowane na obszarach pustynnych nie tracą, praktycznie rzecz biorąc, swych osiągnięć. Jest to głównie wynikiem dosyć dużej ciężkości łopatek sprężarkowych, z których większość jest wykonana ze stali.

Silniki Viper napędzające samoloty szkolno-treningowe przepracowują ponad 20% swej całkowitej trwałości w warunkach startowych. Mimo to ich trwałość międzynaprawcza jest stale zwiększana. I tak, dla silnika Viper 11 Mk.202 wynosi ona obecnie 1400 h, podczas gdy na początku jego eksploatacji w 1961 r. nie przekraczała 100 h. Między naprawami nie są przewidziane ani przeglądy silnika, ani wymiana części. Wojskowe odmiany silników serii 500 mają trwałość międzynaprawczą 1000 h, z tym że musi być ona potwierdzona przez każdego nowego użytkownika za pomocą wrywkowych przeglądów silników według określonego programu. Natomiast trwałość międzynaprawcza cywilnych odmian serii 500 — eksploatowanych na samolotach służbowych, a więc w warunkach również dosyć trudnych — osiągnęła już 1800 h. Na rysunku 17 przedstawiono wzrost trwałości międzynaprawczej silnika 522 w czasie jego eksploatacji.

Dzięki doświadczeniom zdobytym w czasie użytkowania wcześniejszych wersji silnik 632 został wprowadzony do eksploatacji z trwałością międzynaprawczą 1000 h, przy czym użytkownik musi potwierdzić tę trwałość przez dokonanie przeglądu jednego silnika po 250 h pracy, dwóch — po 500 h, dwóch — po 800 h i dwóch — po 1000 h. Trwałość międzynaprawcza silników 601, napędzających samoloty służbowe BH-600, wynosi 1600 h.



17. Wzrost trwałości międzynaprawczej silnika 522

Stopień złożoności obsługi silnika zależy od ilości okresowych czynności obsługowych, ilości czynności przed lotem i od rodzaju tych czynności, a także od łatwości dostępu do zespołów i agregatów silnika. W przypadku silników Viper konieczne są następujące czynności obsługowe:

- okresowe przeglądy filtrów paliwowych niskiego i wysokiego ciśnienia;
- odpowietrzenie pompy paliwowej po zabudowaniu silnika i po wymianie jakiegokolwiek zespołu układu paliwowego;
- regulacja ogranicznika prędkości obrotowej;
- regulacja prędkości obrotowej biegu jałowego (ustawienie zderzaka sterownika);
- regulacja czasu przyspieszania silnika;
- okresowe przeglądy zbiornika oleju i filtrów olejowych na tłoczeniu i na ssaniu;
- niezbędne zabiegi związane z instalacją olejową po zabudowaniu silnika i po wymianie jakiegokolwiek zespołu instalacji, za wyjątkiem filtrów.

Obsługa przed lotem wymaga jedynie sprawdzenia, czy nie są zatkane filtry i drenaże oraz sprawdzenia poziomu oleju w zbiorniku. Pochłania to ok. 5 min pracy jednego mechanika na godzinę lotu. Czynności obsługowe upraszcza łatwy dostęp do agregatów silnika.

Prosta jest również kontrola pracy silnika przez pilota. W kabinie samolotu znajduje się bowiem tylko kilka niezbędnych wskaźników pracy silnika, a mianowicie:

- obrotomierz
- wskaźnik temperatury za turbiną
- wskaźnik ciśnienia oleju
- lampka kontrolna ciśnienia paliwa przed pompą z przełącznikiem wyregulowanym na minimalne dopuszczalne ciśnienie (0,25 kG/cm<sup>2</sup>).

Użytkowanie silników Viper ułatwia służba pomocy eksploatacyjnej firmy Rolls-Royce Ltd (Bristol Engines Division), której zadaniem jest usuwanie wszelkich trudności związanych z eksploatacją silników. Służba ta przeprowadza:

- szkolenie techniczne personelu naziemnego i latającego;

*Dokończenie na str. 15*



## Niektóre problemy zużycia paliw w transporcie lotniczym

Transport lotniczy jest uzależniony w dużym stopniu od sytuacji paliwowej na świecie. W wyniku kryzysu paliwowego ceny paliw lotniczych w krajach kapitalistycznych w porównaniu z cenami obowiązującymi na początku 1973 r. wzrosły średnio o 280% i wynoszą obecnie 150—170 US dol. za 1 tonę.

W związku z tym wzrósł udział kosztów paliwa w porównaniu z innymi kosztami (stałymi, zmiennymi, pośrednimi i bezpośrednimi), związanymi z użytkowaniem sprzętu lotniczego — ponoszonymi przez transportowe przedsiębiorstwa lotnicze.

Jeżche przed rokiem udział kosztów paliwa w ogólnych kosztach eksploatacji samolotu wynosił około 20%.

Dla przykładu można podać strukturę kosztów francuskiego samolotu Mercure, obliczoną według metodyki ATA 67, ujętą w publikacji „Avions Marcel Dassault Mercure” (General Description):

- obsługa techniczna 28%
- amortyzacja samolotu 27,1%
- paliwa i smary 21%
- płace załóg 18,2%
- ubezpieczenie 5,7%

Struktura kosztów samolotu DC-10 obliczona według tej samej metodyki przedstawia się następująco:

- obsługa techniczna 23,9%
- amortyzacja 28,5%
- paliwa i smary 22,2%
- płace załóg 19%
- ubezpieczenia 6,4%

Wielkości te obliczono na podstawie publikacji „Mc Donnell Douglas Trio of Tri-Jets-Technical Summary”. Struktura kosztów użytkowania samolotów produkcji radzieckiej jest w zasadzie podobna do wyżej wymienionych przykładów.

W okresie ostatnich miesięcy udział kosztów paliwa w strukturze kosztów eksploatacji znacznie się zwiększył.

W związku z tym „kryterium paliwowe” staje się pierwszoplanowym w rozwiązywaniu zadań z zakresu optymalizacji parametrów użytkowania samolotów komunikacyjnych w świetle maksymalnego zagospodarowania oferowanej zdolności przewozowej sprzętu lotniczego.

Czynniki wpływające na prawidłowe wykorzystanie paliw w procesie eksploatacji samolotów są obecnie przedmiotem analiz w większości towarzystw lotniczych.

Celem niniejszego artykułu jest pokazanie charakterystyk jednostkowego kilometrowego zużycia pali-

Mgr inż. KAZIMIERZ RZEMEK

W artykule przedstawiono charakterystyki jednostkowego kilometrowego zużycia paliwa oraz określono zakresy optymalnego użytkowania samolotów w świetle maksymalnego zagospodarowania oferowanej zdolności przewozowej. Tablice i wykresy umożliwiają porównanie różnych typów samolotów pod względem jednostkowego zużycia paliwa na 1 tkm w funkcji eksploatowanych odcinków tras oraz określenie optymalnych tras, na których uzasadniona jest eksploatacja następujących samolotów Il-62, Il-18, Tu-134, An-24, DC-9-50 i DC-10.

wa i określenie zakresów optymalnego użytkowania samolotów w świetle maksymalnego zagospodarowania oferowanej zdolności przewozowej.

Dla określenia współczynników jednostkowego zużycia paliwa na 1 konckilometr przyjęto następujące niektóre osiągi samolotów:

Typ samolotu	Udźwig handlowy [kG]	Liczba pasażerów	Zasięg z maks. udźwigiem handlowym [km]	Zasięg maksymalny [km]
Il-62	22 960	162	6 500	9 200
Il-18	11 320	102	2 600	5 000
Tu-134	7 450	72	1 600	2 800
An-24	4 120	52	350	2 000

Przy określaniu współczynników jednostkowego zużycia paliwa uwzględniono rzeczywiste zużycie paliwa na konkretnych trasach w sezonach: zimowym, letnim i w okresie jesieni.

Konieczność analizy w przekroju roku spowodowana jest dużym wpływem zmian temperatury na parametry silników turbinowych oraz sezonowością wykorzystania udźwigu handlowego, który w pewnym stopniu rzutuje na wielkości ciężarów samolotów do startu.

Zużycia rzeczywiste uwzględniają wielkości i ciężary paliwa spalonego we wszystkich fazach lotu łącznie z paliwem spalonym na ziemi w czasie rozruchu silników, kołowania przed startem i po lądowaniu.

Są to wielkości wynikłe ze zinterpretowania rzeczywistych wielkości zużycia w przekroju miesięcy: stycznia, lipca i października 1973 r. w różnych towarzystwach lotniczych eksploatujących linie krótkie, średnie i transatlantyckie.

Poniżej pokazano w tablicach wielkości współczynników jednostkowego kilometrowego zużycia paliwa  $q$ , określonego z podzielenia zużycie rzeczywistych przez średnie długości tras.

### Dla samolotu Il-62

w styczniu 1973 r.

L [km]	1278	1400	1667	6100
q [kG/km]	10,1	9,8	10,0	9,95

w lipcu 1973 r.

L [km]	1278	1400	1678	6100	7184
q [kG/km]	9,7	9,94	9,7	9,7	8,81

w październiku 1973 r.

L [km]	1302	1460	1678	6100
q [kG/km]	10,5	10,31	9,71	9,71

Dla samolotu Il-18

w styczniu 1973 r.

L [km]	255	325	427	540	659	984	1278	1411	2631
q [kG/km]	5,76	5,01	5,88	5,36	4,56	4,34	4,14	4,09	3,83

w lipcu 1973 r.

L [km]	255	325	422	540	659	984	1090	1275	1320
q [kG/km]	5,05	4,55	4,78	4,55	4,35	4,15	4,05	4,0	4,05

w październiku 1973 r.

L [km]	255	325	422	540	659	984	1090	1275	1346
q [kG/km]	5,55	4,75	4,31	4,55	4,48	5,77	3,96	4,1	4,0

Dla samolotu Tu -134

w styczniu 1973 r.

L [km]	422	568	711	911	1089	1151	1278	1346	1672
q [kG/km]	5,1	4,47	4,35	4,03	3,87	3,92	3,88	3,81	3,64

w lipcu 1973 r.

L [km]	540	659	711	977	1151	1278	1346	1460	1678
q [kG/km]	4,17	3,95	3,85	3,84	4,02	4,03	3,82	3,98	3,92

w październiku 1973 r.

L [km]	540	659	711	977	1105	1151	1233	1341	1460	1678
q [kG/km]	4,8	3,63	4,65	4,08	4,1	4,0	4,1	3,59	3,38	3,83

Dla samolotu An-24

w styczniu 1973 r.

L [km]	255	322	352	422	464	502	601
q [kG/km]	2,63	2,24	2,23	2,17	2,24	2,14	2,07

w lipcu 1973 r.

L [km]	255	322	352	433	499	528	601	1203
q [kG/km]	2,22	2,15	2,15	2,12	2,09	2,05	2,0	1,9

w październiku 1973 r.

L [km]	255	322	352	433	499	528	601
q [kG/km]	2,49	2,35	2,26	2,27	2,2	2,08	2,02

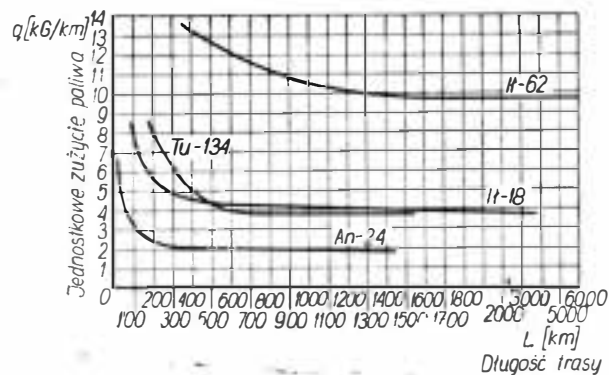
Przyjmując tę samą metodykę obliczeń, na podstawie materiałów opracowanych przez firmę Mc Donnell — Douglas (Volume 3 DC-9 and DC-10 Performance and Costs), uzyskano następujące dane dla samolotów DC-9-50 i DC-10:

DC — 9 — 50

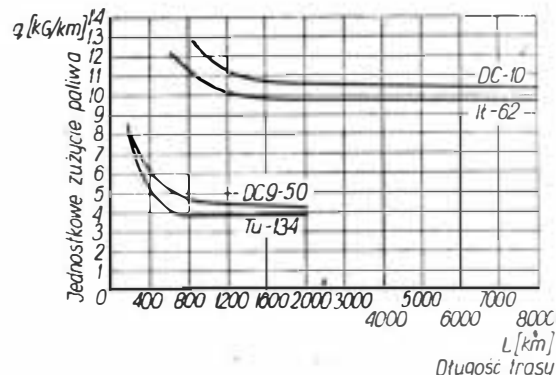
L [km]	255	325	352	422	464	517	601	668	955
q [kG/km]	7,3	6,55	6,5	6,2	5,65	5,5	5,15	5,25	4,32

DC — 10

L [km]	1278	1462	1670	3012	6030	7184	7950
q [kG/km]	12,0	10,9	10,7	11,8	11,3	10,1	10,05



1



2

Dane z tablic naniesiono na wykresy (odpowiednio na rys. 1 i rys. 2) jednostkowego kilometrowego zużycia paliwa  $q$  (kG/km).

Na rysunku 1 pokazano jednostkowe kilometrowe zużycie dla samolotów Il-62, Il-18, Tu-134 i An-24. Rysunek 2 przedstawia wykresy jednostkowego kilometrowego zużycia paliwa samolotów Il-62, Tu-134 i DC-10 oraz DC-9.

Przy porównaniu wielkości  $q$  samolotów Il-62 i DC-10 można stwierdzić, że na trasach krótszych od 1000 km samoloty te z punktu widzenia „kryterium paliwowego” przestają być ekonomiczne.

Samolot DC-10 w porównaniu z Il-62 ma większe o 8—10% kilometrowe zużycie paliwa przy znacznie większym udźwigu handlowym.

Analogiczne porównanie można przeprowadzić dla samolotów DC-9 i Tu-134.

Interesujące jest również określenie jednostkowego zużycia paliwa na tonokilometr oferowany w funkcji długości tras.

W celu określenia przebiegu tego parametru posłużymy się wzorem:

$$p = \frac{q}{G_h \cdot L}$$

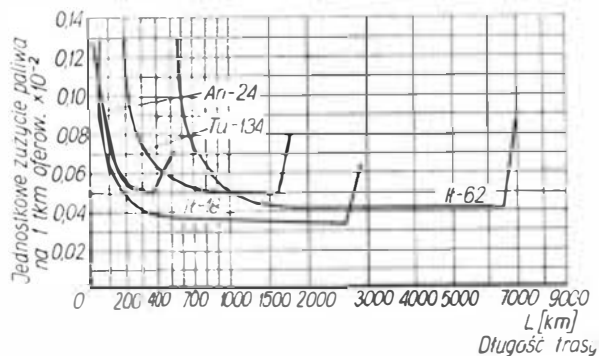
gdzie:  $p$  — jednostkowe zużycie paliwa na 1 tkm oferowany,

$q$  — jednostkowe kilometrowe zużycie paliwa,

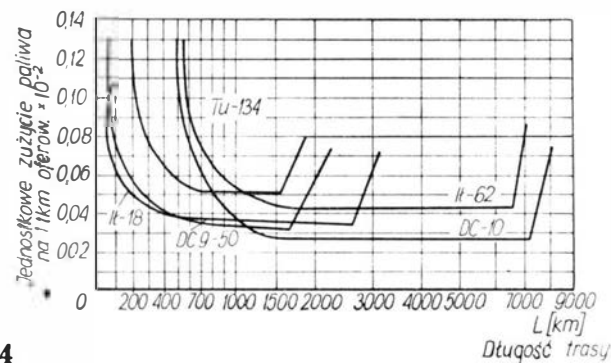
$G_h$  — udźwig handlowy,

$L$  — długość trasy.

Według otrzymanego wzoru łatwe jest określenie współrzędnych punktów wykresów. Otrzymane wykresy jednostkowego zużycia paliwa na tkm oferowany dla samolotów Il-62, Tu-134, Il-18 i An-24 (rys. 3) umożliwiają porównanie poszczególnych typów samolotów pod względem ich jednostkowego zużycia paliwa na 1 tkm w funkcji eksploatowanych



3



4

odcinków tras oraz określić optymalne trasy, na których jest uzasadniona eksploatacja określonego typu samolotu.

Jak widać z wykresu (rys. 3) samoloty Il-18 mają najniższe współczynniki jednostkowego zużycia paliwa, przy zasięgach od 400 do 2700 km. Nawet na trasach krótkich widoczna jest przewaga tego samolotu nad innymi typami samolotów.

### Dokończenie ze str. 12

- zapewnia dostawę części zamiennych w ciągu 24 godzin;
- oddaje do dyspozycji użytkownika specjalistów;
- dostarcza urządzenia do napraw silników i zapewnia pomoc przy budowie zakładów naprawczych;
- kieruje zespołem specjalistów badających uszkodzenia silników i ich zespołów;
- zapewnia łączność między użytkownikiem a firmą;
- dostarcza literaturę techniczną dotyczącą obsługi i napraw silników i ich osprzętu.

Z użytkownikami samolotów służbowych napędzanych silnikami serii 500 i 600 firma zawiera umowę zobowiązując się, za opłatą odniesioną do godziny lotu, do przeprowadzania napraw silników, zarówno po wypracowaniu przez nie swej trwałości, jak i w przypadku przedterminowego wybudowania silnika. Na okres remontu użytkownik otrzymuje silnik zastępczy.

\*  
\*      \*

Ciągły i przemyślany rozwój silników Viper sprawił, że sprostały one postępowi technicznemu w dziedzinie lotniczych silników turbinowych i mogą być obecnie uważane za nowoczesne silniki odrzutowe

Interesujące jest porównanie samolotów turbodozrutowych Tu-134 i Il-62. Z wykresu wynika, że na trasach większych od 1050—1100 km samolot Il-62 ma mniejsze jednostkowe zużycie paliwa na 1 tkm oferowany.

Na rysunku 4 pokazano wykresy jednostkowego zużycia paliwa na tkm oferowany w funkcji długości tras samolotów Tu-134, Il-62 i Il-18 oraz samolotów produkcji zachodniej DC-9 i DC-10.

Z wykresu wynika, że najmniej ekonomiczny z punktu widzenia „kryterium paliwowego” jest samolot Tu-134. Najmniejsze jednostkowe zużycie paliwa ma samolot DC-10.

Na tle samolotów turbodozrutowych samolot turbośmigłowy Il-18, ma niezłe charakterystyki jednostkowego zużycia paliwa, co przy uwzględnieniu kilkunastoletniego okresu użytkowania tego samolotu staje się interesującym faktem.

Wzrost udziału kosztów paliwa w strukturze kosztów użytkowania samolotów spowodował powstanie wielu zjawisk ujemnych, zaostrzających konkurencję na rynku przewoźników powietrznych. Mimo wzrostu taryf przewozowych w układzie członków JATA, małe towarzystwa lotnicze znalazły się w trudnej sytuacji ekonomicznej, użytkując w zasadzie sprzęt odrzutowy pierwszej generacji — kosztowny z punktu widzenia zużycia paliwa.

Po wprowadzeniu do eksploatacji samolotów dużej pojemności, wielkie przedsiębiorstwa użytkujące ten typ sprzętu, obciążone są mniejszymi kosztami jednostkowymi, w tym również mniejszymi kosztami jednostkowymi paliwa, co może w konsekwencji doprowadzić do wyparcia z podstawowych kierunków i tras przewozowych towarzystw małych, użytkujących sprzęt mniej ekonomiczny.

WCT/531/K/74

lat siedemdziesiątych — mimo że pierwsze ich typy powstały w połowie lat pięćdziesiątych — stanowią równocześnie podstawę do budowy silników lat osiemdziesiątych.

Doświadczenia uzyskiwane z rozwoju każdej nowej wersji dały w wyniku silnik tańszy i bardziej niezawodny niż silnik, który mógłby powstać z realizacji zupełnie nowego projektu. Oczywiście, nowy, o bardziej złożonej konstrukcji silnik miałby tak samo dobre lub nawet lepsze osiągi i charakterystyki co ostatnia wersja Viperów, lecz wymaganą trwałość międzynaiprawczą i niezawodność można by mu zapewnić tylko po odpowiednio długim okresie rozwoju podczas eksploatacji. Gdyby silnik taki zbudowano w 1970 r., tj. wówczas gdy powstały silniki serii 600, mógłby on zostać wprowadzony do eksploatacji dopiero w latach 1974—1975. Podczas typowego użytkowania silnika na samolotach szkolno-treningowych i COIN (średnio 30 h lotu w miesiącu) trwałość międzynaiprawczą 1000 h osiągnąłby on w latach 1977—1978. Silniki serii 600 miały taką trwałość już w 1972 r.

Powyższe można podsumować stwierdzeniem, że sukces silników Viper jest wynikiem ciągłego rozwijania istniejących silników, zamiast budowania zupełnie nowych typów, i przestrzegania zasady prostoty konstrukcji.



HIERONIM SCHWOCH

W artykule podano charakterystykę i zasadę działania pomocniczego urządzenia startowego — rakiety pulsacyjnej na przegrzaną wodę (POHWARO). Urządzenie to, opracowane w oparciu o zasadę rakiety parowej, ma duże zalety. Urządzenie to umożliwia nawet dwukrotne skrócenie startu niektórych typów samolotów; stosowane jest w lotnictwie cywilnym i wojskowym.

◀ 1. Pilatus Porter z pomocniczym urządzeniem startowym POHWARO 5000 startuje prawie spod drzwi domu

## Parowe rakiety startowe

W ostatnich latach dużo pracuje się nad skróceniem drogi startowej współczesnych samolotów, których duża prędkość i ciężar startowy wymagają odpowiednio długich dróg startowych. Dla ułatwienia startu w pewnych określonych warunkach, a więc przy wysokich temperaturach otoczenia, krótkich drogach startowych, dla zwiększenia prędkości wznoszenia itp. stosuje się specjalne urządzenia pomocnicze, np. rakiety startowe.

Jako pomocnicze silniki startowe stosowane są rakiety na paliwo stałe i płynne. Rakietą na paliwo stałe jest urządzeniem prostym, jednak mniej praktycznym w stosowaniu ze względu na ograniczony czas pracy określony czasem spalania prochu. Prócz tego, trudna jest praktyczna realizacja regulacji wartości ciągu.

W rakietach na paliwo płynne natomiast regulację tę jest łatwiej rozwiązać, jednakże czas pracy tych rakiet, jak i wymienionych poprzednio, jest również ograniczony ze względu na duże zużycie materiałów pędnych i ograniczenie możliwości akumulacji tych materiałów.

Z tych względów obecnie stosuje się silniki rakietowe jako napędy pomocnicze spełniające rolę dodatkowych źródeł ciągu.

Jako alternatywę do używanych dotąd rakiet JATO (Jet assisted take off-Start wspomagany odrzutem) opracowano w Eidgenössische Flugzeugwerk w Szwajcarii nowe urządzenie pomocnicze startowe o nazwie POHWARO (Pulsated overheated water rocket — Rakietą pulsacyjną na przegrzaną wodę) w oparciu o zasadę rakiety parowej.

W maju 1972 r. na wystawie lotniczej w Hano werze zachodniemiecka wytwórnia lotnicza

szwajcarska firma Pilatus pokazały samolot Turbo Porter wyposażony w pomocnicze urządzenia startowe o nazwie POHWARO 5000, umożliwiające 2-krotne skrócenie drogi startowej tego samolotu.

Samolot Pilatus Porter za pomocą wspomnianej rakiety startowej startuje prawie „spod drzwi domu” (rys. 1).

### Charakterystyka i zasada działania POHWARO 5000 i 25 000

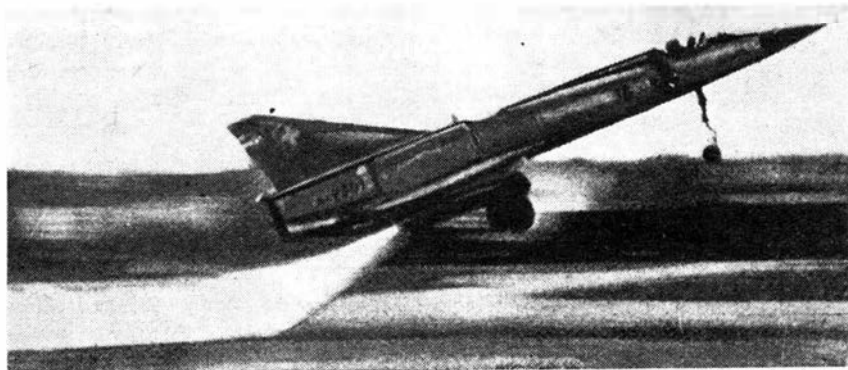
POHWARO jest pomocniczą parową rakieta startową o programowanym ciągu. Koszty eksploatacyjne rakiety wynoszą ułamkową część stosowanych dotąd rodzajów rakiet na paliwo stałe.

