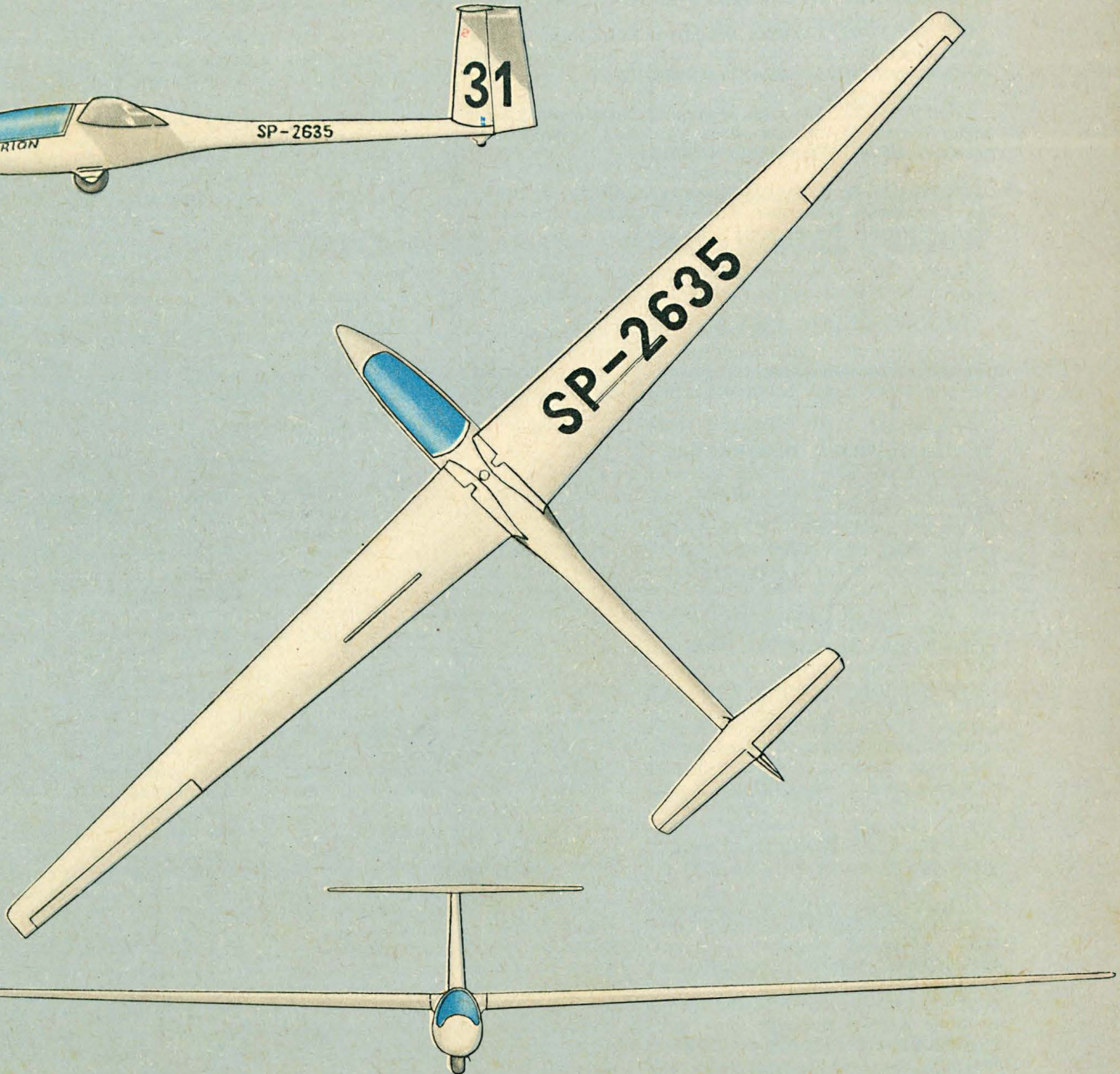
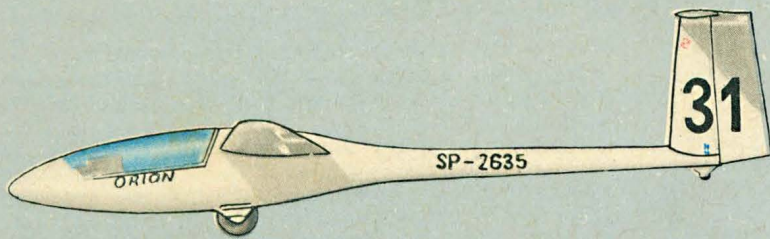


TECHNIKA

1973 7

# lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



Cena zł 12.-



## Z działalności Sekcji Lotniczych

● **Kol. Zdzisław Winecki** — z powodu złego stanu zdrowia — zrzekł się funkcji przedstawiciela Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP przy Sekcji Głównej Komunikacji Lotniczej SITK. Zarząd wyraził mu podziękowanie za wieloletnią współpracę. Łącznikiem ze strony SIMP został kol. Mieczysław Sikorski. Natomiast przedstawicielem Sekcji Głównej KL SITK przy Zarządzie Sekcji Lotniczej SIMP — pozostaje w dalszym ciągu kol. Franciszek Gwiżdż.

● Inż. Zygmunt Łata, pracownik Oddziału Prób w Locie WSK Okęcie, wygłosił odczyt na temat aktualnych problemów eksploatacji samolotów rolniczych w warunkach tropikalnych. Odczyt zorganizowany

przez Sekcję Lotniczą Oddziału Warszawskiego SIMP, odbył się 30 marca w Domu Technika w Warszawie. Temat dotyczył eksploatacji samolotów rolniczych PZL 101 Gawron i An-2 w tropikalnym, pustynno-stepowym klimacie Sudanu i Egiptu. W strefie tej występują burze piaskowe o prędkości wiatru 100—150 km/h, kończące się ulewami, często opadami gradu. W tych warunkach prowadzono obserwacje i studia w ciągu 6 miesięcy, na przełomie lat 1969/1970. Jak potrzebne były te badania, świadczy fakt, że temperatura głowic silnikowych dochodziła do 270 °C, zaś cylindry z tłokami osiągały trwałość 1/4 gwarantowanej całkowitej trwałości. Prowadzone eksperymenty m. in. dowiodły, że należy wpro-

wadzić wtrysk wody do gardzieli gaźników, zastosować dyszę wodną o średnicy 1 mm, założyć podwójny filtr powietrza z Fiata 125p, zastosować laminat do budowy zbiorników na cieczę do opryskiwania upraw itp.

Prelegent zapoznał słuchaczy ze zdjęciami, tabelami i wykresami związanymi z tropikalnymi badaniami. Po odczycie, inż. Łata oraz pilot WSK J. Jędrzejewski udzielali dodatkowych wyjaśnień. Wśród nich — bardzo ciekawa była informacja, że osprzęt pokładowy produkowany przez Wytwórnę Sprzętu Komunikacyjnego Delta Warszawa II zachowuje się poprawnie w afrykańskim klimacie tropikalnym.

## Wybrane Normy Branżowe obowiązujące w produkcji od 1.VII.1972

**BN-72/1137-02. Łożyska ślizgowe. Półpanwie z taśm bimetalowych stal—brąz spiekany z powłokami galwanicznymi. Wymagania i badania.**

**BN-72/1137-03. Łożyska ślizgowe. Tuleje zwijane z taśm bimetalowych stal—brąz spiekany z powłokami galwanicznymi. Wymagania i badania.**

**BN-72/1137-04. Łożyska ślizgowe wzdłużne. Pierścienie i segmenty ślizgowe z taśm bimetalowych stal—brąz spiekany. Wymagania i badania.**

Normy te zostały ustanowione przez naczelnego dyrektora Zjednoczenia Przemysłu Lotniczego i Silnikowego „Delta”.

Przedmiotem podanych norm są wymagania i badania półpanwi, tulei, pierścieni i segmentów ślizgowych zwijanych z taśm bimetalowych stal—brąz spiekany z powłokami galwanicznymi. Łożyskowa taśma

bimetalowa stal—brąz spiekany jest bimetalowym półfabrykatem, którego podłożem jest stalowa taśma niskowęglowa, a warstwą łożyskową — spiekana warstwa brązu.

Wymagania normy określają: wymiary, dopuszczalne zniekształcenia, nierównoległość płaszczyzn styków i prostopadłość powierzchni czołowych, materiały, strukturę warstwy brązu i warstwy ślizgowej, przyczepność warstw, ścieralność, twardość warstwy brązu, sposób cechowania, pakowania, przechowywania i transportu.

W normie podano: program badań, badania niepełne i badania pełne, sposób pobierania próbek, opis przeprowadzania badań i sposób oceny ich wyników oraz treść zaświadczenia o jakości.

Normy przyczynią się do podniesienia jakości łożysk ślizgowych wykonanych z taśm bimetalowych.

Normy można nabyć w Instytucie Lotnictwa, Warszawa, Aleja Krakowska 110/114.

## W następnym numerze...

Publikujemy artykuł, który podaje w ogólnym zarysie prognozę rozwoju przewozów lotniczych do roku 1990, wg której przewiduje się 10-krotny wzrost przewozów pasażerskich do roku 1990, uruchomienie do roku 1975 pierwszych połączeń przez Północny Atlantyk, których długość wyniesie średnio ok. 7200 km, uruchomienie połączeń ze Środkowym i Dalekim Wschodem oraz z Afryką i Ameryką Południową. Mniej intensywny będzie rozwój zagranicznych przewozów średniego zasięgu, których długość wyniesie średnio ok. 1300 km. Czynnikiem stymulującym rozwój międzynarodowych przewozów lotniczych będzie ośmiokrotny wzrost polskiego eksportu do roku 1990.

O mało znanych i prawie nie stosowanych w Polsce metodach kontroli własności łopatek silników turbinowych informuje następny artykuł. Opisane będą metody kontroli materiałów w różnych fazach procesu technologicznego oraz próby, jakim materiałom są poddawane. Metody te stosowane są w kilku zakładach i firmach zagranicznych o dużym doświadczeniu w tej dziedzinie.

W ostatnich latach nastąpił intensywny rozwój silników dwuprzepływowych o dużych stosunkach wydatków z wentylatorem napędzanym za pośrednictwem przekładni będących przeróbką wypróbowanych silników wałowych czy jedno-przepływowych silników odrzutowych, lub wykorzystujących zespoły z tych silników. Do najnowszych silników tego rodzaju należą silniki Turbomeca Astafau o ciągu 700—1000 kG, silniki Air Research Garrett TFE731 o ciągu 1600 kG oraz silniki Avco Lycoming LF502 i YF102 o ciągu 3000—3500 kG. W artykule szczegółowo będą opisane silniki Avco Lycoming.

Badania makrofotograficzne złomów zmęczeniowych elementów silników lotniczych umożliwiają ustalenie przyczyny ich uszkodzeń. Na przykładzie doświadczeń autor omawia kilka charakterystycznych grup elementów zniszczonych zmęczeniowo. Podane są kierunki analizy złomów, postępowanie w przypadku awarii, charakterystyka złomów zmęczeniowych w skali makroskopowej, możliwości określenia charakteru złomu.

Jakie powinno być wojewódzkie lotnisko sportowo-usługowe, jakie

należy uwzględnić kryteria przy jego projektowaniu? W artykule określono użytkowników takiego lotniska, sprzęt i wymagania w wariancie minimum i optimum, podano sposób konstruowania pola wzlotów i całego lotniska z uzasadnieniem proponowanego rozwiązania; podano także pewne odniesienia statystyczne do cech istniejących lotnisk sportowo-usługowych w Polsce.

W dziale: Z dziejów polskiej techniki lotniczej, będzie opisany samolot Lublin R-XIII, zwany potocznie „pasikonikiem”. Był to udany samolot łącznikowo-obszerny jak na pierwszą połowę lat trzydziestych. Charakteryzował go krótki start i lądowanie oraz dobre własności pilotażowe. W latach 1933—1939 był podstawowym samolotem w eskadrach towarzyszących.

W Kartotece TIA będą opisane: najmniejszy samolot akrobacyjny Zlin Z 526 AFS Akrobat, lekki samolot pasażerski krótkiego zasięgu Britten-Norman BN-2A Islander, odrzutowy samolot służbowy Dassault-Breguet Falcon 10 oraz lekki śmigłowiec wielozadaniowy SA 316 C Alouette 3.

## lotnicza

i 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.
II Kongres Nauki Polskiej . . . . .	1
Z KRAJU. ZE ŚWIATA . . . . .	2
PROBLEMY LOT	
<b>A. Gałeczki:</b> Wartość czasu a opłacalność transportu lotniczego	4
CIEKAWY KONSTRUKCJE	
<b>J. Kubalańca, J. Knapik:</b> Szybowiec wysokowyczynowy SZD-43 Orion . . . . .	9
<b>W. Stafiej:</b> Program próby zmęczeniowej skrzydła szybowca SZD-37 Jantar . . . . .	12
KARTOTEKA TLiA	
AESL CT/4 Airtrainer, Fokker-VFW F-28 Fellowship 2000 . . . . .	19
Bell OH-58A Kiowa, Schleicher ASK-16 . . . . .	21
<b>W. Karliński:</b> Spajanie dyfuzyjne w lotnictwie . . . . .	25
PROBLEMY RUCHU LOTNICZEGO I LOTNISK	
<b>J. Chojnacki:</b> Lotniska sportowo-usługowe w regionalnych planach zagospodarowania przestrzennego . . . . .	29
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY 9 . . . . .	33
НОВОСТИ ИЗ ПОЛЬШИИ, NEWS FROM POLAND . . . . .	34
KSIĄŻKI LOTNICZE . . . . .	35
Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ	
<b>A. Glass:</b> RWD-8 — najliczniej budowany polski samolot . . . . .	36
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH . . . . .	II str. okł.
W NASTĘPNYM NUMERZE . . . . .	II str. okł.
50 lat w służbie lotnictwa komunikacyjnego . . . . .	III str. okł.
Na okładce: SZD-43 Orion, rys. <i>K. Cieślak</i>	



WYDAWNICTWA  
CZASOPISM  
TECHNICZNYCH NOT  
Warszawa  
Czackiego 3/5

**Redaktor naczelny:**mgr inż. *Andrzej Glass***Sekretarz Redakcji:***M. Klara Szurmak***Redaktorzy działów:**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. Wołoski*

Zakłady Graficzne „Tamka”, Zakł. nr 2, W-wa, Zam. 297/73. Nakład 2400 egz.  
Zakład Kolportażu WCT NOT, 00-048 Warszawa, ul. Mazowiecka 12, tel. 26-80-16.  
Konto PKO Warszawa nr 1-9-121697 R-87

Papier druk. sat. kl. IV. 70 g 61 × 86. R-86.

Cena pojedynczego egz. zł 12,—

Prenumerata roczna zł 144

INDEKS 38006

GAŁECKI A.

#### **Стоимость времени и рентабельность авиационного транспорта**

Автор статьи делает попытку дать рабочее „определение” социальной стоимости времени, определить ее величину и значение в авиационном транспорте. В статье сделано сравнение социальной стоимости путешествия обычным реактивным самолетом STOL, самолетом с коротким взлетом STOL и автомобилем. Из этого сравнения следует, что использование самолетов с кажущейся более высокой стоимостью эксплуатации, полностью обосновано с экономической точки зрения в некоторых условиях. Пределы подразделения диапазона экономически обоснованного применения сравнимых средств передвижения иллюстрируют графики и таблицы.

KUBALAŃCA J., KNAPIK J.

#### **Спортивный планер высокого класса SZD-43 Орион**

Планер SZD-43 Орион был положительно оценен участниками XIII Планерного Мирового Чемпионата в Югославии в 1972 году, во время которого Ян Врублевски занял I место в классе Стандарт, а Францишек Кемпка III место.

Это планер смешанной конструкции: древесина-металл-ламинат. В его разработке были использованы некоторые конструктивные решения планеров Янтар и Кобра. В статье дано техническое описание планера SZD-43 Орион.

STAFIEJ W.

#### **Программа испытаний на усталостную прочность крыла планера SZD-37 Янтар**

В статье описан принцип построения программы испытаний на усталостную прочность крыла спортивного планера Янтар, изготовленного из ламината. Чтобы исследования всех блоков, на которых была подразделена программа испытаний, а именно: руления, взлета и посадки, взлета за лебедкой, управляемых нагрузок, акробатики, носили более общий характер, использовались примеры программы для спортивно-тренировочного планера, имеющего типовые конструкционные параметры.

Описан метод конструирования блока управляемых нагрузок, для спортивно-тренировочного планера типа Муха или Пират, которые используются для обучения и тренировки основной акробатики в аэроклубах.

KARLIŃSKI W.

#### **Диффузионная сварка в авиастроении**

В статье описан метод диффузионной сварки, применяемый для соединения новых огнеупорных материалов и специальных сплавов, применяемых для сооружения самолетов, ракет и космических кораблей.

Представлены конструкция и принцип действия устройства для сварки, сконструированного в Институте авиации, приведены результаты собственных исследований при сварке сплава EI437B, стали 1Н18N9T и 2НЗ.

Приведены примеры применения диффузионной сварки в авиационной и космической технике, а также данные из литературы, касающиеся других огнеупорных сплавов и титана.

СНОJНАСКI J.

#### **ложения, первые принципы разработки программ в этой области, планах пространственного освоения территории**

Автор обосновывает, почему до сих пор в публицистике и пространственном планировании уделялось мало внимания проблематике малых аэродромов, а также описывает результаты такого положения, первые принципы разработки программ в этой области, изданные Аэроклубом ПНР, и обращает внимание на необходимость учитывать такие аэродромы на картах будущего освоения районов. Текст статьи является введением к очередным статьям, касающимся аэродромов такого типа.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ  
STOWARZYSZENIA  
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW  
MECHANIKÓW POLSKICH

XXVII LIPIEC 1973

TECHNIKA

# lotnicza

## i ASTRONAUTYCZNA

7

## II Kongres Nauki Polskiej

Rok 1973 jest Rokiem Nauki Polskiej. Podstawowym celem Roku Nauki Polskiej jest podniesienie rangi nauki, wyzwolenie twórczej inicjatywy i wykorzystanie patriotycznego zaangażowania pracowników naukowych w działaniu budownictwa socjalistycznego. Rok Nauki Polskiej powinien przyczynić się do skutecznej pracy twórczej ludzi nauki i techniki, zwłaszcza wszędzie tam, gdzie jest ona potrzebna, gdzie najpełniej będzie służyć społeczno-gospodarczemu rozwojowi kraju. Wzrost efektywności badań naukowych, zwiększenie wpływu nauki na rozwój techniki, wzrost liczby nowych zastosowań wyników badań, opracowanie perspektyw rozwojowych poszczególnych dziedzin i branż, postawienie diagnoz i opracowanie ekspertyz mających stanowić podstawę podejmowania decyzji — to najważniejsze elementy programu Roku Nauki Polskiej.

Rada Ministrów określiła, iż główne kierunki działalności programowej Roku Nauki Polskiej należy koncentrować na następujących problemach:

- Określenie perspektyw i kierunków rozwoju nauki w Polsce
- Opracowanie planu rozwoju edukacji narodowej
- Sprawne i szybkie przyswajanie osiągnięć nauki w gospodarce i kulturze narodowej
- Polepszenie warunków działalności naukowo-badawczej i kształcenia wysoko kwalifikowanych kadr
- Upamiętnianie tradycji nauki polskiej
- Popularyzacja w kraju i za granicą dorobku oraz perspektyw rozwojowych nauki polskiej
- Wzrost efektywności współpracy naukowej i naukowo-technicznej z zagranicą.

Zasadniczym przedsięwzięciem do określenia perspektyw i kierunków rozwoju nauki na okres 10—15 lat był II Kongres Nauki Polskiej, który odbył się w Warszawie w dniach 26—29 czerwca 1973 r. Na Kongresie w referatach na temat lotnictwa został przedstawiony dorobek nauki i techniki lotniczej w Polsce oraz jej perspektywy rozwoju. Według wypowiedzi kierownictwa przemysłu lotniczego przed naszym przemysłem lotniczym i jego zapleczem naukowo-badawczym stoją m.in. następujące zadania:

1. Opracowanie i produkcja na potrzeby Związku Radzieckiego samolotu rolniczego M-15 o dużym udźwigu (rzędu 2000—2500 kG) o dobrych parametrach technicznych.
2. Opracowanie i produkcja na potrzeby krajów RWPG lekkiego samolotu rolniczego PZL-106 o udźwigu rzędu 700—1000 kG.
3. Opracowanie rozwojowych wersji wielozadaniowego śmigłowca dwusilnikowego Mi-2.
4. Opracowanie rozwojowych wersji lekkiego samolotu wielozadaniowego PZL-104 Wilga.
5. Opracowanie wersji rozwojowych odrzutowego samolotu szkolno-treningowego i szkolno-bojowego Iskra.
6. Opracowanie nowoczesnych szybowców wysokowyczynowych laminatowych rodziny Jantar i klasy standard rodziny Orion oraz dwumiejscowych motoszybowców.
7. Opracowanie nowych silników turboodrzutowych i turbinowych do projektowania sprzętu lub uruchomienie produkcji odpowiednich silników licencyjnych.
8. Produkcja nowoczesnych silników tłokowych do samolotów lekkich.
9. Opracowanie i uruchomienie produkcji niezbędnego wyposażenia i sprzętu lotniczego, w szczególności awionicznego.



## POLSKA

● Rok 1972, będący 50 rokiem istnienia polskiego transportu lotniczego, można określić jako najlepszy i w pewnym stopniu przełomowy w powojennej działalności Polskich Linii Lotniczych LOT. Na szczególne osiągnięcia złożył się z jednej strony duży wzrost ilościowy pracy przewozowej, z drugiej — znaczne rozszerzenie zakresu i jakości usług przez zapoczątkowanie długodystansowych lotów transoceanicznych (w roku 1972 czarterowych).

Ogólna, całkowita praca przewozowa LOT w roku 1972 zwiększyła się o 32%, tj. do 94,8 mln tonokilometrów.

Przewozy pasażerskie zwiększyły się — według pasażerokilometrów — o 30% (zagraniczne o 34%, krajowe o 21%).

LOT w 1972 r. przewiózł 1 342,9 tys. pasażerów, tj. o 257,2 tys. więcej niż w roku 1971, w tym 470,8 tys. w lotach zagranicznych (więcej o 95,9 tys.) i 872,1 tys. w krajowych (więcej o 161,3 tys.).

Wskaźnik wykorzystania miejsc pasażerskich: na liniach zagranicznych 55%, na krajowych 78%.

Sieć linii zagranicznych wyniosła na koniec 1972 r. 39 544 km, zaś linii krajowych 6275 km.

Akumulacja — w porównaniu z bardzo pomysłowym 1971 r. — wzrosła o 160%.

● Na miesiąc przed rozpoczęciem lotów atlantyckich w PLL LOT zgłoszono ok. 7000 rezerwacji miejsc. Przewiduje się, że LOT (jako 22 towarzystwo lotnicze nad Atlantyką) przez okres sezonu turystycznego przewiezie na tej trasie ok. 12 tys. pasażerów. Obywatele polscy będą mogli nabywać bilety do Nowego Jorku za złotówki (w lecie: w klasie ekonomicznej 8821 zł; bilet młodzieżowy w obie strony — 5748 zł).

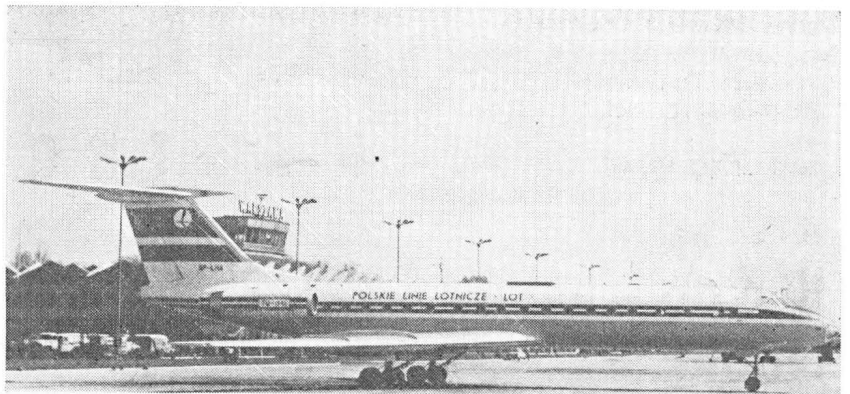
Rezerwacje miejsc w USA przyjmują biura LOT w Nowym Jorku, Chicago i Waszyngtonie, a także za pośrednictwem biur podróży. Personel LOT w Nowym Jorku zatrudnia 30 osób, w Chicago 8 osób. Na lotnisku im. J. F. Kennedy'ego w Nowym Jorku LOT ma swą placówkę oraz zatrudnia hostessy.

W Warszawie starty i lądowanie samolotów linii amerykańskiej skoordynowane są z odlotami i przylotami samolotów linii do krajów demokracji ludowej, na Bliski Wschód, a także samolotów komunikacji krajowej, tak aby pasażerowie nie czekali dłużej na połączenie niż 1 godzinę.

● PLL LOT uruchomiły 4 kwietnia br. regularne połączenie na trasie **Warszawa—Damaszek** przez **Istanbul**. Linia jest obsługiwana raz w tygodniu samolotami Il-18 i zapewnia dogodnie połączenie z Australią. Cena biletu w jedną stronę wynosi 4899 zł.

● Od niedawna kasy PLL LOT przyjmują bez okazywania paszportu rezerwację na wszystkie linie zagraniczne. Okazanie ważnego paszportu z wymaganymi wizami konieczne jest przy wykupywaniu biletu na zarezerwowane wcześniej miejsce. Najpóźniejszy termin wykupienia biletu podają kasy LOT.

● Już na początku br. przedsiębiorstwo handlu zagranicznego Pezetel zawarło kontrakty na dostawę dla odbiorców zagranicznych 65 samolotów polskiej produkcji. Są to dwupłatowce An-2 (w wersji pasażerskiej) i do szkolenia skoczków spadochronowych) oraz Wilgi (jako samoloty dyspozycyjne, sanitarne i do holowania szybowców). Samoloty zakupiły m. in. ZSRR, NRD, Bułgaria, KRL-D, Mongolia oraz Anglia i Francja. Kontrahenci zagraniczni (KRL-D oraz Anglia, Szwecja, Szwajcaria, Aus-



W marcu i kwietniu br. LOT otrzymał samoloty Tu-134A o znakach SP-LHA, SP-LHB i SP-LHC

Fot. J. Czerniak

tralia i Nowa Zelandia) zamówili również 131 szybowców, w tym 40 wyczynowych Cobra, 59 treningowych Piratów i 32 szkolne Bociany.

● Z Międzynarodowego Ośrodka Lotnictwa Rolniczego z siedzibą w Hadze nadeszło oficjalne zawiadomienie o przyjęciu Polski — którą reprezentować będzie przedsiębiorstwo handlu zagranicznego Pezetel — w poczet członków tej organizacji.

● Minęło 100 lat od powołania Światowej Organizacji Meteorologicznej, zrzeszającej obecnie 130 krajów. W br. rozpoczyna się w Warszawie rozbudowa gmachu Instytutu Meteorologii i Gospodarki Wodnej. W nowym skrzydle budynku znajdzie siedzibę Narodowe Centrum Meteorologiczne, którego utworzenie wzmocni polską służbę prognozytyczną. Na przełomie roku 1973/74 IMiGW otrzyma komputer Odra 1305. W połączeniu z pracą Zakładu Badań Satelitarnych i Rakietowych w Krakowie oraz systemem stacji aerologicznych z centrum w Legionowie, Narodowe Centrum Meteorologiczne w Warszawie będzie gotowe przy końcu przyszłego roku do włączenia się w światowy system nowoczesnej łączności meteo.

● Piloci przedsiębiorstwa usług gospodarczych wystartowali z Okęcia do Addis Abeby. Etapowego przelotu dokonano na samolotach An-2, które będą opylać etiopskie plantacje bawełny na podstawie umowy zawartej między przedsiębiorstwem Pezetel i rządem Etiopii.



## AUSTRALIA

● Na konkurs rozpisany w Australii na konstrukcję klubowego szybowca wyczynowego o rozpiętości 13 m nadesłano projekty z 7 krajów, m. in. z CSRS i Węgry.



## BRAZYLIA

● Rząd Brazylii zawarł umowę z francuskim koncernem Aerospatiale na licencyjną produkcję 30 lekkich śmigłow-

ców SA341 Gazelle w wytwórni EM-BRAER. Przewidywany jest zbyt 300—400 śmigłowców tego typu w Ameryce Południowej w latach 1975—1980.



## CZECHOSŁOWACJA

● W końcu 1972 r. Czechosłowacja zakupiła pierwszy samolot Jak-40 do lotów służbowych dla eskadry rządowej. Samolot nosi rejestrację cywilną i znaki lotnictwa ministerstwa spraw wewnętrznych. Samolot ma prędkość przelotową 510 km/h, a ciężar startowy 15 500 kg.



## FRANCJA

● Odbijające się od października 1972 r. próby w locie aerobusu europejskiego A-300B oceniane są jako więcej niż zadowalające. Uzyskano duży sukces w zakresie wyciszenia samolotu. Pomiarzy hałasu dokonane na lotnisku Orly wykazały dla aerobusu 89 decybeli, dla DC-8 120, zaś dla Caravelle — 110. W Stanach Zjednoczonych od 1978 r. będzie wymagane świadectwo akustyczności dla wszystkich samolotów transportowych. Trzeba nadmienić, że — wg danych angielskich — perspektywny samolot transportowy będzie miał wyciszony hałas do 20 EPN dB.

● Nabór pilotów komunikacji lotniczej odbywa się we Francji — w zasadzie — poprzez centrum szkolenia personelu lotniczego — Szkołę Pilotów Komunikacyjnych w Montpellier — Fréjorques. Program tej szkoły przewiduje 2 lata szkolenia i obejmuje w pierwszym okresie 180 godzin lotów, 175 godzin wykładów, 80 godzin ćwiczeń na symulatorze, a następnie na drugim stopniu odpowiednio 200, 120 i 70 godzin.

Szkolenie odbywa się w samolotach odrzutowych i turbośmigłowych. Z 1000 kandydatów na pierwszy stopień przechodzi ok. 150, na drugi ok. 50.

● Francuskie lotnictwo morskie Aéronavale wybrało samolot Dassault Super Etandard jako przyszłe wyposażenie swych lotniskowców. Samoloty mają być dostarczone w 1977 r.



## KANADA

● Kanada zainteresowana jest zakupem samolotów Jak-40. Rząd kanadyjski wysunął propozycje budowy tych samolotów z licencji w Kanadzie.



## NRD

● Linie lotnicze Interflug mają obecnie oddział eksploatujący śmigłowce Mi-8 i Ka-26 dla potrzeb gospodarki narodowej. Sprzęt ten jest wykorzystywany przy pracach budowlanych, montażowych i transporcie w trudno dostępnym terenie. Warto przypomnieć, że w Polsce wielokrotnie postulowano scentralizowanie usług lotniczych dla celów ogólnogospodarczych.



## NRF

● Wytwórnia VFW-Fokker podjęła decyzję rozpoczęcia produkcji samolotu VFW 614, którego prototyp rozbił się ub. r. Do chwili podjęcia powyższej decyzji te prototypy wykonały łącznie 200 h lotów. Pierwsze samoloty seryjne mają być gotowe w początku 1975 r. Przewiduje się produkcję 350 samolotów.

● Poważny kryzys przeżywają obecnie zachodniemieckie zakłady lotnicze VFW-Fokker GmbH w Bremie, które z powodu braku zamówień zwolniły 1000 pracowników. Zapowiedziano zwolnienie dalszych 1000 pracowników tej firmy.



## RUMUNIA

● Przedstawiciele firmy Lockheed odwiedzili Rumunię w związku z zamiarem nabycia przez Rumuńskie Linie Lotnicze dwóch samolotów typu Lockheed L-1011 TriStar.



## SZWAJCARIA

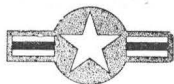
● Szwajcarska wytwórnia Pilatus w 1973 r. ma wyprodukować 75 metalo-

wych szybowców Pilatus B-4. Rozpoczęto przygotowania drugiej setki tych szybowców. W 1974 r. będzie uruchomiona druga linia montażowa, dzięki której produkcja ma wzrosnąć do 200 szybowców rocznie.



## SZWECJA

● W Szwecji powstał pierwszy lekki dywizjon szturmowy wyposażony w samoloty SK60B (Saab 105).



## USA

● Lotnicza Komisja Doradcza prezydenta Nixona zaleca: zintegrowanie lotnictwa cywilnego i wydzielenie go z ministerstwa transportu w osobny urząd w randze podsekretariatu stanu, opracowanie 10-letniego planu rozwoju oraz wzmoczenie badań zmierzających do zmniejszenia hałasu lotniczego.

● Zakłady Boeing opracowują nowy typ samolotu komunikacyjnego, który ma być produkowany w trzech wersjach: bliskiego, średniego i dalekiego zasięgu. Samolot będzie napędzany dwoma (w wersji dalekiego zasięgu trzema) silnikami. Zasięg samolotu w zależności od wersji ma wynosić odpowiednio 2800, 3700 lub 9800 km. Samoloty te mają w szerokim zakresie uwzględnić wymogi wynikające z ochrony środowiska.

● Władze USA zakazały lotów nad swym terytorium samolotom naddźwiękowym w warunkach przekraczania bariery dźwięku.

Jeżeli chodzi o francusko-brytyjski samolot Concorde to przewiduje się udzielenie mu prawa lądowania w Nowym Jorku, po przelocie nad Atlantykiem, jednak tylko po uwzględnieniu amerykańskich przepisów, co do ograniczenia hałasu przy lądowaniu i starcie.



## W. BRYTANIA

● W samolotach seryjnych Concorde zastosowano hamulce Dunlopa nowego typu. Tarcze hamulca wykonane są z włókien węglowych zatopionych w macierzy również węglowej. Węgiel zdy-

stansował tradycyjną stal: jest lżejszy i wytrzymuje wyższe temperatury. Węglowe hamulce są znacznie sprawniejsze, lecz 4-krotnie droższe. Jednak dzięki użyciu tego typu hamulców konstruktorzy Concorde zmniejszyli ciężar samolotu o 550 kG, co odpowiada 6 miejscom pasażerskim. Trwałość węglowych hamulców pięciokrotnie przewyższa trwałość hamulców stalowych.



## ZSRR

● Samolot Tu-144 wejdzie do eksploatacji pod koniec 1974 r. Będzie to wersja 140-osobowa i w pierwszym okresie użytkowania przeznaczona będzie do przewozu poczty i towarów, przy czym zostanie wyposażona w specjalne urządzenia pomiarowe. Egzemplarz przeznaczony do seryjnej produkcji będzie miał dłuższy kadłub, umożliwiający zabieranie 140 pasażerów. Zmiany obejmują również przednią część kadłuba, co ma ułatwić załozde lepszą widoczność podczas startów i lądowań.

● W związku ze stale rosnącym zapotrzebowaniem na samoloty transportowe do przewożenia kontenerów, postanowiono wykorzystać do tego celu wszystkie samoloty An-12 i wyposażyć je w odpowiednie urządzenia. Są nimi przede wszystkim zautomatyzowane urządzenia załadowczo-rozładowcze kontenerów.

● Związek Radziecki i Stany Zjednoczone będą wspólnie badały zanieczyszczenie atmosfery przez samoloty naddźwiękowe. Umowa w tej sprawie została zawarta w Moskwie we wrześniu 1972 r.

● Wystrzelenie radzieckich rakiet meteorologicznych M-100 z francuskiej wyspy Kerguelena, położonej w południowej części Oceanu Indyjskiego, rozpoczęło radziecko-francuską współpracę w zakresie badań kosmicznej meteorologii. Rakiety sondują atmosferę do wysokości ok. 90 km. Radzieckie rakiety meteorologiczne startują obecnie z wyspy Hejsa w Archipelagu Ziemi Franciszka Józefa, ze stacji Mołodiożnaja na Antarktydzie, indyjskiego kosmodromu Tumba oraz z rejonu Wołgogradu. Wyspa Kerguelena dopełnia południkową sieć stacji, z których możliwe jest badanie górnych warstw atmosfery, praktycznie na jednym i tym samym południku.