Wbudowanie pulsacyjnej komory spalania w zamknięty wysokociśnieniowy zbiornik wodny umożliwiło realizację poszukiwanej dotąd rakiety startowej dla lotnictwa cywilnego i wojskowego.

Pulsacyjną komorę spalania stanowi rura płomienica (płomienica), zbiornik napełniony wodą ma dającą się sterować dyszę odrzutową. Do płomienicy pulsacyjnie wtryskiwane jest paliwo (benzyna lub nafta) spalane z dodatkowym powietrzem, przy czym gazy spalinowe wypychane są na zewnątrz przez rurę wylotową.

Przez pulsacyjne spalanie wyzwolona energia cieplna przekazywana jest wodzie znajdującej się w zamkniętym zbiorniku rakiety otaczającej komorę spalania, przy czym powstają bardzo wysokie temperatury i ciśnienia.

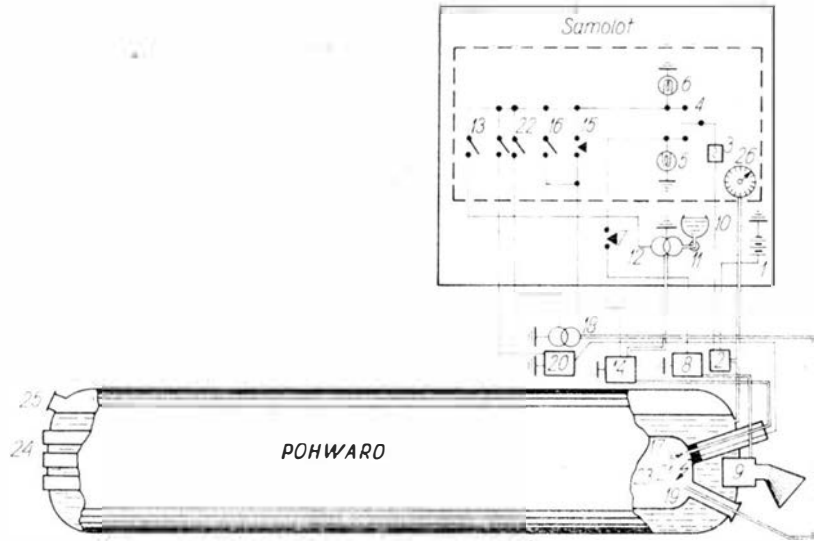
W pierwszej fazie woda znajdująca się w zamkniętym zbiorniku podgrzana zostaje do 300 °C za pomocą pulsacyjnej komory spalania. Woda, mimo podgrzania w zbiorniku, znajduje się w stanie ciek-



2. Samolot myśliwski AMD Mirage III S z pomocniczym urządzeniem startowym POHWARO 25 000 wkrótce po oderwaniu się od podłoża

3. Samolot: 1 — akumulator, 3 — zawór przerywający obieg, 4 — zawór grzanie—ciąg, 5 — lampka kontrolna — „ciąg”, 6 — lampka kontrolna — „grzanie”, 7 — zawór sterujący ciągu, 10 — zbiornik paliwa samolotu, 11 — zawór paliwowy, 12 — elektryczna pompa paliwowa, 13 — sterowanie pompy, 15 — rozrusznik, 16 — główny wyłącznik paliwa, 22 — wyłącznik zapłonu i powietrza, 26 — manometr wody

POHWARD: 2 — wyłącznik ciśnieniowy, 8 — elektryczny zawór ciągu, 9 — dysza różnicowa, 14 — elektryczny zawór paliwa, 17 — wtryskiwacz paliwa, 18 — elektryczna sprężarka, 19 — dodatkowe powietrze, 20 — cewka zapłonowa, 21 — świeca zapłonowa, 23 — komora spalania, 24 — rura wylotowa, 25 — końcówka otworu wlewowego wody



łym, nie powstaje para. Ciśnienie wewnętrzne osiąga wartość ok. 50—60 kG/cm<sup>2</sup>, w związku z czym możliwa jest akumulacja dużej energii mimo małej objętości zbiornika.

Podczas startu ciąg regulowany jest przez pilota za pomocą elektrycznych zaworów sterujących i dyszy ciągu.

Uzyskany za pomocą rakiety dodatkowy ciąg jest mniej więcej tego samego rzędu co ciąg silnika turbinowego w samolocie. Dzięki łącznemu ciągowi działającemu przez kilka sekund możliwe jest skrócenie rozbiegu samolotu o 30 do 60%.

Możliwe jest także zwiększenie ciężaru użytkowego lub bojowego samolotu przy założeniu nie zmienianej długości drogi startowej.

Po starcie samolotu rakieta POHWARD może być odrzucona i odzyskana za pomocą spadochronu, do powtórnego użycia.

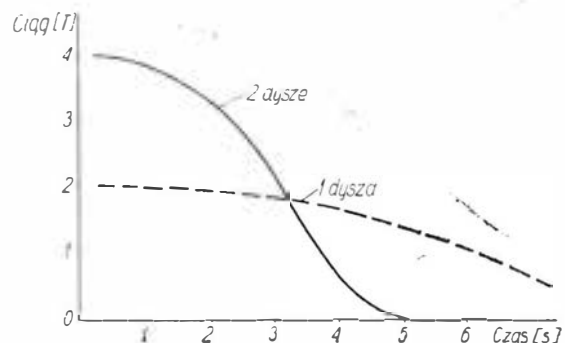
POHWARD 5000, pomocnicza rakieta startowa o ciężarze 120 kG zawiera 55 kG wody oraz 5 kG paliwa, jest ekonomiczna w użyciu (podobnie jak POHWARD 25 000).

Dodatkową zaletą tego rodzaju rakiet jest, że w przeciwieństwie do rakiet prochowych i na paliwo płynne nie zanieczyszczają środowiska (nie działają korozyjnie ani toksycznie) oraz nie zmniejszają zupełnie widoczności drogi startowej.

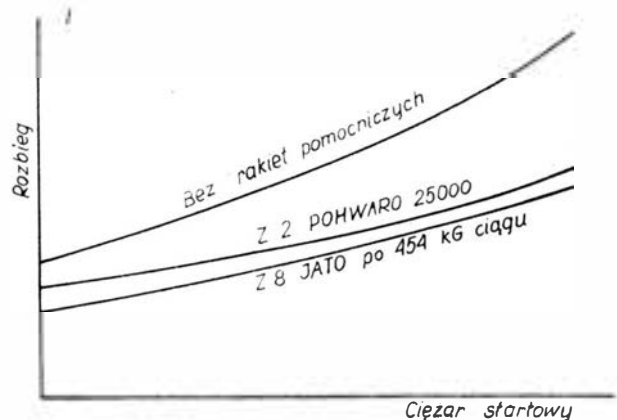
POHWARD 25 000 — stosowana w celach doświadczalnych na samolocie myśliwskim (rys. 2) AMD Mirage III S. Oto jej dane charakterystyczne:

- maksymalny ciąg — 4000 kG
- impuls — 11 600 kG s
- maksymalne ciśnienie po nagraniu — 70 kG/cm<sup>2</sup>
- ciśnienie robocze — 65 kG/cm<sup>2</sup>
- ciężar pustej rakiety w zależności od materiału — 360 kG (Inox) lub 120 kG (Inconel)
- zawartość wody — 260 l.

Rakieta startowa POHWARD może być nagrzewana bezpośrednio przez wbudowaną wytwornicę ciepła (rys. 3) albo też napełniona przygotowaną już uprzednio podgrzaną wodą z przewodzącej wytwornicy ciepła; jest samowystarczalna dzięki wbudowanej komorze spalania i wyjątkowo prosta w obsłudze oraz niezawodna w działaniu.



4. POHWARD 25 000: 1 — ciąg [T], 2 — 2 dysze ciągu, 3 — 1 dysza ciągu, 4 — czas [s]



5. Porównanie osiągnięć startowych samolotu Mirage III S z różnymi rodzajami napędu  
1 — rozbieg przy starcie, 2 — ciężar startowy, 3 — bez wspomaganie startu, 4 — z dwoma raketami POHWARD 25 000, 5 — z 8 raketami JATO po 454 kG ciągu

Wytwornica ciepła wytwarza energię o wartości przeszło 60 000 kcal akumulowaną w rakiecie w postaci ciśnienia i ciepła.

Całkowitą pewność działania rakiety zapewniają dwa niezależne systemy bezpieczeństwa, jak zastosowanie zasady *Fail Safe* (trwałość dozorowana). Możliwość szybkiego przenoszenia rakiety gotowej do użytku zapewnia jej powtórne stosowanie w krótkim odstępie czasu.

Dokończenie na str. 40

## Porty lotnicze w nowoczesnym świecie

### Część 2

#### Port lotniczy — jako element systemu transportowego \*

Port lotniczy może istnieć i spełniać swoją rolę jedynie jako część składowa systemu transportu. Stanowi on jedno z ogniw łańcucha mającego na celu umożliwienie przemieszczenia pasażera i towaru „od drzwi do drzwi”. Całość sprawnie funkcjonuje wówczas, gdy wszystkie ogniwa są jednakowo silne.

Nawet najpiękniejszy port lotniczy nie będzie miał właściwej wartości, jeśli samoloty nie będą mogły lądować i startować z powodu tłoku w przestrzeni powietrznej, lub gdy brak będzie odpowiednich dróg dojazdowych i odjazdowych z lotniska do transportu pasażerów i towarów, lub gdy jakiegokolwiek usługi dodatkowe będą na nieodpowiednim poziomie, np. brak hotelu dla pasażerów, lub wreszcie, gdy usługi przewoźnika lotniczego świadczone są w sposób daleki od ideału.

I odwrotnie, wysiłki konstruktorów lotniczych i przewoźników lotniczych nie przyniosą żadnych rezultatów, jeżeli porty lotnicze nie będą w stanie dostosować się do wzrostu i rozwoju ruchu lotniczego i przewozów lotniczych.

Solidarne działanie portów lotniczych, przewoźników i konstruktorów, o którym była mowa w aspekcie korelacji statek powietrzny — infrastruktura, powinno rozciągać się na wszystkie dziedziny transportu lotniczego włączając w to również bazy naziemne. Do tego współdziałania powinny włączać się organy administracji państwowej i lokalnej, organizacje międzynarodowe lotnictwa cywilnego, stowarzyszenie pilotów itp.

W tej dziedzinie istnieje ogromne pole działania, tym bardziej że różnorodność poglądów i interesów poszczególnych elementów systemu transportu w praktyce często nie pozwala na osiągnięcie rozwiązań optymalnych.

Jeśli dla przykładu wielkość ruchu wymaga, aby dana aglomeracja miejska była obsługiwana przez kilka portów lotniczych, rzadko zdarza się, aby podział zadań pomiędzy tymi portami był optymalny. Towarzystwa lotnicze niechętnie przenoszą się z jednego portu do drugiego i niechętnie dublują linie. Przy traktowaniu jednego z portów lotniczych jako bardziej „prestżowego” (słusznie czy niesłusznie) korzystanie z takiego portu staje się przedmiotem przetargów lub nacisków administracyjnych, przy czym najczęściej nie uwzględnia się konieczności równo-

*W artykule przedstawiono rolę portu lotniczego jako części składowej transportu oraz warunki zapewniające sprawne działanie portu. Zwrócono uwagę na aspekty ekonomiczne działalności portu lotniczego oraz na wpływ, jaki wywiera na ożywienie życia gospodarczego i rozwój regionu, w którym się znajduje. Omówiono też różne formy zarządzania portem lotniczym.*

miernego rozwoju wszystkich portów działających w danym systemie.

Często podejmowane są zbyt krótkowzrocznie decyzje administracyjne, bez należytego rozważenia konsekwencji gospodarczych, społecznych czy finansowych. Przykładowo ustalenie sztywnych taryf może powstrzymać rozwój ruchu interesujących dla danego rejonu, np. rozwój turystyki czy rozwój niektórych zakładów przemysłu specjalistycznego. Natomiast odpowiednio elastyczna polityka taryf umożliwi rozładowanie ruchu w szczytach oraz właściwe równomierne wykorzystanie urządzeń portowych.

Innym przykładem braku właściwej współpracy w systemie transportu lotniczego jest podział przestrzeni powietrznej dla potrzeb lotnictwa cywilnego i wojskowego. Zdarza się, że ograniczenie wolnych przestrzeni powietrznych dla lotnictwa cywilnego, bez uprzedniej analizy skutków społecznych i gospodarczych, bez kompleksowego rachunku ekonomicznego uwzględniającego rozwiązania alternatywne, prowadzi do zahamowania lub wręcz uniemożliwienia działalności portu lotniczego.

Biorąc pod uwagę okoliczność, że działanie odbywa się w dziedzinie o gwałtownym rozwoju, warunkiem powodzenia jest szybkość podejmowania decyzji, lecz z przewidywaniem każdorazowo skutków dla dalekiej perspektywy. Rozwiązaniem może tu być więc wspólne działanie wszystkich gestorów transportu lotniczego poprzedzone i poparte studiami i kompleksowym rachunkiem ekonomicznym.

#### Port lotniczy — centrum działalności transportu lotniczego

Przepływ pasażerów i towaru oraz ruchu statków powietrznych i pojazdów naziemnych koncentrujących się w porcie lotniczym stanowi zewnętrzny, widoczny aspekt działalności lotniczej. Stwarza to również pewny obraz sił ekonomicznych związanych z tą działalnością.

Wartość przepływu pasażerów i towaru jest wymierna, a próbę oceny tej wartości można przeprowadzić dwoma sposobami:

poprzez ustalenie wartości usług transportowych, poprzez określenie wartości ładunku.

Wyliczenie, wg pierwszej metody, bazującej na taryfie przewozowej właściwej dla warunków francuskich w wysokości 0,2 F za 100 kg/km, tj. ok. 0,04 dol. USA\* określają wartość usług transportu lot-

\* Jest to dalszy ciąg artykułu opracowanego na podstawie pracy Jacques V. Block: *Porty lotnicze i ich środowisko*

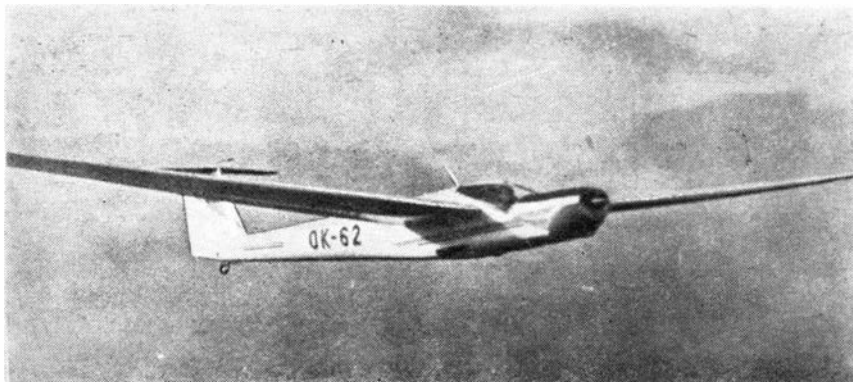
\* Przed dewaluacją dolara

**Dwumiejscowy motoszybowiec wielozadaniowy**

**KONSTRUKCJA.** Wolnocieśny średniopłat o drewnianej konstrukcji.

**Łat.** Dwudzielny o obrysie trapezowym i znacznym wzniosie. Konstrukcja jednodźwigarowa, o pokryciu sklejkowym z przekładkową warstwą z pianki poliestrowej. Łat wyposażony w kłapy i lotki.

**Kadłub.** O przekroju prostokątnym konstrukcji półskorupowej z



Pierwszu prototyp M-17



Drugi prototyp M-17 z silnikiem Mikron

Fot. A. Kmiotek

pokryciem sklejkowym. Przed dźwigarem płata umieszczono kabinę na dwa miejsca obok siebie. Osłona kabiny ze szkła organicznego składa się z dwu połówek mocowanych obrotowo do wspólnej belki i otwieranych do góry na boki. Dźwąg sterowy pojedynczy, ale rozwidlony z uchwytnymi dla obu pilotów. Tablica przyrządów zawiera wszystkie niezbędne przyrządy do lotu silnikowego i ślizgowego.

**Usterzenie.** Wolnonośne w układzie litery T. Usterzenie poziome

płytowe, wyposażone w kłapkę dociążającą, osadzone na szczycie lekko skośnego statecznika pionowego. Statecznik pionowy stanowi konstrukcyjną całość z kadłubem. Ster kierunku kryty płótnem.

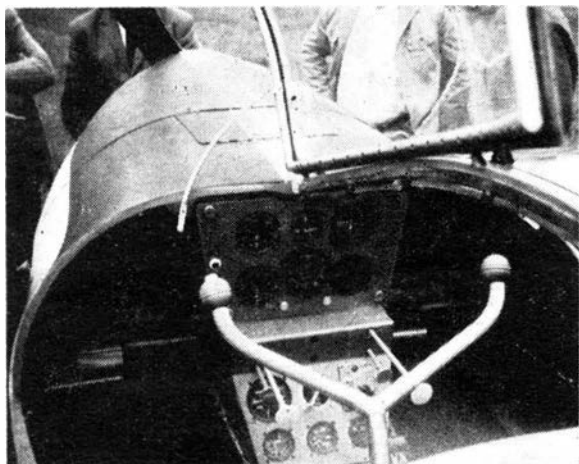
**Podwozie.** Podwozie główne o małym rozstawie kół chowane ręcznie w dolne naroża kadłuba. Ciśnienie w oponach 1,7 kG/cm<sup>2</sup>. Kółko tylne nie chowane, sterowane.

**Napęd.** W pierwszym prototypie zastosowano czterocylindrowy czterosurowy silnik tłokowy chłodzony

powietrzem, Stark Stamo MS 1500-1 (przeróbka silnika samochodowego Volkswagen) o mocy 45 KM i pojemności 1500 cm<sup>3</sup>. Rozruch ręczny. Śmigło dwułopatowe o średnicy 1,5 m ręcznie przestawialne, również w chorażewkę. W drugim prototypie zastosowano silnik Walter Mikron III chłodzony powietrzem o mocy 65 KM i pojemności 2440 cm<sup>3</sup>. Rozruch, tak jak poprzednio, ręczny. Śmigło dwułopatowe o średnicy 1,6 m ręcznie przestawialne, również w chorażewkę.

**ROZWÓJ KONSTRUKCJI.** Głównym konstruktorem M-17 Universal jest twórca Orlika inż. Jiří Matejcek, który przeprowadził zespołowi konstruktorskiemu w składzie: inż. A. Sládek, inż. J. Tichacek, inż. J. Dostał, J. Havelka, A. Miller. Motoszybowiec powstał w 1972 roku w Centralnych Warsztatach Lotniczych Svazarmu w Brnie — Medlanky. Oblotu dokonał 17 października 1972 r. pilot oblatywacz František Kder. Oblatany prototyp wyposażony był w silnik Stark Stamo MS-1500-1. Motoszybowiec ma służyć do skróconego podstawowego szkolenia szybowcowego, do wstępnego szkolenia samolotowego, do uprawiania sportu szybowcowego i samolotowego.

Drugi prototyp z silniejszym silnikiem Walter Mikron III oblatany



◀ Kabina

Fot. A. Kmiotek

Podwozie główne ▶

Fot. A. Kmiotek



# M-17 Universal

w 1973 r., oprócz wymienionych zadań, ma także holować szybowce. W związku z zastosowaniem w tym motoszybowcu silnika Walter Mikron III ma być podjęta ponownie jego produkcja. Motoszybowiec został zbudowany zgodnie z przepisami OSTiV Airworthiness Requirements for Sailplanes z 1971 r. Przewidywany jest jako szkolno-treningowy dla czechosłowackiego szybownictwa.

## DANE TECHNICZNE

### Wymiary

Rozpiętość	17 m
Długość	8 m
Wysokość	1,6 m
Pow. nośna	17,5 m <sup>2</sup>
Wydłużenie	16,5
Ciężar własny	360 kG
Ciężar całkowity	580 kG

### Osiągi w locie ślizgowym

Doskonałość	28
— przy prędkości	95 km/h
minimalne opadanie	0,85 m/s
— przy prędkości	80 km/h
Prędkość minimalna	65—70 km/h
Dopuszczalna prędkość maks.	250 km/h

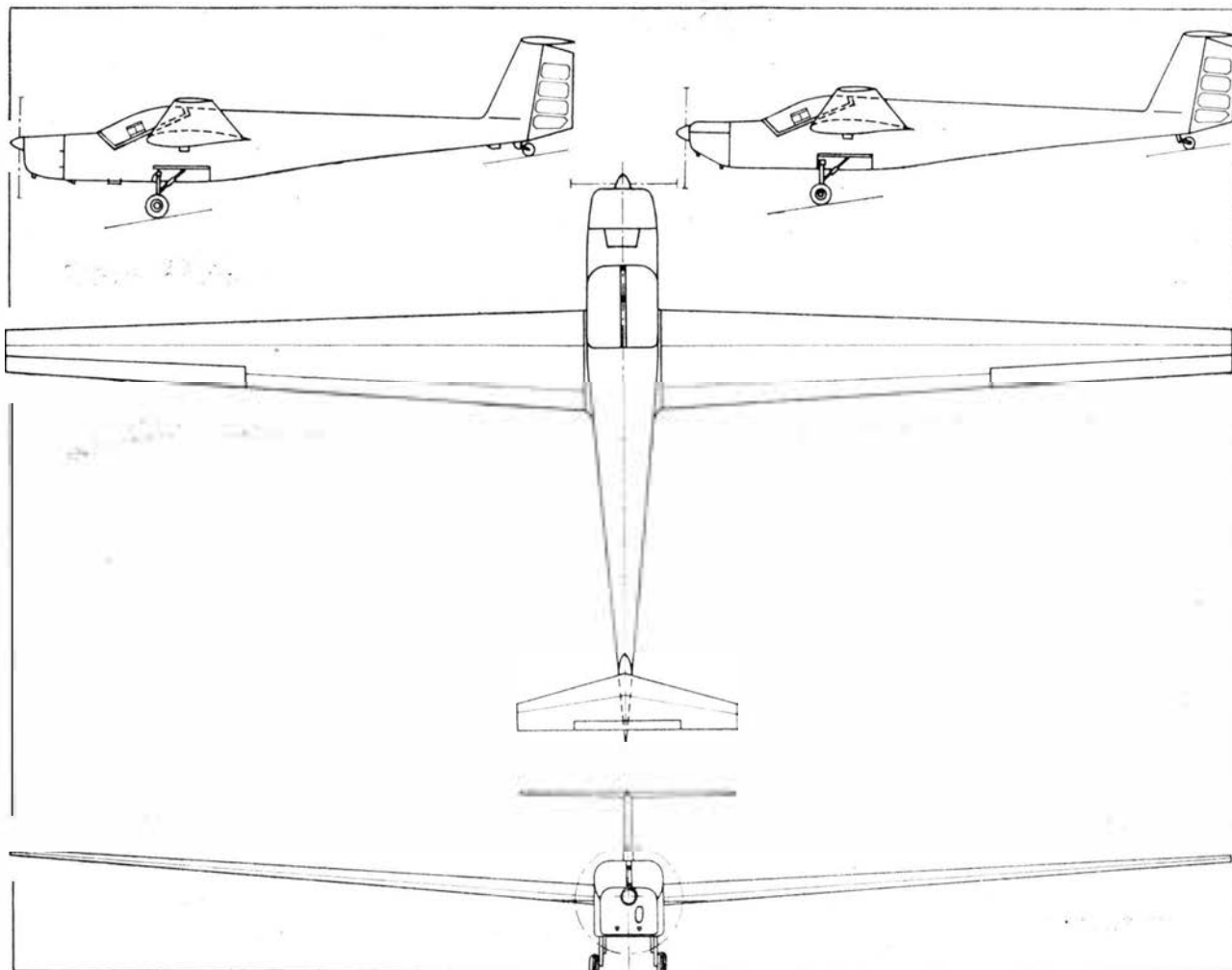
### Osiągi w locie silnikowym

	Stark Stamo MS 1500-1	Walter-Mikron III
Rozbieg	200 m	150 m
Start na H = 15 m	330 m	250 m
Wznoszenie	2,5 m/s	4 m/s
Prędkość maksymalna	180 km/h	210 km/h
Pułap praktyczny	5000 m	6000 m
Zasięg	450 km	500 km
— przy prędkości	150 km/h	150 km/h
zużycie paliwa	10 l	9 l
przy prędkości	150 km/h	150 km/h

### Osiągi przy holowaniu szybowca VSO 10

	(silnik Walter Mikron III)
Rozbieg	320 m
Start na H = 15 m	550 m
Wznoszenie	2,5 m/s
Prędkość maksymalna	170 km/h
Pułap praktyczny	3500 m
Zasięg	450 km
— przy prędkości	120 km/h
zużycie paliwa	9 l
— przy prędkości	120 km/h

W. B.





6-9-miejscowy lekki samolot pasażerski lokalnej komunikacji.