● Na wzór towarzystw w innych krajach Aeroflot uruchomił 3-letnie szkolenie pracowników lotnictwa cywilnego. Zorganizowana w Leningradzie szkoła przeznaczona jest dla dyspozytorów ruchu, służb obsługi pasażerów i sprzedawców biletów lotniczych.

## PEZETEL na Międzynarodowych Targach Technicznych 1973 w Poznaniu

Na tegorocznych Targach znalazły się następujące eksponaty polskiej produkcji lotniczej: wielozadaniowy samolot PZL-104, Wilga 35, gospodarczy samolot An-2, odrzutowy samolot TS-11 Iskra, śmigłowiec Mi-2, szybowce SZD-30 Pirat, SZD-9bis Bocian 1E, SZD-36 Cobra 15, SZD-37 Jantar.

Nowością był 2-miejscowy motoszybowiec SZD-45 Ogar, górnopłat konstrukcji laminatowo-metalowej, wyposażony w silnik Sportavia-Lim-

bach typu SL-1700 EC napędzany śmigłem pchającym. Ogar przeznaczony jest do szkolenia w pilotażu pod bezpośrednim nadzorem instruktora.

Ekspozowane były lotnicze silniki tłokowe: 9-cylindrowy w układzie gwiazdy AI-14R o mocy 260 KM, stosowany w samolocie PZL-104 Wilga 35 i silnik ASZ-62IR o mocy 1000 KM stosowany w samolocie An-2; turbiniowe silniki lotnicze GTD-350 o mocy 400 KM do napędu śmigłow-

ców w układach pojedynczym lub zdwojonym; turbiniowe silniki odrzutowe SO-3 do napędu samolotów szkolno-treningowych TS-11 Iskra.

Pokazano też przyrządy pokładowe do wyposażenia szybowców i średnich samolotów oraz części lotnicze. PEZETEL zawarł wiele umów na łączną sumę 144 mln złotych dewizowych, obejmujących eksport i import. Zakupiono m. in. 2 samoloty Il-62 dla PLL LOT, które będą dostarczone w 1974 r.

## Wartość czasu a opłacalność transportu lotniczego

Coraz częściej w specjalistycznych opracowaniach na temat efektywności działalności gospodarczej pojawia się pojęcie *społecznej wartości czasu*. Jej znaczenie dla rachunku efektywności jest dla wszystkich oczywiste, intuicyjnie wyczuwalne. Co więcej, stosunkowo łatwo można zauważyć, że społeczna wartość czasu stale wzrasta i jest ściśle związana z rozwojem gospodarczym. Brak jednak, jak dotąd, ścisłej definicji tego pojęcia, co uniemożliwia jego kwantyfikację.

W niniejszym opracowaniu podjęto próbę określenia „roboczej” definicji po to, aby na jej podstawie określić konkretne wielkości wartości czasu i ustalić jej znaczenie w transporcie, a szczególnie w transporcie lotniczym.

Obserwowana w rozwoju transportu tendencja do osiągania coraz większych prędkości powodowana jest właśnie potrzebą oszczędności czasu. Jest on coraz cenniejszy, a jego wartość osiąga wielkości tak znaczące, że uzasadnia ogromne nakłady finansowe przeznaczone na wzrost prędkości w transporcie.

Wzrastająca wartość czasu jest więc motorem burzliwego rozwoju przede wszystkim lotnictwa cywilnego. Istnieją oczywiście inne czynniki preferujące rozwój transportu lotniczego (np. komfort podróży czy niemożliwość zastosowania innych środków transportu), jednak mają one dużo mniejsze znaczenie.

Tak więc skwantyfikowanie wartości czasu uzupełni rachunek ekonomiczny o dodatkowy parametr dotąd w kategoriach ekonomicznych pomijany. Ponadto (w dziedzinie transportu) urealni porównywanie faktycznego, społecznego kosztu podróży różnymi środkami transportu, z uwzględnieniem różnic kosztu powodowanych oszczędnością czasu.

W innych dziedzinach gospodarki utrata efektywnego czasu pracy oznacza stratę również nie zawsze możliwą do wartościowego określenia. Istnieje co prawda pojęcie wydajności pracownika, lecz jest to wskaźnik trudno porównywalny, względny i nie nadający się do wprowadzenia bezpośrednio do rachunku efektywności. Główna rola tego wskaźnika ma charakter lokalny. Wprowadzenie pojęcia **wartość czasu** może i tu wpłynąć na właściwszą ocenę strat i zysków.

### Wstępna definicja pojęcia — społeczna wartość czasu

Przestój środków trwałych w produkcji oznacza straty materialne wynikające z zamrożenia w nich określonych nakładów inwestycyjnych. Natomiast

Autor podejmuje próbę określenia „roboczej” definicji społecznej wartości czasu, określenia jej wielkości oraz znaczenia w transporcie lotniczym.

W artykule przeprowadzono porównanie społecznego kosztu podróży odrzutowym samolotem konwencjonalnym CTOL, samolotem krótkiego startu STOL i samochodem.

Z porównania tego wynika, że wprowadzenie, kosztowniejszych w eksploatacji samolotów, jest mimo to ekonomicznie uzasadnione w pewnych warunkach. Granice podziału zakresów ekonomicznego zastosowania porównywalnych środków komunikacji ilustrują wykresy i tablice.

strata czasu pracownika gospodarki narodowej (mowa o wszystkich zatrudnionych, niekoniecznie produkcyjnych, co będzie dokładniej omówione poniżej) stanowi zamrożenie jego potencjalnych możliwości — straty, które mogą wyniknąć z tego zamrożenia można mierzyć właśnie **społeczną wartością czasu**, przy czym jako stratę należy tu rozumieć ilość pracy o określonej średniej wartości, możliwą do wykonania w czasie straconym (np. na podróż).

Jak wcześniej powiedziano, wartość czasu stale wzrasta, a wzrost ten powodowany jest rozwojem technologii, wzrostem wydajności, coraz lepszą jakością materiałów, coraz większą sprawnością zarządzania, coraz lepszą organizacją wszystkich dziedzin życia gospodarczego, wzrostem płac, szybszym obrotem środków inwestycyjnych czyli rozwojem wszystkich czynników stanowiących o wielkości dochodu narodowego.

Tak więc, bazą do obliczeń społecznej wartości czasu będzie dochód narodowy w odniesieniu do wszystkich zatrudnionych w gospodarce narodowej, również w działalności nieprodukcyjnej, ponieważ tzw. praca nieprodukcyjna jest niezbędna do sprawnego funkcjonowania gospodarki. Włączenie do obliczeń pracowników nieprodukcyjnych może być dyskusyjne, jednak dla pokazania istoty rachunku nie ma znaczenia.

Przyjmując takie założenie jako punkt wyjścia do dalszych rozważań, proponuje się następującą definicję społecznej wartości czasu:

wartość jednostki czasu społecznego —  $K$  (przyjmijmy jako podstawę 1 h), jest to średnia wartość dodatkowa, jaką może wytworzyć jeden pracownik gospodarki narodowej w ciągu 1 h w określonym przedziale czasu, obejmującym zamknięty okres sprawozdawczy, np. rok (tj. okres charakteryzujący się średnim w tym czasie stanem gospodarki narodowej — w tym średnim poziomie technologii, nasyceniem inwestycyjnym stanowisk pracy itp.).

Można to sformułować następująco:

$$K = \frac{D_n}{L \cdot E} \quad [\text{zł/h}]$$

gdzie:

$K$  — wartość społeczna jednostki czasu

$D_n$  — dochód narodowy

$L$  — liczba zatrudnionych w Polsce w danym roku

$E$  — efektywny fundusz czasu pracy w ciągu roku 1 pracownika.



Tak określona społeczna wartość czasu jest średnią dla całej gospodarki w odniesieniu do dochodu narodowego, a więc średnią w skali roku. Gdyby rozpatrywać ją w różnych przekrojach strukturalnych wartość ta byłaby zróżnicowana, np. wartość godziny czasu w poszczególnych gałęziach gospodarki czy też w poszczególnych grupach społecznych.

Z punktu widzenia potrzeb transportu istotna byłaby znajomość wartości czasu w przekroju społecznym — środowiskowym (zależnie od zawodu, wykształcenia itp.), co przy znajomości struktury przewozów potoków pasażerów pozwoliłoby na dokładne określenie strat i oszczędności dla gospodarki narodowej wynikających ze strat czasu ponoszonych przez pasażerów i co za tym idzie optymalny w danych warunkach dobór rodzaju środka transportu dla określonej podróży.

Na obecnym etapie skoncentrujemy się jednak na średniej wartości czasu, która dla niniejszego opracowania jest wystarczająca.

Tablica 1

Rok	1970	1975	1980	1985	1990	1995	2000
Dochód narodowy [mld zł]	848	1180	1695	2395	3350	4690	6540
Liczba pełnozatrudnionych [mln osób]	15,5	17,1	16,6	17,2	17,3	17,5	17,8
Ogólny roczny czas efektywnej pracy 1 zatrud. w godzinach	max 2090	1902	1714	1505	1379	1254	1149
	min 2090	2027	1806	1735	1630	1546	1442
(2 × 3) efektywny roczny czas społeczny pracy [mln h]	max 32 395	32 524	28 452	25 886	23 857	21 945	20 452
	min 32 395	34 662	29 980	29 842	28 199	27 055	25 668
Spoleczna wartość 1 h [zł/h]	max 26,2	36,3	59,6	92,5	140,4	213,7	319,8
(1 : 4)	min 26,2	34,0	56,5	80,2	118,8	173,4	254,8

Tablica 1 przedstawia (min. — maks.) wartość czasu dla lat 1970—2000 z uwzględnieniem skrócenia wieku emerytalnego w PRL o pięć lat od roku ok. 1985. Należy zaznaczyć, że choć dane wyjściowe zaczerpnięto z oficjalnych publikacji (niżej wymienionych), to zestawienie ma charakter nieostateczny. Wartość czasu wyliczona w tablicy 1 niezbędna jest do pokazania metodyki optymalnego doboru środków transportu, który to dobór zależy przede wszystkim od wartości czasu, natomiast bezwzględne wartości liczbowe przytoczone w tablicy 1 nie uwzględniają jeszcze wielu czynników mających wpływ na wartość czasu, w związku z czym są tylko przybliżone, a dokładne ustalenie kryteriów jej określania wymaga szerokiej dyskusji i fachowych konsultacji. Natomiast dokładność danych dla potrzeb niniejszego opracowania jest wystarczająca.

Dane źródłowe w tablicy 1:

1. Wielkość dochodu narodowego przyjęto z opracowania *Perspektywy rozwoju społeczno-gospodarczego Polski do 1990 roku*. Studium robocze. Komisja Planowania przy Radzie Ministrów, Zespół Planów Perspektywicznych. Warszawa, czerwiec 1971.

2. Pozostałe wielkości przyjęto za M. Rakowskim *Szacunek bilansu pracy do roku 2000*. Wartości maksymalne i minimalne zależą od realizacji mniejszego lub większego programu socjalnego.

## Wartość czasu jako podstawa porównania społecznego kosztu podróży różnymi środkami transportu

Ostatnio coraz wyraźniej zarysowuje się na świecie zapotrzebowanie na samoloty krótkiego startu tzw. STOL (Short Take-off and Landing). Również w Polsce przewidywane jest wprowadzenie tego typu samolotów, podjęto więc próbę ekonomicznego uzasadnienia ich eksploatacji. Na ogół istniejące już prototypy jak też przewidywane konstrukcje samolotów STOL charakteryzują się większymi o ok. 40—50% kosztami jednostkowymi użytkowania niż samoloty konwencjonalne (rys. 1 wg Douglas Aircraft Co.). Fakt wprowadzenia samolotów STOL wydaje się mimo to w najbliższej przyszłości niezaprzeczalny.

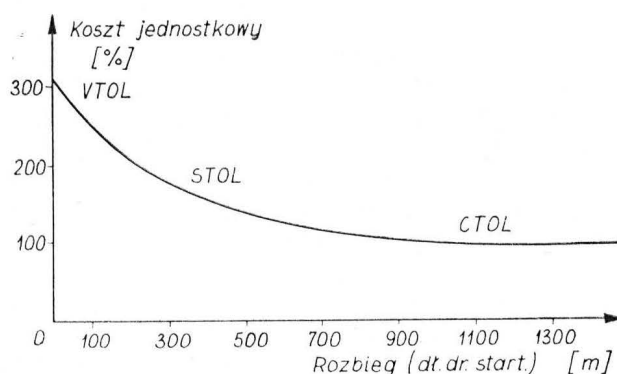
Pozornie wprowadzanie kosztowniejszych w eksploatacji środków transportu jest ekonomicznie nieuzasadnione, jednak dokładniejszy rachunek uwzględniający wartość czasu traconego na podróży wykazuje w pewnych warunkach zasadność takiego rozwiązania.

(Podjęto próbę porównania społecznego kosztu podróży:

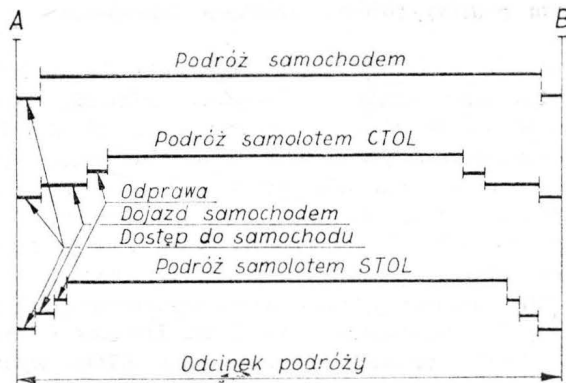
- odrzutowym samolotem konwencjonalnym — CTOL
- samolotem krótkiego startu — STOL
- samochodem

przy założeniu pełnej substytucji wymienionych środków transportu na badanych odcinkach. Obliczenia wykonano dla różnych długości odcinka podróży i powtarzano cykl obliczeń dla różnych wartości czasu (wynikających z tabl. 1).

Przyjęto, że podróż na odcinku AB zależnie od środka transportu składa się z różnych elementów, każdy element to sposób przemieszczania się pasażera w trakcie podróży z A do B (rys. 2).



1. Koszty jednostkowe użytkowania samolotów konwencjonalnych i krótkiego startu



2. Elementy podróży na odcinku AB

Na tej podstawie ustalono zależności ogólne, według których wykonano następnie obliczenia liczbowe, zależności te są następujące:

*koszt społeczny podróży samochodem*

$$K_{A\text{calc.}} = K(2t'_A + t_A) + K_A$$

*koszt społeczny podróży samolotem konwencjonalnym CTOL*

$$K_{C\text{calc.}} = K[2(t'_A + t_A + t_M) + t_C] + K_C$$

*koszt społeczny podróży samolotem krótkiego startu STOL*

$$K_{S\text{calc.}} = K[2(t'_A + t_A + t_M) + t_S] + K_S$$

gdzie:

- $K$  — społeczna wartość jednostki czasu
- $K_{\text{calc.}}$  — całkowity społeczny koszt podróży
- $K_A$  — koszt podróży samochodem
- $K_C$  — koszt podróży samolotem CTOL
- $K_S$  — koszt podróży samolotem STOL
- $t'_A$  — czas dostępu do samochodu
- $t_A$  — czas podróży samochodem
- $t_C$  — czas podróży samolotem CTOL
- $t_S$  — czas podróży samolotem STOL
- $t_M$  — czas manipulacji lotniskowych.

Wymienione elementy czasu podróży uzależnione są od prędkości środka transportu i długości odcinka, należy tu jeszcze raz zasygnalizować wspomnianą już substancję, tzn. dla danego odcinka należy przeprowadzić obliczenia dla wszystkich porównywanych środków transportu, w związku z tym rachunek powinien zawierać następujące kroki:

— obliczenie i przedstawienie wykreślne całkowitego kosztu podróży w funkcji odległości porównywanych 3 środków transportu wg wyżej postulowanych zależności,

— przecięcia omawianych trzech funkcji określają zakresy odległości ekonomicznego stosowania poszczególnych środków transportu (dla danej wartości czasu),

— rachunek należy powtórzyć dla kolejnych lat, tj. dla kolejnych, wzrastających wartości czasu,

— otrzymany szereg punktów przecięć (odpowiednio dla poszczególnych wartości czasu) można traktować jako funkcję opisaną numerycznie, a wykreślenie jej

we współrzędnych wartość czasu—odległość przewoźnika pozwoli na odczyt zakresu optymalnej eksploatacji porównywanych środków transportu dla dowolnej wartości czasu (jednocześnie za pomocą dodatkowego wykresu na umiejscowienie jej w czasie).

**Obliczenia liczbowe i ich graficzny obraz**

W oparciu o obliczoną w tabelicy 1 wartość społeczną czasu oraz postulowane zależności ogólne, według opisanego trybu postępowania przeprowadzono obliczenia szczegółowe. Dane niezbędne do przeprowadzenia rachunku ujęto w tabelicy 2. Przedstawione w niej wielkości przyjęto wg następujących kryteriów:

- wartości czasu przyjęto jako średnie zakresu min—max podanego w tabelicy 1,
- ponieważ wprowadzenie samolotu krótkiego startu STOL przewidziane jest ok. roku 1990, porównuje się go z samolotem konwencjonalnym CTOL również przewidywanym do eksploatacji w roku 1990,
- dane dotyczące kosztów eksploatacji odpowiadają przewidywanej sytuacji w roku 1990, a ich zróżnicowanie dla poszczególnych wcześniejszych okresów wynika ze zróżnicowanej wielkości przewozów,
- pozostałe wartości przyjęto wg opracowania dra Rataja nt. czasów dostępu i kosztów eksploatacji w komunikacji dowozowej (samochód w komunikacji dowozowej traktowany jest pod względem kosztów inaczej niż w przypadku podróży z A do B),
- całość danych wyjściowych (oprócz wartości czasu) dla zachowania porównywalności określona jest dla poszczególnych lat w warunkach roku docelowego, tj. 1990 (do tego roku opracowuje się w chwili obecnej programy długoterminowe).

Aby nie rozpraszać uwagi czytelnika, pominięto operacje czysto rachunkowe ograniczając się do podania wielkości wynikowych, tj. całkowitego kosztu podróży w funkcji odcinka, zależnie od wartości czasu (wartości czasu — średnie wg tabelicy 2). Nu-

T a b l i c a 2. Elementy składowe całkowitego kosztu podróży porównywanych środków transportu

Rok		1970	1975	1980	1985	1990
Spoleczna wartość czasu [zł/h]		26,2	35,2	58,1	86,4	129,6
Koszt 1 pkm ofer. [zł/pkm of.]	CTOL	0,82	0,78	0,72	0,59	0,55
	STOL	1,08	1,03	0,95	0,78	0,73
	samo- chód	0,80	0,75	0,70	0,65	0,60
Średnią prędkość na trasie [km/h]	CTOL			750		
	STOL			600		
	samo- chód			120		
Czas dostępu [h]	CTOL			0,30		
	STOL			0,15		
	samo- chód			0,90		
Czas odprawy [h]	CTOL			0,25		
	STOL			0,16		
Zwiększenie czasu podróży ze względu na start i lądowanie [h]	CTOL			0,15		
	STOL			0,08		
Koszt dojazdu na lotnisko — 40% samoch., 60% autobus [zł]	CTOL			16		
	STOL			8		

Tablica 3. Całkowity koszt społeczny podróży z A do B samolotem konwencjonalnym CTOL

Wartość czasu [zł/h]	Odległość [km]			
	200	400	600	800
26,2	225	395	566	738
35,2	232	397	562	728
58,1	259	418	578	737
86,4	281	421	563	704
129,6	346	490	635	780

Tablica 4. Całkowity koszt społeczny podróży z A do B samolotem krótkiego startu STOL

Wartość czasu [zł/h]	Odległość [km]			
	200	400	600	800
26,2	252	476	701	926
35,2	251	469	687	904
58,1	259	468	768	887
86,4	255	439	625	809
129,6	290	478	669	858

Tablica 5. Całkowity koszt społeczny podróży z A do B samochodem

Wartość czasu [zł/h]	Odległość [km]			
	200	400	600	800
26,2	209	411	616	820
35,2	216	422	632	842
58,1	249	484	721	960
86,4	292	561	838	1114
129,6	364	691	1031	1372

merycznie przedstawiają to tablice 3, 4 i 5. Należy tu zwrócić uwagę na ogólną strukturę całkowitego kosztu podróży przedstawionego w tablicach, składa się on z dwóch podstawowych elementów, tj. z faktycznego kosztu podróży z A do B oraz z wartości całego, straconego na pokonanie odległości z A do B czasu. Korelacja tych wielkości decyduje o przebiegu funkcji. Dokładna interpretacja przebiegów omawianych funkcji wyznacza dalszy tok rozumowania.

Na podstawie tak określonych kosztów sporządzono wiele wykresów porównawczych zgodnie z przyjętą wcześniej metodyką, odpowiednio dla kolejnych wartości czasu w funkcji odległości przewozu. Wykresy te pokazano na rys. 3, 4, 5, 6, 7.

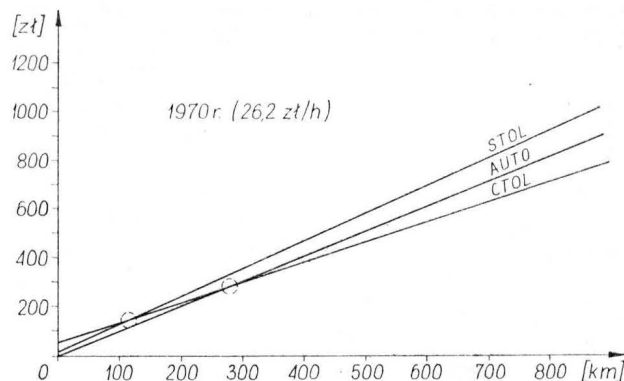
Z porównania kolejnych wykresów wynika, iż oprócz równoległego przesuwania się wzwyż funkcji (prostej) obrazującej koszt podróży (dla tego samego środka transportu), zmienia się jej kąt nachylenia a więc tempo wzrostu, dodatkowo należy zauważyć, że środek jej obrotu również zmienia swoje położenie, co ma określone konsekwencje. Już po wstępnej analizie można stwierdzić, że głównie decyduje o tym wartość czasu.

Zmiana położenia omawianych prostych odzwierciedla zmianę sytuacji w ekonomicznym podziale przewozów porównywanych środków transportu zależnie od odległości przewozu.

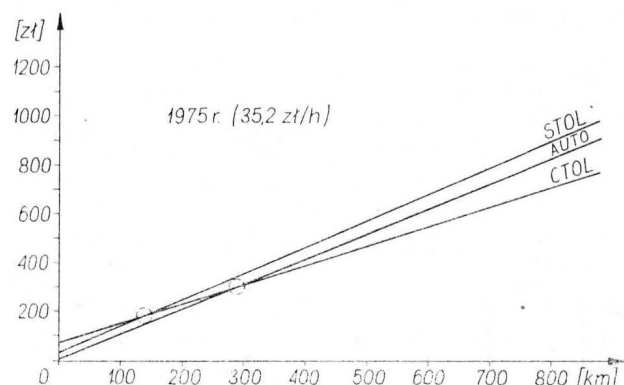
Przy małych wartościach czasu, np. 26,2 zł/h (rys. 3), okazuje się że najtaniej wypada podróż samochodem na odległość do ok. 310 km, powyżej tej odległości

najtaniejsza okazuje się podróż samolotem odrzutowym, konwencjonalnym — CTOL, natomiast STOL jest kosztowniejszy zarówno od samolotu CTOL, jak i od samochodu.

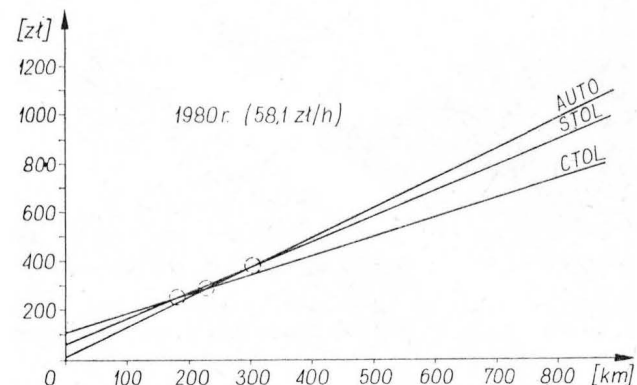
Przy większych wartościach czasu, np. 86,4 zł/h (rys. 6), co według przytoczonych danych prawdopodobnie będzie miało miejsce ok. 1985 r., na pewnych odległościach, od ok. 140 km do ok. 320 km, najbardziej ekonomiczny będzie samolot krótkiego startu STOL, poniżej 140 km samochód, natomiast powyżej 320 km CTOL. Dalsze zwiększanie wartości czasu powoduje rozszerzenie zakresu ekonomicznego zastosowania samolotu STOL (rys. 7). Należy tu zwrócić uwagę, iż aby powyższe rozumowanie dawało



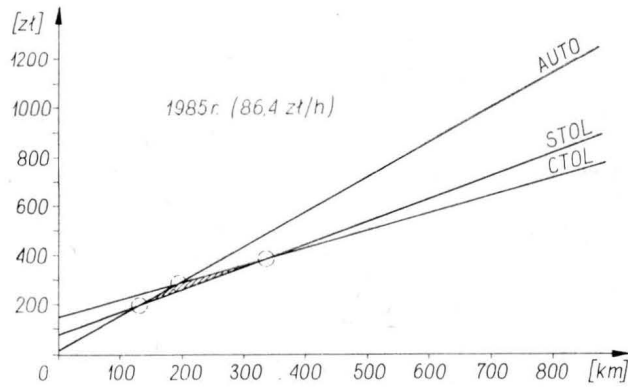
3. Porównanie całkowitego kosztu podróży różnymi środkami transportu w funkcji odcinka (1970)



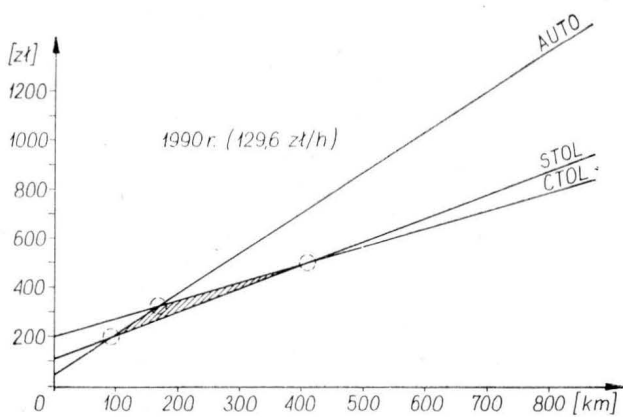
4. Porównanie całkowitego kosztu podróży różnymi środkami transportu w funkcji odcinka (1975)



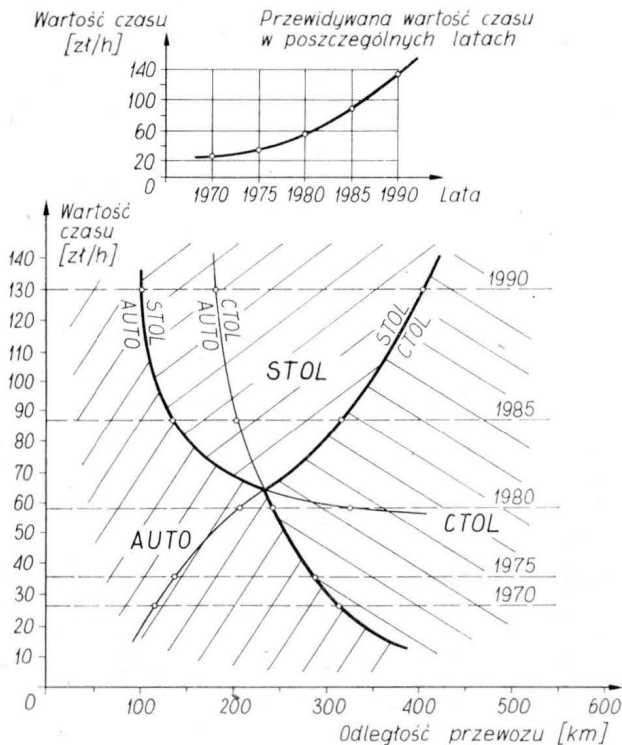
5. Porównanie całkowitego kosztu podróży różnymi środkami transportu w funkcji odcinka (1980)



6. Porównanie całkowitego kosztu podróży różnymi środkami transportu w funkcji odcinka (1985)



7. Porównanie całkowitego kosztu podróży różnymi środkami transportu w funkcji odcinka (1990)



8. Optymalne zakresy stosowania różnych środków transportu zależnie od kosztu podróży łącznie z wartością czasu

pełny obraz sytuacji należałoby uwzględnić wszystkie substytucyjne środki transportu (autobus, kolej) operujące na rynku przewozów.

Przytoczone porównanie trzech środków transportu pokazuje „mechanizm” ekonomicznej zasadności wprowadzania nowego środka transportu na „styku kompetencji” dwóch innych. Analiza rysunków 6 i 7, prowadzi do wniosku, że wprowadzenie samolotu STOL przy pewnej wartości czasu łądzi załamanie tempa wzrostu kosztu podróży występujące na styku samochód — CTOL. Pod tym załamaniem i nad linią kosztu podróży samolotem STOL tworzy się pewne pole (zakreskowane na rys. 6 i 7), które zwiększa się wraz z dalszym wzrostem wartości czasu. Zmiana tego pola oznacza w praktyce odpowiednią zmianę potencjalnego rynku przewozów dla samolotu STOL. Bardziej szczegółowe wnioskowanie, a więc określenie ilościowe wielkości rynku możliwe byłoby jednak po uwzględnieniu wszystkich środków transportu, jak również po dokładnym określeniu potoków pasażerskich w funkcji odległości przewozu.

Następnym etapem jest próba syntetycznego ujęcia wyników. Porównując trzy środki transportu, każdy z każdym, otrzymujemy dla danej pary zależnie od wartości czasu różne zakresy podziału (różne punkty przecięć). Zestaw takich (punktów) wielkości odpowiednio w stosunku do wartości czasu można potraktować jako funkcję opisaną numerycznie i również przedstawić wykreślnie (rys. 8) używając ciągły przebieg zakresu podziału odległości przewozu przy zmieniającej się wartości czasu.

Przedstawiony wykres na rysunku 8 zawiera — po naniesieniu poszczególnych krzywych i logicznej analizie — pewne modyfikacje. Wyeksponowano mianowicie te części krzywych, które oznaczają sumaryczne granice podziału zakresów ekonomicznego zastosowania porównywanych środków transportu.

Okazuje się, iż z tak przystosowanego wykresu można odczytać bardzo dużo istotnych informacji i tak np.:

- można ustalić przy jakiej wartości czasu stanie się uzasadnione wprowadzenie nowego środka transportu, w naszym przypadku samolotu STOL.

Jednocześnie korzystając z dodatkowego wykresu umieszczonego na tym samym rysunku można ustalić przewidywany okres (rok), w którym to nastąpi.

- w połączeniu ze znajomością potoków pasażerskich na poszczególnych odcinkach można określić prognozę przewozów poszczególnymi środkami transportu w optymalnym podziale ze względu na całkowity społeczny koszt,

- bardzo stromy przebieg krzywej podziału oznacza, że duży wzrost wartości czasu powoduje niewielkie zmiany zakresu podziału, może to oznaczać zapotrzebowanie na nowy rodzaj środka transportu o właściwościach pośrednich, np. samolot STOL przejmuje część przewozów samochodowych i część przewozów samolotu CTOL.

Koszty eksploatacji samolotu STOL są większe niż CTOL, jednak jest łatwiej dostępny, co w istotny sposób skraca czas całej podróży. STOL jest również droższy w eksploatacji od samochodu, jest jednak znacznie od niego szybszy, co skraca czas podróży, a więc i koszt.

Dokończenie na str. 32

Inż. JERZY KUBLAŃCA ● JAN KNAPIK

## Szybowiec wysokowyczynowy SZD-43 Orion

Zgodnie z wcześniejszymi ustaleniami klasę standard na XIII Szybowcowych Mistrzostwach Świata w roku 1972 miała reprezentować Cobra 15. Szybowiec ten, produkowany seryjnie w ramach przedsiębiorstwa, miał otrzymać w stanie „surowym” ówczesny Zakład Doświadczalny Rozwoju i Budowy Szybowców i przez zabiegi „kosmetyczne” doprowadzić jego płaszczyzny nośne do wierności geometrycznej w stosunku do obrysu teoretycznego.

Na zaprojektowanie i wykonanie zupełnie nowego szybowca nie pozwalał czas oraz zaangażowanie potencjału Zakładu Doświadczalnego w budowę Jantarów. Mimo to w grudniu 1970 r. dyrektor Zakładu Doświadczalnego, inż. Jerzy Śmielkiewicz, wysunął koncepcję nowego szybowca, który mógłby być budowany w oparciu o zespoły szybowców aktualnie produkowanych, a tym samym można by uniknąć budowy czasochłonnego oprzyrządowania, co ewentualnie umożliwiłoby dotrzymanie terminu. W toku narad, zdając sobie sprawę z ryzyka zamierzonego przedsięwzięcia, ustalono zakres, wielkość i celowość zmian. Projekt otrzymał symbol SZD-43, a później nazwę Orion.

Dokumentacja konstrukcyjna została wykonana w rekordowo krótkim czasie 3 miesięcy, z dużym nakładem energii grupy konstrukcyjnej, przy czym dodatkowo opracowano nowy typ piasty koła podwozia z hamulcem tarczowym. Zastosowano mieszany typ konstrukcji drewno-metal-laminat. Duży wpływ na kształtowanie tego szybowca wywierał Jantar, którego budowa i próby biegły w tym samym czasie. Równoległe z dokumentacją konstrukcyjną powstawała dokumentacja technologiczna i oprzyrządowanie, w tym makieta środkowej części kadłuba. Budowa szybowców przebiegała w trudnych warunkach produkcyjnych ze względu na szeroko zakrojoną kooperację między zakładami przedsiębiorstwa, będącą na ukończeniu przebudową pomieszczeń produkcyjnych oraz biegnącą równoległe budowę Jantarów. Niemniej jednak w rok od momentu rozpoczęcia prac konstrukcyjnych nastąpił oblot pierwszego prototypu (30.12.1971), a w cztery miesiące później drugiego.

### Próby w locie

Oblotu dokonał znany pilot oblatywacz Adam Zientek. Już podczas pierwszych lotów stwierdzono, że szybowiec jest prawidłowy i przyjemny w locie, charakteryzuje go bardzo dobra skuteczność lotek — czas zmiany kierunku krążenia  $2 \times 45^\circ$  wynosi ok. 3,5 s. Ma skuteczne hamulce aerodynamiczne, korzystnie dobrane siły na drążku i pedałach, bardzo skuteczny hamulec koła podwozia, poprawne własności przeciągnięcia oraz doskonałą widoczność z ka-

Szybowiec SZD-43 Orion zyskał pozytywną ocenę zawodników w czasie XIII Szybowcowych Mistrzostw Świata w Jugosławii w roku 1972. Jan Wróblewski zajął wówczas I miejsce w klasie standard, a Franciszek Kępka III.

Jest to szybowiec o mieszanej konstrukcji: drewno-metal-laminat. Przy jego opracowaniu wykorzystano niektóre rozwiązania konstrukcyjne szybowców Jantar i Cobra.

W artykule podano opis techniczny szybowca SZD-43 Orion.

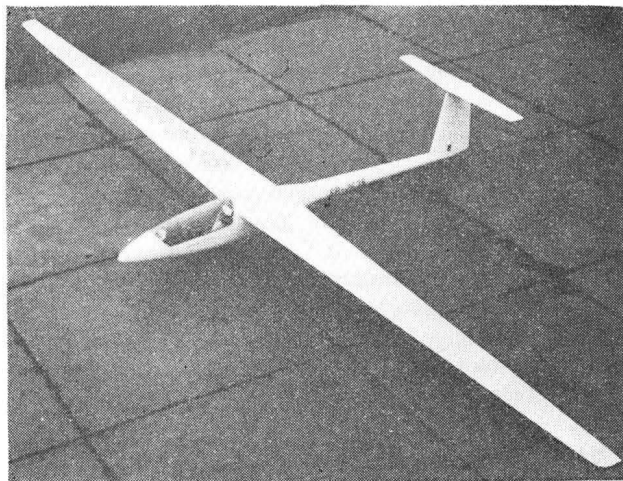
biny. Stwierdzono jednak pojawianie się drgań tyłu kadłuba przy większych prędkościach lotu. W dalszych próbach zauważono, że drgania powstały w związku z wysysaniem nakładek płyt hamulców aerodynamicznych — wada ta została zlikwidowana właściwą regulacją napięcia sprężynek dociągających nakładki do wykroju pokrycia skrzydła. Próby w locie, prace wyposażeniowe oraz loty zapoznawcze i treningowe kadry trwały do momentu wyjazdu ekipy na Mistrzostwa. Szybowce spotkały się z pozytywną oceną zawodników, a wyniki osiągnięte przez nich na Szybowcowych Mistrzostwach Świata w Jugosławii przeszły najśmielsze oczekiwania. Jak wiadomo, Jan Wróblewski zajął I, a Franciszek Kępka III miejsce w klasie standard.

### Próby wytrzymałościowe i sztywnościowe

W porozumieniu z IKCSP wykonano w Ośrodku Badawczo-Rozwojowym Szybownictwa na szybowcu próby sztywnościowe skrzydła, kadłuba, lotek, usterzenia wysokości i steru kierunku oraz próby sztywności napędów usterzeń. Ze względu na identyczne rozwiązania napędów lotek i hamulców aerodynamicznych jak na szybowcu SZD-36 Cobra nie powtarzano prób uprzednio wykonanych na tych zespołach. Wykonano próbę statyczną fragmentu pasa dźwigara głównego z okuciem. Przeprowadzono również rezonansową próbę szybowca z aparaturą wypożyczoną z Politechniki Warszawskiej.

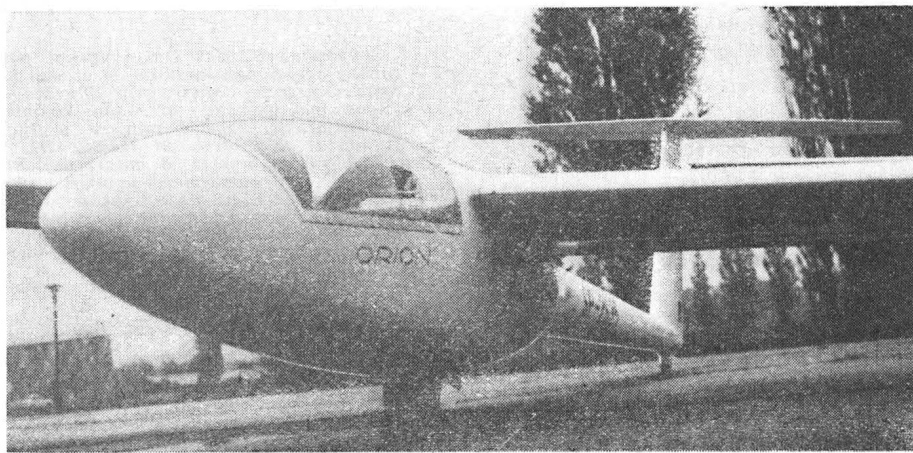
### Opis techniczny szybowca

Orion jest jednomiejscowym wysokowyczynowym szybowcem klasy standard w układzie grzbietopłata



Drugi prototyp Oriona

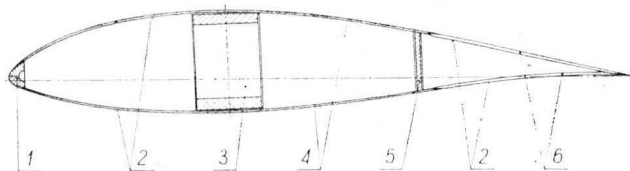
Fot. B. Koszewski



Przód kadłuba Fot. B. Koszewski

z dwudzielnym trapezowym skrzydłem, kadłubem „kijankowym” i usterzeniami w układzie T.

**Skrzydło** — zbudowane w oparciu o geometrię i profile Cobry — konstrukcyjnie jest całkowicie inne. W dźwigarze głównym zmniejszono przekrój poprzeczny pasów, a okucia nośne adaptowano z Foki 5. Pokrycia skrzydła wykonano z warstwowo klejonej sklejki obustronnie pokrytej laminatem epoksydowym, natomiast za ścianką tylną, gdzie kończy się pokrycie sklejkowe, obie warstwy tkaniny szklanej razem z wypełniaczem piankowym o grubości 4 mm tworzą przekładkowe pokrycia splywu, wzmocnione na krawędzi splywu wiązką rowingu (włóknem szklanym) ER 2003. Omawiane pokrycie uformowano



1. Przekrój przez skrzydło: 1 — listwa natarcia, 2 — pokrycie laminatowe, 3 — dźwigar główny, 4 — pokrycie sklejkowe, 5 — ścianka tylna, 6 — wypełnie piankowe

podciśnieniowo w foremnikach negatywnych na mokro (rys. 1). Rzadko rozstawione (co 800 mm) żebra są uzupełniane przez usztywnienia kształtowe z wypełniacza piankowego oblamowanego tkaniną szklaną. W przedniej przykadłubowej części kesonu umieszczono laminatowe zbiorniki na balast wodny o łącznej pojemności 70 litrów.

**Lotki** — o rozpiętości 2,4 m obejmujące 26% ciężkości skrzydła, niedzielone, bezszczelinowe, konstrukcji sandwichowej wykonane z laminatu epoksydowego. Zawieszane na czterech zawiasach, napędzane w jednym punkcie długim popychaczem, wyważone masowo.

**Hamulce aerodynamiczne** — wysuwane w pojedynczych płytach, samoczynnie blokowane, również sandwichowe wykonane z laminatu w formie przekładki: laminat-pianka-laminat z nakładkami kompensowanymi sprężynowo.

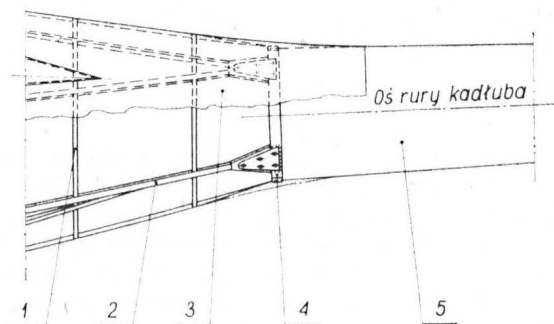
**Kadłub** — w przedniej części drewniany, konstrukcji wręgowej z podłużnicami, kryty laminatem epoksydowym o grubości około 1,2 mm. Tył stanowi

bezwręgowa stożkowa rura z blachy duralowej, do której zamocowany jest metalowy statecznik pionowy. Przednia część kadłuba połączona jest z rurą za pomocą metalowego kabłąka (rys. 2).

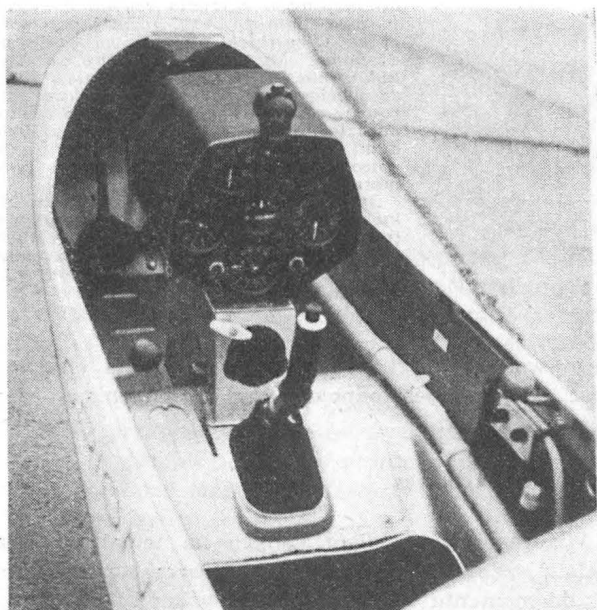
Podwozie nie amortyzowane, chowane w locie w poprzek kadłuba (typu Cobra) z kołem o średnicy 300 mm, umieszczono przed środkiem ciężkości szybowca. Z tyłu znajduje się stałe kółko o średnicy 120 mm ułatwiające transport naziemny. Zaczep do holu powrotny umieszczono w przodzie kadłuba przed sterownicą.

Ośłona kabiny odejmowana, ramę ma wykonaną z laminatu, do której przyklejono oszklenie, uformowane z jednego arkusza szkła organicznego metodą podciśnieniową, zapewniającą bardzo dobrą przejrzystość. Z lewej strony osłony znajduje się okienko z kłapką wentylacyjną.

Za oparciem pilota, które można przestawiać na ziemi, znajdują się dwa bagażniki — dolny i górny. Do podłogi górnego bagażnika przymocowano regulowane w locie oparcie głowy pilota. Tablica przyrządów kolumnowa, amortyzowana, wyposażona jest w prędkościomierz, wysokościomierz, dwa wariometry, zakrętomierz i sztuczny horyzont. Busola przymocowana jest do osłony kabiny. Nadajniki ciśnienia całkowitego umieszczono na krawędzi natarcia statecznika pionowego, natomiast nadajniki ciśnienia statycznego — na rurze metalowej tylnej części kadłuba. Zawór wodny oraz instalacja do napełniania i spustu wody znajduje się w centralnej partii kadłuba.



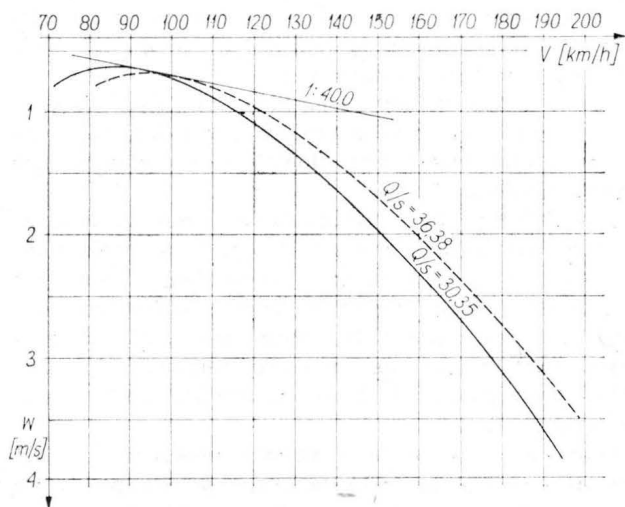
2. Schemat połączenia szkieletu kadłuba z rurą metalową: 1 — wręga, 2 — podłużnica, 3 — pokrycie laminatowe, 4 — kabłąk, 5 — rura metalowa



Wnętrze kabiny

Fot. B. Koszewski

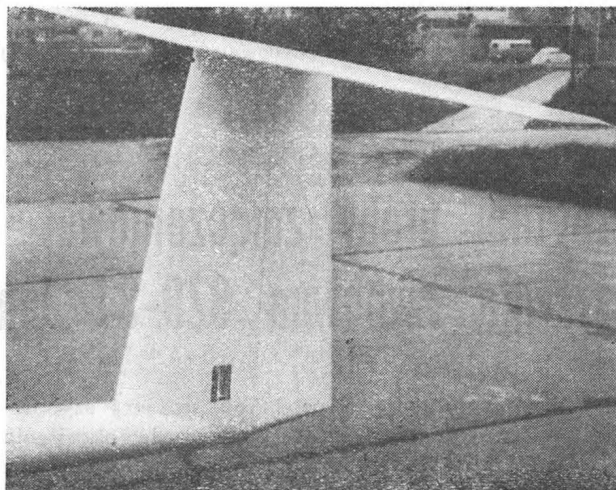
Pedały nie są przestawiane, a napęd steru kierunku realizowany jest przez układ linkowy. Sterownicę adaptowano z Cobry z wyprowadzeniem napędów po bokach kabiny. Napęd lotek i steru wysokości z klapką wyważającą sprężynową — popychaczową.



3. Biegunowa prędkości

**Usterzenia** tworzą układ T. Usterzenie poziome wykonano całkowicie z laminatu o pokryciach przekładkowych z tkanin importowanych.

Ster kierunku całkowicie laminatowy, przekładkowy z osią obrotu z prawej strony przy powierzchni profilu (adaptowany z Jantara). Szybowiec przystosowany jest do zabudowy aparatury tlenowej SAT 5 z butlą o pojemności 4 l wsuwaną na prowadnicach do bagażnika dolnego, gdzie umieszczono również aparaturę radiową RS-2. Skrzynka manipulacyjna znajduje się na prawej burcie kabiny. Montaż skrzydeł i usterzenia poziomego nie wymaga użycia żadnych narzędzi oprócz kołka duralowego do naprowadzania okuć głównych. Szybowiec wyposażony



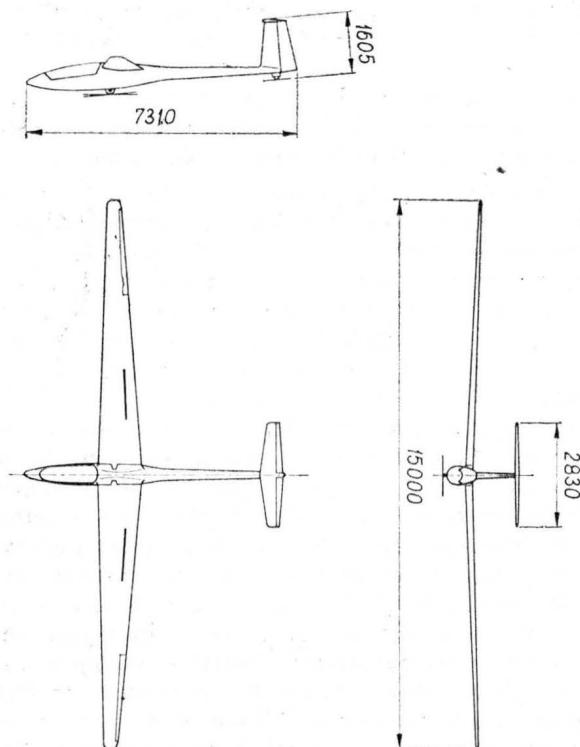
Usterzenie

Fot. B. Koszewski

ny jest w instalację sanitarną, apteczkę oraz torbę narzędziową.

### Technologia

Przyjęta koncepcja konstrukcyjna, bazująca na gotowych elementach innych szybowców, odbiła się mniej korzystnie na technologicznej stronie zagadnienia. Występująca tu różnorodność materiałów była możliwa do przyjęcia jedynie w przypadku bu-



4. SZD-43 Orion

dowy prototypów. Brak krajowych tkanin szklanych o małych gramaturach z apreturą chemicznie czynną zmusił wykonawców do zastosowania przy budowie skrzydeł tkaniny ST 6, z której usunięto apreturę tkacką metodą prania w gorącym trójchloroetylenie. Do laminowania pokryć skrzydłowych

Dokończenie na str. 40

## Program próby zmęczeniowej skrzydła szybowca SZD-37 Jantar

W przypadku podjęcia produkcji seryjnej szybowców, przed wytwórcą staje konieczność określenia całkowitej trwałości produkowanego typu. Podstawą do określenia czasu, w jakim szybowiec może być użytkowany, wyrażonego liczbą wylatanych godzin (którą dalej nazwano trwałością szybowca) jest zespół odpowiednich prób, odtwarzających przewidywany „życiorys” maszyny. W zależności od rodzaju konstrukcji i użytego tworzywa mogą to być próby eksploatacyjne w przypadku znanych tworzyw i układów konstrukcyjnych, bądź próby zmęczeniowe — w przypadku tworzyw nowych lub niekonwencjonalnych układów statycznych. Skrzydło jako jeden z zasadniczych zespołów nośnych jest na ogół przyjmowane jako element reprezentatywny dla trwałości całej konstrukcji i z tego względu decyduje o ogólnej trwałości całości szybowca.

Aby przygotować program próby zmęczeniowej symulujący wartość obciążeń w różnych stanach lotu i na ziemi, a także częstość ich występowania, niezbędny jest obszerny materiał statystyczny dotyczący warunków eksploatacji szybowca oraz komplet dokumentacji aerodynamicznej i obciążeniowej.

O ile dokumentację można dosyć dokładnie opracować na podstawie projektu aerodynamicznego i wymagań przepisów budowy, o tyle materiał statystyczny dotyczący pomiarów obciążeń w ramach prób jest ubogi. Mimo popularności szybownictwa, pracy wielu ośrodków szkoleniowych i sportowych, podstawową trudnością w śledzeniu przebiegu i charakteru obciążeń jest brak odpowiedniej aparatury i duży koszt odnośnych prób. Z konieczności korzystano więc w szerokim zakresie z wyników badań dotyczących samolotów, gdzie prawie cały dostępny materiał opiera się na pomiarach płatowców o parametrze masowym znacznie odbiegającym od szybowcowego. Rejestracja obciążeń dotyczy również wysokości operacyjnych znacznie większych niż stosowane w szybownictwie, na których występują odmienne warunki turbulencji. Wyjątek stanowią badania Kaula, które dotyczyły samolotów małych o parametrach masowych zbliżonych do szybowców i wykonywane były na małych wysokościach. Nie eliminuje to jednak różnic w zakresie wpływu zjawisk aeroelastycznych na obciążenia płatowca w locie; jest to jednak odrębny problem, który w chwili obecnej nawet dla samolotów dużych nie jest jednoznacznie rozwiązany.

Obciążenia szybowca są wynikiem nałożenia się na siebie sił aerodynamicznych, masowych i sprężystych, wywołanych procesami sterowania, turbulencją atmosfery lub oddziaływaniem podłoża. Wartość tych obciążeń wynika z przeznaczenia płatowca narzucają-

W artykule omówiono budowę programu próby zmęczeniowej całkowitej laminatowego skrzydła szybowca zawodniczego Jantar. Aby rozważanie dotyczące wszystkich bloków, na jakie podzielono cały program próby, a więc kołowania, startu i lądowania, startu za wyciągarką, podmuchu, obciążeń sterowanych, akrobacji, miały charakter bardziej ogólny, posłużono się przykładami programu dla szybowca treningowo-wyczynowego o typowych parametrach konstrukcyjnych.

Omówiono sposób konstruowania bloku obciążeń sterowanych dla szybowca treningowo-wyczynowego typu Mucha lub Pirat, które są używane do nauki i treningu akrobacji podstawowej w aeroklubach.

cego warunki użytkowania, a maksymalna ich wartość określona jest odpowiednimi wymaganiami przepisów budowy.

### Trwałość szybowca

Wiarygodnym źródłem danych na temat ogólnego nalotu szybowca, od momentu opuszczenia wytwórni aż do momentu kasacji, są listy wlotów, stanowiące jeden z elementów eksploatacyjnej dokumentacji każdego szybowca. Średni nalot szybowców eksploatowanych w polskich aeroklubach zamyka się w granicach 150—200 godzin rocznie, przy około 200 startach i lądowaniach. Ponieważ jednak próba ma określić całkowitą trwałość na lata przyszłe, należy liczyć się z rosnącą stale intensywnością eksploatacji. Dlatego też przyjęto bezpieczniejszy nalot roczny w wysokości 200 godzin. Takie założenie przyjęte zostało w NRF przy opracowywaniu programu próby zmęczeniowej skrzydła szybowca laminatowego Cirrus [1]. Szybowce laminatowe w NRF latają już około 10 lat, stąd nagromadzono tam pewien zasób doświadczeń eksploatacyjnych. Program próby zmęczeniowej pierwszego polskiego szybowca laminatowego Jantar został więc oparty głównie na doświadczeniach zachodniemieckich.

Postulowany okres użytkowania szybowca laminatowego określono liczbą na 15 lat, jakkolwiek wielkość ta jest dyskusyjna, brak tu bowiem doświadczeń z powodu nowości tworzywa. Przy konfrontacji nalotu rocznego z przewidywanym czasem użytkowania szybowca przyjęto jako postulat całkowitą trwałość  $T = 3000$  godzin. Jest to rzeczywista postulowana trwałość szybowca.

Odpowiedź na temat trwałości zmęczeniowej jest tym pewniejsza, im większą liczbę próbek podda się badaniu. W przypadku skrzydła mamy do czynienia z jedną tylko „próbką”. Aby więc na jej podstawie można było wyciągać wnioski, trwałość symulowana w próbie musi być zwielokrotniona. W przypadku próby laminatowego skrzydła Jantara przyjęto współczynnik zwielokrotnienia liczby cykli obciążeń równy 3.

Trwałość realizowana w próbie wynosi więc:

$$T_r = 3T = 3 \cdot 3000 = 9000 \text{ godzin lotu}$$

### Charakter obciążeń skrzydła

Charakter obciążeń skrzydła wiąże się z poszczególnymi stanami lotu i manewrów na ziemi, począwszy od momentu wyprowadzenia z hangaru szybowca aż do zahangarowania po zakończeniu dnia lotnego.



## PROGRAM PRÓBY...

Obciążenia powstają w wyniku:

- kołowania
- startu za samolotem
- startu za wyciągarką
- działania podmuchów
- wpchylania powierzchni sterowych (obciążenia sterowane, akrobacja)
- lądowania.

Podczas kołowania po lotnisku dochodzą do głosu siły masowe jako wynik przyspieszeń działających na szybowiec wywoływanych nierównościami podłoża.

Start i lądowanie są to przypadki, w których siły aerodynamiczne narastają lub maleją wraz ze zmianami prędkości szybowca podczas rozbiegu i dobiegu, w przypadku startu za wyciągarką zaś związane są z przebiegiem toru wlotu i ulegają kojarzeniu z siłami masowymi towarzyszącymi wywołanym przyspieszeniom.

Podmuchy oraz wychylenie powierzchni sterowych wywołujące zmiany współczynników aerodynamicznych i przyspieszeń również tworzą określone zespoły sił aerodynamicznych i masowych.

Na wartość tych obciążeń wpływają:

- charakterystyka aerodynamiczna i masowa szybowca
- zdolność pochłaniania energii przez układ amortyzacyjny podwozia.

### Blok obciążeń

Biorąc pod uwagę różnice charakteru obciążeń występujących w poszczególnych stanach lotu lub obciążeń na ziemi, całość programu próby zmęczeniowej skrzydła szybowca Jantar podzielono na charakterystyczne bloki.

Zasadniczymi parametrami bloku są:

- obciążenie podstawowe  $n_p$
- poziomy obciążenia  $n_i$  poszczególnych stopni
- liczba cykli  $h_i$  przynależna do danego stopnia.

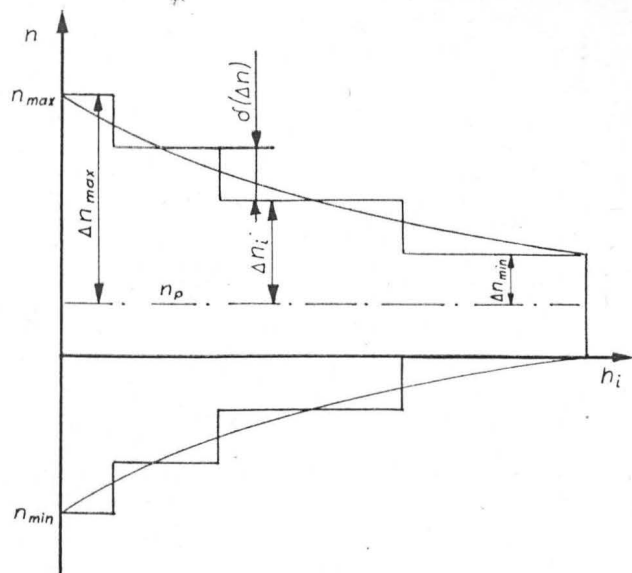
Ustalenie współzależności tych parametrów opiera się na materiale statystycznym zebranym w wyniku dużej liczby lotów doświadczalnych, podczas których rejestrowano przyspieszenia mierzone w środku ciężkości płatowca (względnie naprężenia w ustalonych punktach konstrukcji skorelowanych z przyspieszeniami) dla pewnych narzuconych poziomów obciążenia. Zliczanie liczby przekroczeń danego poziomu w ciągu serii lotów próbnych daje obraz częstości występowania określonego poziomu obciążenia. Jest rzeczą oczywistą, że liczba powtórzeń będzie wzrastać w miarę zmniejszania się poziomu obciążenia, gdyż duże obciążenia w locie występują rzadko, małe natomiast bardzo często.

Z uwagi na technikę pomiaru, jak i sposób opracowania wyników, do opracowania programu próby zmęczeniowej ciągle widmo obciążenia zastąpione zostaje stopniowanym (rys. 1).

Charakterystycznymi wartościami widma stopniowanego są:

- obciążenie maksymalne  $n_{max}$
- obciążenie minimalne  $n_{min}$
- obciążenie podstawowe:

$$n_p = \frac{n_{max} + n_{min}}{2}$$



1

- przyrost obciążenia stopnia maksymalnego:

$$\Delta n_{max} = n_{max} - n_p$$

- przyrost obciążenia stopnia  $i$ -tego:

$$\Delta n_i = n_i - n_p$$

- przedział poziomów obciążeń:

$$\delta(\Delta n) = \frac{\Delta n_{max} - \Delta n_{min}}{K - 1}$$

- liczba poziomów obciążeń (liczba stopni):  $K$ .

Do wyznaczenia liczby cykli zmian obciążeń konieczne jest oparcie się na omówionych statystycznych krzywych rozkładu powtarzalności obciążeń. Sposoby określenia liczby cykli realizowanych w programie próby szybowca Jantar podano przy omawianiu charakterystycznych bloków obciążeń.

### Charakterystyczne bloki obciążeń

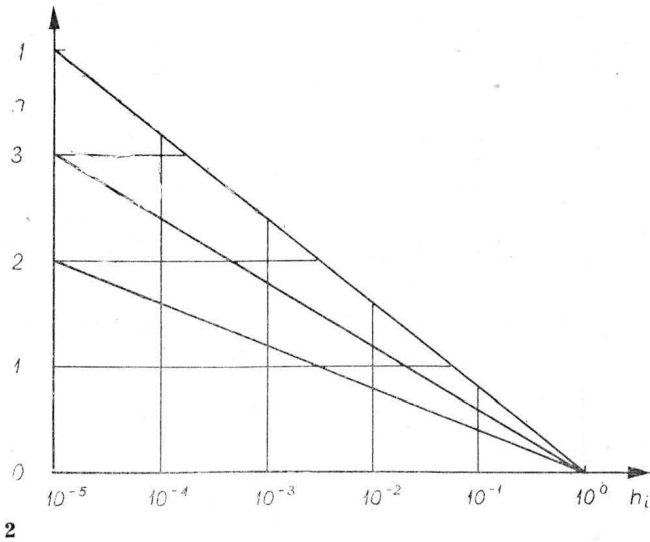
Bloki obciążeń, na jakie podzielono całość programu próby zmęczeniowej skrzydła, związane są ze stanami lotu lub obciążenia na ziemi oraz zależą od rodzaju szybowca (szkolny, treningowy, wycynowy, zawodniczy, akrobacyjny, specjalny).

Wprowadzono więc następujące bloki:

- 1) blok kołowania
- 2) blok startu i lądowania
- 3) blok startu za wyciągarką
- 4) blok podmuchów
- 5) blok obciążeń sterowanych (akrobacji).

Zależnie od rodzaju szybowca nie wszystkie wymienione bloki występują w programie próby zmęczeniowej i tak np. dla szybowca zawodniczego, którego warunki techniczne nie przewidują startu za wyciągarką i nie dopuszczają wykonywania akrobacji program nie obejmuje bloków 3 i 5. Dla szybowca szkolnego typu Czapli blok obciążeń od podmuchów rozbudowany będzie w ograniczonym zakresie, a głównymi blokami będą bloki 1 i 3.

Ponieważ tematem niniejszego artykułu jest omówienie budowy programu próby zmęczeniowej skrzydła szybowca zawodniczego Jantar, dla utrzymania bardziej ogólnego charakteru przytoczonych rozważań,



dotyczących budowy wszystkich bloków, użyto przykładów programu dla szybowca treningowo-wyczynowego (nie istniejącego) o typowych parametrach konstrukcyjnych, któremu umownie nadano kryptonim SZD-44.

**Blok kołowania**

Założenia konieczne do opracowania bloku kołowania są następujące:

- maksymalny współczynnik obciążenia  $n_{max}$  wynika z charakterystyki amortyzacyjnej układu podwozia oraz wartości energii kinetycznej szybowca
- sumaryczna długość rozbiegu i dobiegu szybowca  $S$  określana jest na podstawie prób prototypu (próba zmęczeniowa, której celem jest ustalenie całkowitej trwałości, wykonywana jest zazwyczaj w momencie, gdy prototyp przebył już pewien etap prób w locie). Dla szybowca Jantar określono wielkość  $S = 200$  m
- jedno uderzenie o nierówność podłoża pojawia się średnio co 2 metry, co daje częstość  $r = 0,5$  uderzenia na metr (założenie przyjęte w oparciu o program szybowca Cirrus)

● założona liczba startów i lądowań w okresie całkowitej trwałości szybowca wynosi  $z$ . Dla Jantara przyjęto  $z = 3000$ . W przypadku bloku obciążeń, np. dla szybowca szkolnego Czapla, latającego głównie za wyciągarką i po kręgu nadlotniskowym  $z$  musiałoby wynosić kilkanaście tysięcy.

Przy tych założeniach całkowita liczba cykli zmian obciążeń wynosi:

$$H_c = S \cdot r \cdot z$$

Wartość  $n_{max}$  wynika z charakterystyki amortyzacyjnej podwozia. Obciążenia podczas kołowania zmieniają się od  $n_{max}$  do  $n_{min}$ . Dzieląc ów zakres na  $K$  stopni uzyskano widmo stopniowane. Udział liczby cykli  $h_i$  dla danego stopnia w całkowitej ich liczbie  $H_c$  określono na podstawie funkcji rozkładu częstości występowania danego poziomu obciążeń (rys. 2).

Dla  $i$ -tego stopnia liczba cykli:

$$H_i = h_i \cdot H_c$$

Dla najniższego ( $K$ -tego) stopnia:

$$H_K = H_c - \sum_{i=1}^{K-1} H_i$$

Jako przykład przedstawiono blok obciążeń wyznaczony dla szybowca SZD-44, w którym założono:

- bardzo sprawny układ amortyzujący  $n_{max} = 2$
- cztery stopnie poziomów obciążeń  $K = 4$
- obciążenie podstawowe  $n_p$  wyznaczone wg wskazówek bloku startu i lądowania, które wynosi  $n_p = 0,25$  (stosunek ciężaru skrzydła do ciężaru całego szybowca w locie w przypadku SZD-44 jest inny niż dla Jantara).

Wartości służące do sporządzenia wykresu bloku ujęto tabelarycznie (tabl. 1). Przebieg bloku (rys. 3) ze względów graficznych przedstawiono stosując skążoną skalę osi odciętych.

Blok kołowania dla szybowca Jantar pokazano na widmie zbiorczym całej próby (rys. 13), gdzie dokonano odstępstwa od równomiernego podziału widma na stopnie.

**Blok startu i lądowania**

Oderwaniu się szybowca od ziemi podczas startu i przyziemieniu podczas lądowania towarzyszy współczynnik obciążenia  $n_{max} = 1$ . Obciążenie to narasta od, bądź maleje do obciążenia postojowego skrzydła:

$$n_{min} = \frac{-Q_s}{Q}$$

gdzie:

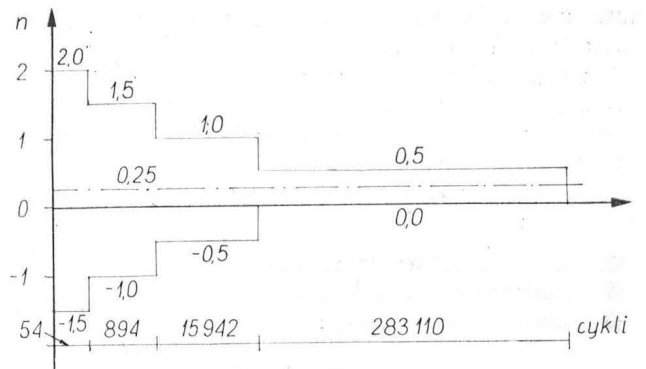
- $Q_s$  jest ciężarem skrzydła
- $Q$  jest ciężarem szybowca w locie.
- Obciążenie podstawowe:

$$n_p = \frac{n_{max} + n_{min}}{2} = \frac{1}{2} \left( 1 - \frac{Q_s}{Q} \right)$$

i w przypadku Jantara wynosi ono:  $n_p = 0,3$ .

Tablica 1

$n_p$	$\Delta n$	$n_{max}$	$n_{min}$	Liczba cykli
0,25	$\pm 1,75$	2,0	-1,5	54
0,25	$\pm 1,25$	1,5	-1,0	894
0,25	$\pm 0,75$	1,0	-0,5	15 942
0,25	$\pm 0,25$	0,5	0,0	283 110



3

PROGRAM PRÓBY...

Blok startu i lądowania jest więc blokiem prostym o jednym stopniu obciążenia, odtwarza jednak istotny dla konstrukcji stan obciążeń powtarzany w każdym locie.

Postulowana dla Jantara liczba startów i lądowań wynosi 3000, a więc liczba cykli równa się wprost całkowitej trwałości szybowca:

$$H_c = 3000 \text{ cykli.}$$

**Blok startu za wyciągarką**

Obciążenia szybowca podczas startu za wyciągarką powstają w wyniku działania:

- obciążenia podstawowego uzależnionego od toru wzlotu związanego z działaniem siły w linii wyciągarkowej i manewrami sterem wysokości,

- oscylacji współczynnika obciążenia spowodowanego podmuchami podczas wzlotu.

Rozważania teoretyczne dotyczące startu za wyciągarką [3] prowadzą do wniosku, iż współczynnik obciążenia szybowca wywołany ciągiem liny, kształtem toru wzlotu oraz manewrami sterem wysokości, przy stosowanych mocach wyciągarek rzędu 90–120 KM, ulega zmianom od wartości  $n_{\min} = 1,6$  do  $n_{\max} = 3,0$ . Stąd obciążenie podstawowe:

$$n_p = \frac{n_{\max} + n_{\min}}{2} = 2,3$$

i wokół niego zachodzi oscylacja współczynników obciążenia powodowana burzliwością atmosfery. Wartość tych obciążeń zależy od intensywności podmuchów oraz charakterystyki szybowca.

Przyrost współczynnika obciążenia wywołany podmuchem o intensywności  $U$  (m/s) można określić wg formuły [10]:

$$\Delta n = \frac{\rho}{2} \frac{dC_z}{d\alpha} \frac{S}{Q} k_g \arctg \frac{U}{V} V^2 \approx \frac{\rho}{2} \frac{dC_z}{d\alpha} \frac{S}{Q} k_g \cdot U \cdot V$$

gdzie:  $\rho$  — gęstość powietrza

$\frac{dC_z}{d\alpha}$  — pochylenie charakterystyki współczynnika siły nośnej w funkcji kąta natarcia

$S$  — powierzchnia nośna skrzydła

$k_g$  — współczynnik złagodzenia podmuchu, różny w przepisach budowy różnych krajów. W przypadku programu próby zmęczeniowej skrzydła szybowca Jantar przyjęto:

$$k_g = \frac{0,88 \mu_g}{5,3 + \mu_g}$$

gdzie:

$$\mu_g = \frac{2 Q}{\rho S} \frac{l}{\frac{dC_z}{d\alpha} g \cdot t}$$

$g$  — przyspieszenie ziemskie

$l$  — średnia ciężka odniesienia skrzydła.

Idąc śladem założeń zachodnoniemieckich przyjęto 20-procentową nadwyżkę dynamiczną obciążenia używając:  $\Delta n' = 1,2 \Delta n$ .

Do wyznaczenia przyrostu współczynnika obciążenia konieczne jest określenie prędkości lotu  $V$  oraz zakresu intensywności podmuchów  $U$ .