Może służyć jako samolot dyspozycyjny.

**KONSTRUKCJA.** 2-silnikowy dolnopłat metalowej konstrukcji.

Plat. Wolnonośny, prosty, o obrysie trapezowym. Profil NACA 63,415 u nasady i NACA 63,212 na końcu. Kąt skręcenia geometrycznego  $2^{\circ}30'$ . Kąt zwężenia aerodynamicznego  $1^{\circ}$ . Trójdźwigarowa konstrukcja półskorupowa usztywniona żebrami. Dźwigar główny przechodzi przez kadłub; przedni i tylny dźwigar pomocniczy mocowane są do okuć u nasady skrzydła. Przedni keson skrzydła nitowany nitami z łbami wpuszczanymi. Pracujące pokrycie usztywnione podłużniczkami. Na krawędzi natarcia każdego skrzydła na zewnątrz gondol umieszczone są listwy przyspieszające oderwanie strug dla ostrzeżenia przed przeciągnięciem. Końcówki skrzydeł wykonane z laminatu szklanego. Wyważone masowo lotki konstrukcji półskorupowej. Napęd lotek linkowy. Na prawej lotce klapka wyważająca. Klapy szczelinowe dwudźwigarowe konstrukcji półskorupowej. Wychylenie klap elektryczne. Maksymalny kąt wychylenia klap  $40^{\circ}$ . Pneumatyczna instalacja przeciwołodzienna krawędzi natarcia płata montowana na życzenie użytkownika.

**Kadłub.** Metalowa konstrukcja półskorupowa o przekroju zbliżonym do owalu i starannie opracowanym kształcie aerodynamicznym. W części nosowej wykonanej z laminatu szklanego miejsce na akumulator pokładowy. W przedniej części kadłuba przed kabiną pilotów znajduje się bagażnik (68 kg bagażu) z dostępem przez drzwi bagażowe znajdujące się po lewej stronie kadłuba. W kabinie pilotów dwie sterownice z wolantami i dwa nastawne fotele. Dwa komplety pasów bezpieczeństwa z automatycznym bezwładnościowym napinaniem pasów plecowych. Dwuwarstwowe szyby kabiny zaopatrzone są w urządzenia zapobiegające ich zamarzaniu (nadmuch gorącego powietrza). Na życzenie użytkownika montowane są wycieraczki oraz elektryczne urządzenie przeciwołodzienne przednich szyb. Z lewej strony kadłuba na życzenie użytkownika przewidziane są drzwi zapewniające oddzielny dostęp do kabiny pilotów (niezależnie od przejścia przez kabinę pasażerską). W kabinie pasażerskiej mieści się 6 do 9 foteli. W tylnej części kadłuba za skrzydłem znajdują się drzwi dla pasażerów (również po lewej stronie). Drzwi są podzielone w połowie wysokości; górna ich część otwiera się do góry, a dolna po otwarciu w dół stanowi schodki dla pasażerów. Za kabiną pasażerską znajduje się drugi ba-



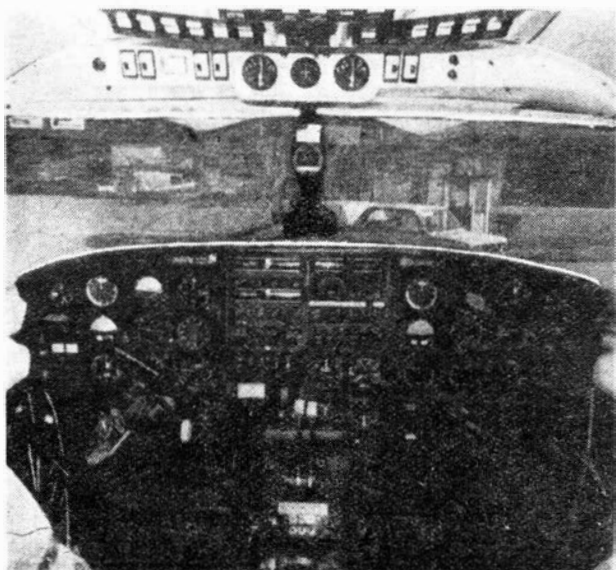
gażnik (81 kg bagażu) z miejscem na szatnię. Dostęp do niego zapewniony jest z kabiny, bądź też zamiast ostatniego okna (na życzenie) są stosowane dodatkowe drzwi bagażowe przylegające do drzwi pasażerskich. Ogrzewanie kabin za pomocą grzejnika spalinyowego. Na życzenie odbiorcy istnieje możliwość wykończenia i układu wnętrza w różnych wariantach, a także zabudowy instalacji klimatyzacyjnej działającej zarówno w locie, jak i na ziemi.

**Usterzenia.** Wolnonośne, półskorupowej metalowej konstrukcji ze skośnym usterzeniem pionowym. Dwudźwigarowy statecznik poziomy o zmiennym kącie zaklinowania. W górnej części statecznika pionowego światło antykolizyjne. Końcówki stateczników z tworzywa sztucznego. Stery konstrukcji półskorupowej. Klapka wyważająca na sterze kierunku, na prawym sterze wysokości zaś klapka wyważająco-dociążająca (*antitab*). Na życzenie użytkownika montowana jest pneumatyczna instalacja przeciwołodzienna krawędzi natarcia statecznika pionowego i poziomego.

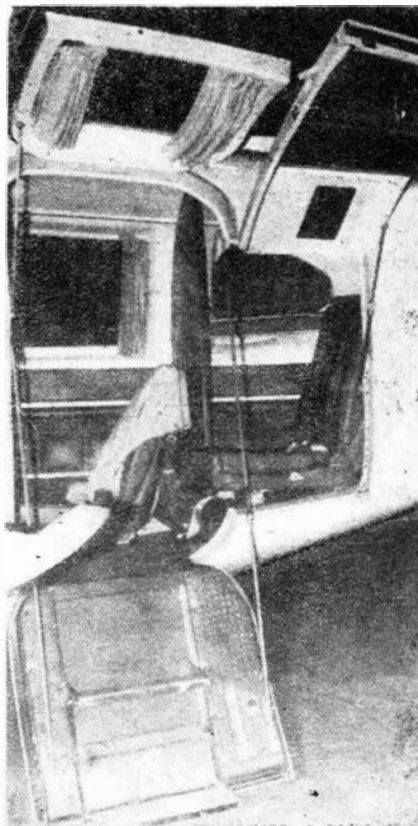
**Podwozie.** 3-kołowe, chowane hydraulicznie, ze sterowanym kołem przednim. Amortyzacja olejowo-powietrzna. Opony główne 8-warstwowe o ciśnieniu  $4.22 \text{ kg/cm}^2$ ; opona podwozia przedniego 6-warstwowa o ciśnieniu  $2.95 \text{ kg/cm}^2$ . Hamulce kół hydrauliczne tarczowe, uruchamiane pedałami. Awaryjne wypuszczanie podwozia za pomocą ręcznej pompy hydraulicznej. Przy całkowitym

wypuszczeniu podwozia osłony podwozia głównego są zamknięte w celu zmniejszenia oporów samolotu.

**Napęd.** Dwa chłodzone powietrzem płaskie 6-cylindrowe silniki tłokowe z turboladówką TIO-540-J2BD, o mocy 350 KM każdy, symetryczne, napędzające trójłopatowe metalowe śmigła firmy Hartzell HC-E3YR o stałych obrotach, z możliwością przestawiania w chorażewkę. Lewy zespół napędowy jest prawobrotowy, zaś prawy — lewobrotowy. Wał silnika jest wydłużony do przodu, co powoduje korzystne aerodynamicznie odsunięcie śmigła od gondoli. Instalacja przeciwołodzienna śmigła elektryczna. Zbiorniki paliwowe gumowe w skrzydłach na zewnątrz gondoli, o łącznej pojemności 727 l. Pojemność użyteczna paliwa 689 litrów. Osłony gondol silnikowych wykonane z laminatu szklanego. W tylnych częściach wydłużonych gondol dodatkowe bagażniki po ok.  $0.37 \text{ m}^3$ .



◀ Kabina załogi



Drzwi ze schodkami i drzwiczki bagażnika ▶

**Wyposażenie.** Instalacja elektryczna 24 V zasilana przez akumulator 24 V i 17 Ah oraz przez dwa alternatory 70 A napędzane przez silniki. Dwa reflektory do kołowania i lądowania na podwoziu przednim. Na zewnątrz gondol reflektory oświetlające skrzydła do kontroli oblodzenia. Zdwojona instalacja Pitota; rurki ciśnienia całkowitego z przodu pod kadłubem i otwory ciśnienia statycznego po dwa po każdej stronie tyłu kadłuba. Stała instalacja tlenowa. W zależności od wersji oferowane są różne zestawy wyposażenia elektronicznego — pilot automatyczny, układ VOR/ILS, radiostacja KF i UKF,

radiobusola, zestaw wyposażenia do lotów IFR i inne.

**ROZWÓJ KONSTRUKCJI.** Samolot Piper PA-31-300 Navajo oblatany został w wytwórni 30 IX 1964 r. Od 17 IV 1967 r. rozpoczęto dostarczanie samolotów odbiorcom. W 1971 r. wyprodukowano ponad 800 sztuk Navajo, w 1973 r. ponad 1000 sztuk. W 1972 r. wprowadzono wersję PA-31-350 Navajo Chieftain. Wersji tej do połowy 1973 r. sprzedano 61 sztuk. Istnieje również wersja Turbo Navajo B, z silnikami Lycoming TIO-540-A z turboladowarką, o mocy 310 KM oraz PA-31P Pressurized Navajo, z ciśnieniową kabiną, wyposażoną

w silniki Lycoming TIO-541-E1A z reduktorem i turboladowarką, o mocy 425 KM.

Samoloty dostarczane są odbiorcom w różnych wersjach wnętrza. Wersja pasażerska ma 8 indywidualnych foteli. Kabina pilotów oddzielona jest od kabiny pasażerów ścianką działową. Podobnie oddzielony jest tylny przedział bagażowy. Wersja dyspozycyjna ma 6 indywidualnych foteli ustawionych parami, przodami do siebie, między nimi składane stoliki. W tylnej części kadłuba umywalka i toaleta. Na życzenie montowane jest 7, 8 lub 9 foteli zamiast toalety i umywalki.

#### DANE TECHNICZNE

##### Wymiary

Rozpiętość	12,4 m
Długość	10,55 m
Wysokość	3,96 m
Rozpiętość usterzenia poziomego	5,52 m
Rozstaw kół podwozia	4,19 m
Baza podwozia	3,25 m
Średnica śmigieł	2,03 m

##### Wymiary kabiny

Długość	5,49 m
Wysokość	1,31 m
Szerokość	1,30 m

##### Objętość przedziałów bagażowych

— bagażnik przedni	0,40 m <sup>3</sup>
— bagażnik tylny	0,62 m <sup>3</sup>
— bagażniki w gondolach	2 × 0,37 m <sup>3</sup>
Powierzchnia nośna	21,3 m <sup>2</sup> .

##### Ciężary

Ciężar własny	1810 kG
Ciężar całkowity (maks. do startu i lądowania)	3175 kG

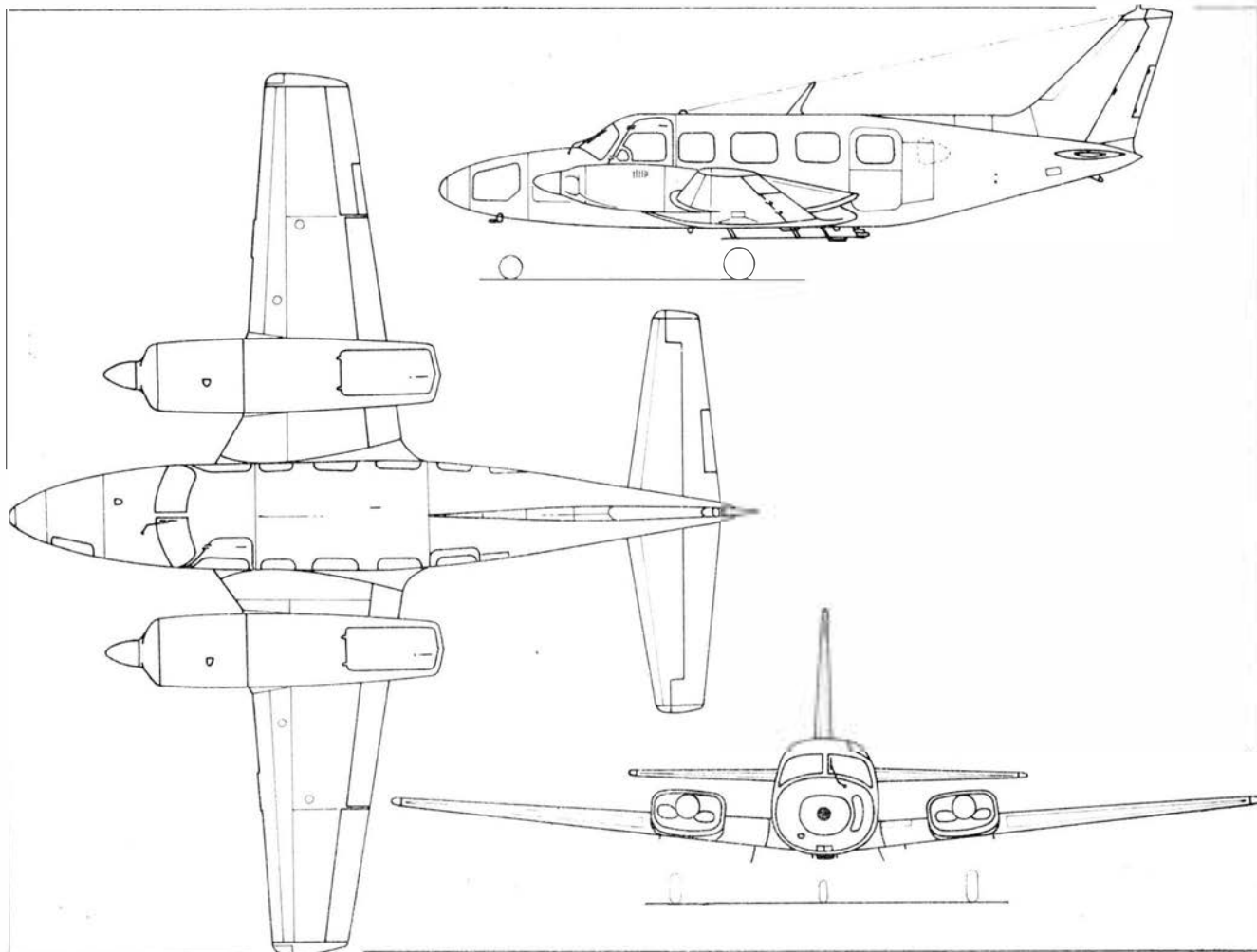
##### Osiągi

Prędkość maksymalna (na H = 4575 m)	435 km/h
Prędkość przelotowa maks. (na H = 7315 m)	418 km/h
Prędkość przelotowa ekonomiczna (na H = 5180 m)	315 km/h
Prędkość przeciągnięcia	
— bez klap	143 km/h
— z klapami wypuszczonymi	137 km/h
Wznoszenie	
Pułap praktyczny	8290 m
Pułap praktyczny z jednym silnikiem nieczynnym	4175 m
Rozbieg	415 m
Start do H = 15 m	752 m
Lądowanie z H = 15 m	655 m
Dobieg	430 m
Zasięg (paliwo maks. bez rezerw)	1970 km
Zasięg z rezerwą na 45'	1738 km

##### Obciążenia

Obciążenie powierzchni maks.	149,4 kG/m <sup>2</sup>
Obciążenie mocy maks.	4,5 kG/KM

R. M.



**NITOWANIE BLACH DURALOWYCH (Z MATERIAŁU D16AT LUB PA-7T)**

Tablica 1

d [mm]	F [mm <sup>2</sup> ]	mater. nita	siła ścin. nit	Siła niszcząca blachę przez zgniot										
				δ = 0,5	0,6	0,8	1,0	1,2	1,5	1,8	2,0	2,5	3,0	3,5 i więcej
2,0	5,31	D18P W65 15A 30HMA	101 133 185 275	78	94	125	156	218	273					
3	7,07	D18P W65 15A 30HMA	134 177 247 365	90	108	144	180	288	360					
3,5	9,02	D18P W65 15A 30HMA	183 240 337 500	105	126	168	210	336	420	504				
4	12,57	D18P W65 15A 30HMA	239 314 410 650	120	144	192	240	394	480	576	610			
5	19,01	D18P W65 15A 30HMA	373 491 687 1020			240	300	480	600	720	800	1000		
6	28,27	D18P W65 15A 30HMA	536 707 990 1470					576	720	864	960	1200	1400	

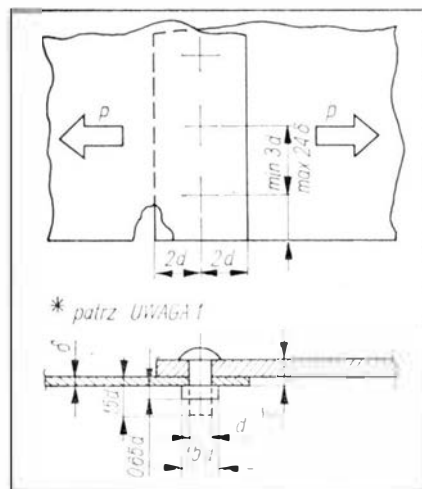
Oznaczenia: d — średnica nominalna nita przed zakuciem, F — przekrój nita przed zakuciem

U W A G A 1. Jako niszczące naprężenia tnące dla materiału nitów przyjęto:  
 — dla D18P (lub PA-24)  $\tau = 19 \text{ kG/mm}^2$   
 — dla W65 (lub PA-25)  $\tau = 25 \text{ kG/mm}^2$   
 — dla stali 15A  $\tau = 35 \text{ kG/mm}^2$

— dla stali 30HMA  $\tau = 52 \text{ kG/mm}^2$   
 2. Niszczące naciski dla blachy duralowej przyjęto:  
 — dla blach o grubości 0,6—1,0 mm  $p = 60 \text{ kG/mm}^2$

— dla blach o grubości 1,2—5,0 mm  $p = 80 \text{ kG/mm}^2$   
 3. Na prawo od linii łamanej w tabelicy o wytrzymałości połączenia decyduje ścinanie nita.

**ZALECANE WYMIARY DLA POŁĄCZEŃ NITOWYCH**



U W A G A 1. Odległość osi nita od brzegu blach w kierunku prostopadłym do sił ścinających nity można dopuścić 1,5 d. 2. Dla orientacyjnego określenia minimalnej niezbędnej długości nita należy do ścisiku T dodać 1,5 średnicy nita. W przypadku dużego ścisiku nity o małej średnicy wymagają większych naddatków długości. 3. Przeciętne wymiary zakuwki podano na rys. 1.

**WYTRZYMAŁOŚĆ SWORZNI I ŚRUB**

Tablica 2

d [mm]	F [mm <sup>2</sup> ]	f [mm <sup>2</sup> ]	Siły niszczące [kG]			
			na ścinanie (sworzni)		na rozrywanie (gwint śruby)	
			stal 45	30HGSA	stal 45	30HGSA
3	7,07	4,17	300	495	250	460
4	12,57	7,20	537	883	430	790
5	19,61	11,9	843	1370	715	1310
6	28,27	16,7	1220	1980	1000	1835
7	38,47	24,7	1650	2700	1480	2720
8	50,24	30,8	2160	3530	1850	3390
10	78,50	49,2	3377	5500	2950	5410
12	113,0	77,2	4855	7920	4635	8500
14	153,9	111,5	6610	10770	6690	12270
16	201,0	152,1	8650	14100	9130	16740
18	254,3	199,0	11000	17800	11920	21900
20	314,0	252,0	13500	22000	15120	27750
22	379,9	311,5	16400	26600	18690	34250
24	452,2	377,2	19400	31650	22600	41500
27	571,7	487,5	24600	40100	29250	53650
30	706,5	612,1	30400	49500	36750	67400

Oznaczenia: d — średnica sworznia i nominalna średnica gwintu  
 F — przekrój sworznia  
 f — przekrój rdzenia gwintu (według norm radzieckich)

dla stali 30 HGSA  $R_m = 110 \text{ kG/mm}^2$  i  $\tau = 70 \text{ kG/mm}^2$ .  
 2. Dla sworzni ścinanych nie uwzględniono wpływu zginania, którego udział w naprężeniach może być dość znaczny dla stosunkowo cienkich i długich sworzni.

U W A G A 1. Dla stali 45 przyjęto  $R_m = 60 \text{ kG/mm}^2$  i  $\tau = 43 \text{ kG/mm}^2$ .

WYBOCZENIE PŁYT ŚCISKANYCH JEDNOKIERUNKOWO

Naprężenia krytyczne:

$$\sigma_{kr} = k \cdot \sigma_0$$

Wartości współczynnika k:

— cztery boki płyty podparte przegubowo

$$k = \left( \frac{a}{b} + \frac{b}{a} \right)^2 \text{ dla } a/b < 1$$

$$k = 4 \text{ dla } a/b \geq 1$$

— cztery boki płyty zamocowane

WYBOCZENIE PŁYT ŚCINANYCH

Naprężenia krytyczne:

$$\tau_{kr} = k \cdot \sigma_0 \text{ gdzie } \sigma_0 = \frac{0,9E}{(b/\delta)^2}$$

b — mniejszy wymiar płyty.

Wartości współczynnika k:

— cztery boki płyty podparte przegubowo

$$k = 5,6 + \frac{3,78}{(a/b)^2}$$

— cztery boki płyty zamocowane

$$k = 15,8 \text{ dla } a/b < 1$$

$$k = 11,7 \text{ dla } a/b = 2$$

$$k = 9,3 \text{ dla } a/b \geq 3$$

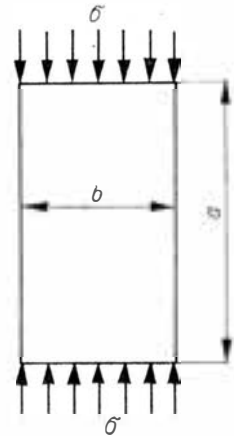
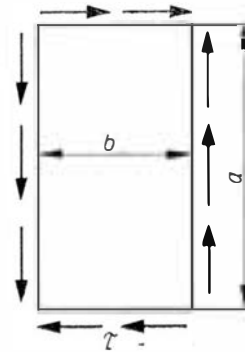
gdzie  $\sigma_0 = \frac{0,9E}{(b/\delta)^2}$   
 $\delta$  — grubość blachy.

$$k = 9,5 \text{ dla } a/b = 1$$

$$k = 7,5 \text{ dla } a/b > 3$$

— trzy boki płyty podparte przegubowo, jeden bok równoległy do kierunku obciążeń nie podparty

$$k = 0,425 + \frac{1}{(a/b)^2}$$



Literatura

1. Astachow i inni: *Sprawocznaja kniga po rascziotu samolota na procznosc*. Moskwa 1954.
2. Biełajczuk i inni: *Sbornik zadacz po konstrukcji i procznoscii samolietow i wiertolietow*. Moskwa 1973.

opr. K. D.

WCT/260/K/74

WYBOCZENIE PODŁUŻNIC DURALOWYCH

(Kątowniki równoramienne Pr-100 (rys. 4) i kątowniki wzmoćnione Pr-102 (rys. 5).

U W A G A. Wykresy dla profili Pr-100 i Pr-102 opracowano z przybliżonym uwzględnieniem wpływu pokrycia konstrukcji na naprężenia krytyczne kątownika; przyjęto do obliczeń moment bezwładności przekroju kątownika względem jego podstawy stykającej się z pokryciem.