Maksymalna wartość dopuszczalnej prędkości startu za wyciągarką (przy użyciu zaczepu dolnego) zgodnie z polskimi przepisami budowy wynosi:

$$V_w = V_s \cdot \sqrt{n_A - \frac{Q_s}{Q} (n_A - 1)}$$

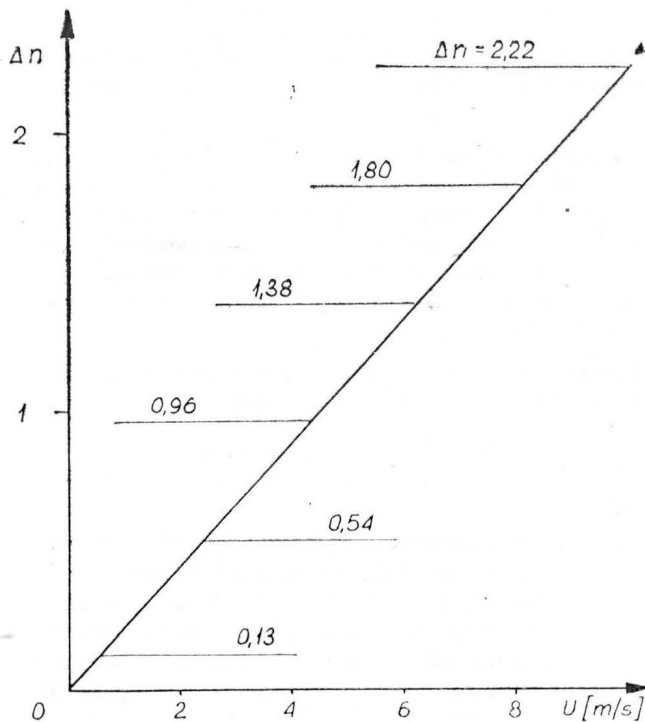
gdzie:  $V_s$  — prędkość przeciągnięcia szybowca

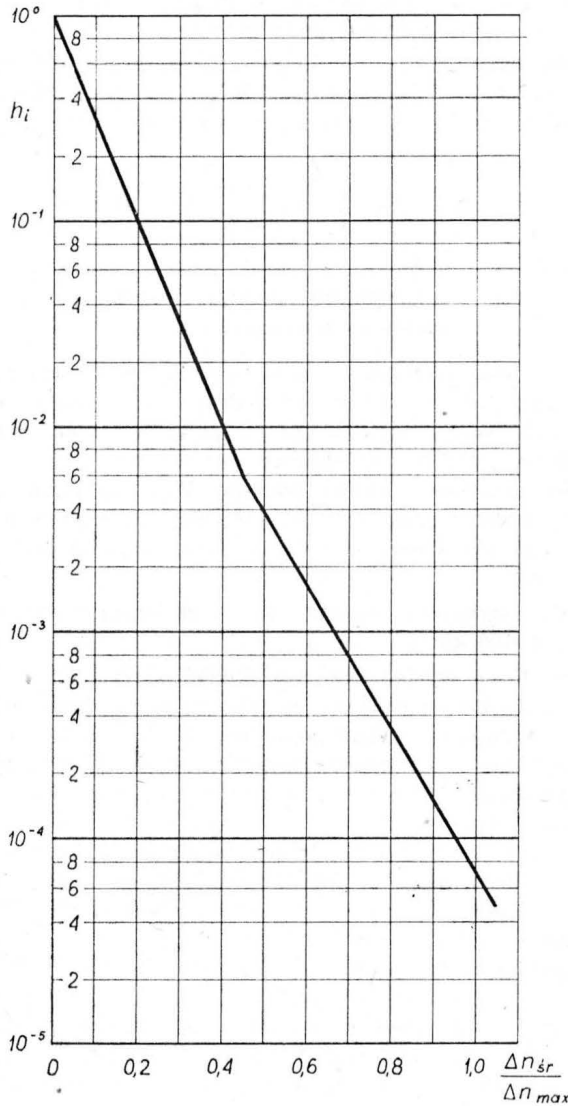
$n_A$  — maksymalny dodatni współczynnik obciążenia sterowanego.

$V_w$  jest prędkością, przy której może wystąpić maksymalny przyrost współczynnika obciążenia. W praktyce jednak w przeważającej liczbie przypadków start za wyciągarką odbywa się przy prędkości mniejszej, której wartość  $V_{w \text{ sr}}$  ustalona zostaje podczas prób w locie. Dla niej ustalono współczynniki obciążenia w zakresie mniejszym od maksymalnych.

Dla szybowca Jantar  $V_w = 108$  km/h, natomiast  $V_{w \text{ sr}} = 100$  km/h.

Start za wyciągarką umożliwia osiągnięcie wysokości do 400 m, odbywa się więc w przyziemnej warstwie atmosfery, gdzie pojawiają się podmuchy o intensywności nie przekraczającej wartości  $U = 10$  m/s. Trudniejszą sprawą jest ustalenie dolnej granicy intensywności podmuchów. W przypadku pomiarów dokonywanych na samolotach ustalono, iż intensywność wpływająca w sposób znaczący na wytrzymałość zmęczeniową rozpoczyna się od wartości  $U = 0,6$  m/s. Na wynik ten rzutuje na pewno czułość przyrządów pomiarowych i tworzywo badanych konstrukcji. Czy wartość ta słuszna jest dla szybowców laminatowych, będzie można odpowiedzieć dopiero wówczas, gdy materiał statystyczny będzie na tyle bogaty, aby możliwe było uogólnienie. W przypadku





5

próby Jantara przyjęto za założeniami zachodniomiemieckimi, iż dolną granicą znaczącego podmuchu jest wartość  $U = 0,6$  m/s.

Przebieg zależności przyrostu współczynnika obciążenia  $\Delta n$  od intensywności podmuchu  $U$  przedstawia rys. 4, na którym cały zakres zmian podzielono na  $K = 6$  stopni, uzyskując przedział poziomów obciążeń  $\delta(\Delta n) = 0,42$ . Wykres przypisuje każdemu z poziomów obciążeń wartość reprezentatywnej intensywności podmuchu.

Całkowitą liczbę cykli zmian obciążeń przy starcie za wyciągarką określa zależność:

$$H_c = k_1 \cdot k_2 \cdot b \cdot T_c \cdot p \cdot V_{w\ sr}$$

gdzie:

$k_1$  — współczynnik uwzględniający fakt, że obciążenia w bloku są uporządkowane wg poziomów, a przyrosty obciążeń są symetryczne względem obciążenia podstawowego, podczas gdy w rzeczywistości najczęściej symetrii tej brak, a obciążenia występują losowo [9]. Narzuca to ostrzejsze warunki pracy konstrukcji podczas próby. W przy-

padku próby skrzydła Jantara przyjęto  $k_1 = 0,5$  [1]

$k_2$  — współczynnik wpływu elastyczności skrzydła na wzrost obciążeń od podmuchów. W próbie Jantara przyjęto  $k_2 = 2$  [1]

$b$  — średnia częstość napotykania podmuchów na odcinku wzlotu o długości 1 km. Zgodnie z założeniami próby skrzydła szybowca Cirrus przyjęto w programie dla Jantara wartość  $b = 5$

$T_c$  — założona trwałość szybowca

$p$  — udział czasu wzlotu za wyciągarką w całkowitej trwałości szybowca.

Przy podanych wartościach współczynników prędkość musi być wyrażona w km/h.

Udział  $p$  zależy od typu szybowca; w przypadku wysokowyczynowego Jantara przewidziano rzadką możliwość startu za wyciągarką i postulowano  $p = 0,01$ . Natomiast dla szybowca szkolnego np. Czapla udział ów musiałby wynosić co najmniej  $p = 0,35$  do 0,4.

Liczba cykli zmian obciążeń dla każdego ze stopni wyznaczona w oparciu o krzywą Kaula (rys. 5), która podaje udział liczby cykli danego poziomu obciążenia  $h_i$  w pełnej liczbie cykli bloku  $H_c$ , jako funkcję stosunku przyrostu obciążenia średniego

$\Delta n_{sr} = \left[ (\Delta n_{i-1} + \Delta n_i) \cdot \frac{1}{2} \right]$  do przyrostu obciążenia maksymalnego  $\Delta n_{max}$ .

Liczba cykli zmian obciążeń stopnia  $i$ -tego:

$$H_i = h_i \cdot H_c$$

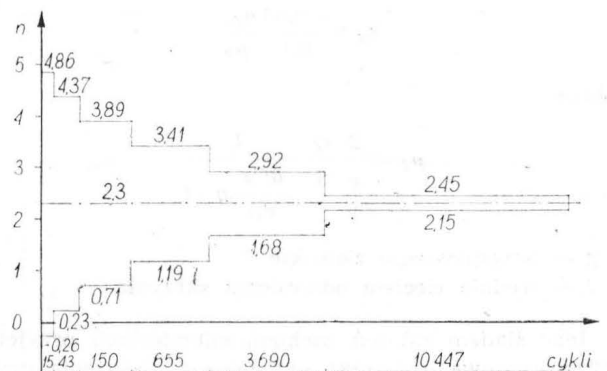
oraz stopnia najniższego  $k$ -tego:

$$H_K = H_c - \sum_{i=1}^{i=K-1} H_i$$

Dane do zbudowania bloku startu za wyciągarką dla szybowca Jantar zebrano w tablicy 2, na podstawie której sporządzono wykres bloku (rys. 6).

Tablica 2

$n_p$	$\Delta n$	$1,15 \Delta n$	$n_{max}$	$n_{min}$	Liczba cykli
2,3	$\pm 2,22$	$\pm 2,56$	4,86	-0,26	15
2,3	$\pm 1,8$	$\pm 2,07$	4,37	0,23	43
2,3	$\pm 1,38$	$\pm 1,59$	3,89	0,71	150
2,3	$\pm 0,96$	$\pm 1,11$	3,41	1,19	655
2,3	$\pm 0,54$	$\pm 0,62$	2,92	1,68	3 690
2,3	$\pm 0,13$	$\pm 0,15$	2,45	2,15	10 447



6

## Blok podmuchów

Obciążenia podczas lotu w burzliwej atmosferze powstają w formie nakładania się oscylacji przyrostów współczynnika obciążenia wywoływanych podmuchami na podstawowy stan lotu przy współczynniku  $n_p = 1$ .

Analizę tych obciążeń rozbito na zespoły związane z charakterystycznymi fazami lotu w podmuchach:

- lot holowany
- krążenie w kominie termicznym
- przeskok międzykominowy
- dolot szybki.

Całkowity czas nalotu w lotach termicznych  $T_T$  w całym okresie trwałości szybowca wyznaczono jako:

$$T_T = T_c - (\Sigma T)_{\text{pozostałych bloków}}$$

gdzie  $T_c$  oznacza całkowitą trwałość szybowca.

## Charakterystyczne wielkości zespołów

Każdy zespół wymaga określenia:

- maksymalnej prędkości lotu, do wyznaczenia maksymalnego poziomu obciążenia
- średniej prędkości lotu dla pozostałych poziomów
- udziału nalotu godzinowego przypadającego na zespół w całkowitym nalocie  $T_T$ .

## a. Lot holowany

Maksymalna prędkość lotu holowanego  $V_T$  określona jest w dokumentacji obciążeń szybowca. W praktyce jednak holowanie odbywa się przy prędkościach mniejszych i tak przy zastosowaniu:

- samolotu Gawron  $V_{T\text{ sr}} = 105$  do 110 km/h
- samolotu Wilga  $V_{T\text{ sr}} = 115$  km/h.

W programie próby zmeczeniowej skrzydła szybowca Jantar przyjęto  $V_{T\text{ sr}} = 110$  km/h, co pokrywa się z założeniami próby szybowca zachodnoniemieckiego Cirrus.

Udział czasu lotu holowanego w czasie całkowitego nalotu w lotach termicznych określono na podstawie praktyki. Najczęstsza wysokość odczepienia liny holowniczej wynosi 500 do 700 m, a wyholowanie na nią wymaga czasu 5 do 7 minut. Zgodnie z uprzednio przyjętymi założeniami jeden start przypada średnio na jedną godzinę lotu, co przy średnim czasie jednego holu około 6 minut daje udział:

$$p = \frac{6}{60} = 0,1$$

## b. Krążenie w kominie termicznym

Minimalna prędkość krążenia w kominie termicznym z przechyleniem szybowca o kąt  $\delta$  wynosi [4]:

$$V_{kr\text{ min}} = \frac{V_S}{\sqrt{\cos \delta}}$$

Najczęściej krąży się z przechyleniem  $\delta = 30^\circ$  i wówczas  $V_{kr\text{ min}} = 1,075 V_S$ .

Krążeniu towarzyszy przeciążenie, które ze względów fizjologicznych (przy dłuższym krążeniu) nie

powinno przekraczać bariery  $n_f = 1,2$  do 1,4, zależnie od indywidualności organizmu pilota. Przeciętna prędkość krążenia jest przeto większa od minimalnej i wynosi:

$$V_{kr\text{ sr}} = K_{kr} \cdot V_{kr\text{ min}}$$

gdzie:  $K_{kr} = 1,1$  do 1,3 jest współczynnikiem krążenia.

Maksymalna dopuszczalna prędkość krążenia  $V_{kr\text{ max}}$  określona jest w dokumentacji obciążeń szybowca dla przewidzianej konfiguracji krążenia (włączone urządzenia wysklepiające profil), zgodnie z odnośnymi wymogami przepisów budowy.

Udział czasowy krążenia w całym czasie lotu termicznego określono na podstawie praktyki na:

$$p = 0,4$$

## c. Przeskok międzykominowy

Przeskok międzykominowy odbywa się na prędkości  $V_{mk}$  dostosowanej do wartości średnich noszeń kominowych  $U_k$  napotykanym na trasie przelotu, aby zgodnie z zasadami taktyki przelotowej uzyskać maksymalną prędkość przelotową  $V_{przel}$ . Związek między tymi wartościami (przy zaniedbaniu obszarów międzykominowych prądów zstępujących) podaje zależność [7]:

$$V_{przel} = V_{mk} \frac{U_k}{w + U_k}$$

gdzie:

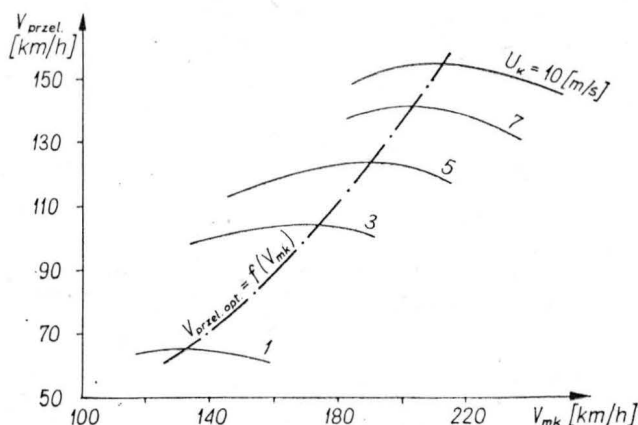
$w$  — prędkość opadania szybowca w locie ślizgowym towarzysząca prędkości lotu  $V_{mk}$ , zgodnie z przebiegiem biegunowej prędkości.

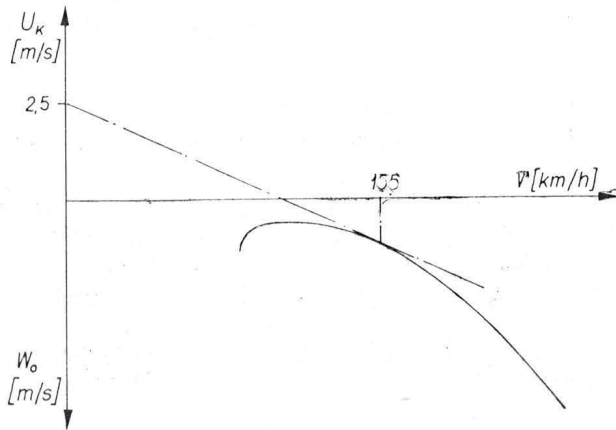
Charakter przebiegu krzywych  $V_{przel} = f(V_{mk})$  dla ustalonych wartości  $U_k$  w przypadku szybowca Jantar pokazano na wykresie (rys. 7). Aby uzyskać optimum prędkości przelotowej, należy dokonywać przeskoku na określonej wartości  $V_{mk}$ .

Jako maksymalną wartość prędkości przeskoku międzykominowego przyjęto  $V_{mk}$  dla  $U_k = 10$  m/s. Średnią prędkość przeskoku określono dla noszenia  $U_k = 2,5$  m/s jako występującą praktycznie najczęściej.

Udział czasowy przeskoku międzykominowego określono również na podstawie praktyki jako:

$p = 0,4$ , co wynika zresztą z procentowego bilansu udziałów wszystkich faz.





8

d. Dolot szybki

Maksymalna prędkość dolotu szybkiego wynika z ograniczeń użytkownika szybowca:

$$V_{dol\ max} = V_{NE}$$

gdzie:

$V_{NE}$  — maksymalna dopuszczalna prędkość lotu szybowca w atmosferze spokojnej.

Średnią prędkością dolotu szybkiego jest prędkość maksymalnego zasięgu przy średnich noszeniach kominowych  $U_k = 2,5$  m/s. Wartość tę najwygodniej wyznaczyć graficznie [12] wg rysunku 8.

Udział czasowy dolotu szybkiego oparto na następujących założeniach:

- przeloty prędkościowe, kończące się dolotem szybkim obejmują w przypadku szybowca zawodniczego, jakim jest Jantar, około 80% wszystkich lotów termicznych (udział w zawodach oraz trening kadry)

- dolot zazwyczaj rozpoczyna się z odległości  $L = 30$  do  $40$  km

- najczęściej stosowane prędkości dolotów dla Jantara wynoszą  $V_{dol\ \acute{s}r} = 150$  do  $160$  km/h

- średni czas przelotu prędkościowego (zazwyczaj trójkąty 100 i 200 km) wynosi około 2 godzin. Założenie to może wydać się zawyżone, ale można spodziewać się, iż przy nowoczesnym typie sprzętu stanie się realne, a na pewno bezpieczne z punktu widzenia próby zmęczeniowej.

Do wyznaczenia udziału czasowego dolotu dla szybowca Jantar przyjęto dolot z odległości  $L = 40$  km, przy średniej prędkości  $V_{dol\ \acute{s}r} = 160$  km/h uzyskując czas:

$$t = \frac{L}{V_{dol\ \acute{s}r}} = 0,25 \text{ godziny, co w stosunku do za}$$

Tablica 3

Faza lotu w podmuchach	$V_{max\ z}$ [km/h]	$V_{\acute{s}r\ z}$ [km/h]	Udział $p_z$ [%]
Lot holowany	183	110	10
Krążenie w kominie	115	80	40
Przeskok międzykominowy	170	140	40
Dolot szybki	250	155	10

łożonego czasu konkurencji 2 godziny daje udział 0,125. Dolotem szybkim zgodnie z założeniem kończy się około 80% lotów termicznych, zatem udział procentowy w przypadku Jantara określono jako:

$$p = 0,8 \cdot 0,125 = 0,1$$

Wartości charakterystyczne dla poszczególnych zespołów:

$V_{max\ z}$  — maksymalną prędkość dla zespołu,

$V_{\acute{s}r\ z}$  — średnią prędkość dla zespołu,

$p_z$  — udział czasowy zespołu,

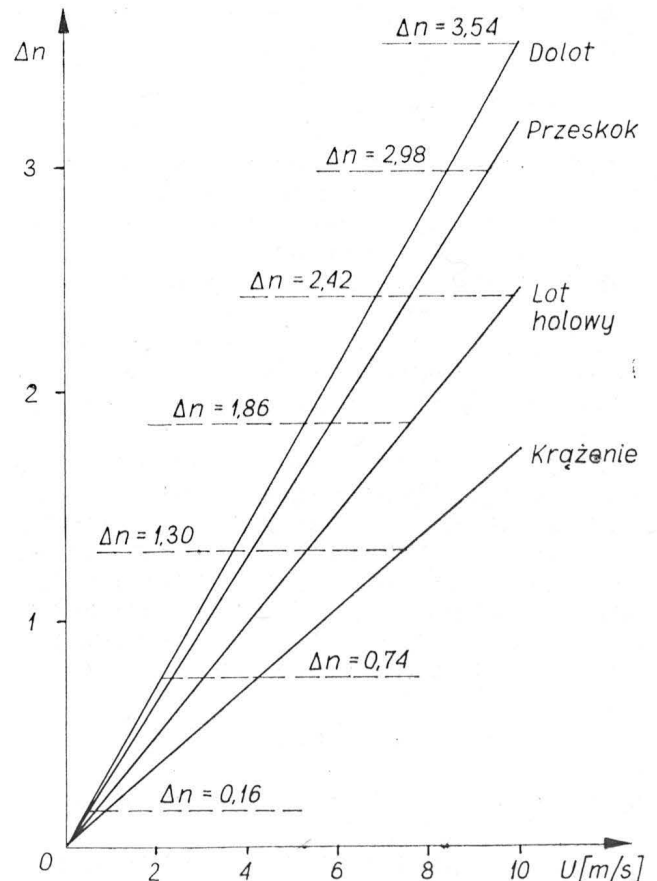
zebrano w tablicy 3.

Liczba cykli zmian obciążeń dla poszczególnych zespołów wynosi:

$$H_z = k_1 \cdot k_2 \cdot b \cdot T_T \cdot p_z \cdot V_{\acute{s}r\ z}$$

Poziomy obciążenie

Wielkości przyrostów obciążeń od podmuchów oraz zakres rozpatrywanych intensywności omówiono poprzednio, przy czym jako górną granicę reprezentatywnego dla próby zmęczeniowej podmuchu przyjęto  $U = 10$  m/s z uwagi na fakt, iż podmuchy o wartości  $U > 10$  m/s zdarzają się w ciągu całkowitej trwałości szybowca bardzo rzadko.



9

Przyrosty obciążeń dla poszczególnych zespołów są różne przy tym samym podmuchu z powodu różnych prędkości średnich. Zależność tę dla szybowca Jantar przedstawiono wykreślnie (rys. 9). Po podziale ca-

Dokończenie na str. 23

Lekki samolot szkolno-treningowy, dopuszczony do akrobacji

**KONSTRUKCJA.** Dwu- trzymiejscowy jednosilnikowy wolnonośny dolnopłat konstrukcji metalowej.

**Płat.** Skrzydła wolnonośne o obrysie dwutrapezowym, z prostą krawędzią spływu. Profil u nasady NACA 23012 zmodyfikowany; na końcu NACA 4412. Kłapy szczelinowe, wychyłane elektrycznie.

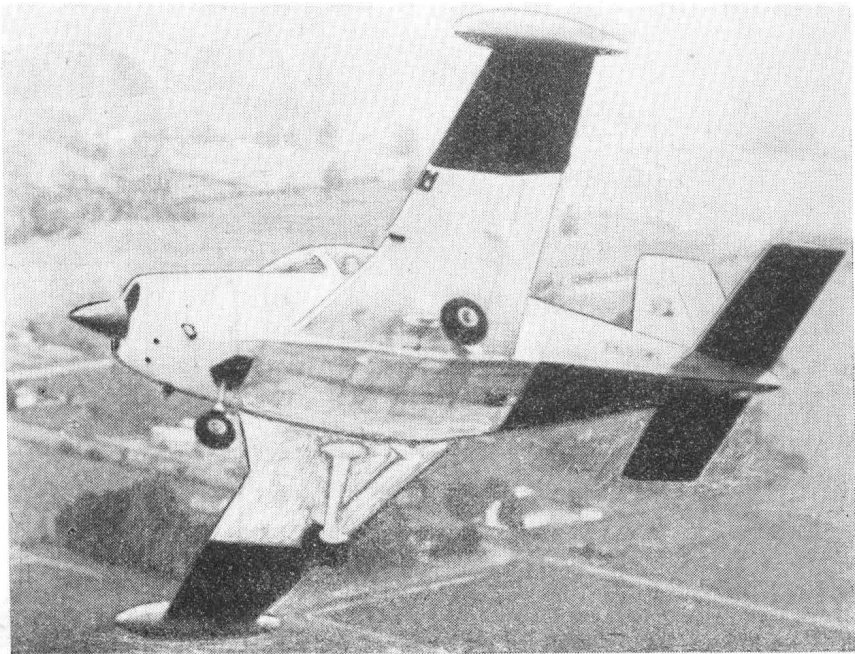
**Kadłub.** Metalowy, konstrukcji półskorupowej. Kabina z dwoma miejscami obok siebie; szerokość kabiny 1,06 m. Możliwość zabudowy trzeciego fotela. Sterowanie podwójne.

**Usterzenie.** Wolnonośne, metalowe. Ster wysokości niedzielony, z wyważeniem masowym. Na sterze wysokości kłapka wyważająca.

**Podwozie.** Stałe o układzie z kołem przednim. Podwozie główne wykonane w postaci stalowych gołeni sprężystych; podwozie przednie z amortyzacją olejowo-powietrzną, sterowane. Hamulce hydrauliczne tarczowe, uruchamiane ręcznie.

**Napęd.** Chłodzony powietrzem płaski silnik Continental IO-360-D o mocy 210 KM, IO-360-B, o mocy 200 KM. Smigło Hartzell. Osłony silnika z laminatu. Zbiornik paliwa o pojemności 205 l; możliwość użycia dodatkowych zbiorników na końcach skrzydeł, o pojemności 59 l.

**ROZWÓJ KONSTRUKCJI.** W 1967 r. został oblatany 4-miejscowy turystyczny samolot Aircruiser australijskiej wytwórni Victa, stanowiący rozwinięcie znanego Victa Airtourer. Prototyp samolotu został przejęty przez wytwórnię nowozelandzką AESL (Aero Engine Services Ltd), która dokonała wiele modyfikacji głównie w kierunku przysto-



sowania samolotu turystycznego do treningu (współczynnik obciążenia dopuszczalnego zwiększono z 3,75 do 6; wolanty zastąpiono przez drążki sterowe). Prototyp wersji Airtrainer, oznaczonej CT/4, został oblatany 21.II.1972 r. Zamówiono ok. 60 sztuk.

#### DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	7,92 m
Długość	7,06 m
Wysokość	2,59 m

Powierzchnia nośna	12 m <sup>2</sup>
Cieężar własny	662 kG
Cieężar całkowity	1066 kG
Prędkość maks.	303 km/h
Prędkość przelot.	267 km/h
Prędkość przeciągnięcia	84,5 km/h
Wznoszenie	7,1 m/s
Pułap	4540 m
Rozbieg	243 m
Start na h = 15 m	347 m
Lądowanie z h = 15 m	440 m
Zasięg	1300 km

J. M.

## Kartoteka TLiA

Samolot pasażerski bliskiego i średniego zasięgu

**KONSTRUKCJA.** 2-silnikowy dolnopłat konstrukcji metalowej, zbudowany wg zasady fail safe.

**Płat.** Wolnonośny, dwudźwigarowy. Profil NACA 0000-X 40Y ze zmienną krzywizną wzdłuż rozpiętości. Skos 16°. Górne pokrycie walcowane zbieżnie, dolne dzielone na arkusze. Żebra środkowej części płata kute. Krawędzie natarcia odladzane ciepłym powietrzem. Lotki wychyłane hydraulicznie (awaryjnie — ręcznie przez kłapki). Kłapy dwuszczytlinowe typu Fowler i spoiler przed kłapami, wychyłane hydraulicznie.

**Kadłub.** Półskorupowy o przekroju kołowym. Podłużnice połączone z pokryciem klejem Redux. Podłoga kabiny konstrukcji przekładkowej metal-balsa. Tylna końcowa część kadłuba stanowi rozchylane hydraulicznie hamulce aerodynamiczne. Za kabiną pilotów przedział bagażowy. Z lewej strony przedniej części kadłuba otwierane w dół drzwi, stanowiące schodki dla pasażerów. Drzwi awaryjne (lub dla obsługi) z prawej strony przedniej części kadłuba. W kabine pasażerskiej fotele dla 43, 75 lub 79 pasażerów. Za kabiną pasażerską przedział bagażowy, szatnia i toaleta. Przedziały bagażowe również pod podłogą kabiny pasażerów.

**Usterzenie.** Wolnonośne. Statecznik poziomy przestawiany hydraulicznie. W układzie sterowania sterem kierunku wzmacniacz zdwojony. Odladzanie krawędzi natarcia ciepłym powietrzem.

**Podwozie.** Trójzespolowe chowane hydraulicznie typu Dowty-Rotol. Koła główne zdwojone. Koło przednie sterowane hydraulicznie. Amortyzacja olejowo-powietrzna.

## Fokker-VFW F-28 Fellowship 2000 Holandia



**Napęd.** 2 silniki turbopropowe dwuprzepływowe Rolls-Royce RB.133-2 Spey Mk 555-15 o ciągu 4468 kG każdy. Ciepła instalacja przeciwwoblodzeniowa wlotów powietrza do silników. Integralne zbiorniki paliwa w skrzydłach o łącznej objętości 9740 l. Na życzenie 7 miękkich zbiorników paliwa w centralnej części płata o łącznej objętości 3300 l.

#### ROZWÓJ KONSTRUKCJI

Latem 1964 r. podpisano umowę między firmami: Fokker, MBB, VFW oraz Short dotyczącą zaprojektowania i zbudowania 2 prototypów oraz rozpoczęcia produkcji seryjnej. Pierwszy prototyp oblatano w maju, drugi w sierpniu 1967 r. Latem 1963 r. rozpoczęto produkcję seryjną. Do 15.II.1972 r. zamówiono 50 samolotów. Wersja Mk 2000 oblatana 28.IV.1971 r. podobna jest do wstępnej wersji produkcyjnej Mk 1000 zabierającej 65 pasażerów — różni się tylko

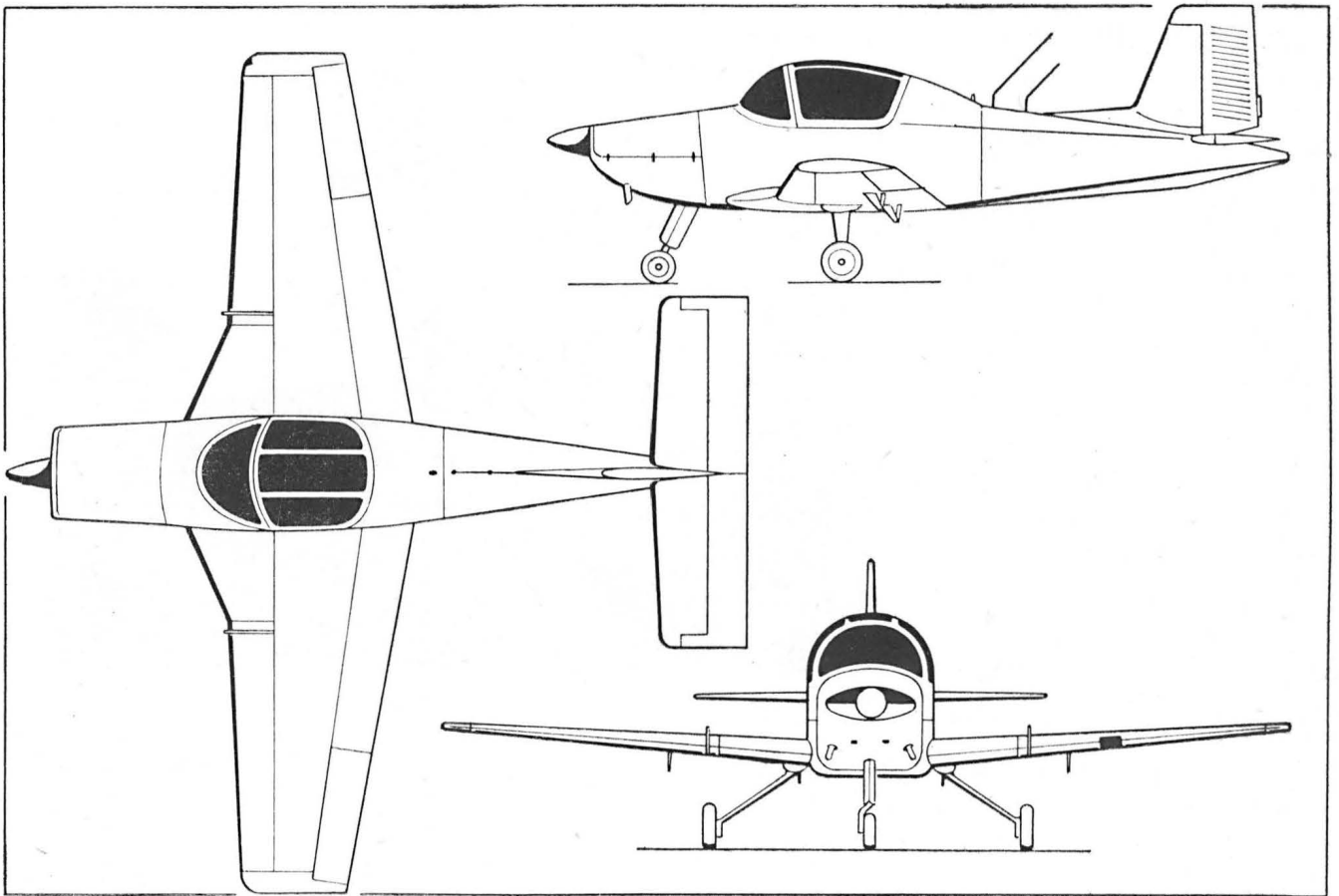
dłuższym kadłubem. Obecnie budowany jest prototyp wersji Mk 6000, która ma skrzydła o większej rozpiętości, sloty oraz silniki o mniejszym hałasie.

#### DANE TECHNICZNE

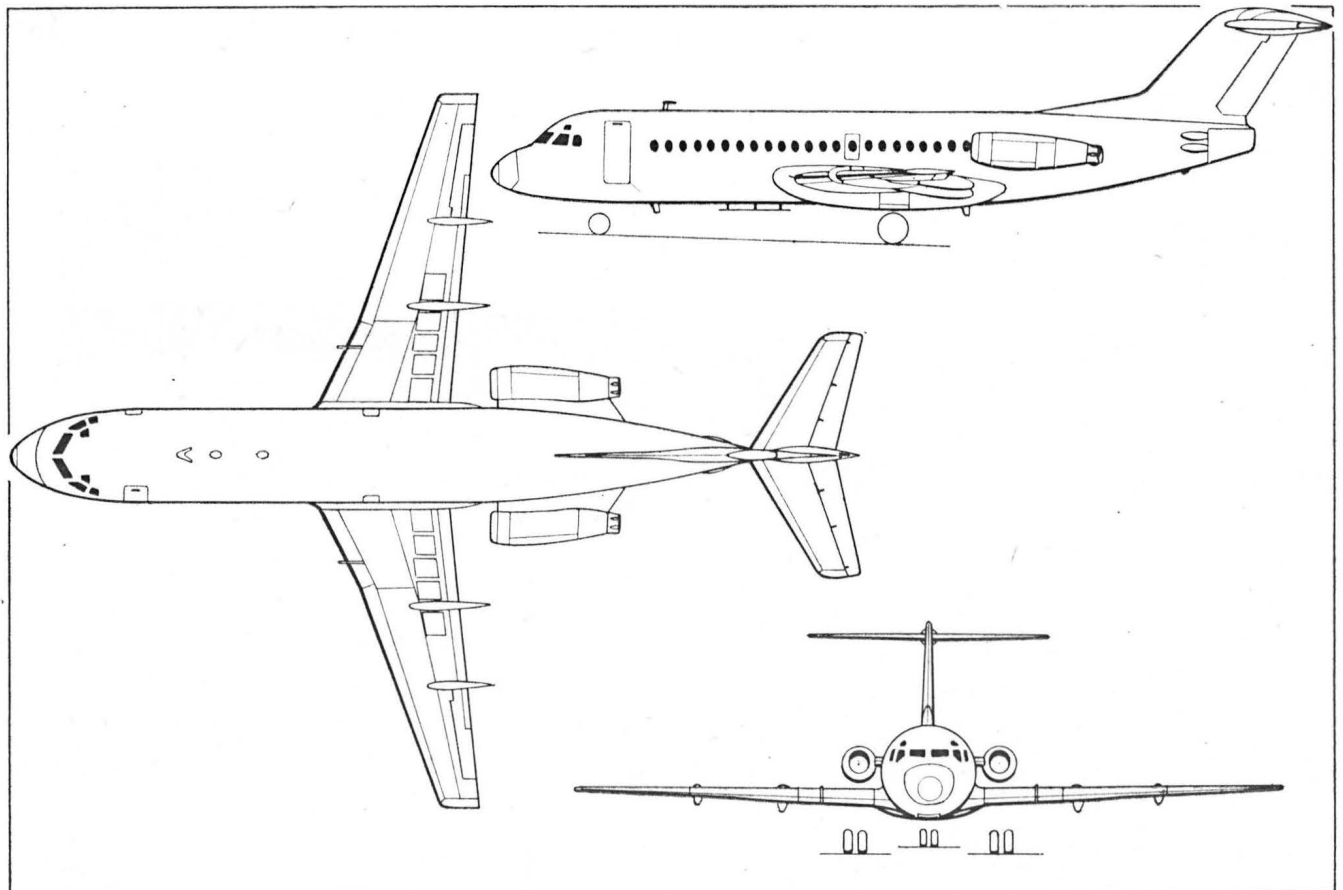
Rozpiętość	23,53 m
Długość	29,61 m
Wysokość	8,47 m
Powierzchnia nośna	76,4 m <sup>2</sup>
Cieężar własny	16570 kG
(79 pasażerów)	29480 kG
Cieężar całkowity maks.	26760 kG
Cieężar do lądowania maks.	26760 kG
Prędkość przelotowa maks.	849 km/h
(na h = 6400 m)	817 km/h
Prędkość ekonomiczna	10870 m
(na h = 9150 m)	
Pułap praktyczny	10870 m
Zasięg (79 pasażerów,	
wymagana rezerwa paliwa)	1213 km
Osiągi podano dla ciężaru 26760 kG.	