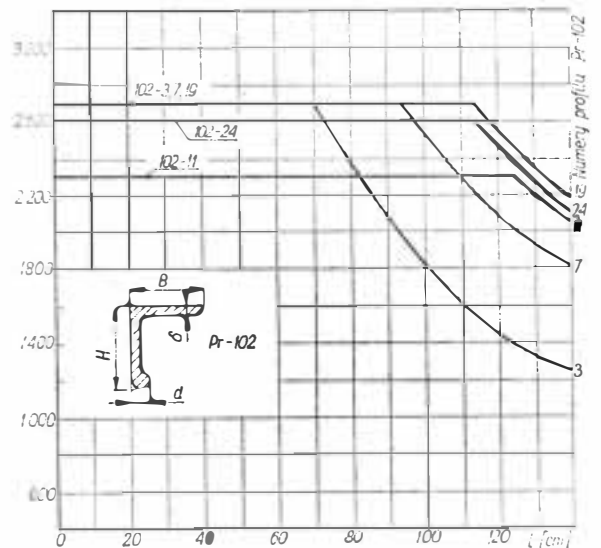
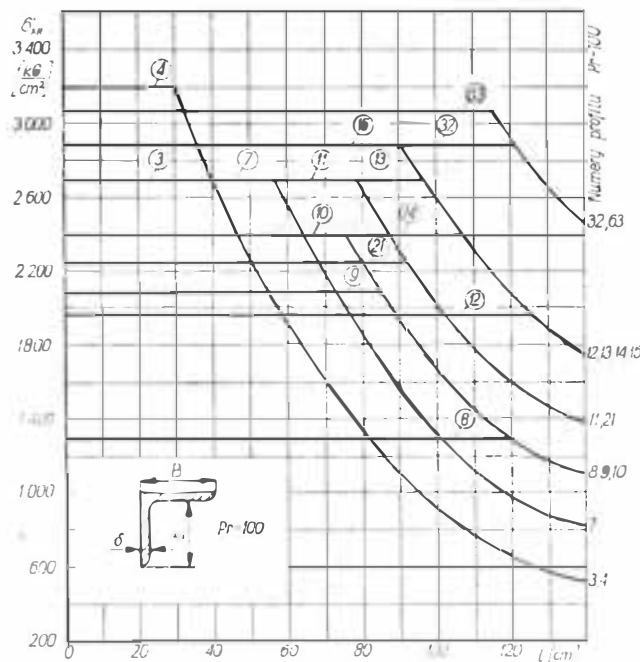
Tablica 4. Dane geometryczne profili Pr-102

(patrz także *Pomocę Konstrukcyjne*, TLIa 73 nr 11)

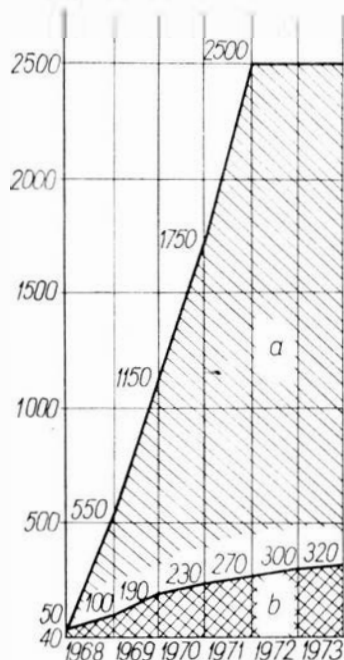
Nr prof.	B [mm]	H [mm]	δ [mm]	d [mm]	F [cm <sup>2</sup> ]
3	15	20	1,5	5	0,65
7	20	25	2,0	6	1,06
11	25	40	2,5	7	1,83
19	30	40	3,0	8	2,26
24	30	45	3,5	9	2,87

Tablica 3. Dane geometryczne profili Pr-100 (patrz także *Pomocę Konstrukcyjne*, TLIa 73 nr 11)

Nr prof.	B [mm]	δ [mm]	F [cm <sup>2</sup> ]
3	15	1,5	0,43
4	15	2,0	0,56
7	20	2,0	0,76
8	25	1,5	0,73
9	28	2,0	0,96
10	28	2,5	1,34
11	30	3,0	1,72
21	35	3,0	2,02
12	40	3,0	2,32
13	40	4,0	3,06
14	45	4,0	3,46
15	45	5,0	4,28
32	50	6,0	5,65
63	50	6,5	6,11



## Dokończenie ze str. 18



1. Zatrudnienie w latach 1968—1973 przy budowie portu lotniczego w Roissy-en-France: a — ogólna liczba osób zatrudnionych przy budowie portu, b — liczba pracowników zarządu Paryskiego Portu Lotniczego, zatrudnionych przy prowadzeniu inwestycji w Roissy-en-France

niczego na około 200 000 F (ok. 40 000 dol. USA) na jednostkę przewozową przechodzącą przez port lotniczy (tj. 1000 pasażerów lub 100 ton towaru), przy przyjęciu średnich przewozów długości 1000 km — zbliżonych do przeciętnej długości przewozów w skali światowej.

Metoda druga wg wartości ładunku daje liczby znacznie większe. Dla towaru w warunkach francuskich można przyjąć średnio 100 F za kg czyli na jednostkę przewozową 10 mln F (2 mln dol. USA). Odnośnie do „wartości” pasażera obliczenie można również oprzeć na wysokości polisy asekuracyjnej. Zgodnie z Konwencją Warszawską, zmodyfikowaną protokołem Haskim, odpowiedzialność przewoźnika za bezpieczeństwo pasażera określona jest na 16 600 dol. USA. Istnieje jednak tendencja, aby wysokość polisy asekuracyjnej w transporcie lotniczym zwiększyć do 100 000 dol. USA. W dalszych rozważaniach należy uwzględnić fakt, że istnieje pewna liczba osób, które korzystają z komunikacji lotniczej często, co w konsekwencji wartość tę zmniejsza. Dla przykładu, jeżeli przyjmiemy, że pasażer lotniczy dokonuje średnio w swoim życiu około 50 przelotów lotniczych, to na każdą podróż wartość ta wynosi około 2000 dol. USA, a zatem wartość jednostki przewozowej określić można na około 2 mln dol. USA. Próbując zastosować powyższe rozumowanie dla portu lotniczego odpowiadającego wielkością rocznych przewozowych portowi Orly w 1970 r. (około 10 mln pasażerów i 200 tys. ton towaru) otrzymamy następujące wartości w skali rocznej:

- wartość usług lotniczych około 2,4 mld F (prawie 500 mln dol. USA), co jest wynikiem rachunku  $12\ 000 \text{ jednostek przewozowych} (10\ 000 + 2000) \times 200\ 000 \text{ F} (40\ 000 \text{ dol. USA})$
- wartość ładunku prawie 25 mld dol. USA ( $12\ 000 \text{ jednostek} \times 2 \text{ mln dol. USA}$ ).

Duże porty lotnicze, poza usługami bezpośrednio związanymi z obsługą pasażerów i przewozów towarowych, przyciągają wiele usług handlowych, przemysłowych i administracyjnych. W ten sposób tworzą

się niekiedy ośrodki gospodarcze, których centrum stanowi port lotniczy.

Skalę zagadnienia scharakteryzować może również wielkość zatrudnienia.

Przyjmując średnie zatrudnienie na jednostkę przewozową na około 2 pracowników związanych bezpośrednio z usługami przewozowymi w międzynarodowym porcie lotniczym — dla wspomnianego portu Orly — w 1970 r. zatrudnienie wynosiło 25 000 osób.

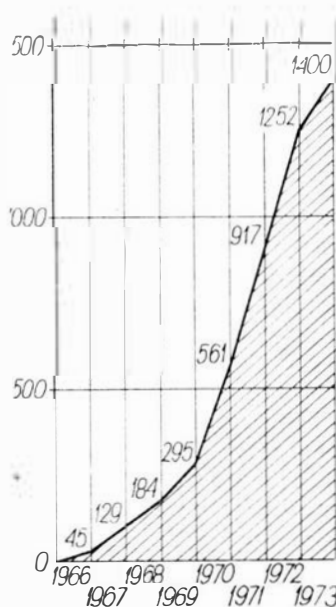
Zależność tę można uznać za prawie stałą, choć wydawałoby się że wraz ze zwiększonymi przewozami zatrudnienie powinno procentowo maleć. Jednakże przy istniejącym stałym wzroście asortymentu i jakości usług w praktyce nie obserwuje się wyraźnie takiej tendencji.

Obok zatrudnienia bezpośredniego należy brać pod uwagę zatrudnienie pośrednie, a więc pracowników związanych z ciągłą rozbudową i modernizacją portu lotniczego, zatrudnionych w usługach dla rodzin pracowników portu, jak również w handlu, administracji i przemyśle zlokalizowanym w pobliżu portu lotniczego właśnie ze względu na jego istnienie.

Znowu dla przykładu podać można wyniki prognoz i studiów dla nowo budowanego portu lotniczego Paryża — Roissy-en-France.

W roku 1980 port ten powinien przewozić rocznie około 30 000 jednostek przewozowych, zatrudniać około 60 000 pracowników oraz przypuszczalnie dać zatrudnienie pośrednie dla dalszych 60 000 osób, a więc łącznie dla około 120 000 osób. Stanowi to wraz z rodzinami około 400 000 ludzi związanych z portem lotniczym. Na rzecz regionu z tytułu samych podatków przypadnie niebagatelna suma 2 mld F rocznie, nie licząc innych opłat i wydatków niezbędnych dla istnienia portu. I tak w 1980 r. port lotniczy Roissy-en-France będzie zużywać rocznie 3 mln m<sup>3</sup> paliwa lotniczego, 300 mln kWh energii i 6 mln m<sup>3</sup> wody.

Dla uzyskania pełnego obrazu należy uwzględnić koszt robót inwestycyjnych związanych z rozbudową portów lotniczych. W warunkach francuskich przyjmuje się, że podniesienie przepustowości portu lotniczego o jedną jednostkę przewozową (1000 pasażerów lub 100 ton towaru rocznie) wymaga nakładów rzędu 50 000 do 200 000 F (10 000 do 40 000 dol. USA).



2. Łączne nakłady na budowę portu lotniczego w Roissy-en-France w latach 1966—1973 w milionach franków

A zatem z tego rachunku wynika, że koszt utworzenia 1 miejsca pracy w porcie lotniczym określić można na 25 000 do 100 000 F (5000—20 000 dol. USA).

Biorąc pod uwagę fakt, że wartość rocznych inwestycji w dużych portach lotniczych kształtuje się zwykle w granicach kilkuset milionów franków — uzyskujemy obraz ożywienia gospodarczego przedsiębiorstw wykonawczych i central zaopatrzenia.

Tak więc port lotniczy pobudzając zatrudnienie, tworząc olbrzymie bogactwa wpływa na rozwój danego regionu w sposób zupełnie wyjątkowy przez wielkość problemów, ich koncentrację jak też tempo rozwoju.

Podane wyżej wartości nakładów inwestycyjnych wydają się rzeczywiście olbrzymie, ale w zestawieniu z wartością statków powietrznych eksploatujących tego typu porty nabierają innych rozmiarów.

I tak dla przykładu: wartość samolotu Boeing 747 lub Concorde kształtuje się w granicach 120 mln F, aerobus kosztuje 50—80 mln F, klasyczny samolot czterosilnikowy dalekiego zasięgu — 40 mln F, trzysilnikowy średniego zasięgu 30 mln F a dwusilnikowy bliskiego zasięgu — 20 mln F.

#### Port lotniczy — przedsiębiorstwo

W różnych krajach obserwuje się różnorodne formy zarządzania portami lotniczymi i odmienne formy ich statusu prawnego, począwszy od bezpośredniego zarządu państwowego czy komunalnego do w pełni prywatnego kierownictwa. Pomędzy tymi skrajnymi formami zarządzania istnieje wiele rozwiązań pośrednich.

W przypadku gdy kierownictwo portu reprezentuje interesy różnych jednostek, co też może mieć miejsce, odpowiedni wpływ na zarządzanie odbywa się albo przez podział kapitału (towarzystwa akcyjne), albo przez zawieranie konwencji lub kontraktów w przypadku, gdy działalność portu nie opiera się wyłącznie na zasadach ekonomicznych.

Bywają również przypadki, gdy port lotniczy jest zarządzany całkowicie przez określone lotnicze przedsiębiorstwo przewozowe — na zasadach takich jak to na ogół ma miejsce w komunikacji kolejowej.

Bywają przypadki zarządzania portami przez władze komunalne.

Istnieją towarzystwa akcyjne zarządzające portami, przedsiębiorstwa eksploatacji portów, nawet izby handlu i wreszcie specjalnie stworzone zarządy portów, jak np. Zarząd Portu Lotniczego Nowy Jork, Zarząd Brytyjskich Portów Lotniczych czy Zarząd Paryskich Portów Lotniczych.

Ogólnie obserwuje się tendencję do tworzenia zarządów portów lotniczych jako samodzielnych jednostek prowadzących niezależną politykę gospodarczą opartą na przesłankach ekonomicznych. Wprowadzenie samodzielności gospodarczej jest łatwiejsze do przeprowadzenia wówczas, gdy ruch lotniczy w danym porcie jest odpowiednio duży, a zatem dochody portu z tytułu pełnionych usług są tak wysokie, że mogą pokryć koszty co najmniej utrzymania portu, a w korzystniejszym przypadku również koszty modernizacji czy rozbudowy. Należy tu zwrócić uwagę, że im tempo rozwoju danego portu jest większe, tym

bardziej niezbędna staje się jego samodzielność gospodarcza, ponieważ decyzje powinny być podejmowane operatywnie, niezwłocznie na miejscu. Należy ponadto podkreślić, że autonomia działania portów lotniczych bardziej sprzyja przystosowaniu się portu do często bardzo zróżnicowanej specyfiki lokalnej.

Jednakże, przy szeroko pojętej samodzielności gospodarczej portu lotniczego, z jego organizmu powinna być wydzielona kontrola ruchu lotniczego, której działalność powinna mieć charakter organu administracji państwowej. Kontrola ruchu lotniczego nie podlega i nie może podlegać prawom ekonomicznym, musi natomiast przestrzegać odpowiednie przepisy krajowe i międzynarodowe. Stąd powinien to być organ administracyjny i finansowo wydzielony z portu lotniczego, z zapewnieniem jednak koordynacji gwarantującej właściwą i harmonijną współpracę portu z organem kontrolującym ruch lotniczy w tym porcie i w jego rejonie.

Organizacja przedsiębiorstwa zarządzającego portem lotniczym może być bardzo różna. Przyjmując dwa skrajne przypadki może ono całą działalność prowadzić we własnym zakresie lub wszystkie problemy zlecać innym, wyspecjalizowanym jednostkom.

Istnieją np. zarządy portów lotniczych, które same programują, przeprowadzają studia, projektują, wykonują roboty inwestycyjne, utrzymują porty lotnicze w sensie zabiegów konserwacyjnych, prowadzą eksploatację portu zarówno techniczną, jak handlową, oraz świadczą usługi dodatkowe wynikające z działalności portu. Taka pełna, kompleksowa działalność własnymi siłami jest oczywiście uzasadniona tylko w przypadku portów wielkich lub organizacji grupujących kilka portów lotniczych.

W przypadku krańcowym zarząd portu ogranicza się do niewielkiej ekipy, która zajmuje się koordynacją i problemami administracyjno-finansowymi, zlecając poszczególne zadania wyspecjalizowanym przedsiębiorstwom obcym.

Istotną sprawę stanowi podział kompetencji pomiędzy zarządem portu lotniczego, towarzystwami lotczymi i innymi użytkownikami portu. Zakres kompetencji i prowadzonych usług jest bardzo różny w przekroju światowym.

W Stanach Zjednoczonych np. niektóre zarządy portów lotniczych występują jedynie jako jednostki wydzielające tereny poszczególnym użytkownikom, którzy zgodnie z uprzednio ustalonym projektem generalnym portu budują dworce lotnicze, hangary, składy, biura, warsztaty, parkingi itp. Działalność zarządu portu lotniczego w takim przypadku ogranicza się do funkcji ochrony i utrzymywania urządzeń wspólnych, służących wszystkim użytkownikom.

Gdzie indziej zarząd portu we własnym zakresie realizuje budynki portowe, jak np. dworce i wynajmuje je użytkownikom. Zdarzają się oczywiście przypadki pośrednie, w których np. zarząd portu buduje dworzec, natomiast wyposażenie dworca w odpowiednie urządzenia i umeblowanie pozostawia towarzystwom lotniczym, lub też buduje dworce lotnicze pasażerskie nawet z pełnym wyposażeniem, natomiast nie buduje np. dworców towarowych czy hangarów.

Zarząd portu pełni w różnym zakresie wiele usług, np. zapewnienie ogrzewania pomieszczeń czy budynków, serwis informacyjny, sprzedaż towarów w stre-

nie bezcłowej, zarządzanie parkingami, a nawet może wyřęcać towarzystwa w niektórych czynnościach „na ziemi”, jak w rejestracji pasażerów i bagażu (recepja), w załadowywaniu samolotów, w ich sprzątanu, a nawet w przygotowaniu dokumentów lotu. Niezależnie od zakresu działania zarząd portu powinien stanowić przedsiębiorstwo odpowiedzialne za kapitał włożony w urządzenia portowe, starające się w procesie świadczenia usług wykorzystać te urządzenia w sposób optymalny.

Dochody portów lotniczych składają się z różnego rodzaju opłat z tytułu potoków przewozowych przepływających przez port, a przede wszystkim z opłat za lądowanie samolotów, opłat od pasażerów, za prze-

wóz towarów, za pobór paliwa, wynajem lokali oraz wpływy za wykonywane usługi.

Wysokość dochodów kształtuje się jednak nie tylko w zależności od wielkości i zakresu świadczonych usług, lecz również zależnie od poziomu taryf lotniczych, które niejednokrotnie są odpowiednio limitowane z uwagi na konieczność wygrania w konkurencji z innymi środkami transportu. Ponadto istnieje konkurencja między poszczególnymi portami lotniczymi.

Dlatego też zarząd portu, aby nie ponieść fiaska, musi zatrudniać dobrych ekonomistów i handlowców, którzy potrafią prowadzić politykę kompleksową i jednocześnie dalekowzroczną, tym bardziej że interesy portu lotniczego są ściśle związane z rozwojem transportu lotniczego jako całości, co zawsze należy mieć na uwadze.

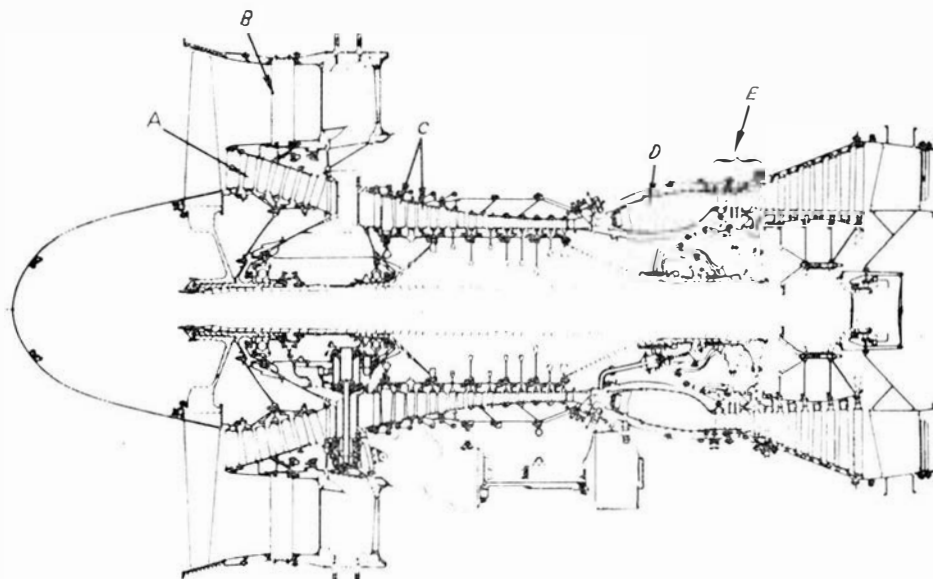
WCT/531/K/74

## nowości techniczne

### Dalszy rozwój silników JT9D

Poważne kłopoty z silnikami Pratt and Whitney JT9D na samolotach Boeing 747 w początkowym okresie ich eksploatacji nie odwiódły wytwórni od prac rozwojowych mających na celu zwiększenie ciągu tych silników. W czasie ostatnich dwóch lat nie tylko usunięto usterki pierwszych egzemplarzy sil-

nia, B — zmieniona aerodynamika łopatek kierownicy wylotowej wentylatora; C — zmieniona aerodynamika kierownic dwóch pierwszych stopni sprężarki wysokiego ciśnienia; D — nowe rozwiązanie komory spalania; E — zmiany w chłodzeniu łopatek turbiny wysokiego ciśnienia.



nika, lecz także rozpoczęto próby stoiskowe wersji JT9D-X o ciągu zwiększonym o 20%.

Obecnie silniki JT9D reprezentują trzy generacje silnikowe: wersja — 3/3A przedstawia pierwszą generację; wersje — 7, 15 i 25 — drugą generację i wersja — X — trzecią generację.

Na razie prace koncentrują się na silniku JT9D-7, napędzającym samoloty Boeing 747 B i 747 F, oraz na silniku JT9D-15, który będzie napędzał samoloty McDonnell Douglas DC-10-20. W porównaniu z JT9D-3A silnik JT9D-7 nie tylko rozwija większy o 4% ciąg (20 600 kG w temperaturze otoczenia 27 °C), lecz również ma wprowadzone rozwiązania techniczne usuwające usterki wcześniejszych wersji. Temperatura przed turbiną wynosi 1270 °C. Wprowadzone do silnika zmiany pokazane są na załączonym rysunku: A — zmniejszona ilość łopatek i zmieniona aerodynamika drugiego stopnia sprężarki niskiego ciśnie-

Silnik JT9D-15 różni się od silnika JT9D-7 tylko udoskonalonym uszczelnieniem międzystopniowym w zespole turbin i zwiększonym wygięciem linii skieletowej łopatek kierownic trzeciego i czwartego stopnia sprężarki wysokiego ciśnienia.

Silnik JT9D-25, przeznaczony podobnie jak JT9D-15 do samolotu DC-10-20, ma ciąg startowy zwiększony do 21 320 kG w temperaturze otoczenia 27 °C. Użytkano to przez podwyższenie temperatury przed turbiną do 1315 °C.

Silnik JT9D-X ma obecnie ciąg startowy 24 950 kG w temperaturze otoczenia 27 °C, lecz w temperaturze -5 °C rozwijał on na stoisku ciąg 28 120 kG. Celem jest uzyskanie w niezbyt odległej przyszłości ciągu standardowego 27 215 kG. Obecnie temperatura przed turbiną wynosi 1360 °C, a ma być podwyższona do 1425 °C.

W. K.

# Praktyczne zastosowanie metody Howarda-Czencowa

## Obliczanie belek zginanych i osiowo ściskanych

Dokończenie

W konstrukcji samolotu często spotyka się pręty lub belki ściskane obciążone jednocześnie zginaniem — są to elementy kratownic kadłuba lub też silnika, wsporniki podwozia lub części mechanizmów. Już samo znalezienie naprężeń maksymalnych wymaga dość kłopotliwego rachunku, zaś określenie przebiegu momentu wzdłuż długości pręta jest bardzo pracochłonne. Przedstawiona metoda umożliwia szybkie i łatwe rozwiązanie pewnych zagadnień z tej grupy, odznacza się przejrzystością i pogłębionością; dlatego jej systematyczny wykład opatrzonej przykładami i obszernymi wyjaśnieniami jest niezwykle cenny dla wszystkich, którzy stykają się z zadaniami obliczeń w budowie samolotów.