R. M.

# AESL CT/4 Airtrainer



# Fokker-VFW F-28 Fellowship 2000





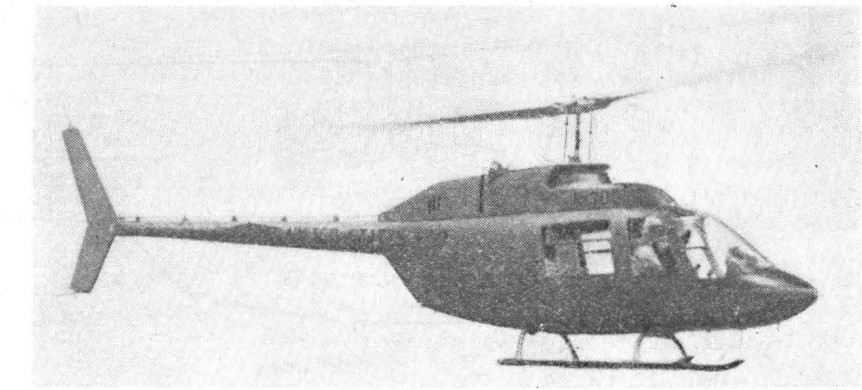
## Lekki śmigłowiec wielozadaniowy

**KONSTRUKCJA.** 5-miejscowy, jednosilnikowy śmigłowiec z półsztywnym wirnikiem, ze śmigłem ogonowym.

**Wirnik i przeniesienie napędu.** 2-łopatowy półsztywny wirnik nośny ma modyfikowany profil z zagiętym do dołu noskiem. Łopata o stałej cięciwie 330 mm składa się z 6 części: noska skorupowego z wypełniaczem ulowym, ceowego dźwigara ze stropu lekkiego, rdzenia ulowego, listwy spływowej, końcówki i okucia u nasady. Całość pokryta blachą i dodano dwa ciężarki w celu zwiększenia momentu bezwładności. 2-łopatowe śmigło ogonowe; łopaty o cięciwie 134 mm metalowej konstrukcji przekładkowej z rdzeniem ulowym, krawędź natarcia wzmocniona dodatkową listwą. Przełożenie napędu: głównego 1:17,458, liczba obrotów wirnika 354 obr/min, śmigła ogonowego 1:2,353 i liczba obrotów 2627 obr/min.

**Kadłub i usterzenie.** Konstrukcja metalowa, skorupowa. Pokrycie przekładkowe z wypełniaczem ulowym o grubości 25,4 mm podparte dwoma dźwigarami centralną kolumną i trzema węgami. W tylnej górnej części kadłuba zamocowany stożek ogonowy. Całość konstrukcji odznacza się bardzo korzystnym stosunkiem wytrzymałości do ciężaru i może wytrzymać obciążenie do 20 g. Ponadto konstrukcja odznacza się zwiększoną dzielnością w stosunku do klasycznej konstrukcji. Fotele pilotów wykonano z pancernej skorupy. Z tyłu znajdują się siedzenia dla trzech pasażerów lub miejsce na bagaż. Statecznik pionowy zamocowany w połowie belki ogonowej. Statecznik poziomy obustronny z odwróconym profilem.

**Podwozie.** 2 płozy z rur ze stopu lekkiego o rozstawieniu 1,92 m zamocowane na poprzecznych gołeniach do dolnej części kadłuba. Do dolnej części statecznika pionowego zamontowano stałą płozę ogonową. Dla umożliwie-



nia wodowania przewidziano pływaki nadmuchiwane w ciągu 3 sekund.

**Napęd.** W górnej części kadłuba zamontowano silnik Allison T63-A-700 ze swobodną turbiną o mocy startowej 317 KM. Silnik razem z przekładnią napędową, wyposażeniem, wlotem powietrza, chłodnicą oleju i omaskowaniem stanowi wspólny zespół. Pod silnikiem znajduje się przestrzeń na 24 V Ni-Cd akumulator i wyposażenie. Bezpośrednio za wlotem powietrza znajduje się separator pyłów składający się z 233 elementów filtrujących kurz. Zbiornik instalacji paliwowej znajduje się w tylnej części kadłuba pod podłogą.

**Uzbrojenie.** Śmigłowiec może być wyposażony w różne zestawy uzbrojenia umieszczone w dwóch kropłowych pojemnikach po obu stronach kadłuba.

## ROZWÓJ KONSTRUKCJI

Bell OH-58A Kiowa jest wersją rozwojową OH-4 opracowanego na konkurs

ogłoszony przez armię USA w 1960 r. na lekki śmigłowiec obserwacyjny. Prototyp OH-4A wykonał pierwszy lot 8.XII.1962 r. Wersja cywilna nosi nazwę Bell 206 Jet Ranger. 8 marca 1968 r. firma w Fort Worth otrzymała zamówienie na 300 maszyn, które potem zwiększono do 2200.

## DANE TECHNICZNE

Srednica wirnika	10,77 m
Srednica śmigła ogonowego	1,57 m
Długość kadłuba	9,84 m
Długość całkowita	12,49 m
Ciężar własny	642 kG
Ciężar całkowity	1360 kG
Ciężar użyteczny	718 kG
Paliwo	276 l
Prędkość maks.	241 km/h
Prędkość przelotowa	188 km/h
Wznoszenie (przy ziemi)	9 m/s
Pułap w zawisie:	
z wpływem ziemi	4190 m
Zasięg	481 km

L. J.

## Motoszybowiec dwumiejscowy

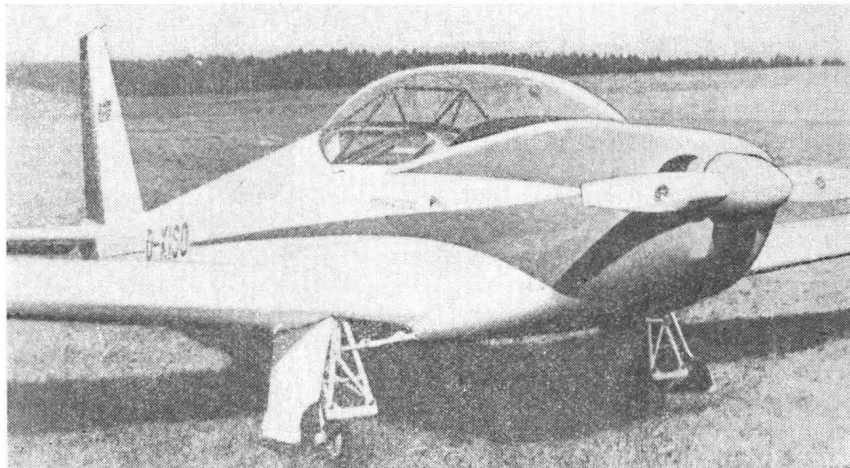
**KONSTRUKCJA.** Jednosilnikowy wolnonośny dolnopłat konstrukcji mieszanej.

**Płat.** Wolnonośny, konstrukcji drewnianej, dwudzielny, jednodźwigarowy. Keson noskowy kryty sklejka, reszta płótnem. Na górnej powierzchni — hamulce aerodynamiczne. Zestaw profili (przyjęty tak, jak dla szybowca Ka-6E): u nasady NACA 63 618, przy końcu profil Zukowskiego, na całym skrzydle „nosek Wortmanna”. Nieznaczny skos do przodu (prosta krawędź natarcia).

**Kadłub.** Kratownica spawana z rur stalowych. Oprofilowanie naroży ze sklejki. Pokrycie w przedniej części z laminatu szklanego, w tylnej części — płócienne. Kończówka kadłuba z laminatu. Kabina dwumiejscowa, z miejscami obok siebie; sterownice podwójne. Osłona kabiny jednoczęściowa, otwierana na zawiasach na prawą stronę. Z kadłuba wystają krótkie wysięgniki, stanowiące skrzydło środkowe, do których mocuje się podwozie główne. Skrzydła, po wsunięciu dźwigarów w kadłub, mocuje się za pomocą jednego centralnego sworznia.

**Usterzenie.** Wolnonośne konstrukcji drewnianej. Stateczniki kryte sklejka, stery — płótnem. Na sterze wysokości klapka wyważająca. Na stateczniku pionowym antena radiostacji UKF.

**Podwozie.** Układ z kołem tylnym. Golenie główne chowane ręcznie. Koła zawieszane na wahaczach; amortyzacja gumowa. Wymiary kół 350 × 125. Hamulce klockowe mechaniczne. Koło tylne stałe, na wahaczach z amortyzacją gumową, sprzężone ze sterem kierunku.



**Zespół napędowy.** Silnik Volkswagen-Limbach o mocy 72 KM (1800 cm<sup>3</sup>). Śmigło dwułopatowe przestawialne (trójpołożeniowe) Hoffmann HO-V62 o średnicy 1,6 m. Zbiornik paliwa o pojemności 35 l, wykonany z laminatu, umieszczony w kadłubie za kabiną. Osłony silnika również z laminatu.

**Wyposażenie.** Radiostacja UKF, prądnicą prądu zmiennego, rozrusznik elektryczny.

## ROZWÓJ KONSTRUKCJI

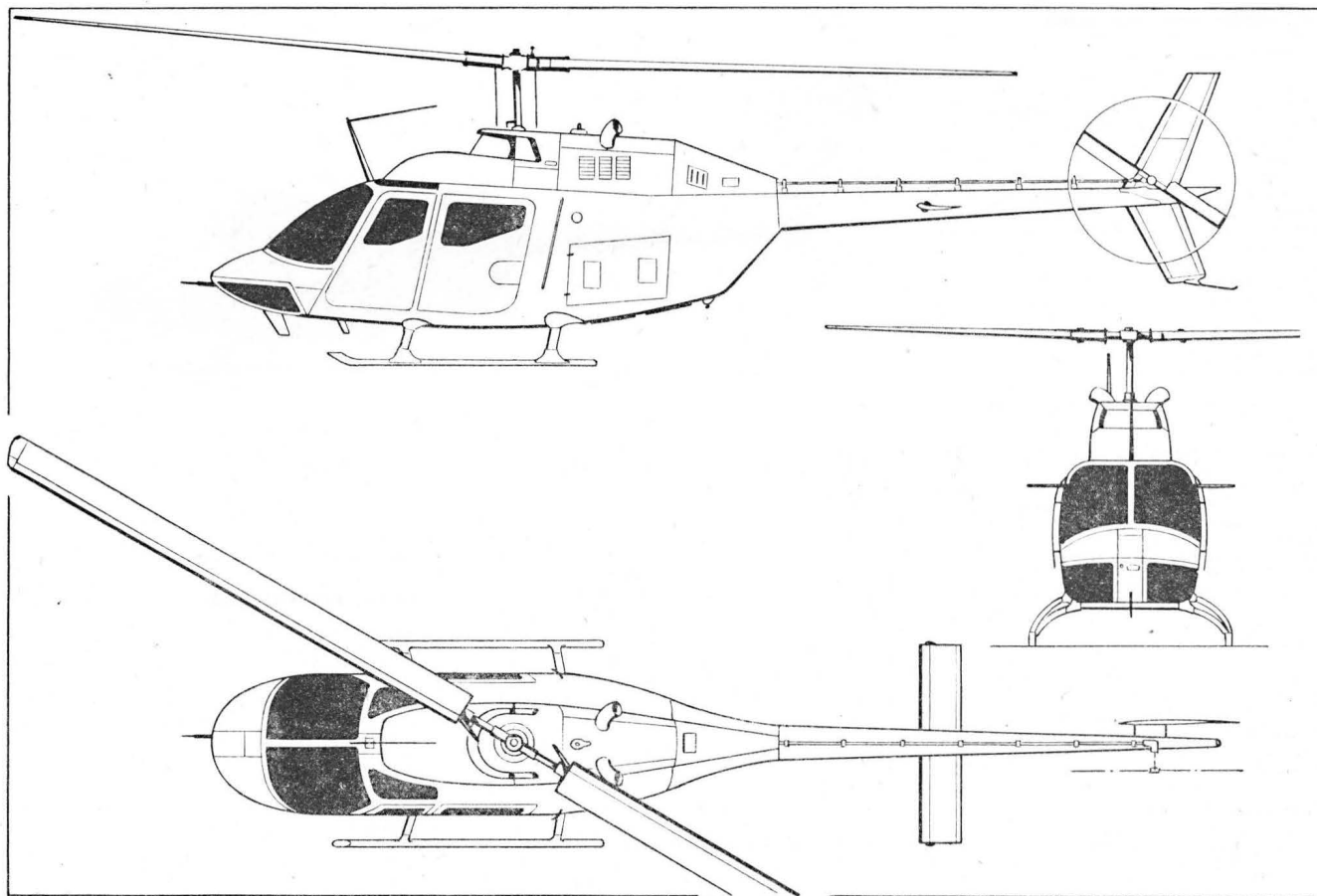
Projekt powstał w 1969 r. Pierwszy lot prototypu odbył się w lutym 1971 r. W bieżącym roku uruchomiono produkcję seryjną.

## DANE TECHNICZNE

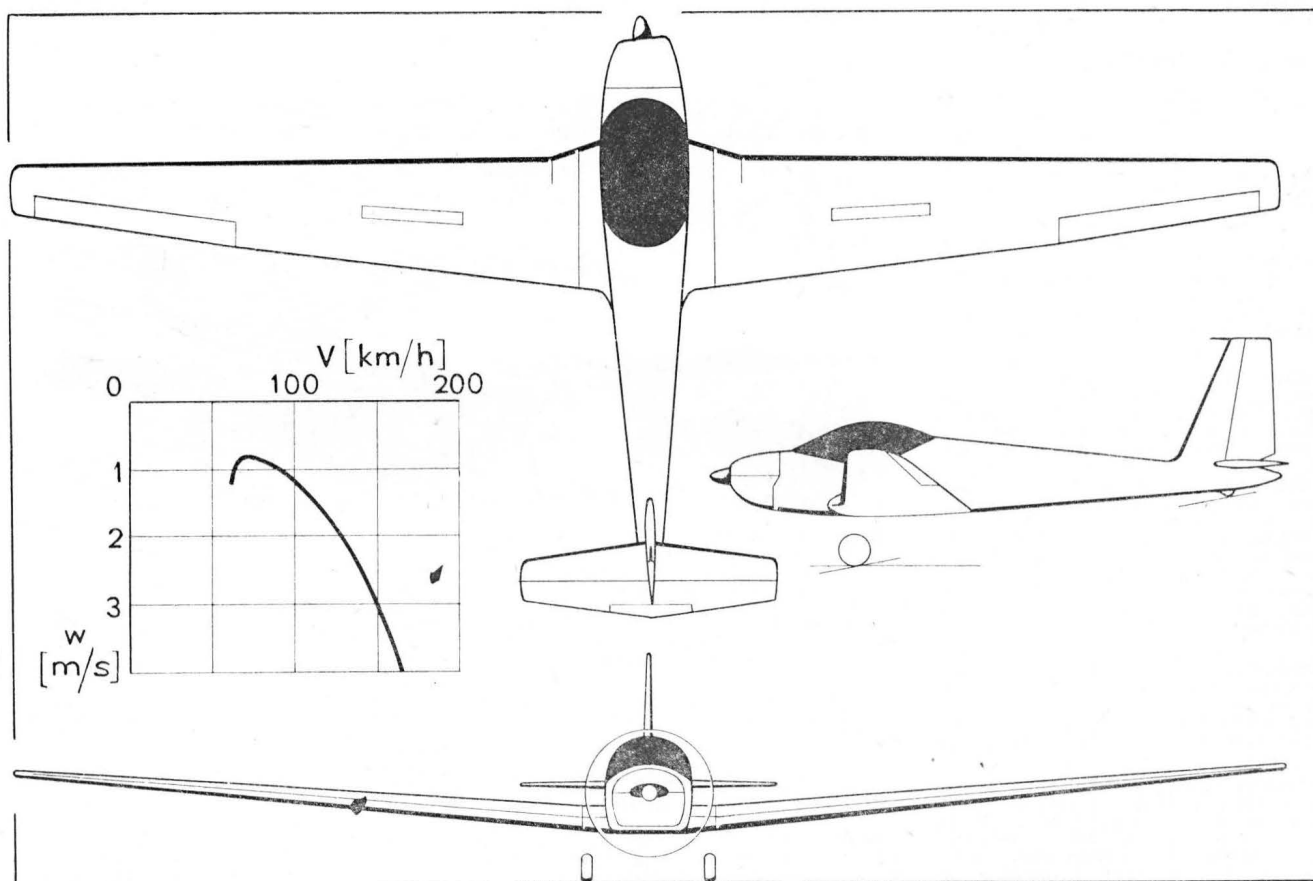
Rozpiętość	16 m
Długość	7,32 m
Powierzchnia nośna	19 m <sup>2</sup>
Wydłużenie	13,5
Ciężar własny	460 kG
Ciężar całkowity	700 kG
Obciążenie powierzchni (maks.)	37 kG/m <sup>2</sup>
Prędkość maks.	180 km/h
Prędkość przelot.	do 160 km/h
Rozbieg	230 m
Wznoszenie	2,5 m/s
Długość trwania lotu	3 h
Prędkość min.	62—69 km/h
Minimalne opadanie	
1 osoba	0,83 m/s
2 osoby	1,0 m/s
Dośkonłość	25

K. D.

# Bell OH-58A Kiowa

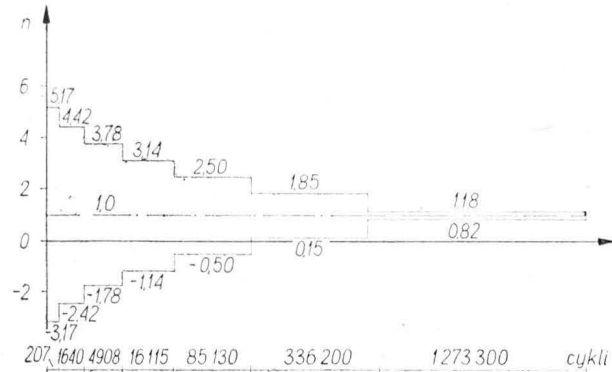


# Schleicher ASK-16



Tablica 4

$n_p$	$\Delta n$	$n_{max}$	$n_{min}$	Liczba cykli
1,75	$\pm 3,25$	5,0	-1,5	750
1,75	$\pm 2,25$	4,0	-0,5	2400
1,75	$\pm 1,25$	3,0	0,5	4200
Razem cykli				7350



10

tego zakresu przyrostów współczynników obciążeń łatwo zauważyć, iż wszystkie zespoły objęte są niskimi poziomami, poziomem najwyższym natomiast tylko zespół dolotu. Jako poziom najniższy  $\Delta n = 0,16$  wybrano średni przyrost obciążenia przy podmuchu  $U = 0,6$  m/s (średni dla wszystkich czterech zespołów).

Liczbę cykli dla każdego z poziomów obciążenia wyznaczono wg krzywej Kaula oddzielnie dla każdego z zespołów:

$$H_{holu} = h_i \cdot H_{z \text{ holu}}$$

$$H_{krążenia} = h_i \cdot H_{z \text{ krążenia}}$$

$$H_{przeskoku} = h_i \cdot H_{z \text{ przeskoku}}$$

$$H_{dolotu} = h_i \cdot H_{z \text{ dolotu}}$$

Całkowita liczba cykli dla rozpatrywanego poziomu obciążenia jest sumą liczb cykli wszystkich zespołów. Obliczenia przeprowadzono dla każdego z poziomów obciążenia. Wyniki ujęto w tablicy 4. Blok obciążeń od podmuchów przedstawiono na rys. 10.

#### Blok obciążeń sterowanych (akrobacji)

O charakterze widma obciążeń sterowanych decyduje w zasadniczy sposób typ szybowca. Najbardziej będzie ono rozbudowane dla szybowca akrobacyjnego, najmniej dla zawodniczego lub specjalnego, gdzie przypadki osiągnięcia punktów granicznych obwiedni wyrwania lub nawet ich sąsiedztwa są rzadkością. Ponieważ dla szybowca Jantar nie przewidziano dopuszczenia do wykonywania akrobacji, bloku tego w programie próby zmęczenia brak. Jednakże w celu uogólnienia problemów zawartych w niniejszym artykule omówiono sposób konstruowania bloku obciążeń sterowanych dla szybowca treningowo-wyczynowego typu Mucha lub Pirat, które używane są w aeroklubach do nauki i treningu w akrobacji podstawowej.

Z powodu braku literatury w tej dziedzinie konieczne było opracowanie w OBRS w Bielsku-Białej własnej koncepcji ujęcia problemu, na podstawie której opracowano program [5].

Przyjęto następujące założenia, opierając się m.in. na programie szkolenia szybowcowego Aeroklubu PRL [13]:

- około 15% lotów holowanych związanych jest z programem szkolenia i treningu pilotów w akrobacji (loty szkolne, treningowe i kontrola techniki pilotażu)

- w grupie szybowców treningowych w przekroju ogólnościatowym około 50% lotów wykonywanych jest przy użyciu startu za wyciągarką, a 50% za samolotem

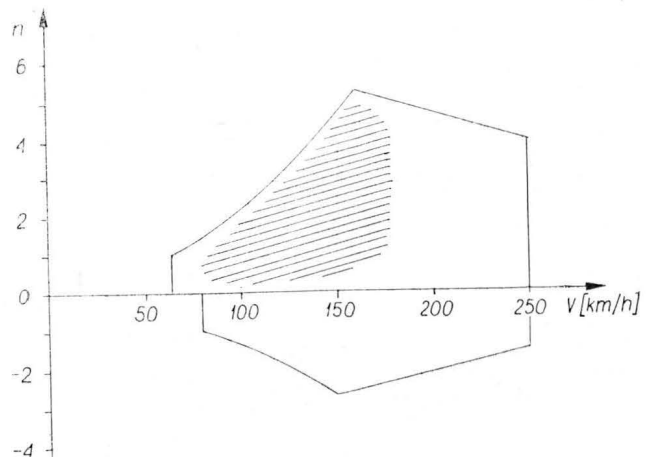
- przy założeniu całkowitej trwałości szybowca  $T_c = 3000$  godzin nalotu, na loty holowane przypada więc  $T_{hol} = 1500$  godzin, w tym na akrobację  $T_a = 0,15 \cdot 1500 = 225$  godzin. Korzystając z przyjętych założeń uzyskuje się 225 lotów

- jeden szybowiec w ciągu roku służy do wyszkolenia w akrobacji (oraz do lotów kontrolnych) 5 pilotom. Przy założonej trwałości szybowca 15 lat pozwala on na wyszkolenie 75 pilotów

- program wyszkolenia w akrobacji podstawowej obejmuje wykonywanie: pętli, przewrotów, spirali, zwrotów bojowych i korkociągów.

Wartość współczynników obciążeń realizowanych w czasie wykonywania figur akrobacji podstawowej oparto na wynikach pomiarów podczas prób w locie wykonywanych przez Instytut Lotnictwa i OBRS w Bielsku-Białej [8]. Obszar realizowanych obciążeń (pole zakreskowane) na tle krzywej wyrwania przedstawiono na rysunku 11.

Charakterystyczne parametry poszczególnych figur zebrano w tablicy 5, z której wynika że podczas

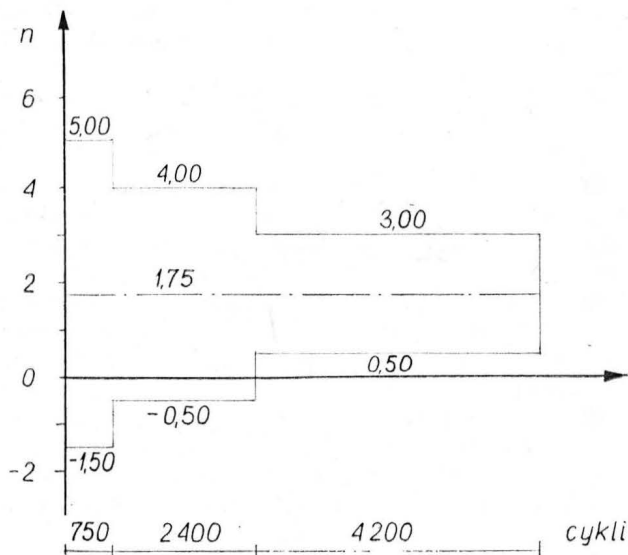


11

Tablica 5

Figura	Osiągnięty współczynnik obciążenia	Liczba powtórzeń wsp. obciążenia w jednej figurze	Liczba figur na jednego pilota wyszkolonego	Liczba powtórzeń wsp. obciążenia na jednego pilota wyszk.
Pętla	4,0	2	16	32
Przewrót	3,0	2	16	32
Spirala	3,0	1	4	4
Zwrot bojowy	5,0	1	10	10
Korkociąg	3,0	2	10	20

PROGRAM PRÓBY...



12

Tablica 6

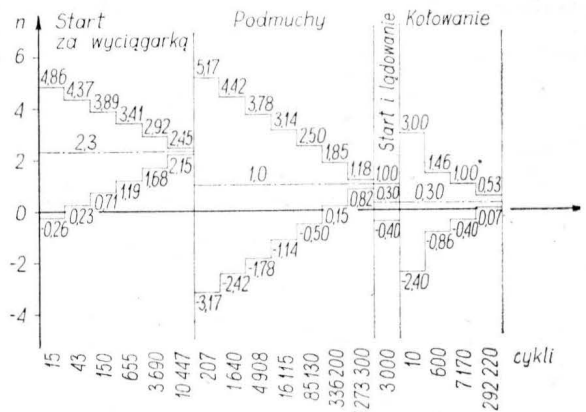
$n_p$	$\Delta n$	$n_{max}$	$n_{min}$	Liczba cykli				Razem
1,0	$\pm 4,17$	5,17	-3,17	0	0	0	207	207
1,0	$\pm 3,42$	4,42	-2,42	0	0	1 142	498	1 640
1,0	$\pm 2,78$	3,78	-1,78	165	0	3 275	1 468	4 908
1,0	$\pm 2,14$	3,14	-1,14	990	0	10 600	4 525	16 115
1,0	$\pm 1,50$	2,50	-0,50	16 500	8 550	43 200	16 880	85 130
1,0	$\pm 0,85$	1,85	0,15	20 750	22 750	216 000	77 000	336 200
1,0	$\pm 0,18$	1,18	0,82	126 595	449 000	565 783	131 922	1 273 300
Zespół obciążeń				Lot holowany	Krażenie w kominie	Przeskok międzykominowy	Dolot szybki	

szkolenia jednego pilota wykonuje się następującą liczbę powtórzeń poszczególnych poziomów obciążenia:

- $n = 3$  — 56 powtórzeń
- $n = 4$  — 32 powtórzenia
- $n = 5$  — 10 powtórzeń

Tablica 7

$n_p$	$\Delta n$	$n_{max}$	$n_{min}$	Start za wyciąg.	Lot holowany	Krażenie w kominie	Przeskok międzykominowy	Dolot	Start i lądow.	Toczenie się	Razem cykli
2,30	$\pm 2,56$	4,86	-0,26	15							15
2,30	$\pm 2,07$	4,37	0,23	43							43
2,30	$\pm 1,59$	3,89	0,71	150							150
2,30	$\pm 1,11$	3,41	1,19	655							655
2,30	$\pm 0,62$	2,92	1,68	3 690							3 690
2,30	$\pm 0,15$	2,45	2,15	10 447							10 447
0,30	$\pm 4,17$	5,17	-3,17					207			207
1,00	$\pm 3,42$	4,42	-2,42				1 142	498			1 640
1,00	$\pm 2,78$	3,78	-1,78		165		3 275	1 468			4 908
1,00	$\pm 2,14$	3,14	-1,14		990		10 600	4 525			16 115
1,00	$\pm 1,50$	2,50	-0,50		16 500	8 550	43 200	16 880			85 130
1,00	$\pm 0,85$	1,85	0,15		20 750	22 450	216 000	77 000			336 200
1,00	$\pm 0,18$	1,18	0,82		126 595	449 000	565 783	131 922			1 273 300
0,30	$\pm 0,70$	1,00	-0,40						3 000		3 000
0,30	$\pm 2,70$	3,00	-2,40							10	10
0,30	$\pm 1,16$	1,46	-0,86							1 500	1 500
0,30	$\pm 0,70$	1,00	-0,40							7 170	7 170
0,30	$\pm 0,23$	0,53	0,07							291 320	291 320



13

W czasie całkowitej trwałości szybowca zostaje wyszkolonych 75 pilotów, co daje całkowitą liczbę powtórzeń:

- $n = 3$  — 4200 powtórzeń
- $n = 4$  — 2400 powtórzeń
- $n = 5$  — 750 powtórzeń

Suma wszystkich powtórzeń daje całkowitą liczbę cykli zmian obciążeń:  $H_c = 7350$ . Jakkolwiek zarejestrowany zakres obciążeń podczas prób w locie (rys. 11) zamyka się w obszarze dodatnich współczynników obciążenia, to jednak w przypadku nauki akrobacji należy liczyć się z możliwością wystąpienia także obciążeń ujemnych. Ustalono więc zakres zmian współczynnika obciążenia od  $n_{max} = 5$  do  $n_{min} = -1,5$ . Wynika stąd wartość obciążenia podstawowego:

$$n_p = 1,75$$

Dane do konstrukcji bloku zebrano w tablicy 6, obliczone przy założeniu  $K = 3$  poziomów obciążenia. Wykres bloku pokazano na rysunku 12.

Sekwencja bloków

Charakterystyczne bloki obciążeń stanowią w sumie całość programu próby zmęczeniowej skrzydła.  
Dokończenie na str. 40

## Spajanie dyfuzyjne w technologii lotniczej

Od piętnastu lat w różnych krajach wzrosło zainteresowanie dyfuzyjnym spajaniem metali. Sama metoda nie jest nowa; już w roku 1878 Spring [1] przeprowadził próby łączenia różnych metali stosując spajanie dyfuzyjne i uzyskał dużą wytrzymałość niektórych połączeń. Później metodę tę niejednokrotnie wykorzystywano do przygotowania próbek w badaniach dyfuzji metali, a dopiero w latach pięćdziesiątych bieżącego stulecia zaczęto stosować spajanie dyfuzyjne jako metodę łączenia elementów konstrukcyjnych. Pierwsze urządzenia przemysłowe do spajania dyfuzyjnego wystawiono na Wszechzwiązkowej Wystawie Przemysłowej w Moskwie w 1958 roku.

Rozwój technologii spajania dyfuzyjnego jest ściśle związany ze stosowaniem nowych materiałów w lotnictwie, przemyśle raketowym i technice jądrowej. Spawanie i lutowanie bowiem tych materiałów jest niezmiernie trudne z uwagi na skłonność do pękania i kruchość połączeń. Przyczyną tych trudności jest

tworzenie się fazy ciekłej w procesie łączenia i wysoka temperatura, w jakiej przebiegają te procesy. Spajanie dyfuzyjne dzięki temu, że odbywa się w stanie stałym, okazało się skuteczną, a niekiedy jedyną metodą łączenia nowych materiałów żaroodpornych i stopów specjalnych.

### Przebieg procesu spajania dyfuzyjnego

Istotą spajania dyfuzyjnego jest tworzenie więzi metalicznej między łączonymi częściami, w wyniku dyfuzji atomów przez powierzchnie rozgraniczające te części. Ażeby dyfuzja mogła zachodzić, spajane powierzchnie muszą być fizycznie czyste i ściśle przylegać do siebie. Fizycznie czyste (pozbawione tlenków, adsorbowanych gazów, pary wodnej i zanieczyszczeń tłuszczowych) powierzchnie metali łączą się trwale, jeśli zbliżą się do odległości równej odległości między atomami w sieci krystalicznej. Dzieje się tak dlatego, że atomy znajdujące się na powierzchni mają nadmiar energii swobodnej w stosunku do atomów wewnątrz ciała stałego, a jak wiadomo, taki układ będzie dążył do minimalnej powierzchni, ponieważ odpowiada to minimum energii swobodnej. W rzeczywistości siły przyciągania powierzchni metali są znikome z powodu ich chropowatości, która jest znacznie większa niż odległości międzyatomowe, w wyniku czego realna powierzchnia styku łączonych części jest bardzo mała. W celu jej zwiększenia podczas spajania wywiera się nacisk na spajane powierzchnie. Wielkość nacisku dobiera się tak, by następowało odkształcenie plastyczne mikronierówności powierzchni, co stwarza warunki sprzyjające intensywnej dyfuzji.

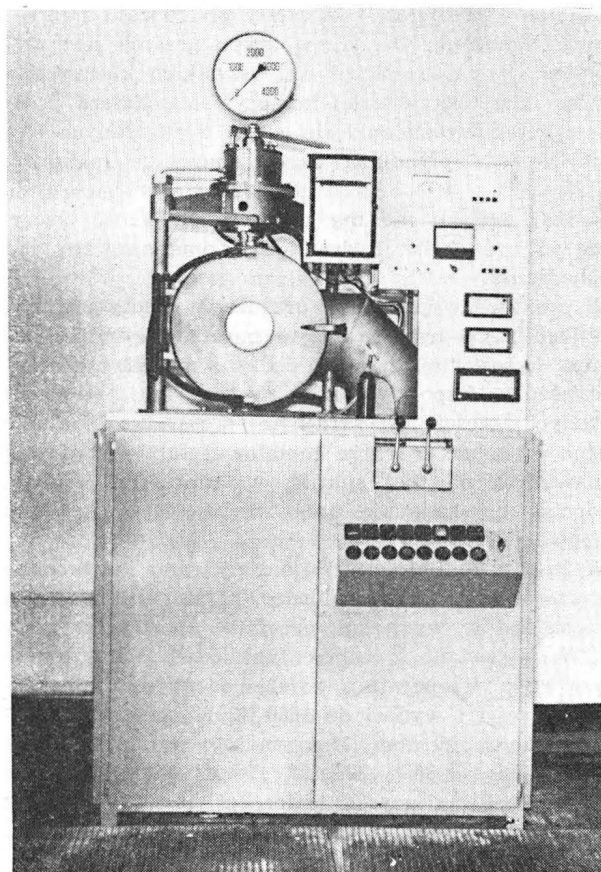
Prędkość dyfuzji zależy od wielu czynników, z których najważniejszym jest temperatura. Współ-

*W artykule omówiono metodę spajania dyfuzyjnego, stosowaną do łączenia nowych materiałów żaroodpornych i specjalnych stopów używanych do budowy samolotów, raket i statków kosmicznych. Przedstawiono budowę i zasadę działania urządzenia do spajania, które skonstruowano w Instytucie Lotnictwa, podając wyniki własnych badań przy spajaniu stopu E1437B, stali 1H18N9T i 2H13. Podano przykłady zastosowania spajania dyfuzyjnego w technice lotniczej i kosmicznej oraz dane z literatury dotyczące innych stopów żaroodpornych i tytanu.*

czynnik dyfuzji, określający jej prędkość, jest funkcją wykładniczą temperatury; żeby przyspieszyć spajanie przeprowadza się je w wysokich temperaturach, rzędu 0,6–0,8 temperatury topnienia spajanego metalu.

Przed spajaniem przedmioty są odłuszczone i umyte, następnie podczas spajania podgrzewanie w próżni usuwa adsorbowane gazy i tlenki z powierzchni metali.