### Przykłady praktycznych zastosowań

Przed przystąpieniem do obliczeń i wykonania wykresu biegunowego należy zestawić dla danej belki występujące wielkości:

obciążenie ciągłe	$q$ [kG/cm]
siła ściskająca belkę	$S$ [kG]
momenty podporowe	$M_n, M_{n+1}$ [kGcm]
całkowita długość belki	$l$ [cm]
moment bezwładności przekroju belki	$I$ [cm <sup>4</sup> ]
moduł sprężystości materiału	$E$ [kG/cm <sup>2</sup> ]

Dla sporządzania wykresu biegunowego należy obliczyć następujące wielkości:

$$K^2 = \frac{EI}{S} \quad \alpha_l = 57,3 \frac{l}{K}$$

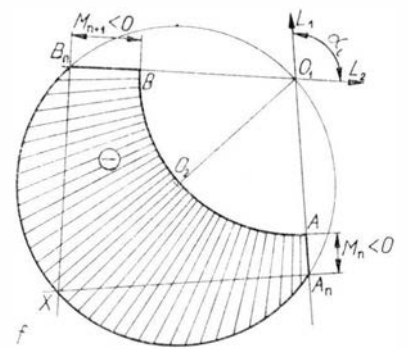
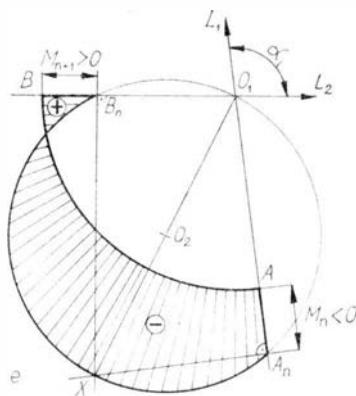
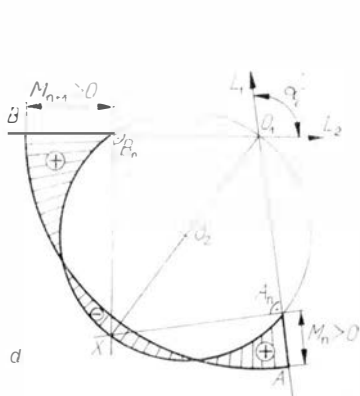
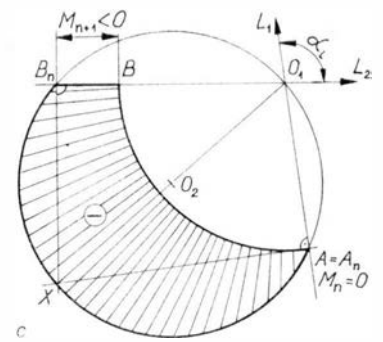
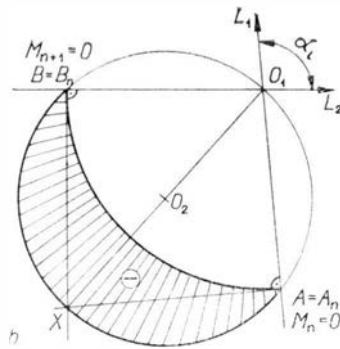
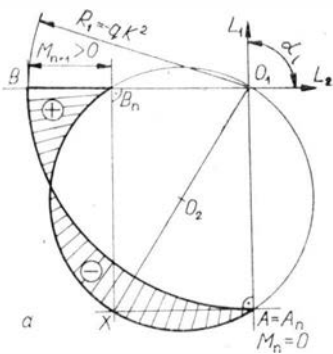
$$K = \sqrt{\frac{EI}{S}} \quad R_1 = q \frac{EI}{S}$$

W zależności od wartości momentów podporowych mogą zająć następujące przypadki, które kolejno są poniżej przedstawione na rysunkach 3, 4, 5, 6, 7 i 8.

- a —  $M_n = 0 \quad M_{n+1} > 0$
- b —  $M_n = 0 \quad M_{n+1} = 0$
- c —  $M_n = 0 \quad M_{n+1} < 0$
- d —  $M_n > 0 \quad M_{n+1} > 0$
- e —  $M_n < 0 \quad M_{n+1} > 0$
- f —  $M_n < 0 \quad M_{n+1} < 0$

Inne przypadki już się powtarzają, zmieniają się tylko znaki i wartości momentów  $M_n$  lub  $M_{n+1}$ . Są to wtórne kombinacje poprzednich zasadniczych przypadków przedstawione jako a', d', d'', d''', e', e'' na rysunkach 9, 10, 11, 12, 13 i 14.

Aby w przykładach powyższych ( $I = \text{const}$ ,  $q = \text{const}$ ) przejść z wykresów biegunowych na wykresy liniowe, wystarczy podzielić kąt  $\alpha$  na całko-



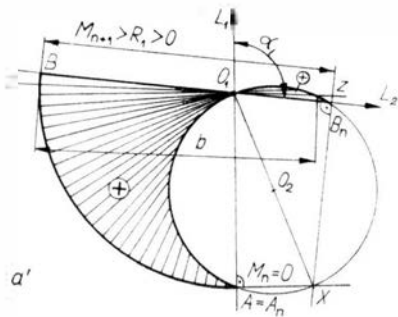


witą ilość równych części  $a_1^0 = \frac{al}{n}$  oraz długość belki

$l$  na taką samą ilość równych części  $l_1 = \frac{l}{n}$  i odpowiednie wartości momentów z wykresu biegunowego nanieść z uwzględnieniem skali na odpowiednie punkty wykresu liniowego.

W praktyce zachodzą często przypadki, że obciążenie ciągłe nie jest jednostajne wzdłuż rozpiętości belki, zmienny może także okazać się moment bezwładności przekroju dźwigara. W tym przypadku należy belkę podzielić na dwa podprzęsła, co daje już wystarczającą dokładność w praktyce, oraz należy rozwiązać jedno z dwu następujących zagadnień:

a) zakłada się moment bezwładności przekroju belki jako stały wzdłuż całej rozpiętości belki i równy średniemu momentowi bezwładności, natomiast



9. Uwaga. Odcinek  $b$  od koła  $1$  do koła  $2$  odpowiada momentowi w przekroju  $z-z$

obciążenie ciągle przyjmuje się za stałe w kolejnym podprzęśle i równe obciążeniu ciągłemu średniemu z danego podprzęsła,

b) przyjmuje się obciążenie ciągłe za stałe na całej długości belki i równe średniemu obciążeniu, natomiast moment bezwładności uważa się za stały w kolejnym podprzęśle i równy średniemu momentowi bezwładności przekroju z danego podprzęsła.

W przypadku stałego momentu bezwładności przekroju belki i zmiennego wzdłuż rozpiętości obciążenia ciągłego, przeprowadza się następującą kolejność postępowania.

Dla belki pokazanej na rysunku 15 zestawiono następujące dane.

długość belki	$l$ [cm]
moment bezwładności przekroju	$I$ [cm <sup>4</sup> ]
współczynnik sprężystości materiału	$E$ [kG/cm <sup>2</sup> ]
odległość podprzęsła od środka belki	$x_1$ [cm]
obciążenia — siła osiowa	$S$ [kG]
obciążenie ciągłe — średnie	$q_1$ [kG/cm]
	$q_2$ [kG/cm]

Wielkości obliczone

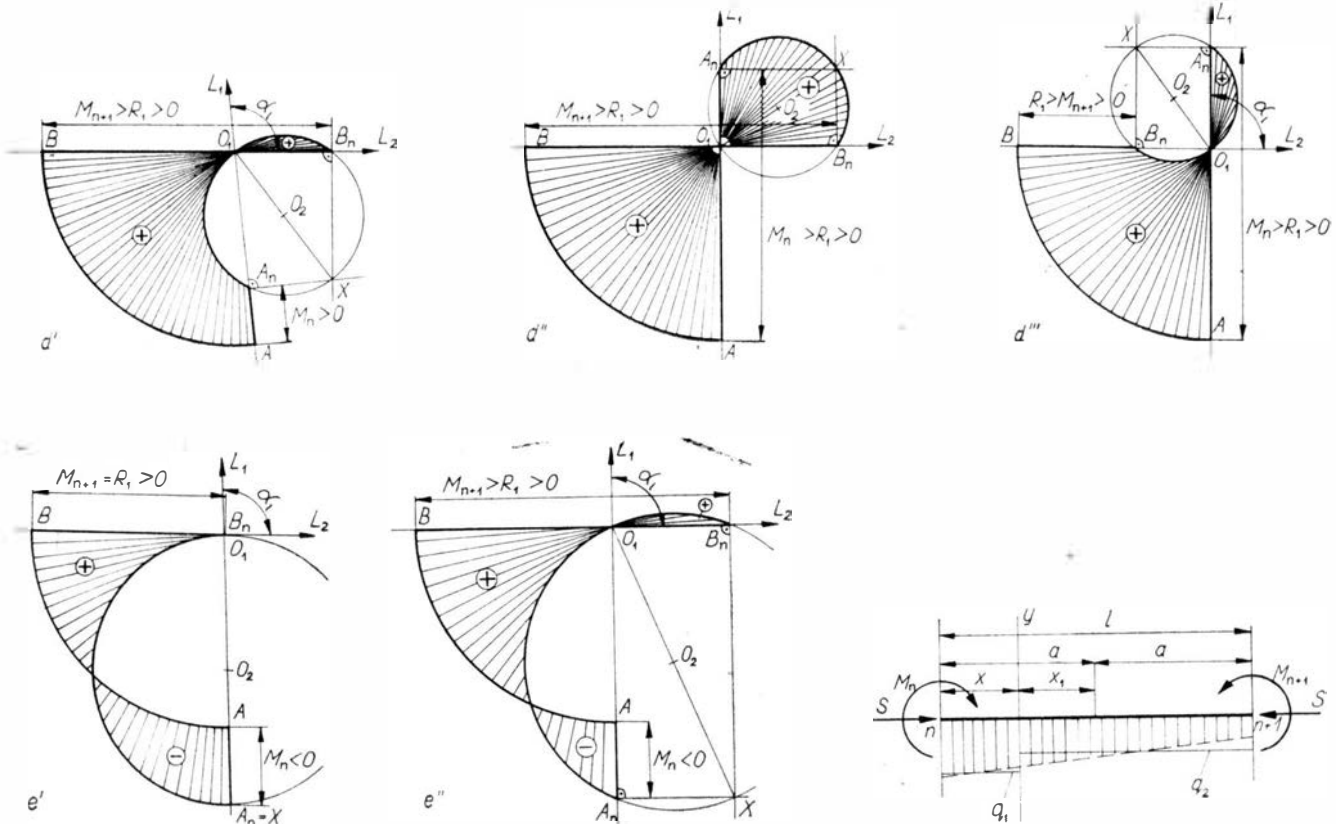
$$K^2 = \frac{EI}{S} \quad K = \sqrt{\frac{EI}{S}}$$

$$a_1^0 = 2a^0 = 57,3 \frac{l}{K}$$

$$a_{x1}^0 = 57,3 \frac{x_1}{K}$$

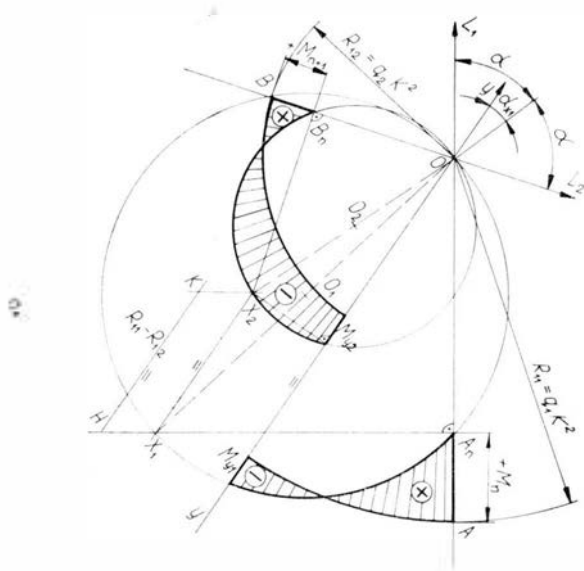
$$R_{11} = q_1 K^2$$

$$R_{12} = q_2 K^2$$



Wykres biegunowy przedstawiony na rysunku 16 wykonuje się w następujący sposób. Kreśli się dwie proste pod kątem  $\alpha = 2\alpha$  odpowiadające przekrojom krańcowym belki. Następnie wyznacza się położenie osi odpowiadającej przekrojowi  $y-y$ . W tym celu odkłada się kąt  $\alpha_{x1}$  od dwusiecznej kąta  $\alpha = 2\alpha$  w kierunku prostej krańcowej  $L_1$  lub kąt  $\alpha_x$  od prostej  $L_1$ . Następnie kreśli się po ujemnej stronie osi koła o promieniach odpowiednio równych  $R_{11}$  i  $R_{12}$ .

Od punktu przecięcia się tych łuków z prostymi krańcowymi  $L_1$  i  $L_2$  odkłada się, z uwzględnieniem znaków momentów, odcinki  $AA_n = M_n$  oraz  $BB_n = M_{n+1}$ . Z punktów  $A_n$  i  $B_n$  prowadzi się prostopadłe. Z dowolnego punktu  $H$  na prostej poprowadzonej z punktu  $A_n$  kreśli się odcinek  $HK$  równoległy od osi  $y-y$ , odpowiadającej przekrojowi  $y$ .



Odcinek ten równy  $HK = (q_1 - q_2)K^2 = R_{11} - R_{12}$  należy odmierzyć w kierunku odpowiedniego znaku. Z punktu  $K$  kreśli się prostą  $KX_2$  równoległą do  $HA_n$ , aż do przecięcia się w punkcie  $X_2$  z prostopadłą poprowadzoną z punktu  $B_n$ . Następnie prowadzi się odcinek  $X_2X_1$  równoległy do odcinka  $KH$ , otrzymując na prostopadłej poprowadzonej z punktu  $A_n$  punkt  $X_1$ . Na odcinkach  $OX_1$  oraz  $OX_2$  jako na średnicach, kreśli się koła, które łącznie z kołami o promieniach  $R_{11}$  oraz  $R_{12}$  ograniczają pole momentów gnących.

Jeśli moment bezwładności przekroju belki jest stały wzdłuż rozpiętości belki, to położenie punktów  $X_1$ ,  $X_2$  oraz możliwych dalszych jest względem siebie określone przez obciążenie ciągłe  $q_1$ ,  $q_2$  oraz siłę ściskającą  $S$  i wymiary dźwigara. Położenie to jest niezależne od wielkości momentów podporowych.

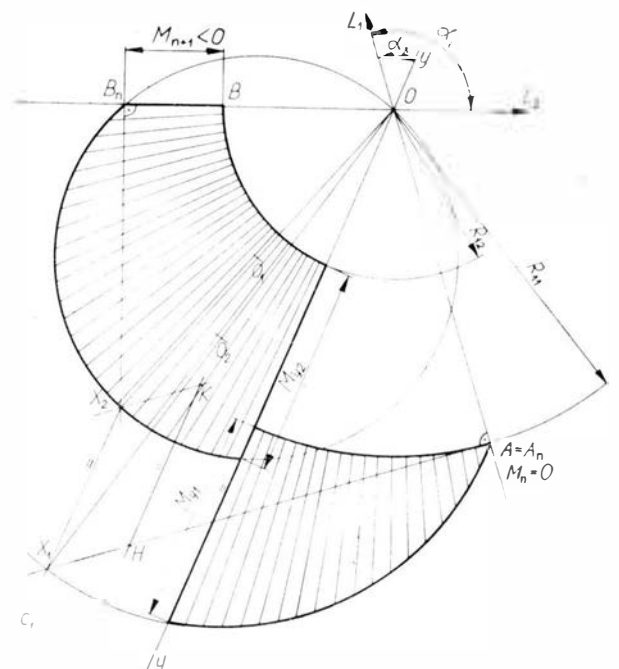
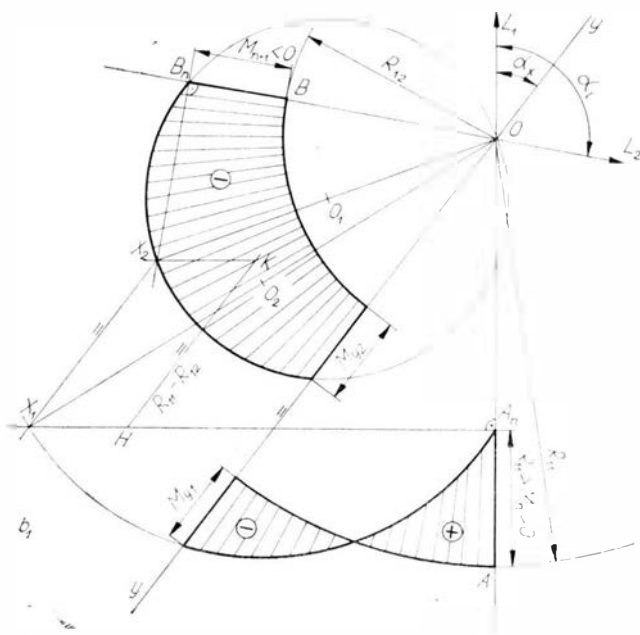
Kontrolą rysunku jest porównanie wielkości momentów w przekroju  $y-y$ , zamykających poszczególne części wykresu; momenty  $M_{y1}$  i  $M_{y2}$  powinny być sobie równe.

Ażeby z wykresem momentów przejść z układu biegunowego na układ liniowy, wystarczy zastosować sposób podany poprzednio dla jednego podprzęsła. Ponieważ przy stałym momencie bezwładności współczynnik  $K$  jest stały dla całej rozpiętości belki, równym kątom na wykresie biegunowym odpowiadają równe odcinki na wykresie liniowym.

Siły poprzeczne w odpowiednim podprzęśle odczytuje się jako odległości punktu  $X_i$  od punktu przynależnego do odpowiedniego przekroju leżącego na kole o średnicy  $OX_i$ .

W zależności od wielkości i znaków momentów podporowych rozpatrzono następujące przypadki, przedstawione kolejno na rysunkach 16, 17, 18, 19, 20, 21 i 22

$$\begin{aligned} a_1 - R_{11} > M_n > 0 & \quad R_{12} > M_{n+1} > 0 \\ b_1 - R_{11} > M_n > 0 & \quad M_{n+1} < 0 \end{aligned}$$



$c_1$ —	$M_n = 0$	$M_{n+1} < 0$
$d_1$ —	$M_n = 0$	$M_{n+1} > R_{12} > 0$
$e_1$ —	$R_{11} > M_n > 0$	$M_{n+1} > R_{12} > 0$
$f_1$ —	$M_n < 0$	$M_{n+1} > R_{12} > 0$
$g_1$ —	$M_n > R_{11} > 0$	$M_{n+1} > R_{12} > 0$

Pozostaje jeszcze do rozpatrzenia sposób wyznaczania wykresu biegunowego w przypadkach stałego obciążenia ciągłego ( $q = \text{const}$ ) oraz zmiennego momentu bezwładności belki wzdłuż jej rozpiętości. Przypadki takie bardzo często zachodzą w praktyce. Dla przypadków zachodzących w praktyce wystarczające jest przyjęcie podziału belki na dwa podprzęsła,

przy założeniu, że moment bezwładności belki w każdym podprzęśle przyjmuje się za stały i równy średniemu momentowi bezwładności części belki odpowiadającej podprzęsłu.

Przy założeniu podziału belki w większości przypadków w praktyce na dwa podprzęsła otrzymuje się już wystarczającą dokładność.

Przykładowo na rysunku 23 przedstawiono belkę z niejednostajnym momentem bezwładności przekroju ( $I \neq \text{const}$ ) obciążoną jednostajnie ( $q = \text{const}$ ) wzdłuż rozpiętości. Równocześnie występuje działanie momentów podporowych  $M_n$  i  $M_{n+1}$  oraz siły osiowej ściskającej  $S$ .

Dla belki pokazanej na rysunku 23 zestawiono następujące dane:

długość belki	$l$ [cm]
momenty bezwładności przekrojów	$I_1, I_2$ [cm <sup>4</sup> ]
długość podprzęseł	$a_1, a_2$ [cm]
współczynnik sprężystości materiału	$E$ [kG/cm <sup>2</sup> ]
obciążenia — siła osiowa	$S$ [kG]
obciążenia ciągłe	$q$ [kG/cm]
momenty podporowe	$M_n, M_{n+1}$ [kGm]

Wielkości obliczone  $K_1^2 = \frac{EI_1}{S} \quad K_1 = \sqrt{\frac{EI_1}{S}}$

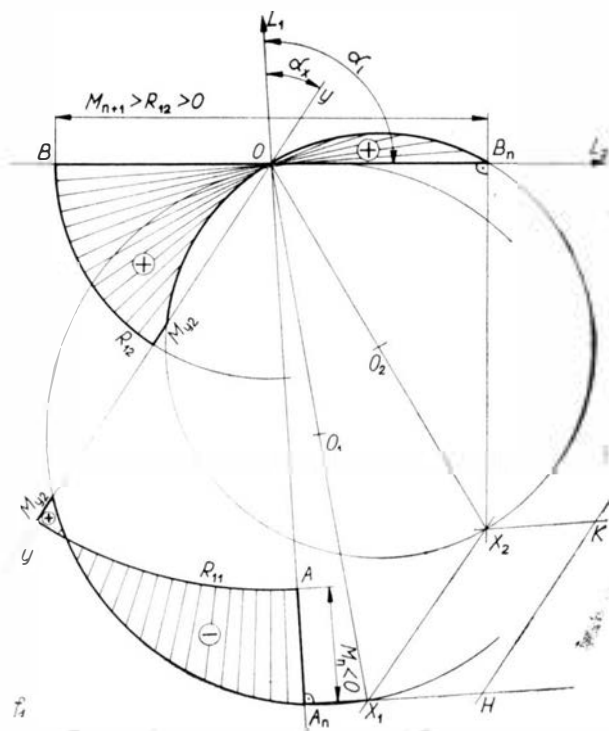
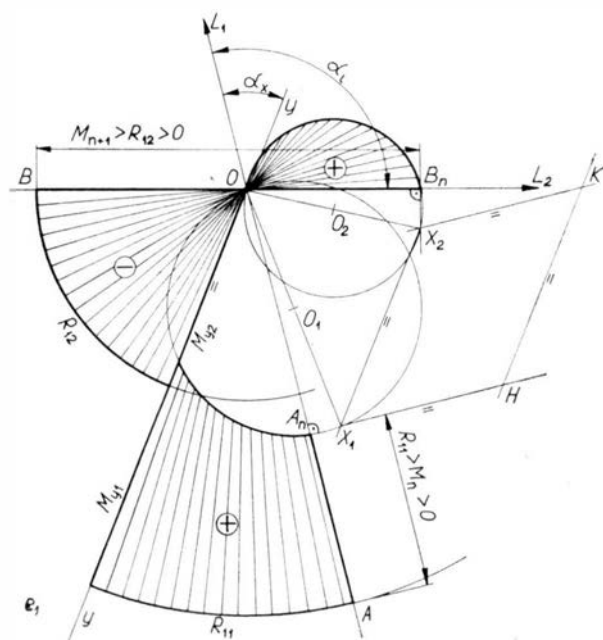
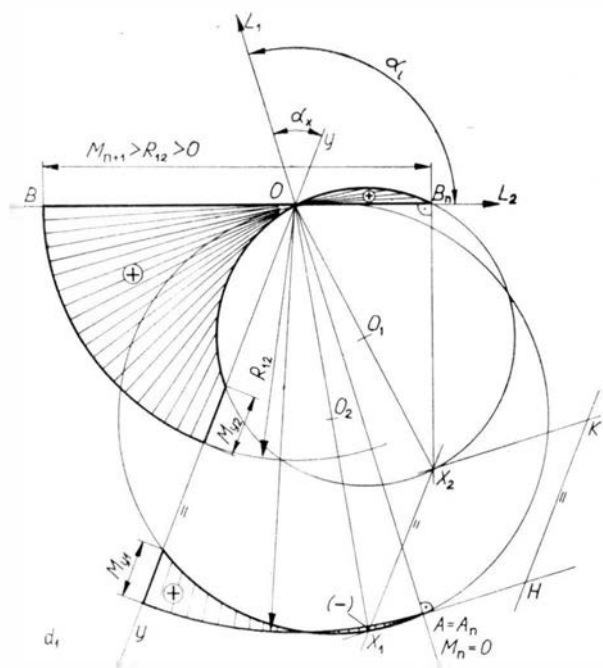
$K_2^2 = \frac{EI_2}{S} \quad K_2 = \sqrt{\frac{EI_2}{S}}$