Proces spajania dyfuzyjnego przebiega w następujący sposób: spajane części, po oczyszczeniu, umieszcza się w komorze próżniowej, następnie włącza się nagrzewanie, i po uzyskaniu wymaganej temperatury, przykładają się docisk. W ten sposób łączy się większość czystych metali i stale konstrukcyjne. W przypadku stali austenitycznych i żaroodpornych taka metoda nie daje zadowalających wyników, ponieważ na ich powierzchni tworzą się tlenki, których usunięcie wymaga stosowania próżni kosmicznej, a ponadto stopy te odznaczają się bardzo małą prędkością dyfuzji. Aby je połączyć konieczne byłoby więc podgrzewanie prawie do temperatury topnienia.



1. Urządzenie do spajania dyfuzyjnego SD-1

Próby wykazały, że należy wprowadzić cienką warstwę innego metalu między łączone powierzchnie. Metal ten dyfunduje do spajanych części, łącząc je w trwały sposób. Podczas obróbki cieplnej typu wyżarzania ujednorodniającego wyrównuje się skład chemiczny przez dyfuzję przede wszystkim „obcego” metalu w głąb spajanych części. Usuwanie tlenków ze złącza prawdopodobnie zachodzi w wyniku dyfuzji tlenu do metalu.

### Urządzenia

Uniwersalne urządzenie do spajania dyfuzyjnego powinno być wyposażone w trzy podstawowe układy: próżniowy, grzejny i dociskowy.

W urządzeniach przemysłowych stosuje się próżnię  $10^{-3}$ – $10^{-5}$  Tr, a układ próżniowy składa się z pompy próżni wstępnej i pompy dyfuzyjnej. W stoiskach laboratoryjnych podciśnienie osiąga niekiedy wartość  $10^{-10}$  Tr, co wymaga instalowania dodatkowo pomp absorpcyjnej oraz jonowej.

Układ grzejny składa się z grzejnika i zasilacza. Na ogół stosuje się grzejniki indukcyjne lub oporowe. Grzanie indukcyjne jest powszechnie stosowane przy spajaniu dyfuzyjnym metali, ponieważ daje możliwość uzyskania wysokiej temperatury łączonych elementów w bardzo krótkim czasie, nie powodując nagrzewania wyposażenia komory. Niepotrzebne są ekrany cieplne, co ułatwia manipulację w komorze i zwiększa jej pojemność użyteczną. Nagrzewanie indukcyjne nie jest przydatne przy spajaniu materiałów nieprzewodzących i półprzewodników. Grzejniki oporowe z molibdenu, wolframu lub tantalu są uniwersalnym źródłem ciepła, ponieważ łączone elementy są podgrzewane energią wypromieniowaną z grzejnika, której ilość nie zależy od rodzaju nagrzewanego materiału. Wadą tego typu grzania jest wypromieniowywanie energii we wszystkich kierunkach, a więc nagrzewanie całej komory, co pogarsza próżnię wskutek wydzielania się gazów z nagranych elementów oraz przedłuża okres studzenia spajanych części.

Rodzaj docisku nie ma wpływu na jakość złącza. Może to być docisk hydrauliczny, pneumatyczny lub mechaniczny.

W praktyce wyposażenie urządzenia zależy od konkretnego zastosowania. Często można obejść się bez pompy dyfuzyjnej, zamiast docisku można wykorzystać różnicę współczynników rozszerzalności liniowej łączonych części. W skrajnym przypadku spajanie można wykonać w rurze metalowej lub ceramicznej z nawiniętą na niej spiralą, w atmosferze argonu, a docisk uzyskuje się przez zastosowanie uchwytu śrubowego.

W Instytucie Lotnictwa skonstruowano i wykonano urządzenie typu uniwersalnego\*) (rys. 1). Stoisko jest wyposażone w wymienne grzejniki oporowe o mocy 10 kW, wykonane z taśmy tantalowej. Maksymalna uzyskiwana temperatura zależy od wymiarów spajanych części i wynosi do 1600 °K w przypadku próbek średnicy 20 mm. Maksymalne wymiary spajanych części:  $\varnothing 80 \times 120$  mm. Zespół pomp próżniowych umożliwia uzyskanie próżni  $10^{-4}$  Tr w ciągu 25 minut od chwili pierwszego włączenia i w ciągu

8 minut po zapowietrzeniu komory przy czynnym zespole próżniowym. Zespół dociskowy typu hydraulicznego daje maksymalny nacisk 39 000 N (4000 kG). Komora próżniowa, wejście mocy grzejnika oraz trzpień dociskowy są chłodzone wodą.

### Własności złączy dyfuzyjnych

Ze względu na bardzo szeroki asortyment materiałów spajanych dyfuzyjnie ograniczymy się do podania własności złączy najbardziej rozpowszechnionych w przemyśle lotniczym materiałów, których spajanie jest technicznie uzasadnione, a więc stali kwasoodpornych, stopów żaroodpornych oraz stopów tytanu.

#### Stale kwasoodporne

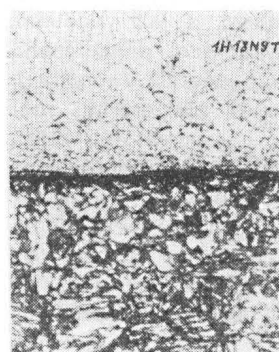
W Instytucie Lotnictwa przeprowadzono próby spajania dyfuzyjnego stali 2H13 ze stalą 1H18N9T. Złącza spawane i lutowane z tych stali mają mniejszą wytrzymałość od wytrzymałości materiału rodzimego.

Tablica 1. Własności mechaniczne złączy stal 1H18N9T — stal 2H13

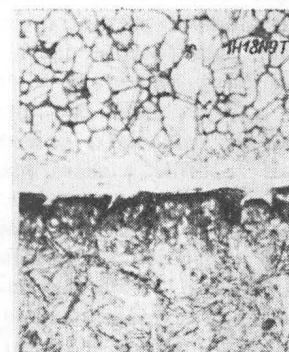
Rodzaj materiału	$R_m$ [MN/m <sup>2</sup> ] (kG/mm <sup>2</sup> )	$A_5$ [%]	Uwagi
Stal 2H13	812(82,8)	20,0	—
Stal 1H18N9T	605(61,8)	56,8	—
Spajane z międzywarstwą	602(62,0)	30,7	próbki zerwane poza złączeniem
Spajane bez międzywarstwy	600(61,2)	23,2	dwie próbki zerwane poza złączeniem i dwie na złączeniu

Optymalne warunki spajania dyfuzyjnego: temperatura 1073 °K nacisk 13,7 MN/m<sup>2</sup> (1,4 kG/mm<sup>2</sup>), próżnia  $2 \cdot 10^{-4}$  Tr, czas wygrzewania w temperaturze spajania 5 minut. Badania wykonano na próbkach  $\varnothing 30$  mm, których powierzchnia była szlifowana papierem 400, a następnie trawiona. Część próbek niklowano galwanicznie w celu wytworzenia międzywarstwy. Grubość warstwy niklu wynosiła 5  $\mu$ m. Po spajaniu próbki poddano obróbce cieplnej, złożonej z hartowania w 1323 °K i odpuszczania w 973 °K. W tablicy 1 zestawiono własności złączy z własnościami stali 1H18N9T i 2H13. Wytrzymałość złączy na rozciąganie jest równa wytrzymałości stali 1H18N9T. Na rysunku 2 przedstawiono mikrostrukturę złączy po obróbce cieplnej.

a)



b)



2. Mikrostruktura złączy dyfuzyjnych stal 1H18N9T — stal 2H13 po obróbce cieplnej: a — złącze bez międzywarstwy, b — złącze z międzywarstwą niklu

\*) Urządzenie skonstruował inż. E. Kołodziejczyk.

Stopy żaroodporne

W wyniku badań własnych spajania dyfuzyjnego stopu niklowego EI437B stwierdzono, że próżnia uzyskiwana w stoisku jest niewystarczająca do wykonania złączy bez międzywarstwy. Międzywarstwa niklu galwanicznego o grubości 10  $\mu\text{k}$  umożliwia uzyskanie zadowalających wyników. W tabelicy 2 podano własności próbek wyciętych z tulei  $\phi 60 \times 10 \times 120 \text{ mm}$  spajanych dyfuzyjnie w temperaturze 1073  $^{\circ}\text{K}$ , przy nacisku 13,7  $\text{MN}/\text{m}^2$  (1,4  $\text{kG}/\text{mm}^2$ ) w ciągu 30 minut. Podciśnienie wynosiło  $5 \cdot 10^{-4} \text{ Tr}$ . Tuleje zostały poddane obróbce cieplnej, polegającej na austenityzacji w temperaturze 1355  $^{\circ}\text{K}$  w ciągu 8 godzin i starzeniu w temperaturze 975  $^{\circ}\text{K}$  w ciągu 16 godzin\*). Dla porównania przytoczono własności

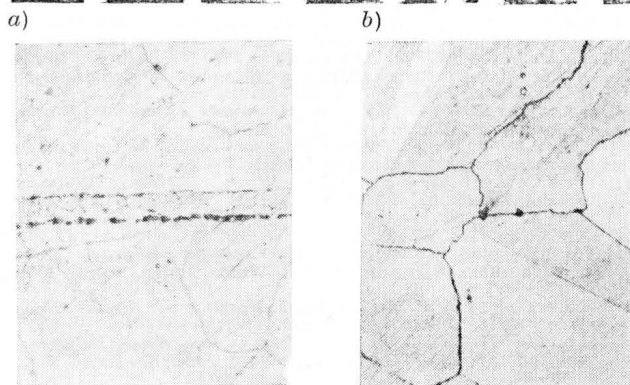
Tabela 2. Własności mechaniczne złączy EI437B

Rodzaj materiału	$R_m$ [ $\text{MN}/\text{m}^2$ ] (kG/mm $^2$ )				$A_5$ [%]			
	Temperatura [ $^{\circ}\text{K}$ ]				Temperatura [ $^{\circ}\text{K}$ ]			
	293	823	993	1023	293	823	993	1023
Stop EI437B	980	—	735	—	20	—	15	—
wg [2]	(100)	—	(75)	—	—	—	—	—
Spawany	745	—	658	—	18	—	18	—
wg [2]	(75)	—	(67)	—	—	—	—	—
Spajany	935	900	—	748	—	—	—	—
dyfuzyjnie	(95,5)	(92)	—	(76,4)	6,5	8,0	—	5,7

materiału EI437B oraz próbek spawanych. Na rysunku 3 pokazano mikrostrukturę złączy po spajaniu i po obróbce cieplnej. W\* wyniku obróbki cieplnej warstwa niklu uległa całkowitemu rozpuszczeniu w stopie.

W ciągu ostatnich pięciu lat ukazało się kilka publikacji na temat spajania dyfuzyjnego stopów żaroodpornych, na przykład [3], [4], [5].

W pracach [3] i [5] przytoczono dane o spajaniu stopów typu nimonik, inconel, incoloy, René-42 i TD-Nickel, lecz w charakterystyce wytrzymałościowej złączy podano jedynie wytrzymałość na ścinanie bez porównania jej z wytrzymałością materiału rodzimego, a ponieważ wytrzymałość na ścinanie nie jest badana w przypadku stopów żaroodpornych, więc danych tego typu nie można znaleźć w dostępnym piśmiennictwie, a co za tym idzie nie ma możliwości określenia jakości złączy. Autorzy pracy [4] przytaczają opis i wyniki spajania dyfuzyjnego prętów z



3. Mikrostruktura złączy dyfuzyjnego stopu EI437B: a — po spajaniu, b — po obróbce cieplnej

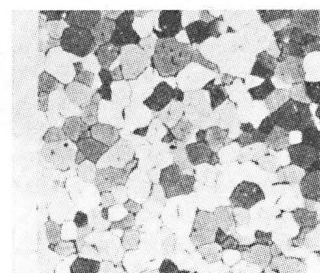
materiału TD-Nickel, który jest spiekami niklu z 2% tlenku toru. Jest on przeznaczony do pracy w temperaturach 1300—1500  $^{\circ}\text{K}$ . Spawanie tego materiału jest niemożliwe, ponieważ w złączu zachodzi zanik efektu umocnienia cząsteczkami tlenku toru. Spajanie dyfuzyjne w temperaturze 1366  $^{\circ}\text{K}$  w ciągu 2 godzin, przy nacisku 13,7  $\text{MN}/\text{m}^2$  (1,4  $\text{kG}/\text{mm}^2$ ) daje wytrzymałość 656  $\text{MN}/\text{m}^2$  (67  $\text{kG}/\text{mm}^2$ ) przy wydłużeniu 22%, przy czym zniszczenie próbek następuje poza złączem. Jako międzywarstwę zastosowano stop kobaltowy.

Stopy tytanu

Spawanie tytanu jest utrudnione ze względu na duże powinowactwo z tlenem, azotem i wodorem. Te pierwiastki zmniejszają plastyczność i udarność stopów tytanu oraz zwiększają skłonności spoin do pęknięcia.

Stwierdzono, że temperatura spajania tytanu [6], [7], [8], [9] nie powinna przekraczać temperatury przemiany eutektoidalnej, to jest 1155  $^{\circ}\text{K}$ , ponieważ w wyniku gwałtownej rekrytalizacji następuje spadek własności mechanicznych. Spajanie w ciągu 7 do 60 minut w temperaturze 1123—1143  $^{\circ}\text{K}$ , przy nacisku 7,35  $\text{MN}/\text{m}^2$  (0,75  $\text{kG}/\text{mm}^2$ ) umożliwiło uzyskanie większej wytrzymałości złącza od wytrzymałości tytanu (próbki zrywają się poza złączem) [6]. Własności próbek wynosiły:  $R_m = 725 \text{ MN}/\text{m}^2$  (74  $\text{kG}/\text{mm}^2$ ),  $A_5 = 16\%$ . Na fotografii 4 pokazano mikrostrukturę złącza po spajaniu.

Spajanie stopu tytanu typu WT5-1 wymaga stosowania nieco wyższej temperatury. W temperaturze



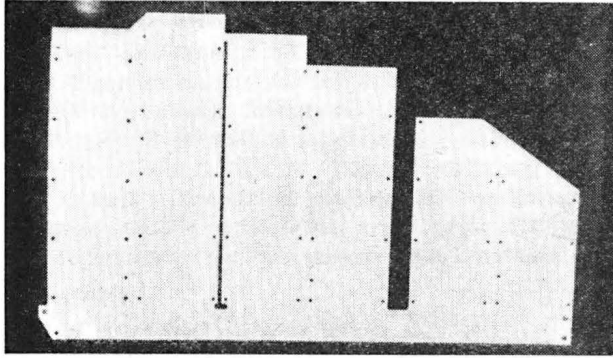
4. Mikrostruktura złącza dyfuzyjnego tytanu po spajaniu [9]

1173—1273  $^{\circ}\text{K}$ , przy nacisku 4,9  $\text{MN}/\text{m}^2$  (0,5  $\text{kG}/\text{mm}^2$ ) proces spajania trwa 1—5 minut i uzyskuje się własności równe wytrzymałości i plastyczności stopu. Wytrzymałość próbek wyniosła 780—880  $\text{MN}/\text{m}^2$  (80—90  $\text{kG}/\text{mm}^2$ ) [7].

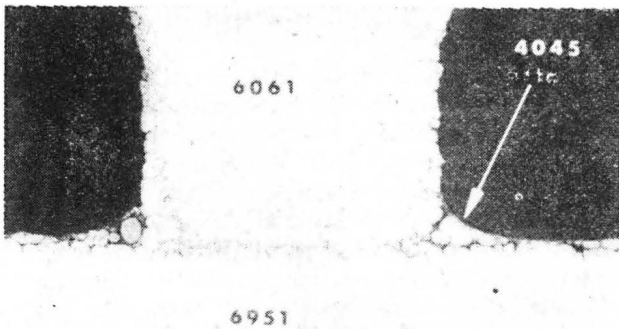
Przykłady zastosowania

Jednym z przykładów zastosowania spajania dyfuzyjnego w technice kosmicznej są radiatory (chłodnice) instalowane w układzie sterowania pojazdu kosmicznego Apollo [10]. W przedziale dowodzenia zainstalowano 25 takich radiatorów o budowie komórkowej. Rdzeń komórkowy, wykonany z blach ze stopu aluminium typu 6061 grubości 2,25 lub 4,75, jest łączony dyfuzyjnie z okładzinami ze stopu 6951, platerowanymi stopem 4045. Na fotografiach 5 i 6 pokazano wygląd gotowej płyty oraz mikrostrukturę złącza. Spajanie przeprowadza się w atmosferze powietrza

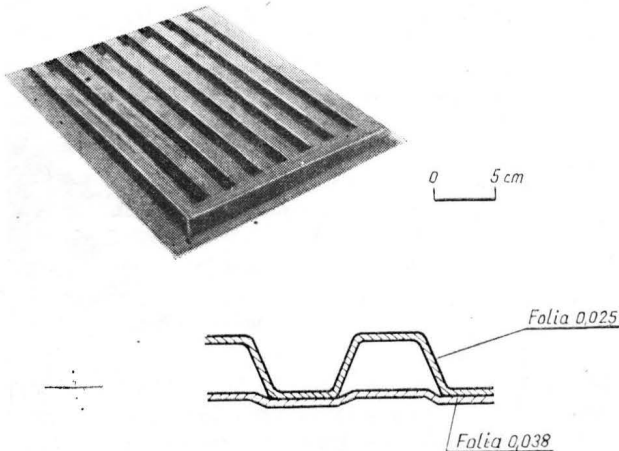
\*) Badania własności złączy dyfuzyjnych wykonano w WSK Rzeszów pod kierownictwem inż. J. Biedronia.



5. Radiator wykonany metodą spajania dyfuzyjnego rdzenia komórkowego z okładkami z blachy ze stopu aluminium. Wymiary płyty 610 × 1000 mm [10]



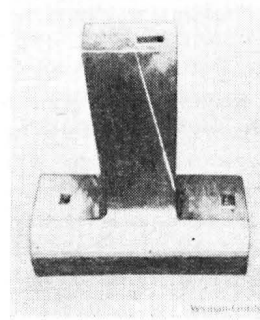
6. Mikrostruktura złącza dyfuzyjnego radiatora pokazanego na fot. 540 [10]



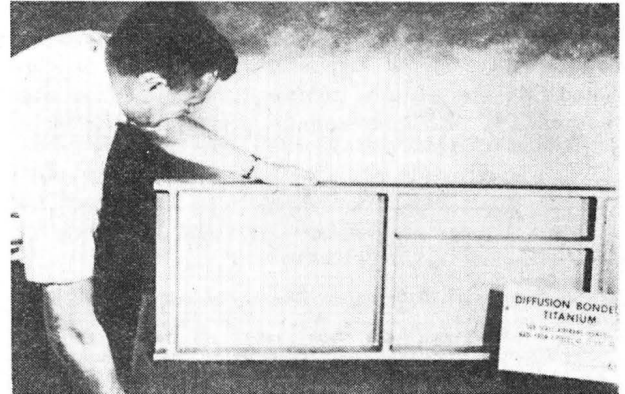
7. Ekran cieplny z blachy TD-NiCr wykonany metodą spajania dyfuzyjnego [11]

w temperaturze 811–850 °K w ciągu 74–96 minut, przy nacisku 2,4 MN/m<sup>2</sup> (0,24 kG/mm<sup>2</sup>). Zniszczenie płyt podczas prób odrywania następowało poza miejscem spajania.

Również dla pojazdu kosmicznego przeznaczony jest ekran cieplny, przedstawiony na fotografii 7. Został on wykonany z blachy TD-NiCr (stop niklu zawierający 20% chromu i 2% tlenku toru) metodą spajania dyfuzyjnego [11]. Spawanie tego materiału nie jest wskazane z przyczyn wymienionych przy opisie materiału TD-Nickel. Spajanie dyfuzyjne przeprowadzono na prasie o nacisku 220 kN (22,5 T), w próżni 2 · 10<sup>-5</sup> Tr. Najlepsze wyniki uzyskano przy dwustopniowym procesie spajania: najpierw w temperaturze 980 °K przy nacisku 20,7 MN/m<sup>2</sup> (2,1 kG/mm<sup>2</sup>) w ciągu 1 godziny, a następnie w 1463 °K



8. Element ze stopu tytanu wykonany metodą spajania dyfuzyjnego pręta o przekroju ośmiokąta 200 × 400 mm z prętem o przekroju 82 × 120 długości 380 mm i kuty matrycowo po spajaniu [13]



9. Element ze stopu tytanu wykonany z siedmiu odkuwek połączonych metodą spajania dyfuzyjnego, a następnie kuty matrycowo [12]

przy nacisku 1,5 MN/m<sup>2</sup> (0,15 kG/mm<sup>2</sup>), w ciągu 2 godzin. Płyty wykonane w tych warunkach ulegają zniszczeniu poza miejscem spajania.

Spajanie dyfuzyjne może być stosowane nie tylko do łączenia części na gotowo, lecz również do wykonywania dużych odkuwek [12], [13]. Może to być spajanie kilku gotowych odkuwek przed obróbką wiórową całego elementu, albo łączenie kilku odkuwek wstępnych, stanowiących fragmenty danej odkuwki, przed dalszym kuciem matrycowym. Ma to na celu zmniejszenie zużycia materiału oraz uniknięcie konieczności stosowania dużych matryc i pras. Przykłady odkuwek wykonanych ze stopu tytanu typu Ti-6Al-4V z zastosowaniem spajania dyfuzyjnego przedstawiono na fotografiach 8 i 9.

#### Literatura

- [1] Tylecote R. F.: *Diffusion Bonding*, Weld. and Metal Fabr. Dec. 1967, s. 483–489
- [2] Chimuszin F. F.: *Zaropocznyje stali i spawy*, Metalurgija, Moskwa 1969
- [3] Tylecote R. F.: *Diffusion Bonding*, Weld. and Metal Fabr. Febr. 1968, s. 67–73
- [4] Moore T. J., Holko K. H.: *Solid State Welding of TD-Nickel Bor*, Weld. Journ. Sept. 1970, s. 395–409
- [5] Kaarilela W. T., Margolis W. S.: *Alloy Effects in the Low-Pressure Diffusion Bonding of Superalloys*, Weld. Journ. June 1967, s. 283–288
- [6] Afanasjew I. W.: *Diffuzionnaja swarka titana*, Swaroczn. Proizw. nr 1, 1968, s. 12–14
- [7] Kazakow N. F.: *Diffuzionnaja swarka w wakuumie*, Maszynostrojenije, Moskwa 1968
- [8] King W. H., Owczarski W. A.: *Diffusion Welding of Commercially Pure Titanium*, Weld. Journ. July 1967, s. 289–293
- [9] Owczarski W. A., King W. H., O'Connor J. W.: *The Tensile Properties and Fracture Characteristics of Titanium Diffusion Welds*, Weld. Journ. Sept. 1969, s. 377–383
- [10] Beuyukian C. S.: *Fluxless Brazing of Apollo Cold-plate*, Weld. Journ. Sept. 1968, s. 710–719
- [11] Holko H. K., Moore T. J.: *Enhanced Diffusion Welding of TD-NiCr Sheet*, Weld. Journ. Febr. 1972, s. 81–89
- [12] Coyne J. E., McKeogh J. D.: *What's New in Forging Machine Design*, Dec. 23, 1971, s. 39–44
- [13] *Linking Diffusion Bonding with Forging Lowers Costs*, *Materials Engineering*, July 1971, s. 12–13



Mgr inż. JAN CHOJNACKI

## Lotniska sportowo-usługowe w regionalnych planach zagospodarowania przestrzennego

*Autor uzasadnia dotychczasowe słabe zainteresowanie w publicystyce i planowaniu przestrzennym problematyką małych lotnisk oraz skutki takiego stanu rzeczy, omawia pierwsze zasady programowe w tej dziedzinie wydane przez Aeroklub PRL i zwraca uwagę na konieczność uwzględnienia takich lotnisk na mapach przyszłego zagospodarowania regionów. (Tekst stanowi wprowadzenie do dalszych artykułów merytorycznych na temat lotnisk wymienionego rodzaju).*

Światowa publicystyka lotnicza przepelniona jest informacjami dotyczącymi wielkich portów lotniczych typu komunikacyjnego. Równocześnie bardzo niewiele się pisze o lotniskach przeznaczonych dla tzw. małego lotnictwa — zarzut ten odnosi się także do periodyków i literatury technicznej w kraju. Przyczyny tego stanu rzeczy są, jak się wydaje, następujące:

● małe lotniska, pozbawione przeważnie sztucznych nawierzchni, skomplikowanych budynków i instalacji, nie stanowią z natury rzeczy tak atrakcyjnego tematu jak np. lotniska transkontynentalne,

● lotnictwo lekkie pod względem wymagań lotniskowych jest jeszcze bardzo tradycyjne i na dobrą sprawę projektowanie przeznaczonych dlań lotnisk niewiele odbiega od zasad stosowanych już w okresie międzywojennym\*) — stąd trudno serwować na tym polu rewelacyjne teorie i rozwiązania. Znaczniejsze innowacje mogą się pojawić dopiero wraz z intensywniejszym rozwojem komunikacji krótkiego startu,

● w przeważającej liczbie przypadków mamy do czynienia nie z małymi lotniskami projektowanymi od podstaw w obecnej dobie, lecz z obiektami, na których nawarstwiły się różne zaszczości rozwojowe w zakresie funkcji (np. najpierw lotnisko wojskowe lub komunikacyjne, potem sport, lotnictwo sanitarne, gospodarze, dyspozycyjne itp.),

● istnieje dość powszechne niedocenywanie skali trudności przy projektowaniu lotniska sportowo-usługowego wśród osób, które osobiście nie zetknęły się z ogromnymi kłopotami lokalizacji i realizacyjnymi takiego obiektu w uprzemysłowionym kraju, w obrębie oddziaływania miast, czyli na terenach bogatych w linie energetyczne, drogi, rurociągi, kominy i maszty, a także inne wysokie budowle, w ośrodki rekreacyjne i lecznicze, rezerваты przyrody i cisyzy oraz w różnego typu instalacje obronne. Warto dodać, że oprócz wymienionych przeszkód również sama przestrzeń powietrzna w sąsiedztwie zurbanizowanych ośrodków jest ściśle ograniczona i limitowana, z uwagi na kolizje między poszczególnymi rodzajami lotnictwa i lotniskami,

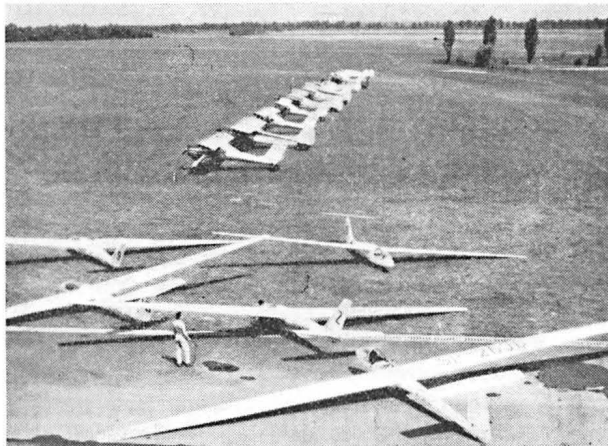
● na koniec trzeba podkreślić, że i sami piloci sportowi oraz pokrewni, których prawie codziennym

rzemiosłem jest operowanie w trudnym terenie przygodnych lądowisk w związku z odholowywaniem lądujących w polu szybowców, transportowaniem chorych lub opylaniem upraw, stwarzają atmosferę sprzyjającą upraszczaniu zagadnienia i przykładaniu również do lotnisk stałych bardziej liberalnej miary, niż to wynika z przepisów państwowych lub teoretycznych założeń podytkowanych bezpieczeństwem lotów.

Nic tedy dziwnego, że na przedstawionym tle lotnictwo sportowe wielu krajów, w tym i nasze, nie spieszyło się z wypracowaniem **ujednoliconych zasad programowych** projektowania lotnisk **pod kątem potrzeb użytkowników**, zadowolając się przeważnie **ogólnymi przepisami państwowymi** opracowanymi **pod kątem dopuszczalności takich lub innych rozwiązań** w aspekcie bezpieczeństwa lotniczego. Brak ujednoliconych kryteriów programowych dla małych lotnisk niezmiernie utrudniał proces uwzględniania tego typu obiektów w regionalnych planach zagospodarowania przestrzennego, a przede wszystkim typowania i rezerwowania terenów na ten cel.

Obecnie, przynajmniej u nas, sprawa została znacznie bardziej uregulowana. Mianowicie, Aeroklub PRL na bazie doświadczeń sportowo-wyszkoleniowych oraz doświadczeń Przedsiębiorstwa Usług Lotniczych (obecnie Zakład Usług Lotniczych WSK Okęcie) i Centralnego Zespołu Lotnictwa Sanitarnego, a także po konsultacji z Centralnym Zarządem Lotnictwa Cywilnego jako organem Państwowego

Widok pola wzlotów i strefy postoju samolotów w centrum wyszkolenia lotniczego w Lesznie. Na pierwszym planie płaszczyzna przedhangarowa Fot. B. Koszewski



\*) Por. Chojnacki J.: *Kształtowanie lotnisk polskich w latach 1918-39*, „Technika Lotnicza i Astronautyczna” 1971, nr 8-11.



Nawierzchnia lotniska

Fot. B. Koszewski

Nadzoru Budowlanego dla Budownictwa Specjalnego Lotniczego, wydał 2 maja 1972 roku wytyczne pn.: *Tymczasowe zasady programowe projektowania lotnisk sportowo-usługowych typu wojewódzkiego*. Jest to pionierskie opracowanie, poparte wyczerpującym studium Zespołu Rzeczoznawców (lotniskowych) Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Komunikacji w Warszawie. Wytyczne liczące ponad 150 stron (w tym ilustracje tematyczne, szkice i tabele) zawierają w swej zasadniczej treści następujące zagadnienia:

1. Określenie potencjalnych użytkowników i ich statków powietrznych, a także różnorodnych funkcji lotniska, jego standardowych parametrów i klasyfikacji.

2. Wybór terenu, optymalne usytuowanie w stosunku do miasta, możliwości perspektywicznej rozbudowy obiektu, wymagania dotyczące strefy przylotniskowej i stref pilotażowych, ograniczenia w zabudowie przylotniskowej, określenie przewidywanego hałasu.

3. Charakterystyka, wymiary i ukształtowanie pola wzlotów, nawierzchni sztucznych i darniowych, odwodnienie tych elementów.

4. Usytuowanie i rozplanowanie przestrzenne zabudowy, określenie jej wielkości i charakteru dla potrzeb lotnictwa sportowego, sanitarnego i gospodarczego oraz dyspozycyjnego.

5. Szczegółowe określenie potrzeb i parametrów techniczno-eksploatacyjnych hangarów, zaplecza obsługowo-naprawczego, magazynowego, garażowego, wież kontroli ruchu, spadochroniarni i benzynowni.

6. Wymagania dotyczące zaopatrzenia lotniska w wodę, kanalizację, ciepło, energię elektryczną, łączność przewodową i bezprzewodową, urządzenia osłony radionawigacyjnej, wzrokowe pomoce naziemne, urządzenia ochrony obiektu i obrony przeciwpożarowej.

Celem omawianych wytycznych jest określenie i ujednoczenie — w ramach obowiązujących w lotnictwie przepisów ogólnych — wymagań, jakim powinny odpowiadać lotniska sportowo-usługowe typu wojewódzkiego w świetle potrzeb i wieloletnich doświadczeń użytkowników. Zasady mają zastosowanie przy zakładaniu nowych lotnisk oraz modernizacji i korygowaniu lotnisk istniejących. Przy tym, opracowano je w wariantcie docelowym (optymalnym) oraz w wariantcie minimum eksploatacyjnego, w celu umożliwienia etapowania zamierzeń inwestycyjnych w miarę posiadanych środków. Trzeba zaznaczyć, że wariant „minimum” może być z powodzeniem wy-

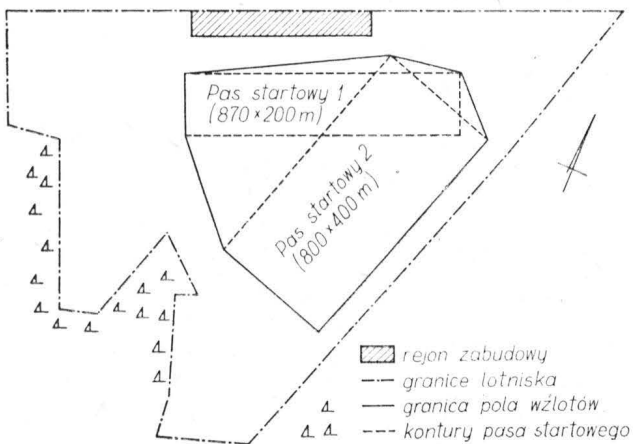
korzystany do planowania i realizacji lotnisk sportowo-usługowych w ośrodkach mniejszych niż wojewódzkie, w tym dla aeroklubów przyzakładowych.

Ukazanie się wytycznych zbiegło się w czasie z narastającym w naszym kraju zjawiskiem usuwania lotnisk sportowo-usługowych z wielu miast, a co za tym idzie potrzebą realizacji obiektów zamiennych w strefach podmiejskich. Dotyczy to np. Gdańska, Warszawy, Wrocławia, Poznania, Słupska, Jeleniej Góry, Zielonej Góry i innych. Z drugiej strony studia prognostyczne prowadzone aktualnie w Polsce przewidują znaczny wzrost liczby lotnisk sportowo-usługowych, w powiązaniu z komunikacją krótkiego startu o charakterze lokalnym. Według tych prognoz\*\*) około roku 1990 każde miasto w Polsce, liczące wówczas powyżej 50 000 mieszkańców, będzie musiało mieć lotnisko, a w szczególności dotyczy to będzie rejonów rekreacyjnych i przemysłowych (funkcje dyspozycyjne, sanitarne, gospodarcze). Że nie jest to prognozowanie pozbawione realnych podstaw, wnosić należy nie tylko z przewidywanego dynamicznego rozwoju kraju, ale także z faktu, że już na obecnym etapie wiele ośrodków niewojewódzkich stanowią dostateczną bazę kadrową dla funkcjonowania sportów lotniczych, dysponuje aeroklubami. Do ośrodków takich należą chociażby: Płock, Włocławek, Inowrocław, Rybnik, Lubin, Krosno, Elbląg, Bielsko-Biała, Słupsk, Stalowa Wola, Nowy Sącz, Nowy Targ, Piotrków itd. Snując obszerne prognozy rozwojowe sieci lotnisk cywilnych warto zaznaczyć, że lotniska tego typu nie kolidują z rolnictwem, ponieważ aż 95% ich obszaru to cenne uprawy traw nadających się do celów hodowlanych.

W obliczu nieuchronnego rozwoju cywilizacyjnego i wzrastających z roku na rok potrzeb rekreacyjnych i usługowych w społeczeństwie, a także wzrastających potrzeb wychowawczych i sportowych w odniesieniu do młodzieży, regionalne organy planowania i pracownie urbanistyczne nie mogą nie uwzględniać lotnisk sportowo-usługowych i małej komunikacji, w ramach perspektywicznych planów zagospodarowania przestrzennego swoich regionów.

**Nie chodzi w tym przypadku o mające miejsce w praktyce rozwiązania doraźne, podejmowane przeważnie za późno i pod presją środowiska lotniczego, lecz o docelowe potraktowanie problemu, który bezwzględnie towarzyszyć musi w obecnej dobie istnieniu większych skupisk ludzkich.** Do zjawisk, które już obecnie bardzo się zdynamizowały, obok sportów lotniczych należy zaliczyć zakupywanie samolotów dyspozycyjnych (4—10-osobowych) przez większe zakłady pracy, zjednoczenia, resorty i instytucje, do szybkiego transportu osobowego, przerzutów awaryjnych ekip i części zamiennych (np. do kombajnów zbożowych), patrolowania linii przesyłowych energii i paliw oraz lasów. Stały rozwój obserwujemy w transporcie sanitarnym w ramach pogotowia lotniczego oraz w usługach (nawożenie i opylanie pól i obszarów leśnych, fotogrametria, transport pionowy w budownictwie). W perspektywie kilkunastu lat nie należy wykluczać upowszechnienia — w miarę sukcesywnego wzrostu zamożności społeczeństwa i jego utechnicznienia — odpłatnego korzystania ze sprzętu aero-

\*\*) Prognozy opracowane w resorcie komunikacji w roku 1973.