$a_1^0 = 57,3 \frac{a_1}{K_1}$

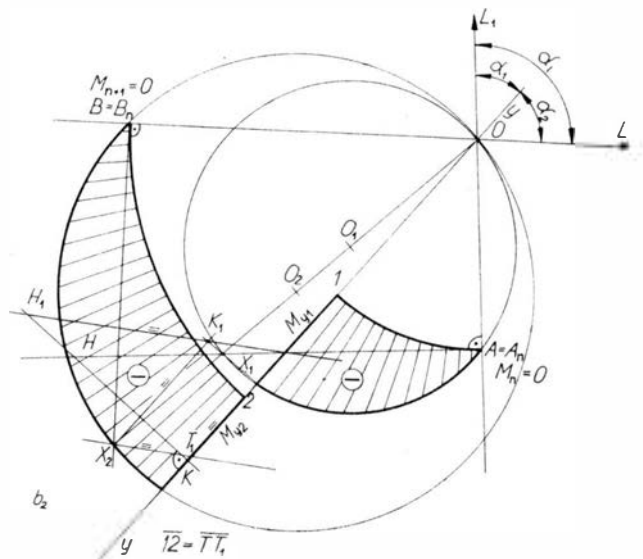
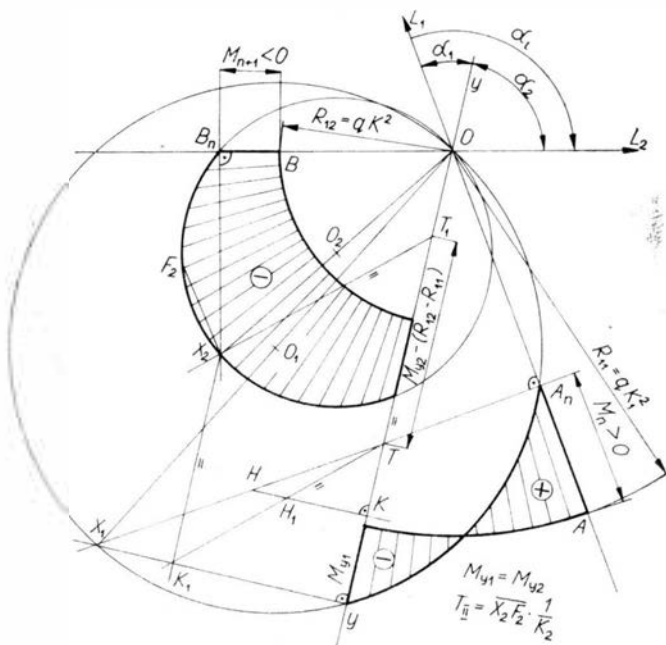
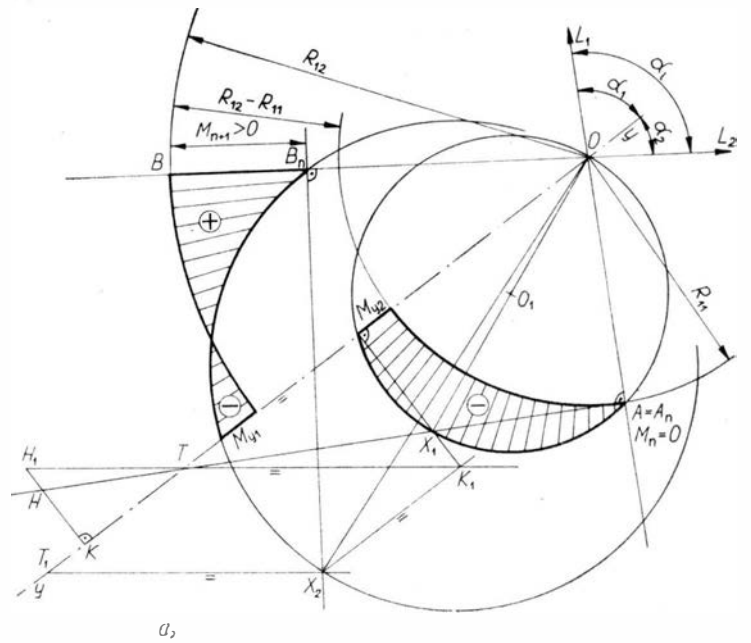
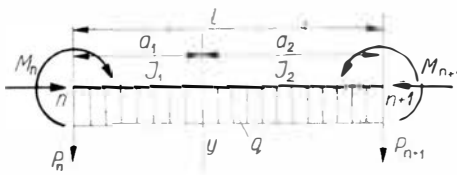
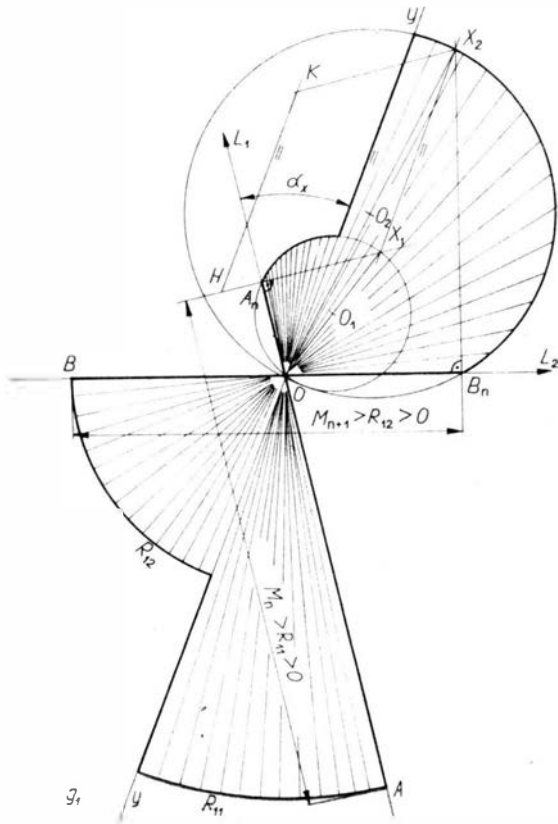
$a_2^0 = 57,3 \frac{a_2}{K_2}$

$R_{11} = qI_1K_1^2$  [kGm]

$R_{12} = qI_2K_2^2$  [kGm]



Sposób wykonania konstrukcji wykresu biegunowego przedstawiono na rysunku 24. Kreśli się dwie proste krańcowe odpowiadające krańcowym przekrojom belki pod kątem  $\alpha_0 = \alpha_1^0 + \alpha_2^0$ . Następnie wykreśla się prostą  $y-y$  pod kątem  $\alpha_1^0$  lub  $\alpha_2^0$  względem odpowiedniej linii krańcowej, odpowiadającą przekrojowi  $y$  podziału belki na podprzęsła. Po ujemnej stronie osi kreśli się w odpowiednich przedziałach łuki kół o promieniach  $R_{11}$  i  $R_{12}$ . Z punktu  $A$  i  $B$  przecięcia się tych kół z prostymi krańcowymi odmierza się odcinki  $\overline{AA_n} = M_n$  oraz  $\overline{BB_n} = M_{n+1}$  z uwzględnieniem znaków momentów i dodatnich kierunków osi. W punktach  $A_n$  oraz  $B_n$  kreśli się normalne. W dowolnym punkcie  $H$  na normalnej przeprowadzonej z punktu  $A_n$  kreśli się prostą  $HK$  do prostej  $y-y$  odpowiadającej przekrojowi  $y$ .



Odcinek  $\overline{HK}$  dzieli się w stosunku  $\frac{HK}{H_1K} = \sqrt{\frac{I_1}{I_2}}$

Punkt  $H_1$  łączy się z punktem  $T$  znajdującym się na miejscu przecięcia się normalnej z punktu  $A_n$  z osią  $y-y$ . Na prostej  $y-y$  odmierza się od punktu  $T$  odcinek

$$\overline{TT_1} = -|qK_2^2 - qK_1^2| = -|R_{12} - R_{11}|$$

w kierunku zgodnym ze znakiem prostej  $y-y$ . Z punktu  $T_1$  kreśli się prostą  $T_1X_2$  równoległą do prostej  $TH_1$ , a przecinającej się z normalną poprowadzoną z punktu  $B_n$  w punkcie  $X_2$ .

Z punktu  $X_2$  kreśli się prostą  $X_2K_1$  równoległą do osi  $y-y$ , przy czym punkt  $K_1$  leży na przedłużeniu prostej  $TH_1$ . Przez punkt  $K_1$  prowadzi się prostopadłą do osi  $y-y$ . Punkt przecięcia się tej prostej z prostopadłą poprowadzoną z punktu  $A_n$  jest szuka-

nym wierzchołkiem koła  $X_1$  (punkt ten nazywa się także „ogniskiem” koła). Mając wyznaczone punkty  $X_1$  oraz  $X_2$  kreśli się w sposób normalny koła, które w odpowiednich przedziałach ograniczają i wyznaczają pola momentów.

Kontrolę dokładności wykonania wykresów przeprowadza się w ten sposób, że porównuje się skrajne momenty podprzesł we wspólnym przekroju  $y-y$ ; powinny one być sobie równe  $M_{y1} = M_{y2}$ .

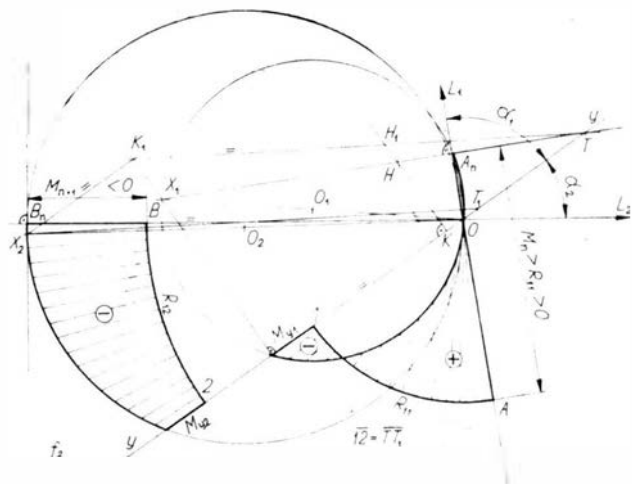
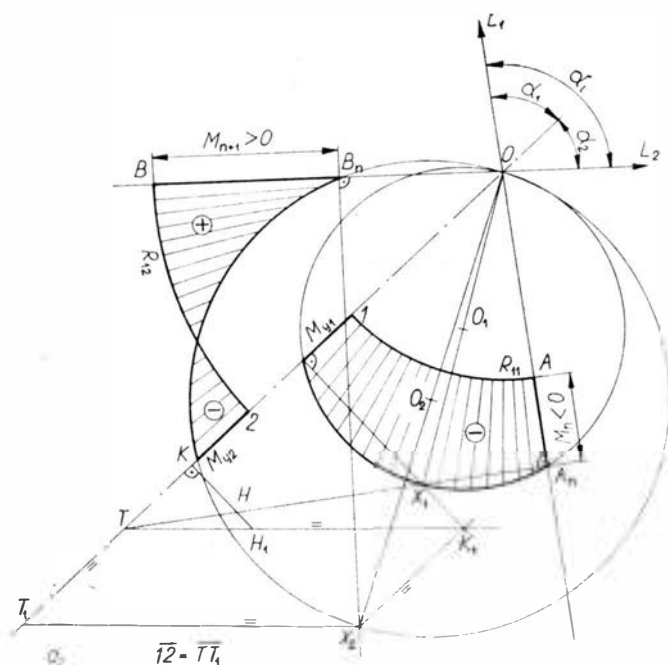
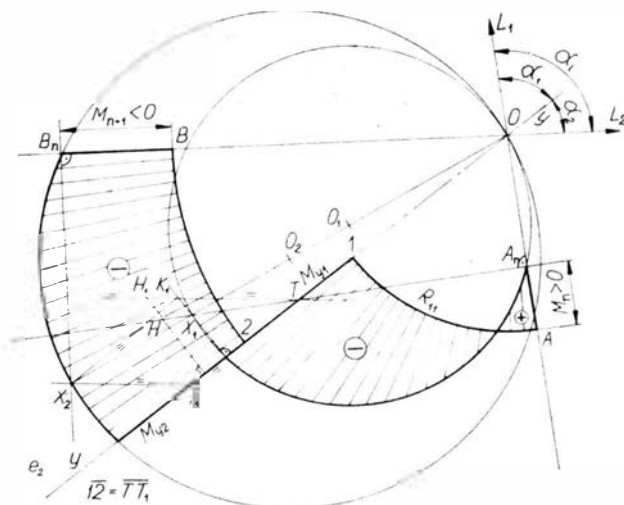
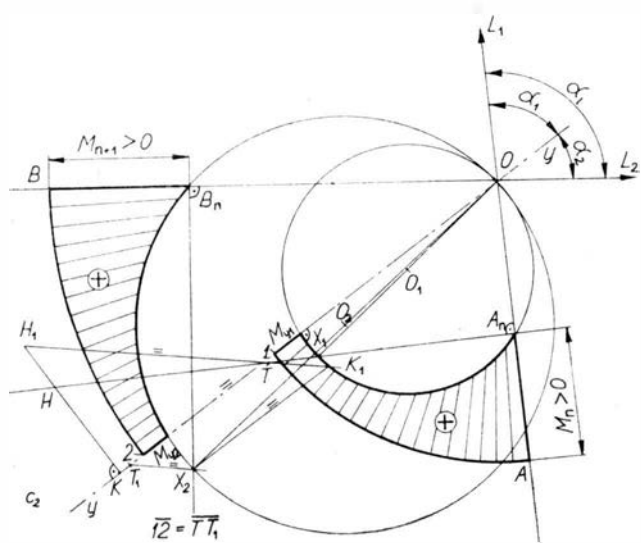
Skalę wykresu wyznacza się tak samo jak poprzednio; wielkość promieni  $R_{11}$  i  $R_{12}$  dane są na wykresie w centymetrach, natomiast z obliczeń podane są w kilogramach; stąd skala.

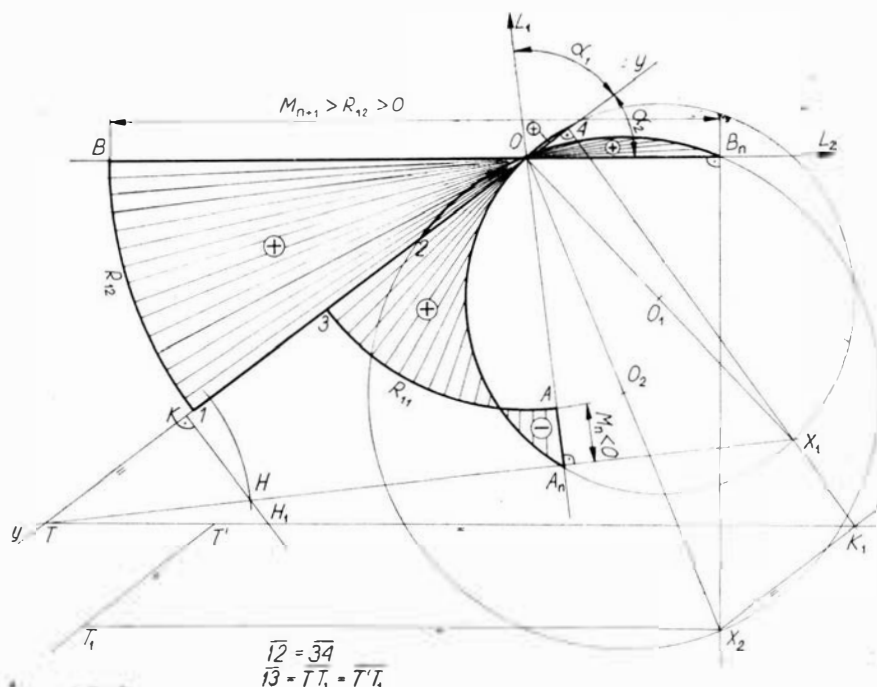
Przy odczytywaniu siły poprzecznej należy pamiętać o tym, że współczynnik  $K$  jest inny w każdym przedziale. Trzeba więc odczytać odcinki dla danych przekrojów od odpowiedniego punktu  $X$ , a następnie podzielić przez odpowiednią wielkość współczynnika  $K$  według wzoru

$$T = \overline{XF} \cdot \frac{1}{K}$$

to znaczy w przedziale pierwszym

$$T_1 = \overline{X_1F_1} \cdot \frac{1}{K_1}$$





w przedziale drugim

$$T_{II} = \overline{X_2} F_2 \frac{1}{K_2}$$

W zależności od wielkości i znaków momentów podporowych występują w praktyce następujące przypadki, które rozpatrzono kolejno na rysunkach 25, 26, 27, 28, 29, 30 i 31:

- |                          |                        |
|--------------------------|------------------------|
| $a_2 - M_n = 0$          | $R_{12} > M_{n+1} > 0$ |
| $b_2 - M_n = 0$          | $M_{n+1} = 0$          |
| $c_2 - M_n > 0$          | $M_{n+1} > 0$          |
| $d_2 - M_n < 0$          | $M_{n+1} > 0$          |
| $e_2 - M_n > 0$          | $M_{n+1} < 0$          |
| $f_2 - M_n > R_{11} > 0$ | $M_{n+1} < 0$          |
| $d'_2 - M_n < 0$         | $M_{n+1} > R_{12} > 0$ |

Najczęściej spotyka się skalę momentów: 1 cm = 10<sup>4</sup> kG cm. Przejście z wykresu biegunowego na

liniowy przeprowadza się dla każdego podprzęsła oddzielnie (ponieważ  $K \neq \text{const}$ ), to znaczy kąty  $\alpha_1$  oraz  $\alpha_1$  i  $\alpha_2$  oraz  $a_2$  podzielić należy na odpowiednie ilości części (może być różna ilość) i odkładać odpowiednie wielkości momentów pod odpowiednimi przekrojami belki. Pamiętać należy, że nie można podzielić całego kąta  $\alpha = \alpha_1 + \alpha_2$ , oraz całkowitej długości  $l = a_1 + a_2$  na równą liczbę części, jak to robione było w przypadkach poprzednio opisanych, gdzie było  $K = \text{const}$ .

Po wyznaczeniu momentu wypadkowego, metodą Howarda-Czencowa, sprawdzić należy wymiary belki, obliczyć naprężenia wypadkowe w przekrojach belki pod wpływem działania — wypadkowego momentu gnącego i siły osiowej.

W przypadku przekroczenia dopuszczalnych naprężeń, należy zmienić wymiary belki oraz powtórzyć cały rachunek, łącznie z wykonaniem wykresu biegunowego, jako drugie przybliżenie obliczeń. Na ogół wyniki obliczeń drugiego przybliżenia dają wymaganą w praktyce dokładność.

### W następnym numerze ...

W artykule Wpływ czynnika czasu na opłacalność produkcji samolotów omówione będą nowoczesne metody skracania czasu prac projektowo-rozwojowych i wydłużenia produkcji seryjnej stosowane przez duże przedsiębiorstwa. Podane będą przykłady organizacji różnych etapów pracy i jej wpływ na zmniejszenie kosztów produkcji.

O zaletach układu kaczki w zakresie niedużych prędkości można się dowiedzieć z następnego artykułu. Układ ten umożliwia uzyskanie większej powierzchni nośnej, zmniejszenie obciążenia jednostkowego, skrócenie długości startu i lądowania oraz zwiększenie prędkości wznoszenia. Przedstawiono wpływ wychylenia strug za usterzeniem na skrzydło oraz przemieszczania środka wyporu układu kaczki.

W następnym artykule omówione będzie „rewelacyjne skrzydło” skonstruowane przez Witolda Kasprzyka. W skrzydło tym stateczniki pionowe u-

mieszczone są na końcach skrzydeł, oryginalnie rozmieszczone powierzchnie sterowe łącznie z zastosowanym profilem i obrysem skrzydła stanowią układ sterujący dookoła trzech osi obrotu. Rozwiązanie to uzyskało patent USA.

O zaletach łączenia metali za pomocą klejenia i korzyściach ze stosowania tej metody w lotnictwie informuje następny artykuł. Omówiono badania rozwiązań technologii laminatowych pokryć oraz klejonego dźwigara przeprowadzone przez zespół w Instytucie Lotnictwa, który opracowywał koncepcję materiałową, technologiczną i konstrukcyjną perspektywicznego szybowca.

W dziale Problemy LOT przedstawimy problemy eksploatacji turbinowych silników odrzutowych stosowanych w samolotach LOT. Omówiono możliwość oceny stanu turbinowego silnika odrzutowego NK-8-4 przez układy kontrolno-pomiarowe.

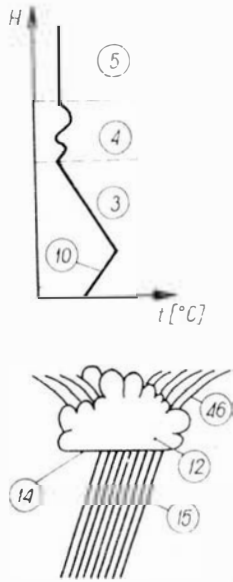
W dziale Z dziejów polskiej techniki lotniczej opublikujemy opis i konstruk-

cję sportowego samolotu RWD-9, na którym w roku 1934 kpt. pil. J. Bajan zdobył I miejsce w Challenge'u. Podana będzie historia powstania i budowy RWD-9.

W Technicznym słowniku lotniczym podamy terminologię mechaniki lotu.

W Kartotece TLiA podajemy opis trzysilnikowego odrzutowego samolotu pasażerskiego krótkiego zasięgu Jak-10, produkcji ZSRR oraz dwusilnikowego odrzutowego samolotu pasażerskiego krótkiego i średniego zasięgu Tu-134, produkcji ZSRR.

W Pomocach konstrukcyjnych opublikujemy wzory do określania dopuszczalnego obciążenia statycznych łóżyk tocznych, wzory do określania częstości drgań własnych popychaczy układu sterowania oraz zależność prędkości i przyspieszeń w ruchu harmonicznym od częstości drgań dla różnych wielkości amplitudy.



25



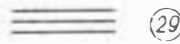
26



27



28



29



30



31



32



33



34



35



36



37



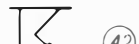
38



39



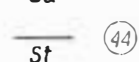
40



41



42



43



44



45

## METEOROLOGIA

- 1 — atmosfera
- 2 — Atmosfera Wzorcowca
- 3 — troposfera
- 4 — tropopauza
- 5 — stratosfera
- 6 — pogoda
- 7 — komunikat meteo
- 8 — wilgotność powietrza
- 9 — gradient temperatury
- 10 — inwersja
- 11 — punkt rosy
- 12 — chmura
- 13 — zachmurzenie
- 14 — podstawa chmur
- 15 — opad
- 16 — wiatr
- 17 — siła wiatru, prędkość wiatru
- 18 — podmuch
- 19 — turbulencja, rzucanie
- 20 — prąd strumieniowy
- 21 — widzialność
- 22 — niż
- 23 — wyż
- 24 — izobara
- 25 — front chłodny
- 26 — front ciepły
- 27 — okluzja
- 28 — zamglenie, opar
- 29 — mgła
- 30 — mżawka
- 31 — deszcz
- 32 — marznący deszcz
- 23 — grad
- 34 — nawałnica, szkwał
- 35 — śnieg
- 25 — zamieć
- 37 — zadymka
- 38 — szron, szadź
- 39 — oblodzenie
- 29 — gołoledź
- 41 — błyskawica
- 42 — burza
- 43 — chmura kłębiasta
- 44 — chmura warstwowa
- 45 — chmura pierzasta
- 46 — kowadło

K. D.

## METEOROLOGY

- 1 — atmosphere
- 2 — Standard-Atmosphere
- 3 — troposphere
- 4 — tropopause
- 5 — stratosphere
- 6 — weather
- 7 — weather report, w. forecast
- 8 — air moisture, a. humidity
- 9 — (temperature) lapse rate
- 10 — inversion
- 11 — dew point
- 12 — cloud
- 13 — cloud covering
- 14 — cloud base
- 15 — precipitation
- 16 — wind
- 17 — wind force, w. velocity
- 18 — gust
- 19 — turbulence, rough air
- 20 — jet stream
- 21 — visibility
- 22 — low
- 23 — high
- 24 — isobar
- 25 — cold front
- 26 — warm front
- 27 — occlusion
- 28 — mist
- 29 — fog
- 30 — drizzle
- 31 — rain
- 32 — freezing rain
- 33 — hail
- 34 — squall
- 35 — snow
- 36 — blowing snow
- 37 — drifting snow
- 38 — rime, frost
- 39 — icing, ice accretion
- 40 — glazed frost
- 41 — lightning
- 42 — thunderstorm
- 43 — cumulus
- 44 — stratus
- 45 — cirrus
- 46 — anvil

K. D.

## МЕТЕОРОЛОГИЯ

- 1 — атмосфера
- 2 — Стандартная Атмосфера
- 3 — тропосфера
- 4 — тропопауза
- 5 — стратосфера
- 6 — погода
- 7 — метеосводка
- 8 — влажность воздуха
- 9 — градиент температуры
- 10 — инверсия
- 11 — точка росы
- 12 — облако
- 13 — облачность
- 14 — основание облака
- 15 — осадки
- 16 — ветер
- 17 — сила ветра, скорость ветра
- 18 — порыв ветра
- 19 — турбулентция, болтанка
- 20 — струйное течение
- 21 — видимость
- 22 — циклон
- 23 — антициклон
- 24 — изобара
- 25 — холодный фронт
- 26 — теплый фронт
- 27 — окклюзия
- 28 — дымка
- 29 — туман
- 30 — морось
- 31 — дождь
- 32 — ледяной дождь, дождь со снегом
- 33 — град
- 34 — шквал
- 35 — снег
- 36 — метель
- 37 — поземка
- 38 — иней, изморозь
- 39 — обледенение
- 40 — гололед
- 41 — молния
- 42 — буря
- 43 — кучевое облако
- 44 — слоистое облако
- 45 — перистое облако
- 46 — (облачная) наковальня

K. D.

## DIE WETTERKUNDE

- 1 — die Atmosphäre
- 2 — die Standardatmosphäre
- 3 — die Troposphäre
- 4 — die Tropopause, die obere Inversion
- 5 — die Stratosphäre
- 6 — das Wetter, die Witterung
- 7 — der Wetterbericht
- 8 — die Luftfeuchtigkeit
- 9 — der Temperaturgradient
- 10 — die Temperaturumkehr, die Inversion
- 11 — der Taupunkt
- 12 — die Wolke
- 13 — die Bewölkung
- 14 — die Wolkenbasis, die Wolkenhöhe
- 15 — der Niederschlag
- 16 — der Wind, die Brise
- 17 — die Windstärke, die Windgeschwindigkeit
- 18 — die Bö
- 19 — die Turbulenz
- 20 — der Strahlstrom
- 21 — die Sicht
- 22 — das Tief
- 23 — das Hoch
- 24 — die Isobare
- 25 — die Kaltfront
- 26 — die Warmfront
- 27 — die Okklusion
- 28 — der Dunst
- 29 — der Nebel
- 30 — das Nieseln, der Sprühregen
- 31 — der Regen
- 32 — der Eisregen
- 33 — der Hagel
- 34 — der Schauer, die Bö
- 35 — der Schnee
- 36 — der Schneesturm, das Schneegestöber
- 37 — das Schneetreiben
- 38 — der Rauheif, das Rauheis
- 39 — die Vereisung
- 40 — das Glatteis
- 41 — die Wetterleuchte
- 42 — das Gewitter
- 43 — die Haufenwolke
- 44 — die Schichtwolke
- 45 — die Federwolke
- 46 — die Ambosswolke, der Amboss

K. D.

WCT/260/K/74

*Aircraft Fatigue Design, Economic and Operational Aspects.* (Materiały V Symposium International Committee on Aeronautical Fatigue, Melbourne 22—24.V. 1967). Wydane przez J. Y. Manna i I. S. Milligana. Wyd. Pergamon Press Australia, 1972.