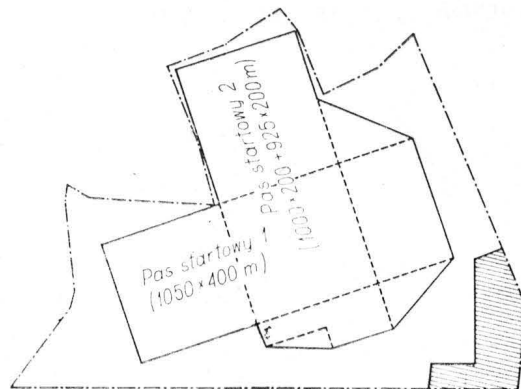
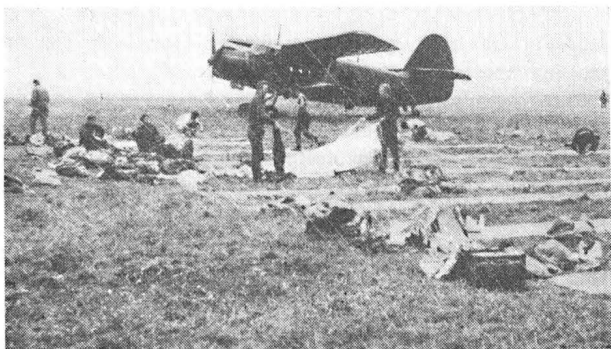


1. Przykład istniejącego lotniska typu wojewódzkiego, o trójkątnym kształcie pola wlotów (wszystkie szkice autora)

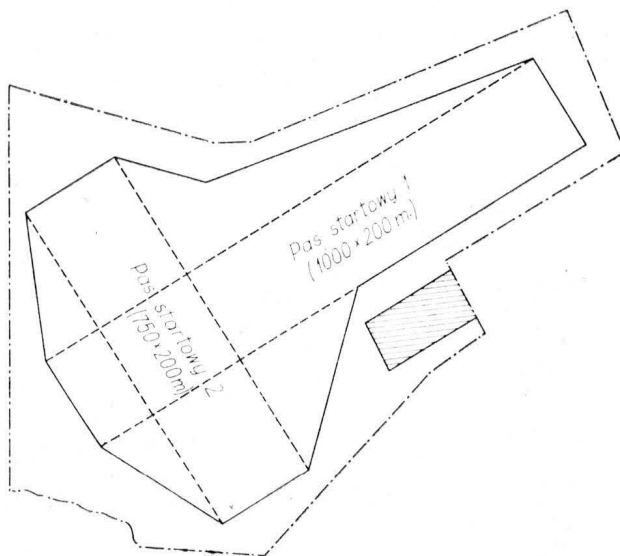
klubów dla prywatnych przelotów, a nawet należy się liczyć z postępującym rozwojem indywidualnej turystyki lotniczej przy wykorzystaniu prywatnych samolotów i motoszybowców, podobnie jak to występuje obecnie w krajach wysoko uprzemysłowionych (precedens w kraju już mamy) oraz jak to ma miejsce u nas w odniesieniu do samochodów, jachtów itp. Należy równocześnie podkreślić możliwość wykorzystania tego typu obiektów lotniskowych w uzupełniającej sieci komunikacji i transportu lotniczego — czynników bardzo istotnych dla harmonijnego rozwoju nowoczesnych miast i ciągnących do nich regionów. Wyjaśnijmy przy tym, że o ile bardzo pozytywne jest kumulowanie na lotnisku sportowo-usługowym funkcji tzw. małego lotnictwa (sport, turystyka, usługi, lotnictwo sanitarne i dyspozycyjne) z komunikacją o charakterze lokalnym — kiedy nasilenie lotów występuje tylko okresowo, a przeciętnie nie przekracza kilku kursów dziennie, o tyle nie jest korzystne i ekonomicznie uzasadnione współużytkowanie przez lotnictwo sportowe lotnisk o intensywnym, stałym ruchu komunikacyjnym z uwagi na kolizje powietrzne (szkolenie przez aerokluby niedoświadczonej młodzieży, używanie statków powietrznych bez wyposażenia radiowego, straty wyciągarkowe itp.

Konieczność trwałego i kompleksowego uwzględnienia lotnisk sportowo-usługowych w planach zagospodarowania oprócz nieuchronności potrzeb typu lotniczego, wynika równocześnie stąd, że lotniska

Masowe szkolenie spadochronowe na lotnisku Aeroklubu Podkarpackiego Fot. B. Koszewski



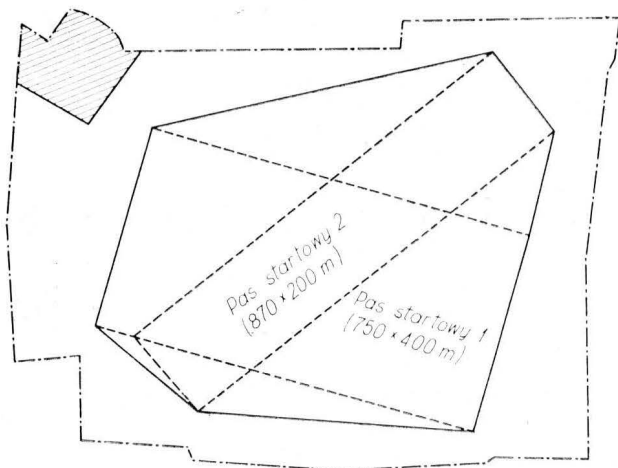
2. Przykład jednego z istniejących lotnisk szkolnych, o stosunkowo korzystnym układzie pasów startowych i dostatecznych gabarytach



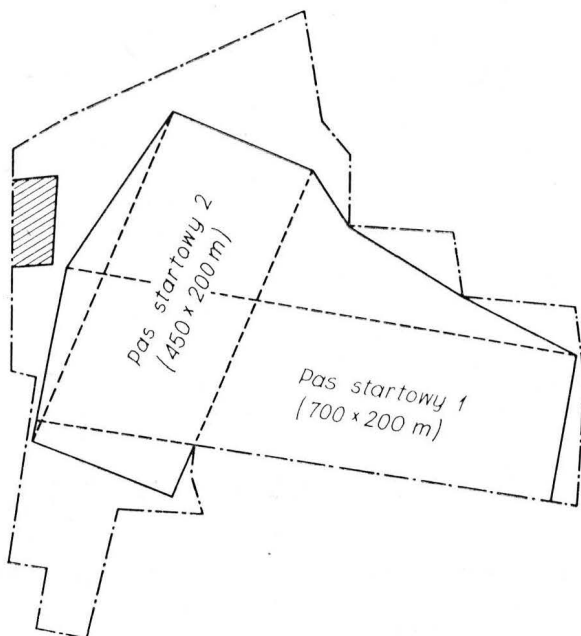
3. Lotnisko w kształcie młota. Pasy startowe zbyt wąskie, jednak o dostatecznej długości (obiekt istniejący)

takie, jako ośrodki rekreacyjno-sportowe o specyficznym charakterze (sport samolotowy, szybownictwo, spadochroniarstwo, modelarstwo), oddziałując w promieniu kilku do kilkunastu nawet kilometrów są w pewnym stopniu uciążliwe dla otoczenia, a z uwagi na hałas silników i ograniczenia w otaczającej zabudowie mogą stwarzać określone kolizje. (Jako specyficzny i nieoczekiwany przykład takich kolizji można podać, że niefortunne zlokalizowanie fermy drobiu w rejonie lotniska może spowodować spadek produkcji i straty materialne).

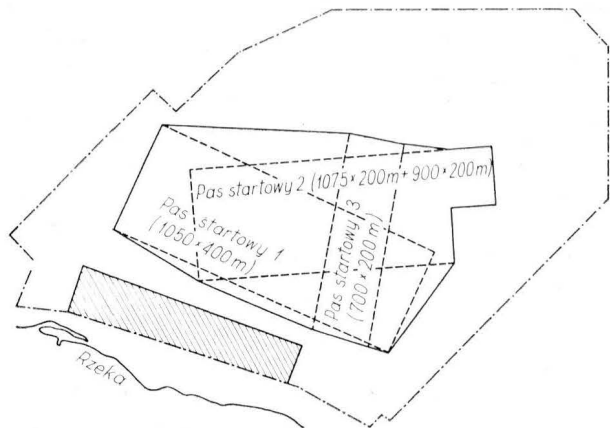
Znaczny promień oddziaływania lotniska, jego powiązania funkcjonalne z obsługiwanym zespołem miejskim oraz stosunkowo wysokie koszty budowy (rzędu 70 do 120 mln zł) wymagają uściśleń urbanistycznych w odpowiednio wczesnej fazie, pozwalającej na optymalizację rozwiązań. Niestety, dotychczasowa praktyka — uwidoczniła głównie w związku z narastającym procesem rugowania lotnisk z miast — wykazała, że w większości odpowiednie instytucje i pracownie urbanistyczne nie traktują jeszcze lotnisk jako nieodzownego elementu w zagospodarowaniu przestrzennym regionu i nie mają z góry przewidzianej alternatywy lokalizacyjnej dla zabudowanych lotnisk dotychczasowych — w skutkach powoduje to zaburzenia inwestycyjne, nieefektywne



4. Przykład istniejącego lotniska wojewódzkiego, o nieregularnym kształcie pola wzlotów



5. Lotnisko aeroklubu pochodzące z okresu międzywojennego, o niedostatecznych gabarytach. Wymaga powiększenia z uwagi na bezpieczeństwo lotów



6. Schemat ulegającego obecnie likwidacji lotniska Gocław

wydatki na znoszenie przeszkód, kolizje w powietrzu i ogromne trudności w działalności małego lotnictwa, które niekiedy całkiem poważnie proponuje się umieścić na istniejących lotniskach w odległości 40—80 km od miasta. Trudności tego typu występują prawie we wszystkich miastach, które istniejące lotniska traktują jednostronnie, tylko jako łakomy kęs terenu pod zabudowę mieszkalną i nie martwią się z góry o docelową lokalizację zamienną, świadomie i racjonalnie wpisaną w plan zagospodarowania przestrzennego i rezerwowaną wg kryteriów lotniskowych (strefy przylotniskowe chronione przed wznoszeniem przeszkód). Spotykane niekiedy ze strony władz miejskich i urbanistycznych tłumaczenie, że nie znają się one na lotniskach i dlatego nie mogą ich proponować na przyszłościowych mapach swoich aglomeracji, nie mogą stanowić dostatecznego usprawiedliwienia, bo przecież istnieją w kraju specjalistyczne biura projektów i studiów lotniskowych, którym można wyznaczenie optymalnych lokalizacji powierzyć — wystarczy tylko traktować sprawę po gospodarsku i przeznaczyć na ten cel odpowiednie środki w odpowiednim czasie.

Należałoby mieć nadzieję, że wytyczne aeroklubu, które zostały rozesłane do wszystkich komisji planowania gospodarczego szczebla wojewódzkiego, z równoczesnym powiadomieniem architektów tego szczebla, stanowić będą cenną pomoc we właściwym potraktowaniu zagadnienia na przyszłość.

## Dokończenie ze str. 8

### WARTOŚĆ CZASU...

#### Wnioski

Potrzeba uwzględniania w rachunku ekonomicznym społecznej wartości czasu jest dostrzegana coraz częściej w coraz obszerniejszych i poważniejszych opracowaniach.

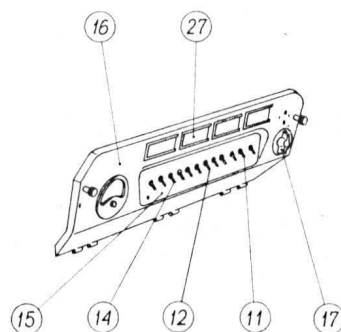
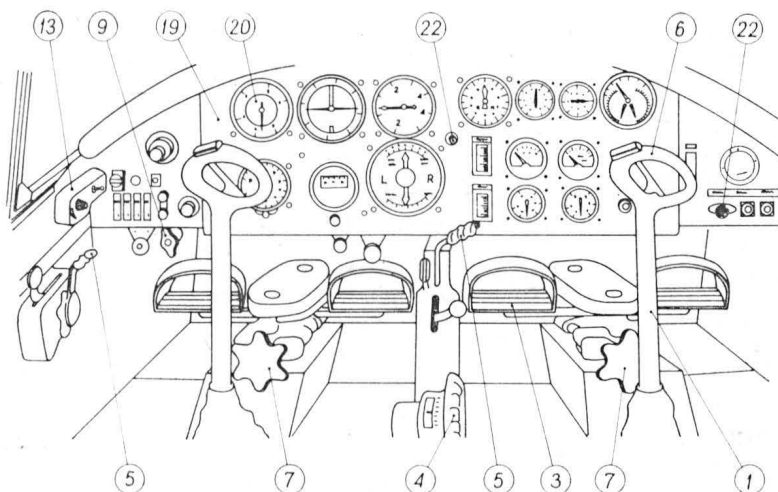
W publikacjach fachowych można zaobserwować już nie tylko ogólne uwzględnianie wartości czasu, ale i próby jej kwantyfikacji. Podawane wielkości różnią się jednak znacznie zależnie od źródła, co ze

względem na brak porównywalności poważnie ogranicza ich szersze zastosowanie.

Podstawowym wnioskiem wynikającym z powyższego opracowania jest postulat, aby ustalić i przyjąć **jednolite kryteria obliczania** społecznej wartości czasu oraz podjąć próbę włączenia wyników obliczeń do publikacji GUS.

Włączenie do rachunku ekonomicznego zunifikowanej, społecznej wartości czasu zapewni jego porównywalność nie tylko w transporcie, ale również w innych dziedzinach gospodarki.

WCT/1249/K/73



## Wyposażenie kabiny

- 1 — drążek sterowy
- 2 — wolant
- 3 — pedał
- 4 — koło trymera
- 5 — dźwignia gazu
- 6 — uchwyt
- 7 — pokrętło
- 8 — przycisk
- 9 — zawór
- 10 — rozdzielacz
- 11 — wyłącznik
- 12 — przełącznik
- 13 — skrzynka manipulacyjna
- 14 — bezpiecznik automatyczny
- 15 — tablica przełączników
- 16 — pulpit
- 17 — potencjometr
- 18 — skrzynka rozdzielcza
- 19 — tablica przyrządów
- 20 — wskaźnik
- 21 — sygnalizator
- 22 — lampka sygnalizacyjna
- 23 — przewód elektryczny
- 24 — przewód rurowy
- 25 — oświetlenie kabiny
- 26 — bezpiecznik (topikowy)
- 27 — tabliczka poprawek
- 28 — gaśnica
- 29 — butla tlenowa
- 30 — maska tlenowa
- 31 — telefon pokładowy
- 32 — radiostacja UKF
- 33 — system lądowania wg przyrządów
- 34 — radiobusola
- 35 — radiowysokościomierz
- 36 — radiolokator (radar)
- 37 — pilot automatyczny (autopilot)
- 38 — układ pilotażowo-nawigacyjny

## Flight-deck equipment

- 1 — control column (control stick)
- 2 — control wheel
- 3 — rudder bar (pedal)
- 4 — trim tab control wheel
- 5 — gas lever
- 6 — grip (handle)
- 7 — handwheel (knob)
- 8 — pushbutton
- 9 — cock (valve)
- 10 — control valve (selector valve)
- 11 — switch
- 12 — change-over switch
- 13 — control panel (control unit)
- 14 — automatic circuit breaker
- 15 — switch panel
- 16 — control panel
- 17 — potentiometer
- 18 — junction-box
- 19 — instrument panel
- 20 — indicator
- 21 — warning device
- 22 — signal lamp
- 23 — electric cable (wire)
- 24 — tubing (tube)
- 25 — cabin lighting
- 26 — fuse
- 27 — deviation table
- 28 — fire extinguisher
- 29 — oxygen bottle
- 30 — oxygen mask
- 31 — intercomm (interphone)
- 32 — VHF transceiver
- 33 — instrument landing system
- 34 — automatic direction finder
- 35 — radioaltimeter
- 36 — radar
- 37 — autopilot
- 38 — flight-director system

## ОБОРУДОВАНИЕ КАБИНЫ

- 1 — колонка (ручка) управления
- 2 — штурвал
- 3 — ножная педаль
- 4 — штурвал управления
- 5 — рычаг газа (дроссельный рычаг)
- 6 — ручка, рукоятка
- 7 — маховик
- 8 — кнопка
- 9 — кран
- 10 — кран управления
- 11 — выключатель
- 12 — переключатель
- 13 — пульт управления
- 14 — автомат защиты сети
- 15 — щит управления
- 16 — пульт
- 17 — потенциометр
- 18 — распределительная коробка
- 19 — приборная доска
- 20 — указатель
- 21 — сигнализатор
- 22 — сигнальная лампочка
- 23 — электропровод
- 24 — трубопровод
- 25 — освещение кабины
- 26 — предохранитель
- 27 — таблица девиации
- 28 — огнетушитель
- 29 — кислородный баллон
- 30 — кислородная маска
- 31 — самолетное переговорное устройство
- 32 — УКВ-радиостанция
- 33 — система посадки по приборам
- 34 — радиокомпас
- 35 — радиовысотометр
- 36 — радиолокатор
- 37 — автопилот
- 38 — система директорного управления

## Kabinenausrüstung

- 1 — der Steuerknüppel (die Steuersäule)
- 2 — das Handrad
- 3 — das Pedal
- 4 — das Trimmerhandrad
- 5 — der Gashebel
- 6 — der Bediengriff
- 7 — der Drehknopf
- 8 — der Druckknopf
- 9 — der Hahn
- 10 — der Verteiler
- 11 — der Schalter, der Kipp-schalter
- 12 — der Umschalter
- 13 — das Bedienpult (der Bedienteil)
- 14 — der Sicherungsautomat
- 15 — die Schalttafel
- 16 — die Gerätebank, das Pult
- 17 — das Potentiometer
- 18 — der Verteilerkasten
- 19 — die Gerätetafel (das Instrumentenbrett)
- 20 — der Anzeiger
- 21 — der Signalgeber (die Warnanlage; der Melder)
- 22 — die Signallampe
- 23 — die elektrische Leitung
- 24 — die Rohrleitung
- 25 — die Beleuchtung der Kabine
- 26 — die Elt Sicherung
- 27 — die Deviationstabelle
- 28 — der Feuerlöscher
- 29 — die Sauerstoffflasche
- 30 — die Sauerstoffmaske
- 31 — die Bordverständigung (die Bordsprechanlage)
- 32 — der UKW-Sender-Empfänger
- 33 — die Blindfluglandeanlage
- 34 — die Funkkompassanlage
- 35 — die Funkhöhenmesser-anlage
- 36 — die Funkmessanlage
- 37 — die Autopilotanlage
- 38 — die Kommandosteuer-anlage

Zwracamy uwagę naszych Czytelników i Autorów o zmianie telefonu redakcji.

Nasz aktualny telefon 43-59-38

Jednocześnie prosimy o kontaktowanie się z redakcją w godzinach 10.00–13.00

● 1972 год, который является 50-тым годом существования польского авиатранспорта, следует считать самым лучшим и начинающим новый этап в послевоенной деятельности **Польских Воздушных Линий ЛЕТ**. К этому сложились с одной стороны значительный рост работы перевозок, с другой стороны — развитие сети, между пр. путем установления трансатлантических полетов (в 1972 г. заказных). Общая работа перевозок ЛЕТ-а в 1972 г. на 32% больше чем в предыдущем году и составляет 94,8 млн тоннокилометра. Пассажирские перевозки увеличились на 30% (международные линии на 34%, внутренние — на 21%) считая в пассажирокилометрах. В 1972 г. ЛЕТ перевез 1342 тыс. пассажиров (то есть на 257 тыс. больше чем в 1971 г); из этого в международных полетах 470 тыс. (т.е. больше на 96 тыс.) и 872 тыс. во внутренних полетах (т.е. больше на 161 тыс.). Использование пассажирских мест составляло: на международных линиях 55%, на внутренних — 78%. К концу 1972 г. сеть международных авиалиний составляла 39,544 км, внутренних — 6,275 км.

● За один месяц до начала выполнения ПВЛ ЛЕТ рейсовых трансатлантических полетов заявлены 7 тыс. резервированных мест. Ожидается, что ЛЕТ, являющийся 22-ой авиакомпанией перевозящей пассажиров через Атлантический Океан, за время туристского сезона текущего года перевезет по этой трассе около 12.000 пассажиров. В Варшаве расписание самолетов трансатлантической линии координировано с расписаниями полетов в страны народной демократии, на ближний восток, а также самолетов внутренней коммуникации так, что ожидание при пересадке не должно превышать одного часа.

● ПВЛ ЛЕТ в настоящем году открыли сообщение из Варшавы в Дамаск с пересадкой на Австралию. Линия обслуживается раз в неделю.

● Уже в первой четверти текущего года предприятие внешней торговли ПЭЗЭТЭЛЬ (PEZETEL) получило новые экспортные заказы на 65 самолетов польского производства. Это самолеты ПЗД-104 Вильга, служебного, санитарного и буксировочного вариантов, а также самолеты Ан-2 пассажирского и парашютного вариантов. Самолеты были заказаны Болгарией, Францией, Корейской Народно-Демократической Республикой, ГДР и Великобританией. За это время были заказаны также 131 польских планеров: 40 штук СЗД-36 Кобра, 59 шт. СЗД-30 Пират, а также 32 шт. СЗД-9 Боцян. Планеры были заказаны: Австралией, Новозеландией, Швецией, Швейцарией, Велико-Британией и странами народной демократии.

● Пилоты Отдела Сельскохозяйственных Работ Завода ВСК Окенце совершили на самолетах Ан-2 поэтапный рейс из Варшавы в Аддис-Абебу. В Этиопии они опыливают плантации хлопка.

● С 15 по 22 июня в Варшаве состоялся Конгресс Польской Науки с участием зарубежных гостей, на котором были представлены м. пр. достижения польской науки и техники в области авиации и прогноз её развития (подробнее смотри стр. 1 настоящего номера). Были представлены также нужды и программа развития высших учебных заведений в области авиации.

● Планер СЗД-43 Орион, который победил во время Чемпионата Мира по Планеризму в прошлом году, является одним из немногих численных планеров класса Стандарт, обладающих аэродинамическим качеством равным 40. Конструкция планера описана на стр. 8—11. Усовершенствованный — стеклопластиковый вариант этого планера будет производится серийно.

● Экономическая рентабельность пассажирских воздушных перевозок должна подсчитываться с учетом стоимости одного часа времени теряемого пассажиром. В статье на стр. 4—7 представлен метод определения стоимости времени учитывающей величину народной прибыли и число часов работы всех трудящихся в стране. Стоимость времени в ближайшие годы будет быстро увеличиваться за счет роста народной прибыли.

● The year 1972, the fiftieth year of the existence of the Polish air transport, can be considered as the best and most significant in the postwar activity of the Polish Airlines LOT. On one hand, it is a result of a considerable increase in total transport work and, on the other, an expansion of the existing network, among others, by inaugurating trans-Atlantic flights (character flights in 1972). In 1972, LOT flew 94.8 million ton-kilometers and its total transport increased by 32 per cent compared with the previous year. Passenger transportation in passenger-kilometers increased by 30 per cent (by 34 cent on foreign routes and by 21 per cent on domestic routes). LOT carried 1,342 thousand passengers in 1972 (257 thousand more than in 1971), including 470 thousand on foreign routes (more by 96 thousand) and 872 thousand on domestic routes (more by 161 thousand). A foreign route passenger load factor was 55 per cent and the domestic — 78 per cent. LOT's network covered 39,544 kilometers of foreign routes and 6,275 kilometers of domestic routes at the end of 1972.

● Seven thousand booked seats one month ahead of the official starting of the trans-Atlantic flights by the Polish Airlines LOT. LOT as a twentysecond carrier transporting passengers across the Atlantic is expected to carry about 12 thousand passengers during this year's tourist season. All take-offs and landings at the Warsaw airport have been so timed with departures and arrivals from and to the Socialist countries, Near East and with domestic flights that passengers will wait one hour at the utmost for a connection.

● The Polish Airlines LOT started service between Warsaw and Damascus via Istanbul and with a connection to Australia last year. The route is operated once a week.

● Already in the first quarter of this year, the PEZETEL Foreign Trade Enterprise got new export orders for 65 aircraft of Polish production. They are the PZL-104 Wilga in executive, ambulance and glidertug version and the An-2 in passenger version and adapted for parachute jumps. They were purchased by such countries as Bulgaria, France, Korean People's Democratic Republic, German Democratic Republic, Mongolia and Great Britain. At the same time, 131 Polish gliders were ordered, including 40 SZD-36 Cobras, 59 SZD-30 Pirats and 32 SZD-9 Bocians. They were ordered by Australia, New Zealand, Sweden, Switzerland, Great Britain and Socialist countries.

● Polish pilots of the Agro-Aviation Service Company by the WSK-Okęcie made a stage flight from Warsaw to Addis Ababa on An-2 aircraft. They are spraying cotton plantations in Ethiopia.

● Between June 15—22 a Congress of Polish Science was held in Warsaw with many foreign participants, presenting the production of Polish science and technology in the field of aviation and its development programme (described on page 1). There were also presented needs and development programme of high education system in the aeronautical field.

● The SZD-43 Orion sailplane, which was the winner in the 1972 World Gliding Championships, is one of the few sailplanes of the standard class with a gliding ratio as high as 40:1. Its construction is described on pp 8—11. An improved laminate version of this sailplane will be in lot production.

● New approach to profitability of passenger air transportation. Calculations of the profitability should be based on the evaluation of the travel time saved. Article on pp 4—7 deals with a method evaluating the time calculated from the value of GNP and the number of workhours of all people employed in a country. The time cost will be quickly increasing in the near future due to an increase in the GNP. This will result in putting STOL aircraft into service.

Krzemiński C.: **Lotnictwo polskie w walkach 1 armii WP**. Interpress, Warszawa 1972, str. 112, cena 20 zł.

W serii *Polacy na frontach II wojny światowej* ukazały się poprzednio dwie pozycje lotnicze B. Arcta: *Polskie skrzydła na Zachodzie* oraz *Polacy w walce z bronią V*. Obecnie wydana książka opisuje szlak bojowy Ludowego Lotnictwa Polskiego od Grigoriewskoje po Berlin. Przedstawiono w niej powstanie w ZSRR 1 pułku lotnictwa myśliwskiego Warszawa, 2 pułku nocnych bombowców Kraków i 103 samodzielnej eskadry lotnictwa łącznikowego, rozbudowę polskiego lotnictwa na jesieni 1944 r. do czterech dywizji lotniczych oraz utworzenie eskadr i pułków łącznikowych, sanitarnych i transportowych na przełomie 1944 i 1945 roku. Opisano chrzest bojowy 1 pułku Warszawa 23 sierpnia 1944 roku pod Warką, udział 2 pułku Kraków w walkach o Pragę i pomoc niesioną powstańczej Warszawie. Następnie — działania bojowe pod Jabłonką, przygotowania do ofensywy styczniowej oraz udział w wyzwoleniu Warszawy. W lutym i marcu 1945 r. polskie lotnictwo brało udział w walkach o Pomorze Zachodnie i w bitwie o Kołobrzeg oraz wykonywało zadania bojowe nad Bałtykiem, a w kwietniu prowadziło walki między Odrą a Łabą. Od 24 kwietnia 1945 r. do działań weszły 2 i 3 dywizja polskiego lotnictwa, a ostatni lot został wykonany 4 maja 1945 r. Książkę ilustrują 33 zdjęcia i 3 mapy.

A. G.

Jackson A. J.: **British Civil Aircraft since 1919**. Vol. I, wyd. Putnam, London 1973, str. 568, cena 8.50 £.

Książka stanowi pierwszy z trzech tomów pracy o brytyjskich samolotach cywilnych używanych od 1919 r. Całość tej pracy zawiera opisy ponad 900 typów samolotów, w tym szczegółowe opisy 186 najważniejszych samolotów brytyjskich, budowanych seryjnie, zdjęcia i krótkie opisy 300 samolotów, które nie wyszły poza stadium prototypu lub były zbudowane w krótkich seriach, 150 typów samolotów wojskowych i 270 typów samolotów zagranicznej konstrukcji — używanych przez brytyjskie lotnictwo cywilne. Zamieszczony w aneksie wykaz zarejestrowanych w W. Brytanii 16 500 samolotów blisko tysiąca typów ułożony jest według typów samolotów i zajmuje 500 stron we wszystkich tomach łącznie.

Pierwszy tom zawiera opisy 335 samolotów wytwórni od A do Ch. Szczegółowo jest opisane 70 typów samolotów. Dla każdego z tych samolotów podane są dzieje rozwoju i użycia samolotu, zdjęcia wszystkich wersji, opis techniczny oraz rysunek w trzech rzutach. Około 265 typów samolotów zbudowanych w małej liczbie oraz samolotów wojskowych i zagranicznych — ma krótkie opisy i zilustrowane jest zdjęciami. W wykazie samolotów zarejestrowanych w brytyjskim rejestrze — podane są daty oblotu i właściciele wszystkich egzemplarzy samolotów typów opisanych w tomie.

W książce opisane są zarówno samoloty sprzed 1919 r., jak Avro 504, używane jeszcze po I wojnie światowej, samoloty okresu międzywojennego, samoloty z lat II wojny światowej, jak Anson, jak również samoloty produkowane obecnie: Bulldog, Islander, czy Trislander.

Książka interesująca jest zarówno dla konstruktorów, jak i entuzjastów lotnictwa, dla historyków lotniczych, jak i specjalistów do spraw przemysłu lotniczego. Stanowi ona interesującą lekturę, a zarazem może służyć jako encyklopedia.

A. G.

**Lotnicy września**. Pod red. K. Stawińskiego. Nasza Księgarnia, Warszawa 1972, str. 276, cena 30 zł

Książka ta jest zbiorem wspomnień naszych lotników z września 1939 r. Prócz fragmentów z książek W. Króla, A. Kurowskiego i S. Skalskiego — zostały zamieszczone wspomnienia W. Łokuciewskiego, W. Gedymina, K. Stawińskiego, gen. J. Zająca, J. Rudzkiego, Z. Łady, Cz. Malinowskiego, E. Prusieckiego i E. Janika — pokazujące działalność brygady pościgowej, brygady bombowej, eskadr rozpoznawczych, eskadr obserwacyjnych, lotnictwa morskiego oraz kampanii balonów obserwacyjnych. Książka jest interesująca i ma wartość źródłowego materiału historycznego. Została ona zilustrowana w nietypowy sposób — rysunkami w trzech rzutach polskich i niemieckich samolotów biorących udział w kampanii wrześniowej. Zwraca uwagę wierność techniczna tych rysunków.

A. G.

Mirtow K. D., Czernienko Ż. S.: **Konstrukcja iпрочnost samoletoŭ i wiertoletoŭ**, Transport, Moskwa 1972, str. 440, cena 1 rb. 22 kop. (12,20 zł)

W książce omówiono kolejne etapy projektowania i wytwarzania statków latających; przedstawiono rozkład działających na ich konstrukcję obciążeń i wskazano na racjonalny wybór schematów sił; rozpatrzono całokształt zagadnień konstrukcyjnych, wytrzymałościowych i funkcjonalnych głównych zespołów statków latających, ich niezawodność, trwałość i sprawność.

Książka odpowiada programowi kursów konstrukcji i wytrzymałości statków latających przeznaczonych dla inżynierów-mechaników zajmujących się eksploatacją statków latających w lotnictwie cywilnym. Książka została napisana przez pracowników katedr konstrukcji i wytrzymałości statków latających ryskiego i kijowskiego instytutów inżynierów lotnictwa cywilnego.

W. K.

Ananiew I. W., Kolbin N. M., Sieriebrianskij N. P.: **Dinamika konstrukcij letatielnych apparatow**, Maszynostrojenije, Moskwa 1972, str. 416, cena 2 rb, 38 kop. (23,80 zł)

W książce przedstawiono metody obliczania drgań układów sprężystych występujących w budowie samolotów i maszyn. Rozpatrzono drgania sprzężone układów sprężystych, podano szczegółowe rozwiązania równań różniczkowych dla belek z różnymi warunkami brzegowymi; wyprowadzono na podstawie dokładnych metod obliczeniowych równania częstotliwości własnych drgań giętych i skrętnych wysięgników z wykresami pierwiastków tych równań; przedstawiono metody obliczeń i wykresy umożliwiające ocenę wpływu różnych parametrów na drgania własne konstrukcji, np. dodatkowych mas, sztywności podpór, sił wzdłużnych itp.; podano ocenę dokładności obliczeń drgań własnych za pomocą równań całkowych i metod przybliżonych Raleigh'a, Donkerli i Geigera. Opisano sposoby walki z drganiami: przedstawiono fizyczne zasady impulsowego tłumienia drgań, metody i wyniki badań procesu kontaktu tłumika impulsowego z ciałem, którego drgania mają zostać wygaszone, metody obliczeń podstawowych parametrów tłumika impulsowego, rozpatrzono zasady izolacji drgającego obiektu i podano metody obliczania izolacji zarówno dla przypadku drgań sprzężonych, jak i dla przypadku drgań rozdzielonych.

Książka jest przeznaczona dla pracowników naukowych, inżynierów obliczeniowców i konstruktorów zatrudnionych w przemyśle lotniczym i w innych dziedzinach budowy maszyn. Może być także przydatna dla studentów uczelni technicznych.

W. K.

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

## RWD-8 — najliczniej budowany polski samolot



Pierwszy prototyp RWD-8 SP-AKN z prototypowym płatem Fot. K. Chorzewski

Samolot RWD-8 w okresie międzywojennym był najpopularniejszym naszym samolotem sportowym i szkolnym. Większość polskich pilotów walezących w kampanii wrześniowej w 1939 r. oraz we Francji i Anglii — wyszkoliła się na RWD-8. Samolot ten ustalił dla samolotów polskiej konstrukcji rekord produkcyjny, do dziś nie pobity. Zbudowano go w serii 600 sztuk.

Koncepcję samolotu RWD-8 pod koniec 1931 r. dał inż. Stanisław Wigura. Samolot otrzymał układ górnopłata z płatem lekko skośnym, by ułatwić wsiadanie do przedniej kabiny. Podobny układ był wypróbowany na niektórych samolotach francuskiej wytwórni Morane. Samolot miał spełnić wymagania Ligi Obrony Powietrznej i Przeciwgazowej na samolot szkolny dla aeroklubów.

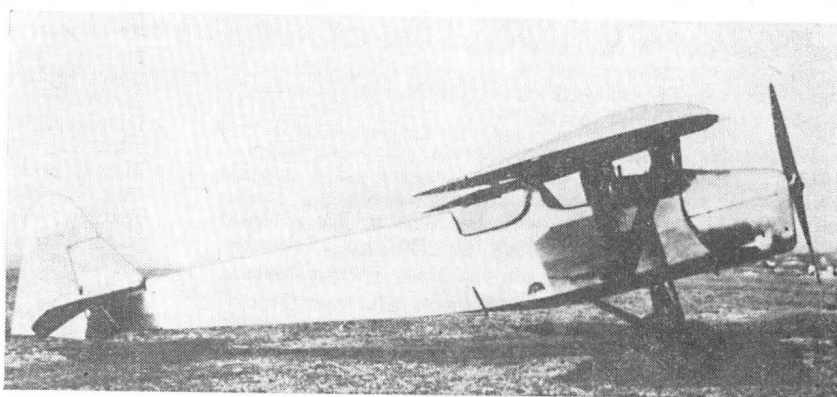
Na przełomie 1931 i 1932 r. Departament Aeronautyki MSWojsk. ogłosił konkurs na samolot szkolny dla lotnictwa wojskowego. Był bowiem potrzebny następcą od 1924 r. używanych samolotów Hauriot H-28 oraz od 1928 r. Bartel BM-4a. Zbudowane w 1929 r. prototypy samolotów PZL-5 i PWS-8 o układzie dwupłatowców nie zostały zakwalifikowane do produkcji.