Książka stanowi zbiór referatów na tematy związane z badaniami zmęczeniowymi samolotów i ich części oraz zagadnieniami projektowania elementów struktury samolotu, wyboru materiałów, analizą rezultatów badań zmęczeniowych i określaniem bezpiecznego rezerwu samolotów i śmigłowców.

Każdy z referatów jest dziełem innego autora, toteż różnią się one zarówno tematem, jak i podejściem do zagadnienia. Referaty poświęcone zagadnieniom teoretycznym obejmują analizę pewności konstrukcji na podstawie czasu, po którym występują pierwsze pęknięcia, optymalne projektowanie połączeń w oparciu o koncepcję współczynnika koncentracji obciążeń, ocenę wielkości obciążeń ekstremalnych w oparciu o wyniki pomiarów obciążeń w locie oraz zagadnienia zmęczenia związane z obciążeniami akustycznymi.

Inna grupa referatów jest poświęcona wynikom pomiarów obciążeń elementów struktury samolotu lub samolotu jako całości. Należą tu: referat na temat obciążeń w locie samolotów rolniczych (na podstawie pomiarów prowadzonych w Australii), na temat obciążeń samolotów lekkich i transportowych — na podstawie badań NASA, obciążeń podwozia wybranych typów samolotów (Porter PC-6, DH-112 i Mirage IIIS), oraz na temat oprzyrządowania do oceny zużycia zmęczeniowego samolotu i wyników pomiarów wykonanych za pomocą takiego oprzyrządowania (N. Zelandia).

Osobną, bardzo interesującą grupę stanowią referaty omawiające badania zmęczeniowe i określanie bezpiecznego okresu trwałości dla różnych typów samolotów. Omówione są badania zmęczeniowe samolotu F-28 Fellowship, Piaggio PD-808, Fan Jet Falcon, Concorde oraz program badań zmęczeniowych nadzwięźkowego samolotu transportowego opracowany w USA; śmigłowce reprezentowały tu Lockheed Model 286 i Sikorsky H-53.

Do grupy zagadnień ogólnych wypada zaliczyć referat na temat wykrywalności uszkodzeń zmęczeniowych podczas przeglądów samolotów oraz ze wskazówkami na temat rozwiązań konstrukcyjnych ułatwiających te przeglądy, na temat aspektów operacyjnych i ekonomicznych zmęczenia w odniesieniu do linii lotniczych oraz referat na temat ekonomicznych aspektów badań zmęczeniowych.

Szeroki wachlarz poruszonych zagadnień sprawia, że krąg zainteresowanych książką jest także bardzo szeroki — jest ona cennym materiałem dla wszystkich zajmujących się zagadnieniami projektowania eksploatacji i badań samolotów i śmigłowców, choć — ze względu na to, że obejmuje referaty wygłoszone w roku 1967 — trudno byłoby stwierdzić, że prezentowany materiał odpowiada aktualnemu stanowi wiedzy na temat zmęczenia.

A. K.

Szelest I. I.: *S kryła na kryło*, Wyd. Mołodaja Gwardia, Moskwa 1969, s. 496, fot. 28, cena 99 kop. (9,90 zł)

Wspomnienia radzieckiego pilota doświadczalnego — określone przez Wydawnictwo jako „opowiadanie dokumentalne” — są interesujące nie tylko dla historii lotnictwa, lecz mogą też stanowić źródło ciekawych informacji dla inżyniera lotniczego.

Wspomnienia te dotyczą głównie prób w locie różnych znanych typów samolotów, zawierają informacje na temat zjawisk, które wystąpiły w próbach. Wiele z tych zjawisk występowało po raz pierwszy i było niespodzianką dla konstruktorów i oblatywaczy; wyjaśnienie przyczyn i znalezienie sposobów usunięcia zjawisk niekorzystnych było trudne i niekiedy pociągnęło ofiary.

Wspomnienia Szelesta obejmują nie tylko jego własne przeżycia ale i wiele zdarzeń związanych z innymi znanymi pilotami i konstruktorami, zdarzeń — które były często punktami zwrotnymi w rozwoju techniki lotniczej.

Autor wspomina zawody szybowcowe na Krymie, obloty samolotów myśliwskich I-15, I-153 i wielu następnych, a także wiele innych ciekawych przeżyć pilotów doświadczalnych. Wspomnienia Szelesta kończy opis oblotu samolotu Tu-144.

Dar opowiadania, jaki posiada autor, sprawia, że książka jest bardzo zajmująca, a wspomnienia — choć zawierające wiele informacji technicznych — łatwe w czytaniu.

A. K.

*Sprawocznik awiacionnowo inženiera*, pod red. W. G. Aleksandrowa. Wydawnictwo Transport, Moskwa 1973, s. 400, rys. 162, tabl. 93, cena 2 rb. 7 kop. (20,70 zł)

Wydana z emblematem Lotnictwa Cywilnego ZSRR na okładce, książka ta jest przeznaczona dla inżynierów lotniczych, zatrudnionych przy eksploatacji i remoncie samolotów i śmigłowców. Książka ma być poradnikiem, obejmuje wiele dziedzin techniki lotniczej — od aerodynamiki i mechaniki lotu, poprzez zagadnienia obciążeń zewnętrznych, zagadnienia niezawodności i trwałości, eksploatację techniczną i obsługę płatowca, silnika i osprzętu (także radiowego i elektronicznego) zagadnienia badań sprawności sprzętu, do jego remontu i mechanizacji prac obsługowych.

Zgodnie ze swym przeznaczeniem, książka nie obejmuje „wiedzy elementarnej” w zakresie omawianych zagadnień, co w połączeniu ze starannym wyborem materiału sprawia, że mimo dość ograniczonej — w stosunku do poruszanych tematów — objętości, zawiera dużo ciekawych informacji, mogących być praktycznie przydatnymi. Tak na przykład temat „Start samolotu” obejmuje — obok podstawowego wzoru na długość rozbiegu samolotu — charakterystyki pasów startowych na lotniskach różnych typów, wpływ temperatury i ciśnienia na długość rozbiegu samolotu, obszerną tablicę współczynników tarcia kół podwozia w różnych warunkach, wzory do prze-



liczenia długości startu przy zmianie ciężaru, ciągu lub warunków atmosferycznych itp. Rozdział ten omawia też szczegółowo specjalne sytuacje podczas startu — przerywanie pracy silnika, zjawisko tzw. *aquaplaningu*. Podobnie omówiono zagadnienia lądowania samolotu — łącznie z użyciem spadochronu hamującego i wstecznego ciągu, a także sytuacje awaryjne — niesymetryczne wychylenie się kłap, defekt hamulców itp. Podano ciekawe informacje na temat zachowania się samolotu w strefie zawirowań za przelatującym innym samolotem — wraz z analizą towarzyszących temu zjawisk. W rozdziale dotyczącym eksploatacji samolotu na dużych wysokościach omówiono m.in. wpływ ozonu na materiały („złoczenie ozonowe”) i sposoby ochrony pasażerów i załogi przed szkodliwymi koncentracjami ozonu.

Rozdział poświęcony charakterystykom technicznym śmigłowców zawiera szczegółowe informacje na temat własności lotnych Mi-6 oraz dane na temat ciężarów i wyważania tego śmigłowca. Rozdział omawiający obciążenia i wytrzymałość konstrukcji, obok ogólnego omówienia najważniejszych przypadków obciążenia, zawiera m. in. podstawowe definicje radzieckich przepisów zdolności do lotu śmigłowców.

W rozdziale omawiającym niezawodność i trwałość znaleźć można wartościowe informacje na temat własności materiałów, rozwiązań konstrukcyjnych wykazujących dobre własności eksploatacyjne, a także np. (w podrozdziale o podwoziach) — charakterystyki opon kół podwozia i zależność dopuszczalnych prędkości startu i lądowania od ciśnienia w oponach.

Książka — jako poradnik — zawiera ponadto informacje na temat układów hydraulicznych samolotów wraz z charakterystykami agregatów, układów kabin ciśnieniowych i instalacji pneumatycznych.

Osobny obszerny rozdział poświęcono silnikom i paliwom.

Przy omówieniu elektroniki pokładowej i urządzeń radiolokacyjnych podano m.in. charakterystyki techniczne tych urządzeń w zależności od kategorii systemu. Rozdział poświęcony remontom zawiera wiele informacji na temat własności materiałów, pomiarów warsztatowych, a także np. określenia dopuszczalnych obciążeń statycznych łożysk kulkowych. Bardzo pożyteczne szczegółowe informacje zawiera też rozdział poświęcony defektoskopii.

Książka zawiera bogaty materiał ilustracyjny — wypada podkreślić charakterystyczne dla wydawnictwa staranne opracowanie wykresów i rysunków technicznych — szkoda tylko, że od dobrego poziomu większości ilustracji odbiegają np. schematy ilustrujące wyważenie samolotu lub niektóre zagadnienia z mechaniki lotu.

Książka może być bardzo pożyteczna nie tylko dla inżynierów zatrudnionych w eksploatacji, ale także dla wszystkich pracowników technicznych lotnictwa jako informator w sprawach ogólnych oraz jako zbiór materiałów pozwalający na aktualizację wiedzy w wielu dziedzinach techniki lotniczej. A. K.

Ponomarew B. A.: *Dwuchkonturnyje turboreaktiwnyje dwigateli*, Wojennoje Izdatielstwo Ministerstwa Obrony SSSR, Moskwa 1973, cena 53 kop. (5,30 zł)

W książce omówiono w przystępny sposób najważniejsze właściwości procesów roboczych i charakterystyki dwuprzepływowych turbinowych silników odrzutowych, które w ostatnich latach znalazły szerokie zastosowanie w lotnictwie wojskowym i cywilnym; opisano zalety zastosowań silników dwuprzepływowych na samolotach o przydźwiękowych i nadźwiękowych prędkościach przelotowych; przedstawiono parametry i konstrukcję współczesnych silników dwuprzepływowych bez dopalania i z dopalaniem, które znajdują się w eksploatacji lub w stadium projektowania w krajach zachodnich; rozpatrzono specjalne układy napędowe złożone z silników dwuprzepływowych i przeznaczone do samolotów pionowego i skróconego startu i lądowania, do śmigłowców i do indywidualnych środków przelotowych. W książce omówiono także perspektywy rozwoju i zastosowań silników dwuprzepływowych bez- i z dopalaniem, przeanalizowano związane z tym problemy i podano ich rozwiązania.

Książka, napisana na podstawie informacji zawartych w fachowej prasie krajowej i zagranicznej, jest przeznaczona dla latającego i technicznego personelu lotnictwa wojskowego i cywilnego oraz dla kursantów i studentów szkół i uczelni lotniczych. Poza tym mogą z niej korzystać osoby interesujące się stanem obecnym i perspektywami rozwoju silników lotniczych.

W. K.

Pczelkin Ju. M.: *Kamiery sgoranja gazoturbinnych dwigatielej*. Maszynostrojenije, Moskwa 1973, cena 1 rb 10 kop. (11 zł)

W książce rozpatrzono zagadnienia związane z obliczeniami, projektowaniem, badaniami i pracą komór spalania silników turbinowych.

W pierwszej części książki omówiono paliwa stosowane w silnikach turbinowych, metody ich otrzymywania i przeróbki oraz ich charakterystyki i własności; określono warunki, jakie muszą być spełnione, aby powstał proces spalania, opisano skład wyjściowych i końcowych produktów spalania i wyjaśniono pojęcie sprawności spalania. W drugiej części przedstawiono podstawy teorii spalania oraz omówiono postacie procesu rozprzestrzeniania się płomienia w mieszance palnej i metody określania kształtu powierzchni płomienia. W trzeciej części przeanalizowano elementy procesu spalania, podano zasady obliczeń i projektowania komór spalania oraz opisano konstrukcję komór spalania i systemy ich zasilania; zamieszczono dane porównawcze dotyczące parametrów i charakterystyk komór spalania i podano metody wyznaczania ich podstawowych charakterystyk. Omówiono również zagadnienia niestatecznego spalania i metody modelowania komór spalania; zwrócono uwagę na niektóre niesprawności pracy i uszkodzenia komór; opisano materiały stosowane do budowy komór spalania.

Książka jest przeznaczona dla studentów uczelni lotniczych i dla inżynierów specjalizujących się w zakresie wykorzystywania procesów spalania w technice.

W. K.

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

# Samoloty 30-lecia PRL

Na wyzwolonych terenach kraju w drugiej połowie 1944 r. rozpoczął działalność polski przemysł lotniczy. Mimo że zakłady w Mielcu i Rzeszowie były zdewastowane, a kadra zdziesiątkowana — podjęły one działalność remontową. Równocześnie w Lublinie powstało biuro konstrukcyjne. W 1945 r. zostały oblatane dwa nasze pierwsze powojenne samoloty — Szpak 2 w Łodzi i PZL S-1 w Mielcu. W pierwszych latach po wojnie działalność prototypowa była rozwijana w Lotniczych Warsztatach Doświadczalnych w Łodzi oraz w Centralnym Studium Samolotów w Warszawie. Jednak ze względu na duże zakupy samolotów z demobilu — początkowo brak było zamówień na produkcję samolotów. Pierwszym samolotem zbudowanym w małej serii (10 szt.) w 1948 r. był spor-

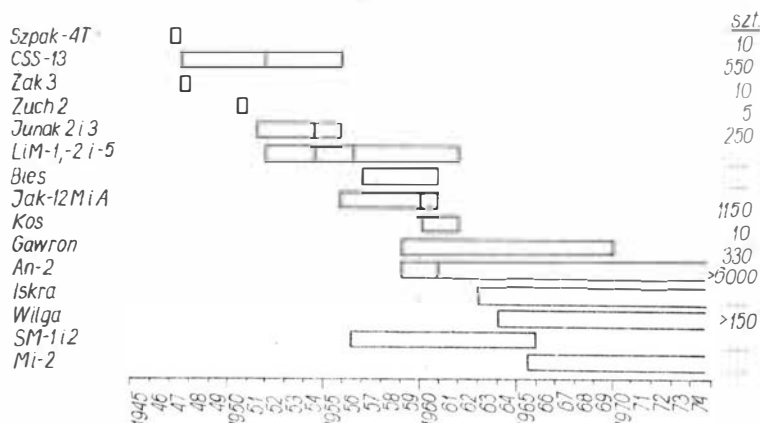
towy Szpak 4T wyprodukowany w Mielcu. Pierwszą produkcją na większą skalę była seria samolotów szkolno-łącznikowych CSS-13, będących odmianą licencyjną radzieckiego samolotu Po-2. Samolotów tych zbudowano 180 w Mielcu w latach 1948—50, a następnie 370 do 1954 r. w WSK-Okęcie, łącznie 550 sztuk. Samoloty Żak 3 i Zuch 2 zbudowano w LWD w seriach informacyjnych 19 i 5 sztuk. Następnym samolotem po CSS-13 produkowanym seryjnie był szkolno-treningowy Junak 2. Był to pierwszy polski powojenny samolot zbudowany w dużej serii. Samolotów Junak 2 zbudowano na Okęciu 100 sztuk, zaś wersji Junak 3 z kołem przednim — 150. W 1949 r. zakłady polskiego przemysłu lotniczego otrzymały nazwę Wytwórni Sprzętu Komunikacyjne-

W artykule przedstawiono dorobek PRL w dziedzinie budowy samolotów i śmigłowców. Tablice podają dane techniczne samolotów i śmigłowców produkowanych z licencji oraz polskich konstrukcji produkowanych seryjnie. Omówiono rozwój produkcji w 30-leciu.

go. Wkrótce po tym nastąpiły duże przemiany w naszym przemyśle lotniczym. Wzrost napięcia międzynarodowego na początku lat pięćdziesiątych przyczynił się do szybkiej rozbudowy przemysłu lotniczego, który otrzymał duże zamówienie na samoloty bojowe. Zaniechano nowych prac prototypowych, a fachowców skierowano do realizacji zadań produkcyjnych. Przejście naszego przemysłu od produkcji samolotów o konstrukcji drewnianej i mieszanej — do produkcji metalowych samolotów odrzutowych, było dużym osiągnięciem, które zostało zrealizowane dzięki pomocy Związku Radzieckiego. Początkowo przygotowywano się do produkcji samolotu Jak-17, następnie Jak-23. Uruchomiono jednak produkcję samolotów LiM-1 (MiG-15), a później LiM-2 (MiG-15bis) i LiM-5 (MiG-17). Następnie zostały u nas opracowane odmiany szturmowe LiM-5 oznaczone LiM-5M i LiM-6.

W roku 1955 powstał szkolno-treningowy TS-8 Bies, którego wyprodukowano kilkaset sztuk. Jego następcą został pierwszy odrzutowiec polskiej konstrukcji TS-11 Iskra, oblatany w 1960 r., a produkowany od 1964 r. w kilku wersjach, m.in. treningowo-bojowej Iskra 100 oraz jednomiejscowej.

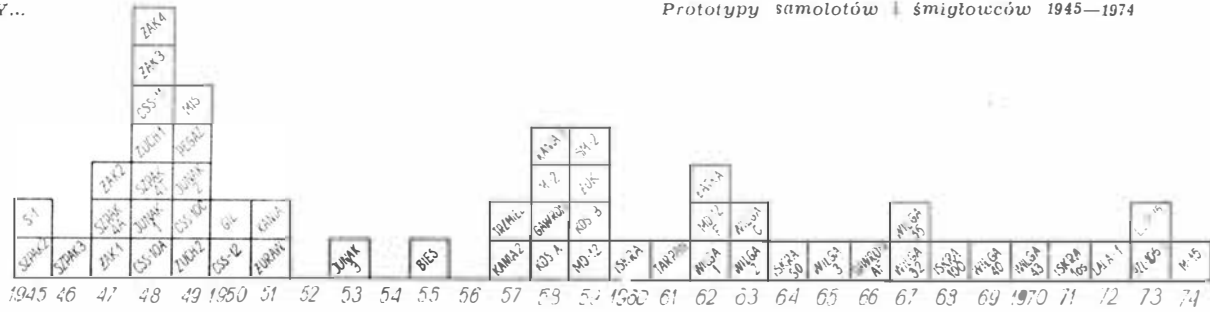
Odprężenie w świecie w połowie lat pięćdziesiątych spowodowało, iż przemysł nasz rozwinął produkcję przeznaczoną również dla odbiorców cywilnych. WSK-Okęcie uruchomi-



Produkcja samolotów i śmigłowców w 30-leciu

## SAMOLOTY I ŚMIGŁOWCE PRODUKOWANE Z LICENCJI

Nazwa	Przeznaczenie	Liczba osób	Silnik typ	Moc lub ciąg [KM lub kg]	Wymiary				Ciężary			Prędkość			Wznoszenie [m/s]	Pułap [m]	Zasięg [km]
					rozpiętość [m]	długość [m]	wysokość [m]	pow. nośna [m <sup>2</sup> ]	własny [kg]	użyteczny [kg]	całkowity [kg]	maksymalna [km/h]	przelotowa [km/h]	minimalna [km/h]			
CSS-13	szk.-łącz.	2	M-11D	125	11,4	8,1	3,1	32,2	770	260	1030	150	110	68	3300	430	
LiM-1	myśl.	1	Lis-1	2270	10,1	10,1	3,4	23,7	3400	1400	4800	1050	850	190	42	15200	1300
LiM-2	myśl.	1	Lis-2A	2700	10,1	11,0	3,4	23,7	3560	1400	4960	1076	850	190	46	15500	1200
LiM-5	myśl.-szt.	1	Lis-5	2700	9,6	11,4	3,5	22,6	3800	1400	5200	1120	880	210	50	16600	1800
Jak-12M	wielozad.	4	AI-14R	260	12,6	9,0	2,8	23,8	1025	410	1435	176	160	80	4,1	4160	765
Jak-12A	wielozad.	4	AI-14R	260	12,6	9,0	2,8	22,6	1070	520	1590	210	180	90	3,9	4000	800
SM-1	wielozad.	4	LIT-3	575	14,5	12,0	3,3	—	1865	605	2470	170	130	—	5	3000	385
An-2	wielozad.	14	ASz-62IR	1000	18,2	12,7	4,1	71,4	3360	1890	5250	250	170	85	2,8	4160	900
Mi-2	wielozad.	8	GTD-350	400	14,5	11,4	3,7	—	2350	1100	3450	210	200	—	3,5	4200	170



to licencyjną produkcję samolotów Jak-12M i Jak-12A, których zbudowano 1150 sztuk w latach 1956—1961. W 1962 r. powstał samolot wielozadaniowy, aeroklubowy PZL-104 Wilga, budowany seryjnie od 1966 r. W 1955 r. WSK-Świdnik rozpoczął produkcję licencyjną radzieckiego śmigłowca Mi-1 pod oznaczeniem SM-1. W 1959 r. powstała zmodyfikowana polska odmiana tego śmigłowca oznaczona SM-2. W latach sześćdziesiątych Polska stała się jednym z czterech głów-

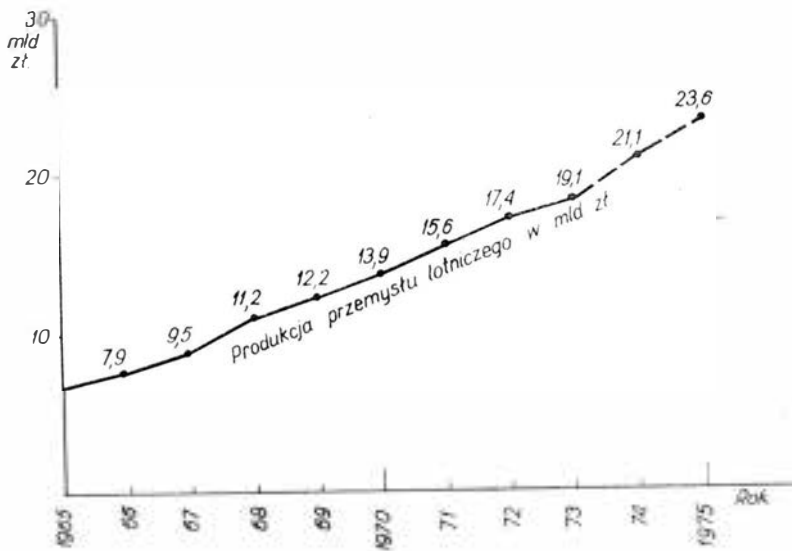
nych producentów śmigłowców w Europie. Po dziesięciu latach śmigłowiec SM-1 został zastąpiony w produkcji przez śmigłowiec turbiniowy Mi-2.

W roku 1958 w WSK-Okęcie opracowano samolot rolniczy PZL-101 Gawron, którego zbudowano 330 sztuk oraz samolot sportowy PZL-102 Kos, zbudowany w serii informacyjnej 10 sztuk. W roku 1960 WSK-Mielec podjął produkcję licencyjną samolotów wielozadaniowych An-2. Dotychczas zbu-

dowano ponad 6 tysięcy tych samolotów w Polsce. Samolot An-2 zajmuje drugie miejsce w świecie wśród samolotów transportowych pod względem liczby zbudowanych egzemplarzy, ustępując tylko słynnej Dakocie. Od 1971 r. przemysł nasz należy do największych w świecie producentów samolotów rolniczych. W Polsce zbudowano ponad 3300 rolniczych An-2.

Gdy w 1971 r. Partia i Rząd znów zapaliły przed przemysłem lotniczym zielone światło — nastąpił dalszy rozwój przemysłu i wzrost jego produkcji. Dla zapewnienia zamówień na lata 1975—1980, został ustalony program budowy prototypów: m.in. dużego samolotu rolniczego, średniego samolotu rolniczego oraz rozwoju śmigłowców o średnim udźwigu, samolotów klasy Iskry, samolotu Wilga, a także uruchomienia produkcji zespołów napędowych do nich. Program ten jest w toku realizacji.

W ciągu 30-lecia polski przemysł lotniczy zbudował 55 prototypów (wraz z wersjami), z których 15 weszło do produkcji, a 9 typów samolotów i śmigłowców było produkowane z licencji radzieckiej. Łączna produkcja samolotów i śmigłowców już w 1971 r. przekroczyła 11 tysięcy sztuk, a silników lotniczych 21 tysięcy sztuk.



Wartość produkcji polskiego przemysłu lotniczego

**SAMOLOTY I ŚMIGŁOWCE POLSKIEJ KONSTRUKCJI PRODUKOWANE SERYJNIE**

Nazwa	Przeznaczenie	Liczba osób	Silnik typ	Moc lub ciąg [KM lub kW]	Wymiary				Ciężary			Prędkości			Wznieszenie [m/s]	Podup [m]	Zasięg [km]
					rozpiętość [m]	długość [m]	wysokość [m]	pow. nośna [m <sup>2</sup> ]	własny [kg]	użyteczny [kg]	całkowity [kg]	maksymalna [km/h]	przelotowa [km/h]	minimalna [km/h]			
Szpak 4T	sport.	4	Sh14A	160	11,4	8,0	2,4	18,2	700	500	1200	180	150	100	2,7	3350	600
Żak 3	szk.-sport.	2	Mikron 111	65	11,8	7,6	2,0	16,8	400	220	620	155	128	90	2,7	3500	320
Żuch 2	szk.-akr.	2	Sh 14A	160	10,0	7,8	2,1	17,5	658	362	1020	222	181	85	3,6	4750	1160
Junak 2	szk.-tr.	2	M-11FR	160	9,9	7,7	2,2	17,5	746	342	1088	223	182	95	3,1	4300	880
Junak 3	szk.-tr.	2	M-11FR	160	9,9	7,7	2,5	17,5	820	260	1080	205	180	100	3,0	4100	450
TS-8 Bies	szk.-tr.	2	WN-3	330	10,5	8,5	3,0	19,1	1245	305	1550	310	270	115	6,3	6000	750
PZL-101A																	
Gawron	wielozad.	2	AI-14R	260	12,7	9,0	2,8	23,8	1000	660	1660	170	155	65	2,4	3380	240
PZL-102B Kos	szk.-sport.	2	C-90-12F	95	8,5	7,0	1,9	11,0	418	212	630	193	174	78	3,5	3800	640
SM-2	wielozad.	5	LIT-3	575	14,3	12,0	3,3	—	1925	625	2550	170	130	—	4,5	3500	300
TS-11 Iskra	szk.-tr.	2	SO-1	1000	10,1	11,2	3,3	17,5	2450	1210	3660	720	600	140	16	12500	1000
PZL-104																	
Wilga 33	wielozad.	4	AI-14R	260	11,1	8,2	2,8	15,5	830	400	1230	210	180	80	5,5	4580	660

## Z działalności Sekcji Lotniczej SIMP

● W marcu br. wyjechali do Kalisza przedstawiciele Zarządu Głównego Sekcji Lotniczej SIMP w celu nawiązania kontaktów z Zarządem Sekcji Lotniczej Koła SIMP przy tamtejszej WSK.

Program sesji wyjazdowej przewidywał:

- spotkanie z dyrektorem WSK
- zwiedzanie zakładu

— wspólne posiedzenie obu zarządów w Domu Technika.

W skład delegacji Zarządu Głównego Sekcji weszło pięciu członków pod przewodnictwem kol. T. Kostia, Koło SIMP przy WSK w Kaliszu reprezentowali kol. E. Pietrzak i A. Kran — przewodniczący Zarządu Koła i jego zastępca oraz kol. W. Antoszczyk — przewodniczący Zarządu Sekcji Lotniczej i kol. J. Milewski — zastępca przewodniczącego.

Dyrektor WSK — od niedawna kierujący zakładem — zadeklarował, że w swej działalności technicznej oprze się na aktywności Koła SIMP. Na zebraniu w Domu Technika przewodniczący obu zarządów poinformowali zebranych o działalności stowarzyszeniowej.

Kol. Kran omówił organizację Koła Zakładowego, liczącego 450 członków (w tym — Sekcji Lotniczej około 100) oraz jego pracę. Zarząd Koła stawia sobie za cel podnoszenie rangi SIMP w zakładzie, przy czym żywo interesuje się problemami WSK, w pierwszym rzędzie zaś trudnościami w dostawach. Zarząd organizuje referaty prelegentów miejscowych i przyjezdnych oraz odczyty nt. wprowadzania nowych wyrobów. Przykładem może być dwuczęściowa prelekcja poświęcona automatycznej regulacji silników WK, zorganizowana w roku ubiegłym przez kaliską Sekcję Lotniczą. Na rok 1974 zaś zaplanowano dwa fachowe odczyty kol. Milewskiego o pomiarach drgań skrętnych i obliczaniu sprzężarek odśrodkowych.

Koło SIMP przy WSK w Kaliszu zrzesza 5 rzeczoznawców oraz 30 tłumaczy. Planuje się utworzenie poradni technicznej dla pracowników zakładu. Zarząd Koła SIMP organizuje konkursy z nagrodami w postaci bonów książkowych. Simpownicy z WSK — pozytywnie oceniając poziom naszego miesięcznika — zgłosili propozycje, zmierzające do większego wykorzystania i upowszechnienia pomocy konstruktorskich i słownika, drukowanych na łamach TLIA.

Na zakończenie warto poinformować, że piękny, obszerny i funkcjonalny Dom Technika w Kaliszu powstał przy finansowej i fizycznej pomocy członków Koła Zakładowego SIMP przy WSK.

● Ostatnio kol. mgr inż. Aureliusz Misiorek, wiceprzewodniczący Zarządu Sekcji Lotniczej przy Zarządzie Głównym

SIMP, otrzymał nominację na wicedyrektora ds. Technicznych Centralnego Zarządu Lotnictwa Cywilnego Ministerstwa Komunikacji.

Składając — z tej okazji — serdeczne powinszowania Koledze Misiorkowi, równocześnie życzymy Mu pomyślnego rozwiązania problemów i trudności związanych z integracją lotnictwa cywilnego. Życzymy też szybkiej realizacji tych zamierzeń, które Zarząd Sekcji Lotniczej SIMP stawiał na porządku dziennym jako ważne dla unowocześnienia i rozwoju polskiego lotnictwa.

● Wielką frekwencją cieszył się referat kol. Eugeniusza Sobieckiego nt. *Wybranych zagadnień perspektyw rozwoju techniki lotniczej*, wygłoszony 3 maja br. na zebraniu odczytowym Oddziału Warszawskiego Sekcji Lotniczej SIMP.

Prognozowanie to dziś modny i potrzebny kierunek w planowaniu, który posłużyć się może wieloma metodami, z których dwie są najczęściej stosowane. Niezbędnym czynnikiem prognozowania jest myślenie analityczne.

Prelekcja oparta została na prognozowaniu w lotnictwie wojskowym, które skupia chyba największe osiągnięcia techniczno-naukowe. W pierwszej części referatu omówiona została metoda intuicyjna prognozowania, przy czym prelegent podał wiele efektów stosowania tej metody. Obecnie — nawet państwa o wielkim potencjale technicznym i finansowym — nie budują samolotów o większej prędkości niż  $Ma=2,5^*$ . Przekroczenie tego optimum wymaga wprowadzania kosztownych nowelizacji technologiczno-materiałowych oraz czasochłonnych badań i prób. Układy energetyczne sprzętu latającego są zwielokrotniane do 4, zaś za optimum miejscowości przyrządów pokładowych uważa się 3 egzemplarze (wskazania trzeciego — traktowane są jako kontrolne). Stosowane dziś do konstrukcji w 20–30% stopy tytanu są drogie. Nowoczesna metoda klejenia konstrukcji, po jej opanowaniu umożliwi zmniejszenie ciężaru statków powietrznych o około 20%. Przyszłość leży w materiałach niemetalowych, dzięki coraz szerszemu stosowaniu włókien o dużym module sprężystości, wzmocnionych osłoną metalową lub niemetalową. Przewiduje się jednak, że materiały wiązane będą mogły być powszechnie stosowane nie wcześniej, niż za 10 lat.

W latach osiemdziesiątych oczekuje się pozytywnych rezultatów w związku z rozpowszechnieniem koncepcji *fail-safe* (zwiększającej bezpieczeństwo konstrukcji przez zapewnienie odporności

\* Amerykanie projektując najnowszy samolot bombowy B.1 zrezygnowali z prędkości  $Ma = 3$ , poprzestając na  $Ma = 2,5$

na uszkodzenie) oraz zapewnienie trwałości w przypadku uszkodzenia (tzw. trwałości dozorowanej).

W drugiej części odczytu prelegent zobrazował na licznych przezroczach metodę ekstrapolacji w prognozowaniu, uzupełnioną metodą intuicyjną. Zademonstrowane były amerykańskie wykresy: prawdopodobieństwo udanego wystrzelenia statków kosmicznych (już w 1970 r. prawie 100%), ciężary startowe samolotów myśliwskich (w przypadku zachowania proporcjonalności, w 1985 r. — 130 ton), maksymalne prędkości samolotów wojskowych (jak wyżej w 1985 r. — 11 000 km/h, stąd wniosek, że linia prosta musi się zakrzywić). Z wykresów wynika, że można przewidywać wzrost mocy zespołu napędowego bombowców, jak również zdolności przewoźowej samolotów komunikacyjnych. Na zakończenie odczytu zademonstrowane zostały tablice obrazujące etapy rozwoju i produkcji samolotów USA i zachodnich państw europejskich w kolejnych latach oraz wiele fotografii poszczególnych obiektów.

Przytoczymy ciekawą pozycję USA — samolot B1 (zmienna geometria skrzydła, integralna wystrzeliwana kabina 6-osobowa):

— projektowanie i konstruowanie, lata 1972–1974/75

— próby i przygotowanie produkcji lata 1974/75–1976

— produkcja seryjna lata 1977–1978

Przewidziana seria 200 samolotów, w cenie około 59 mln dol./szt. (30% kosztu tego samolotu przypada na awionikę, co stanowi raczej procent niewielki, w porównaniu do częstego dziś jej udziału 50–70%).

Automatyzacja i integracja urządzeń pokładowych nie byłaby możliwa bez zastosowania elektronicznej techniki obliczeniowej. Można przewidywać, że w niedalekiej przyszłości ukażą się samolotowe maszyny matematyczne o czasie obliczeniowym rzędu mikrosekundy, z pamięcią obejmującą 16 do 32 tysięcy słów i ciężarze poniżej 10 kg.

● Zarząd Sekcji Lotniczej SIMP podjął decyzję w sprawie wyjazdu przedstawicieli Sekcji na międzynarodową konferencję naukowo-techniczną.

— w konferencji agrolotniczej w Budapeszcie w sierpniu br. wezmą udział kol. kol. z Instytutu Lotnictwa T. Kostia i A. Moldenhawer. Kol. Kostia wygłosi referat nt. bezpieczeństwa konstrukcji i eksploatacji samolotu rolniczego.

— kol. Moldenhawer zreferuje zastosowanie komputerowego analizatora obrazu Quantimetr 720 do analizy oprysku agrolotniczego.

## Dokończenie ze str. 17

### PAROWE RAKIETY...

Zastosowane dwie dysze ciągu umożliwiają wydatkowanie nagromadzonej energii w ciągu kilku sekund (rys. 4).

Istnieje również możliwość programowania dodatkowego ciągu oraz jego przerywanie w czasie startu.

### Zastosowanie rakiety

POHWARO może być stosowana nie tylko w lotnictwie, lecz wszędzie tam, gdzie mają być osiągnięte duże przyspieszenia w sposób skuteczny, natych-

miastowy i ekonomiczny. Za pomocą rakiet systemu POHWARO przeprowadza się badania zderzeń w przemyśle samochodowym oraz ogólne próby na przyspieszenia.

Obok innego rodzaju rakiet, rakietka POHWARO sprawdzana była na samolocie AMD Mirage III osiągając celujące charakterystyki, spełniając żądane wymagania stawiane aktualnie pomocniczym urządzeniom startowym dla lotnictwa wojskowego.

Opracowano na podstawie „Flug Revue” 1973 nr 10

PLĄSKOWSKA M. K.

#### **Польский авиационный экспорт в период 30-летия**

В статье дан краткий исторический очерк польского авиационного экспорта, затем описана экспортная деятельность в период 30-летия ПНР. Представлены разные формы экспорта, его диапазон и развитие за последние годы.

RZEMEK K.

#### **Некоторые проблемы расхода топлива в авиационном транспорте**

В последнее время, в связи с топливным кризисом, доля стоимости топлива в общей стоимости эксплуатации самолета значительно увеличилась.

В статье представлена характеристика удельного расхода топлива на километр пути, а также определены пределы оптимального использования самолетов в аспекте максимального использования предлагаемой способности перевозок. Таблица и графики позволяют сравнить разные типы самолетов в отношении удельного расхода топлива на 1 тонно-километр в функции эксплуатируемых отрезков маршрутов, на которых обоснована эксплуатация следующих типов самолетов: ИЛ-62, ИЛ-18, Ту-134, Ан-24, DC-9-50 и DC-10.

SCHWOCH H.

#### **Паровые взлетные ракеты**

В статье приводится характеристика и принцип действия вспомогательного взлетного устройства — пульсационной ракеты PОНWA-RO, приводимой в действие перегретой водой.

Это устройство, разработанное по принципу паровой ракеты, имеет многие преимущества.

Благодаря использованию паровой ракеты можно вдвое сократить взлет некоторых типов самолетов. Такие устройства применяются в гражданской и спортивной авиации.

#### **Аэропорты в современном мире**

В статье представлена роль аэропорта как составной части транспорта, а также условия, обеспечивающие эффективную работу аэропорта. Обращено внимание на экономические аспекты деятельности аэропорта, а также на влияние, которое оказывает аэропорт на оживление экономической жизни и развитие района, в котором он находится. Описываются также разные формы управления аэропортом.

LASSOTA S.

#### **Практическое применение метода Говарда-Ченцова (расчёт балок, работающих на изгиб и сжимаемых в осевом направлении)**

В конструкции самолета часто встречаются прутки или балки, сжимаемые и работающие на изгиб: это элементы ферм корпуса или рамы двигателя, кронштейны шасси или детали механизмов. Даже нахождение максимальных напряжений требует проведения сложных расчётов, а описание распределения момента вдоль длины прутка очень трудоемко. Представленный метод позволяет довольно быстро и легко решить некоторые проблемы из этой группы, характеризуется простотой и ясным представлением. Поэтому подробное описание этого метода с примерами решений очень важно для всех специалистов, занимающихся проблемами расчётов в самолетостроении.

GLASS A.

#### **Самолеты 30-летия ПНР**

В статье представлены достижения ПНР в области создания самолетов и вертолетов. В таблицах приведены технические данные самолетов и вертолетов, выпускаемых по лицензии, а также польские конструкции, выпускаемые на основе лицензии. Описано развитие производства в период 30-летия ПНР.

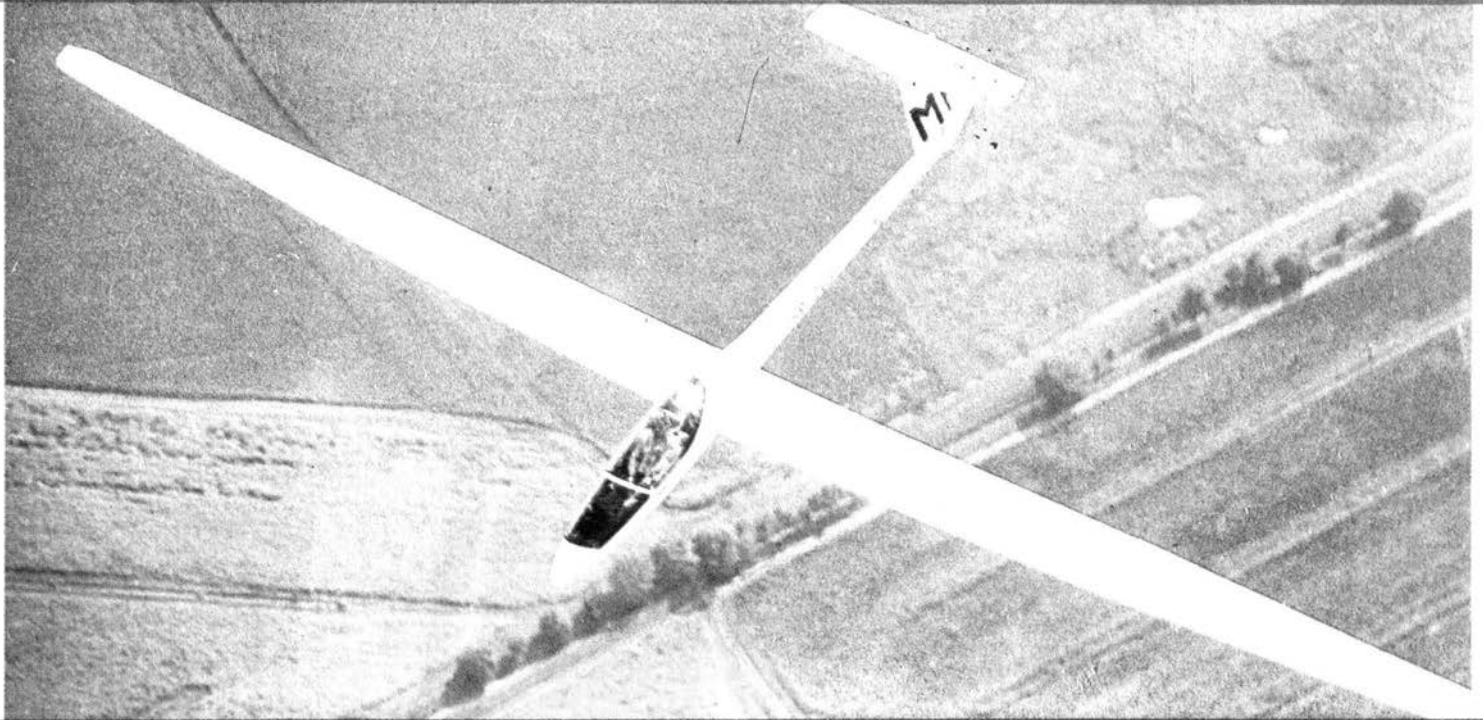
## Wskazówki dla autorów

Redakcja przyjmuje do publikacji artykuły w dwóch egzemplarzach starannie opracowanych, z zachowaniem obowiązującej pisowni oraz poprawnej terminologii technicznej.

- Maszynopis powinien być napisany jednostronnie, z zachowaniem marginesu z lewej strony i odstępów między wierszami. Jedna strona maszynopisu powinna zawierać 1800 znaków (30 wierszy po 60 znaków).
- Ponumerowane tablice, podpisy pod ilustracje oraz spis literatury należy pisać na oddzielnych stronach, z zachowaniem ciągłej numeracji stron.
- Literaturę należy podawać wg następujących wzorów: Wiśniewski S.: Obciążenia cieplne silników tłokowych. WKiŁ. Warszawa 1960. Zwierzyński J.: Automatyzacja procesu obsługowego w transporcie lotniczym. „Technika Lotnicza i Astronautyczna” 1970 nr 2.
- Objętość artykułów nie może przekraczać 10 stron maszynopisu (łącznie z tablicami i literaturą) plus ilustracje.
- W nagłówku należy podać pełne imię i nazwisko autora oraz tytuł zawodowy, tytuł artykułu.
- Rysunki należy dostarczać wykonane tuszem na kalce ew. czytelnie odręcznie ołówkiem.
- Redakcja nie przyjmuje rysunków nieczytelnych bądź odbitych słabo na kserografie.
- Oznaczenia i symbole powinny być wyjaśnione w tekście lub w podpisie pod rysunkiem.
- Fotografie powinny być czytelne i kontrastowe. W rysunkach i fotografiach należy zachować numerację kolejną.
- We wzorach matematycznych należy zachować jednoznaczną pisownię, tj. różnicowanie dużych i małych liter, wyraźne pisanie indeksów w oznaczeniach (np.  $m_e[m^{-1}]$ ,  $h_m$ ), wyraźne pisanie liter greckich, z wyjaśnieniem na marginesie.
- Nie należy podawać całych wywodów matematycznych a tylko równania wyjściowe i rozwiązania końcowe.
- Na oddzielnej kartce należy podać imię, nazwisko, dokładny adres i telefon.
- Redakcja zastrzega sobie prawo poprawiania usterek stylistycznych i terminologicznych oraz dokonywania koniecznych skrótów bez porozumiewania się z autorem.

# SZD-41 JANTAR-STANDARD

SINGLE-SEAT STANDARD CLASS HIGH-PERFORMANCE SAILPLANE

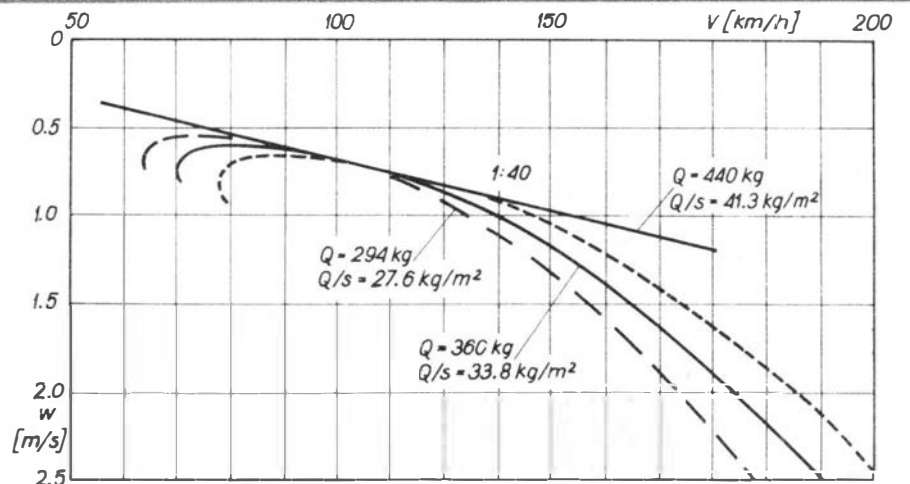


- All fibre-glass structure
- 80-litre water ballast
- Airbrakes in wings
- 350 mm wheel
- Standard equipment:  
Vario 5 m/s and 10 m/s, speed indicator, altimeter, turn and slip indicator, compass, VHF aerial in fin
- Provision for oxygen and radio equipment

## TECHNICAL DATA:

Span	15 m	Max. weight	440 kg
Length	7.2 m	Max. L/D	40
Height	1.6 m	— at speed	117 km/h
Wing area	10.6 m <sup>2</sup>	Min. sink	0.56 m/s
Aspect ratio	27	— at speed	70 km/h
Wing section	NN-8	Min. speed	64 km/h
Empty weight	227 kg	Never exceed speed	250 km/h
Useful weight	133 kg	Permissible load	
Water ballast	80 kg	factor	+5.3/−2.65

- Jantar Standard is a version of well know Jantar 19.
- Third place in Standard Class in World Gliding Championships 1974 at Waikerie, Australia



Manufacturer:  
Zakłady Szybowcowe Bielsko  
ul. Cieszyńska 325  
43-302 Bielsko-Biała, POLAND  
Phone: 250-21, Cable: Sezed,  
Telex: 03-52-59 SZD PL

 **PEZETEL**  
POLAND

Exporter:  
PEZETEL Foreign Trade Enterprise  
of Aviation Industry,  
ul. Przemysłowa 26,  
00-950 Warszawa, POLAND  
PO Box 371; Cable: Pezetel;  
Phone: 28-50-71; Telex: 313430



**SZD-41  
JANTAR-  
STANDARD**