Samolot RWD-8 został zaprojektowany w pierwszej połowie 1932 r. przez Stanisława Rogalskiego, Stanisława Wigurę i Jerzego Drzewieckiego w Warsztatach Sekeji Lotniczej Koła Mechaników Studentów Politechniki Warszawskiej mieszczących się na Okęciu. Ponieważ w warunkach konkursu było wymagane składanie skrzydeł, na tylnych dźwigarach płata dano okucia zawiasowe, zaś prawe skrzydło otrzymało podnoszoną na ziemi „kłapę”, by skrzydła nie zderzały się przy składaniu. W jesieni 1932 r. na zamówienie LOPP rozpoczęto

budowę dwóch prototypów samolotu. Na początku 1933 r. J. Drzewiecki oblatał na lotnisku Okęcie w Warszawie prototyp o numerze fabr. 63 i znakach rejestracyjnych SP-AKN. Samolot ten napędzany był silnikiem Cirrus Hermes II o cylindrach stojących. Drugi egzemplarz o znakach rejestracyjnych SP-AKL i nr fabr. 61 miał silnik Gipsy III o cylindrach wiszących. Samoloty te miały skrzydła o stałej cięciwie i lotki z zawiasami na górnej powierzchni płata oraz dochodzące do końców płata, zaś sterzy kierunku wyższe niż późniejsze egzemplarze seryjne. W próbach okazało się, iż skuteczność lotek jest mała, a siły na drążku sterowym duże. Samolot SP-AKN w tej postaci pilotowany przez A. Szarka wziął udział 24—25 maja 1933 r. w 2 Międzynarodowym Meetingu Lotniczym w Warszawie. Ponieważ uznano, że słaba sterowność spowodowana jest skośnym położeniem lotek względem kierunku lotu oraz z powodu samostatecznego profilu płata — na prototypie oraz kilku egzemplarzach z pierwszej serii

pięciu RWD-8 (SP-AKL, SP-ALB, SP-ALD) obcięto zewnętrzne części skrzydeł wraz z lotką i dorobiono nowe o mniejszym skosie krawędzi spływu i o profilu, jak u RWD-5. Jednakże poprawa była mała i samolot nadal leniwie reagował na lotki. We wrześniu 1933 r. dwa RWD-8 z takimi płatami wzięły udział w 5 Krajowym Lotniczym Konkursie Turystycznym reprezentując Aeroklub Lwowski. W konkursie tym A. Szarek na SP-ALB (nr fabr. 64) z silnikiem Hermes II B o cylindrach wiszących zajął 22 miejsce, a Grzeszczyk na SP-ALD (nr fabr. 65) z silnikiem Gipsy III — 7 miejsce. W zimie 1933/34 pojawił się w fachowej prasie lotniczej opis lotek typu Friese — bardzo skutecznych i dających małe siły na drążku sterowym. Wykonano płat do RWD-8, wracając do stałej cięciwy i stosując lotki Friese. Pierwszy egzemplarz z lotkami Friese oblatwał w lutym 1934 r. K. Chorzewski. Oblot o mało co nie zakończył się katastrofą, gdyż omyłkowo odwrotnie połączono napęd sterowania lotkami. Własności samolotu okazały się bardzo dobre i wszystkie budowane od tego momentu RWD-8 miały już płat tego rodzaju. Również zmodyfikowano SP-AKL, SP-AKN i SP-ALD, a jedynie SP-ALB pozostał z płatem zwichniętym na końcu.

SP-AKL z silnikiem Walter Junior stanął do konkursu na wojskowy samolot szkolny wraz z samolotami PZL-5bis i BM-4h. W wyniku prób przeprowadzonych przez Instytut Badań Technicznych Lotnictwa został wybrany RWD-8. Służył on później nie tylko dla lotnictwa wojskowego lecz także dla lotniczego przysposobienia wojsko-



Jeden z pierwszych egzemplarzy RWD-8 SP-ALD z silnikiem Cirrus III oraz prototypowym płatem i sterem kierunku Fot. K. Chorzewski





SP-AKL, prototyp dla wojska z silnikiem Walter Junior, z płatem o zwężonych końcach i z prototypowym sterem kierunku

wego oraz aeroklubów. RWD-8 był bardzo stateczny, sterowny i prawidłowy w pilotażu. Ponieważ lotnictwo wojskowe potrzebowało dość szybko dużej liczby samolotów szkolnych, a Doświadczone Warszawskie Lotnicze miały ograniczone możliwości produkcyjne — zapadła decyzja uruchomienia licencyjnej produkcji tego samolotu w Podlaskiej Wytwórni Samolotów. DWL odstąpił prawa licencyjne za darmo, gdyż jedynie za pokrycie kosztów prototypu. SP-AKL był wzorcem dla PWS. Różnił się on od pozostałych RWD-8 olejowo-powietrznymi amortyzatorami podwozia i stopniami w lewym, zamiast w prawym boku kadłuba. W PWS zaprojektowano do RWD-8 stalową „broadę” stanowiącą dolną przednią krawędź osłony silnika i mocowaną do łoża silnika — gdyż lotnictwo wojskowe obawiało się uszkodzenia silnika przy kapotażu samolotu. W biurze konstrukcyjnym PWS pod kierunkiem inż. Antoniego Uszackiego wprowadzono w dokumentacji RWD-8 tolerancje wymiarów i zmniejszono luzy — ze względu na produkcję wielkoseryjną i wymagania przez wojsko zamienności części. W wyniku tego pierwszy egzemplarz RWD-8 zbudowany w PWS, o znakach SP-ANJ (nr fabr. 34-1), oblatany we wrześniu 1934 r. miał tak duże tarcie w układzie sterowania, że dawał wrażenie niestateczności oraz niewystępowania sił na sterach. Oblatrywacz fabryczny oraz pilot IBTL nie umieli wytłumaczyć tego zjawiska, dopiero pilot DWL je wyjaśnił. Gdy powiększono luzy — wada ustąpiła. Zbyt małe luzy na tym samolocie powodowały ponadto nieuginanie się amortyzacji podwozia, co po kilkudziesięciu lądowaniach wywołało pęknięcie kraty kadłuba. Pierwsze seryjne RWD-8 pws zostały dostarczone do Centrum Wyszkożenia Lotnictwa na jesieni 1934 r. Samoloty RWD-8 pws były cięższe, miały mniejsze osiągi i gorszą opinię u pilotów. Wyposażone były w silnik PZInż. Junior. RWD-8 produkcji PWS były używane w wojskowych szkołach lotniczych w Dęblinie i Bydgoszczy (później w Krośnie), w ośrodkach PW lotniczego

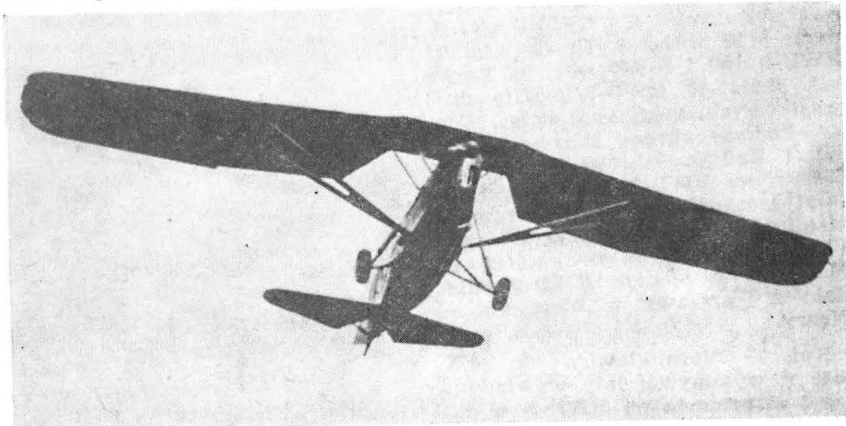
oraz jako łącznikowe w pułkach lotniczych, a ponadto jako szkolne i sportowe w aeroklubach.

DWL produkował RWD-8 dwl dla aeroklubów i na eksport, wyposażając je w silniki czasem Walter Junior, a głównie w PZInż. Junior. Szósty seryjny egzemplarz RWD-8 dwl (nr fabr. 85) SP-AMD oblatany w maju 1934 r. otrzymał polski silnik gwiazdowy Skoda G-594 Czarny Piotruś konstrukcji inż. S. Nowkuńskiego i służył sekcji Polskich Zakładów Skody przy Aeroklubie Warszawskim.

Licencję na RWD-8 zakupiła Estonia, gdzie w Tallinie zbudowano jedną sztukę tego samolotu, która nosiła znaki ES-RWD. W Jugosławii wytwórnia Rogożarski wyprodukowała z licencji całą serię RWD-8 z silnikiem gwiazdowym Walter NZ-120. Jeden RWD-8 pws i dwa RWD-8 dwl były sprzedane do Palestyny (RWD-8 dwl nosiły tam znaki VQ-PAG i VQ-PAK), a jeden do Hiszpanii, zaś Czechosłowacja nabyła licencję na RWD-8, lecz jej nie wykorzystwała.

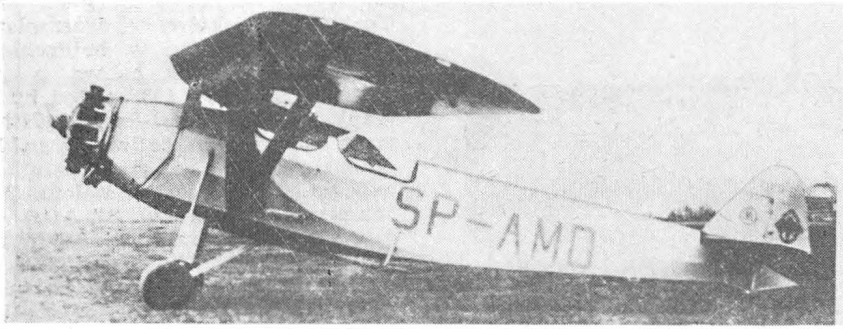
Samolot RWD-8 został przystosowany do kilku zadań dodatkowych. Od 1933 r. z ramą z rur stalowych z zaczepem, założoną na kadłub — służył do holowania szybowców (pierwszą holówką był SP-ALB). M. in. w 1934 r. został wykonany lot holowany na szybowcu SG-3 za

SP-ALD z płatem o zwężonych końcach



RWD-8 do Rumunii, a w 1935 r. do Rygi, Tallinu i Helsinek oraz Turku. Niektóre egzemplarze RWD-8 dwl miały w baldachimie dodatkowy zbiornik paliwa o pojemności 15 l. Od 1936 r. był budowany w PWS RWD-8a z dodatkowym zbiornikiem paliwa w baldachimie płata, co pozwalało na zwiększenie zasięgu samolotu. Egzemplarz RWD-8 dwl SP-AOD (nr fabr. 111) zbudowany w 1935 r. zamówił i nabył W. Kurec ważący około 150 kg. Ze względu na tuszę pilota kadłub został w miejscu kabiny poszerzony o 5 cm, fotel ustawiony w połowie długości kabiny, drążek sterowy esowato wygięty, a dolna rura kadłuba w pobliżu stopnia — wzmocniona. W roku 1938 powstała odmiana przeznaczona do skoków spadochronowych ze specjalną ławką (deską) zamocowaną na zewnątrz prawej burty samolotu. Jednym z pierwszych egzemplarzy dostosowanych do skoków był SP-BJT. W roku 1938 w PWS została też wykonana wersja do szkolenia w ślepym pilotażu z tylną kabiną zasłanianą zasuwami poprzecznymi żaluzjami. Jeden z pierwszych RWD-8 pws tej wersji miał znaki SP-BEB. Wersja ta była budowana dla lotnictwa wojskowego.

Samoloty RWD-8 służyły głównie do szkolenia i treningu. W lipcu 1935 r. pil. Ziemiński wykonał na RWD-8 rajd do Kairu. Podczas Meetingu Lotniczego w Warszawie (14—15.IX.1935) z okazji zawodów balonowych Gordon-Benetta S. Grzeszczyk demonstrował lot RWD-8 z nie pracującym silnikiem na holu za samolotem R-XIII pilotowanym przez J. Rzewnickiego, a następnie odczepienie z holu i lot ślizgowy. W lipcu 1937 r. trzy RWD-8 wykonują rajd harcerski na Jamboree Skautowe do Holandii holując dwa szybowce, a dwa RWD-8 biorą udział w rajdzie bałkańskim (27.V.—13.VI.1937) holując jeden szybowiec. Na VI Krajowym Lotniczym Konkursie Turystycznym (wrzesień 1936) konkurencja seniorów odbywa się na RWD-8, zaś w konkurencji juniorów A. Anczutin na RWD-8 zajmuje 1 miejsce bijąc RWD-5 i RWD-13. VII i



Egzemplarz SP-AMD z silnikiem Nowkuńskiego G-594 Czarny Piotruś

Fot. K. Chorzewski

VIII Krajowe Zawody Lotnicze w 1937 i 1938 r. rozgrywane są na RWD-8. W dniu 27.IX.1937 r. odbyła się na lotnisku mokotowskim w Warszawie uroczystość przekazania aeroklubom 127 samolotów ufundowanych przez społeczeństwo, a wśród nich — 78 RWD-8.

DWL wyprodukowały około 100 RWD-8, zaś PWS około 500 sztuk, z czego 150 dla aeroklubów, w tym 50 dostosowanych do lotów nocnych (oświetlenie kabiny, reflektor pod płatem, światła pozycyjne). Na przełomie lat 1938/39 produkcja RWD-8 w PWS została zakończona, a DWL też w 1939 r. już nie budował samolotów tego typu. Był to najliczniej budowany samolot polskiej konstrukcji w całych dziejach polskiego lotnictwa. Koszt płatowca produkcji DWL wynosił 13 000 zł, a silnika 9300 zł. Okres międzyremontowy płatowca wynosił 500 h, zaś całkowita trwałość 1500 h.

W listopadzie 1938 r. w lotnictwie wojskowym było 349 RWD-8, z czego 200 w szkolnictwie i 104 w rezerwie. W roku 1939 jednostki bojowe polskiego lotnictwa wojskowego były wyposażone w 40 samolotów łącznikowych RWD-8; w Brygadach Pościgowej i Bombowej w plutonach 1, 2, 4, 12, 13 po 3 RWD-8 oraz w lotnictwie armijnym w plutonach łącznikowych 3, 5, 6, 7, 8, 9, 10 i 11 po 3 RWD-8, z wyjątkiem plutonu 8, który miał 4 samoloty. Samoloty te wzięły udział w kampanii wrześniowej w 1939 r. Ponadto kilkanaście RWD-8 zostało zmobilizowanych podczas działań wojennych.

17.IX.1939 r. do Rumunii zostało ewakuowanych 47 RWD-8 cywilnych i 10 wojskowych (w tym 11 RWD-8 dwl i 4 RWD-8a, na Łotwę zaś około 40 RWD-8 cywilnych i wojskowych, a kilkanaście na Węgry. Podczas obrony Warszawy kpr. pil. I. Radzymiński od 17 do 23.IX.1939 r. na RWD-8 utrzymywał nocami łączność między Warszawą a Modlinem, za co otrzymał krzyż Virtuti Militari. W nocy z 25 na 26.IX.1939 r. siedem RWD-8 odleciało z Warszawy w kierunku na Węgry.

Kpt. E. Piorunkiewicz do 4.X.1939 r. wykonywał loty wywiadowcze i szturmowe na RWD-8 w ra-

mach armii gen. Kleeberga. Spośród kilkunastu zdobytych przez Niemców RWD-8, jeden RWD-8 pws został zabrany przez lotnictwo niemieckie do prób, po wyremontowaniu w 1940 r. w Mielcu. Kilkanaście RWD-8 przejęło lotnictwo radzieckie m. in. samoloty ewakuowane na Łotwę. Podczas wojny i w pierwszych latach po II wojnie światowej lotnictwo rumuńskie i węgierskie używało samoloty RWD-8. Egzemplarze używane w Rumunii nosiły znaki rejestracyjne YR-AOA do AOH, ANA do ANE, AMB do AME, BCD, BRA do BRM, BRT, CAA do CAD, CFI do CFM, CRA, CRF, CRO, PAA, PAC, PRI, PRS, PRT, PRX, PRY, PRZ i PSA. Na Węgrzech m. in. były w użyciu dwa cywilne RWD-8 o znakach HA-KKA i HA-RAB oraz jeden wojskowy o numerze G-190. Nie

zostały one rewindykowane do Polski. W 1948 r. jeden RWD-8 był używany jako samolot łącznikowy przez lotnictwo Izraela podczas konfliktu izraelsko-arabskiego.

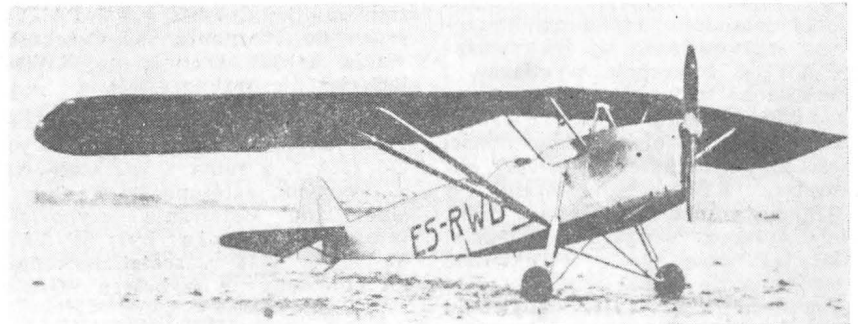
Samolot RWD-8 należał do najpopularniejszych w kraju samolotów RWD. W oparciu o konstrukcję RWD-8 powstał w 1937 r. samolot szkolno-akrobacyjny RWD-17.

#### KONSTRUKCJA

Dwumiejscowy samolot szkolny i łącznikowy, mieszanej konstrukcji, o układzie zastrzałowego górnopłata typu parasol, ze stałym podwoziem.

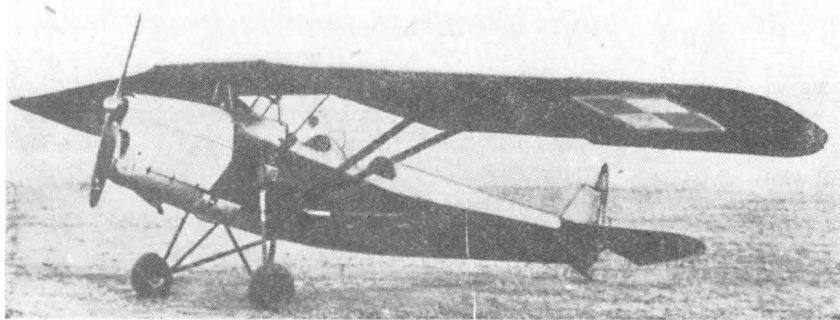
Kadłub kratownicowy, spawany z rur stalowych, wykrzyżowanych w tylnej części drutami, kryty płót-

RWD-8 zbudowany z licencji w Estonii



RWD-8 dwl po złożeniu skrzydeł



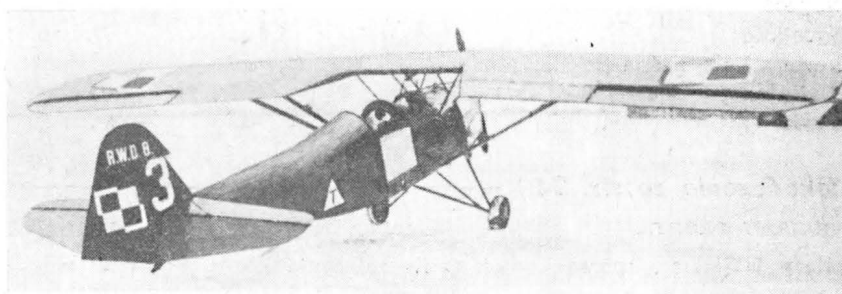


RWD-8 w służbie polskiego lotnictwa wojskowego

nem na szkieletcie z listew drewnianych. Kabiny otwarte, osłonięte z przodu wiatrochronami. Przednia kabina — ucznia, tylna — instruktora. Tablica przyrządów w przedniej kabynie RWD-8 pws wyposażona w wysokościomierz i zegar czasowy, zaś prędkościomierz i obrotomierz oraz wsteczne lustro umieszczone na zewnątrz kabiny. W tylnej kabynie termometr i manometr oleju. W samolotach używanych do treningu — busola. W wersji do ślepego pilotażu — ponadto chyłomierz podłużny i zakrętomierz we wspólnej puszcze z prędkościomierzem (tzw. kontroler lotu). Sterownice podwójne, spawane z rur stalowych. Stopnie w RWD-8 pws w prawej burcie kadłuba, w RWD-8 dwl — w lewej burcie. Za kabiną tylną bagażnik. Górna część pokrycia kadłuba między kabinami — w RWD-8 pws wyjmowana. Podwozie dwukołowe, trójgoleniowe spawane z rur stalowych, z amortyzatorami z krążków gumowych w RWD-8 dwl, zaś z amortyzatorami olejowo-powietrznymi PZL-219b w RWD-8 pws. Koła niskociśnieniowe Dunlop. Płóza ogonowa ze stalowej sprężyny piórowej. Niektóre egzemplarze eksportowe miały kółko ogonowe.

Płat skośny o stałej cięciwie, trójdzielny, dwudźwigarowy, kryty sklejką do pierwszego dźwigara, dalej płótnem, podparty zastrzałami o układzie V z rur stalowych oprofilowanych drewnem. Baldachim o dźwigarach stalowych, drewniany, kryty sklejką. Tylne okucie o pionowym sworzniu oraz „klapa” na prawym skrzydle umożliwiając składowanie skrzydeł do tyłu. Szerokość samolotu po złożeniu — 3,6 m. Na końcu płata — uchwyty. Na prawym zastrzale rurka Pitot prędkościomierza. Lotki Friese, wychyłane różnicowo. Usterzenie konstrukcji drewnianej; stateczniki kryte sklejką, stery — płótnem. Statecznik poziomy podparty zastrzałami z rurki stalowej, statecznik pionowy usztywniony cięgnem. Ster kierunku z rogowym odcieniem aerodynamicznym. Napęd lotek i sterów — prostoliniowymi odcinkami linek, bez krążków. Linki do sterów — prowadzone na zewnątrz kadłuba.

Silnik chłodzony powietrzem, 4-cylindrowy rzędowy PZInż. Junior o mocy nominalnej 110 KM przy



Wersja RWD-8 pws dostosowana do szkolenia w ślepych pilotażu

2000 obr/min i startowej 120 KM i o ciężarze 142 kG. Prototypy i pierwsze egzemplarze RWD-8 miały silniki rzędowe Walter Junior 4 o mocy nominalnej 110 KM, Cirrus Hermes II o mocy nominalnej 110 KM, Cirrus Hermes II B o mocy nominalnej 105 KM i DH Gipsy III o mocy nominalnej 120 KM oraz silnik 7-cylindrowy gwiazdowy G-594 Czarny Piotrusz o mocy nominalnej 120 KM przy 2000 obr/min. Nieliczne egzemplarze miały silnik Walter Major lub DH Gipsy Major o mocy nominalnej 120 KM. Budowane w Jugosławii RWD-8 miały silnik Walter NZ-120 o mocy nominalnej 120 KM przy 1550 obr/min i mocy startowej 135 KM. Używane w Rumunii RWD-8 podczas remontów otrzymywały także silniki DH

Gipsy Major o mocy nominalnej 120 KM. Osłona silnika z blachy paliwa w RWD-8 dwl i na 75 l paliwa w RWD-8 pws w przodzie kadłuba. W RWD-8a dodatkowo zbiornik na 95 l paliwa w baldachimie. Zbiornik na 11 l oleju umieszczony za silnikiem na dole aluminiowej. Łoże silnika spawane z rur stalowych. Śmigło dwupłatowe, drewniane, stałe Szomański o średnicy 1,93 m. Zbiornik na 85 l przodu kadłuba, nie osłonięty w celu chłodzenia. Przelotowe zużycie paliwa 23 l/h.

Malowanie. RWD-8 dwl były srebrno-czerwone. RWD-8 SP-AMD z silnikiem Czarny Piotrusz był srebrno-ciemnoniebieski. RWD-8 pws były zielono-oliwkowe (khaki). Na sterze kierunku napis RWD-8.

## DANE TECHNICZNE

Wersja		RWD-8 dwl	RWD-8 pws
Rozpiętość	m	11,0	11,0
Długość	m	8,0	8,0
Wysokość	m	2,3	2,3
Powierzchnia nośna	m <sup>2</sup>	19,5	19,5
Ciężar własny	kG	480	500
Ciężar użyteczny	kG	250 (maks. 275)	250
Ciężar całkowity	kG	730 (maks. 755)	750
Obciążenie powierzchni	kG/m <sup>2</sup>	37,4	38,3
Obciążenie mocy	kG/KM	6,6	6,8
Prędkość maksymalna	km/h	175	170
Prędkość przelotowa	km/h	140—145	120—140
Prędkość minimalna	km/h	75	80
Wznoszenie	m/s	4,7	4,0
Pałap	m	5000	4290
Zasięg	km	500	435
Dobieg	m	120	150
Współczynnik obciążenia niszczonego		8,5	8,5

SZYBOWIEC WYSOKOWYCZYNOWY...

jako kompozycję laminującą zastosowano żywicę Epidian 52 utwardzaną trójetylenoczeroaminą, wykorzystując wyniki badań Instytutu Lotnictwa. Do konserwacji wewnątrz zastosowano podkład syntetyczny S 2003. Zewnętrzną powłokę lakierniczą stanowi położona natryskiem biała emalia poliestrowa bezparafinowa. Połączenia metal-drewno lub metal-laminat wykonano na podkładzie kleju BWF-21.

Dane techniczne

Rozpiętość	15 m
Długość	7,3 m
Wysokość	1,6 m
Powierzchnia nośna	11,6 m <sup>2</sup>
Wydłużenie	19,4
Wznios	2°

Dokończenie ze str. 24

PROGRAM PRÓBY...

należy je jednak uporządkować. O ile zalecenia literatury dotyczące konstrukcji metalowych są jednoznaczne, o tyle dla laminatów brak na razie doświadczenia co do właściwego układu kolejności bloków

W programie próby zmęczeniowej skrzydła szybowca Jantar przyjęto zasadę sekwencji w oparciu o wartość obciążenia podstawowego, rozpoczynając od wartości najwyższej. Za takim układem przemówiły dwa względy:

- sekwencja taka przyjęta została w próbach zachodnoniemieckich dla skrzydła szybowca Cirrus, na podstawie prac specjalnie powołanej grupy specjalistów

- stworzono możliwość porównywania wyników uzyskanych w Polsce z wynikami zachodnoniemieckimi, przyjmując podobne założenia.

W oparciu o podane względy przyjęto sekwencję następującą:

- blok startu za wyciągarką
- blok podmuchów
- blok startu i lądowania
- blok kołowania.

Dla szybowca Jantar nie przewidziano bloku obciążeń w akrobacji. W przypadku innego typu szybowca blok ten znalazłby się między blokami startu za wyciągarką a podmuchów, z uwagi na wartość obciążenia podstawowego  $n_p$ .

Uporządkowana tablica całości programu próby zmęczeniowej skrzydła szybowca Jantar (tabl. 7) pozwala na sporządzenie widma próby (rys. 13).

Uwagi końcowe

Przedstawiony sposób opracowania programu próby zmęczeniowej skrzydła szybowca Jantar, wykonanego całkowicie z laminatu, nie daje zamkniętej recepty co do sposobu konstruowania widma obciążeń, a jest jedynie przykładem jednej z dróg prowadzących do celu. Konieczność przeprowadzenia próby wynika z faktu wprowadzenia laminatu szklano-epoksydowego jako tworzywa na elementy nośne szybowców i potrzeby określenia całkowitej trwałości konstrukcji tego typu.

Profil skrzydła (u nasady)	Fr 61-168
(przy końcu)	Fr 60-1261
Rozpiętość usterzenia poziomego	2,83 m
Powierzchnia usterzenia poziomego	1,3 m <sup>2</sup>
Profil usterzenia poziomego	NACA 63-009
Ciężar własny maks.	262 kG
Ciężar maks. w locie bez balastu	373 kG
Ciężar balastu wodnego	70 kG
Ciężar maks. w locie z balastem	422 kG

Osiągi (pomiar w locie bez balastu)

— doskonałość	40
przy prędkości	92 km/h
— opadanie min.	0,62 m/s
przy prędkości	86 km/h
— prędkość min.	69 km/h
— prędkość dopuszczalna	250 km/h
— współcz. obciążenia dopuszczalnego	+5,3/-2,65

Wiele spośród przytaczanych założeń ma charakter dyskusyjny i dopiero bardziej bogaty materiał statystyczny oparty na szerszej praktyce pomiarowej pozwoli na dokonanie korekt wiodących do uzyskania wierniejszej symulacji warunków rzeczywistych. Jantar jest pierwszym polskim szybowcem o skrzydle całkowicie laminatowym i wszelkie założenia natury eksploatacyjnej opierają się jedynie na przewidywaniach.

W czasie omawiania założeń programu próby zmęczeniowej wielokrotnie przytaczane były założenia zachodnoniemieckie, które jednak przed ich zaakceptowaniem konfrontowane były z doświadczeniami własnymi oraz zawsze odnoszone do cech aerodynamicznych i konstrukcyjnych szybowca Jantar.

Opracowany program próby stanowił podstawę do jej realizacji praktycznej po rozwiązaniu wielu dalszych problemów związanych z budową, uruchomieniem i opracowaniem systemu sterującego stoiska i zespołu koniecznej aparatury.

Literatura

- [1] Franzmayer F. K.: *Statische und dynamische Festigkeitsuntersuchungen an einer Tragfläche des Segelflugzeuges Cirrus*, Deutscher Aerokurier, 1969 Oktober
- [2] Kaul H. W.: *Die erforderliche Dauerfestigkeit von Flugzeugtragwerken*, DVL Jahrbuch 1938, s. 195-209
- [3] Nowakowski W.: *Obciążenia szybowca w czasie startu przy pomocy wyciągarki*, „Skrzydła Polska” 1948, nr 5, 6, 7 i 8
- [4] Nowakowski W.: *Wpływ parametrów konstrukcyjnych szybowca wyczynowego na jego własności przelotowe przy wykorzystywaniu kominów termicznych*, „Technika Lotnicza” 1953, nr 5
- [5] Szuster K., Meus A.: *Program badań zmęczeniowych próbek nasady dźwigara skrzydła szybowca SZD-44*, Opracowanie IL nr 1.76.21, Warszawa, maj 1972.
- [6] Stafiej W.: *Program próby dynamicznej skrzydła szybowca SZD-37 Jantar*, Opracowanie ZDRiBS nr BO/1/70, Bielsko-Biała, październik 1970
- [7] Skarbiński A., Stafiej W.: *Projektowanie i konstrukcja szybowców*, WKiŁ, Warszawa 1966
- [8] Stafiej W.: *Flight Measured Load Factors*, XIII Kongres OSTIV, Vrsac, Jugosławia 1972
- [9] McDoughal: *Obciążenia eksploatacyjne samolotu*, Praca zbiorowa *Zmęczenie metali*, WNT, Warszawa 1962, s. 227-253
- [10] ICAO-Circular nr 79-AN/87, 1967
- [11] *Przepisy Budowy Sprzętu Lotniczego*, Część G. Szybowce, Warszawa 1959
- [12] Makula E., Skrzydlewski S., Wielgus S.: *Przeloty szybowcowe*, Wyd. Ligi Lotniczej, Warszawa 1953
- [13] *Program szkolenia szybowcowego*, Aeroklub PRL, Warszawa 1965

GALECKI A.

#### **The price of time and profitability of aviation transport**

In this article the effort of determining the „work” definition of the price of the social time and its importance in aviation transport is made. The comparison of social travel costs of conventional take-off and landing jet aircraft, short take-off and landing aircraft and cars is carried out. This comparison indicates, that under some conditions the use of aviation transport is justified economically. The ranges of economical applicability of the various transport means being compared are presented using diagrams and tables.

KUBALAŃCA J., KNAPIK J.

#### **The SZD-43 Orion high — performance sailplane**

The SZD-43 Orion sailplane gained positive appraisal of pilots taking part in XIII World Glider Championship in Yugoslavia. Orion sailplane has mixed structure: wood-metal-reinforced resin. In its design some constructional solutions of Jantar and Cobra sailplanes have been used. In this article the technical description of Orion sailplane is presented.

STAFIEJ W.

#### **The fatigue test programme for the wing of the SZD-37 Jantar sailplane**

In this article the determination of the fatigue test programme for the reinforced-resin wing of the competition sailplane Jantar is presented. Owing to using the examples of test programmes for typical training-high performance sailplane, the considerations of all phases of test programme that simulate taxiing, take-off, landing, gusts and controlled loads (aerobatics) have a general character. The methods of determination of controlled loads phase of the test programme for training-high performance sailplane of Mucha or Pirat type being used for training in base aerobatics are discussed.

KARLIŃSKI W.

#### **Difusion welding in aviation**

In this article the difusion welding method being used for joining the new heat resistant materials and special alloys for aircraft, rockets and spacecraft building is discussed. The construction and operation principles of the difusion welding rig that has been designed in Aviation Institute are described and the results of the investigation of welding EI437B alloy and 1H18N9T and 2H3 steels are given. The examples of applications of the difusion welding in aerospace industry are mentioned and data concerning other heat resistant alloys and titan alloys are presented.

CHOJNACKI J.

#### **Sport-utility aerodromes in planes of regional development**

In this article the lack of interest in regard to small aerodromes in the planes of regional development is discussed, the first programme principles of this problem formulated by the Polish Aeroclub are presented and the necessity of respecting small utility aerodromes on the charts of future regional development is emphasized.

## **Co piszą inni...**

### **Rola zasobnika hydraulicznego w obwodzie pokładowej instalacji hydraulicznej**

Zasobnik hydrauliczny jest niezbędnym urządzeniem zapewniającym prawidłową pracę pokładowej instalacji hydraulicznej.

W artykule przedstawiono budowę tego zasobnika oraz zasadę jego działania.

„Wojskowy Przegląd Lotniczy” 1972 nr 11

### **Rozpraszanie mgły na lotnisku komunikacyjnym Paryż—Orly**

W artykule omówiono system rozpraszania mgieł „przechłodzonych” stosowany od wielu lat w porcie lotniczym Orly, skuteczność którego została potwierdzona zimą 1968/69, w czasie często występujących wówczas mgieł. System ten polega na spryskiwaniu mgieł „przechłodzonych” płynnym propanem, który rozpyla się wokół lotniska. Następnie omówiono również sposób rozpraszania mgieł z kropelek wody o temperaturze dodatniej metodą Turboclair, tj. za pomocą gorących strumieni powietrza z dysz turbinowych silników odrzutowych.

Ponadto przedstawiono program prób, obejmujących badania innych sposobów rozpraszania mgieł.

„Wojskowy Przegląd Lotniczy” 1972 nr 11

### **Przyczyny niszczenia łopaty wirnika nośnego śmigłowców typu SM**

W artykule opisano przyczyny niszczenia łopat w oparciu o doświadczenia użytkowników śmigłowców. Następnie opisano budowę i zasadę działania układu sterowania i sprzęgła ciernio-klowego.

Przedstawiono analizę przyczyn niszczenia łopat oraz wnioski z analizy oraz ekspertyz.

„Wojskowy Przegląd Lotniczy” 1973 nr 1

### **Niektóre niesprawności dopalacza turbinowego silnika odrzutowego**

W artykule podano przyczyny niesprawnej pracy dopalacza oraz wskazano, w jaki sposób można im zapobiec.

„Wojskowy Przegląd Lotniczy” 1973 nr 1

### **Zagadnienia związane ze zwalczaniem hałasu i wibracji w środowisku człowieka**

W opublikowanych fragmentach referatu na II Kongres Nauki Polskiej przedstawiono skutki działania hałasu, zwrócono uwagę na aspekty zdrowotne, społeczne i ekonomiczne, wskazując główne źródła hałasu.

Zwrócono uwagę na pilną konieczność poszukiwania metod i środków ograniczających szkodliwość hałasu i wibracji, które są poważną przyczyną chorób zawodowych. Na przykład głuchota stanowiła 25,5% chorób zawodowych w Polsce w roku 1971, a choroba wibracyjna 9%.

Podano prognozy i program rozwoju zwalczania hałasu i wibracji.

„Ochrona Pracy” 1972 nr 12



## 50 lat w służbie lotnictwa komunikacyjnego

Czechosłowackie Linie Lotnicze obchodzą w tym roku jubileusz 50-lecia.

ČSA powstały w roku 1923 i są jednym z najstarszych w Europie towarzystw lotniczych.

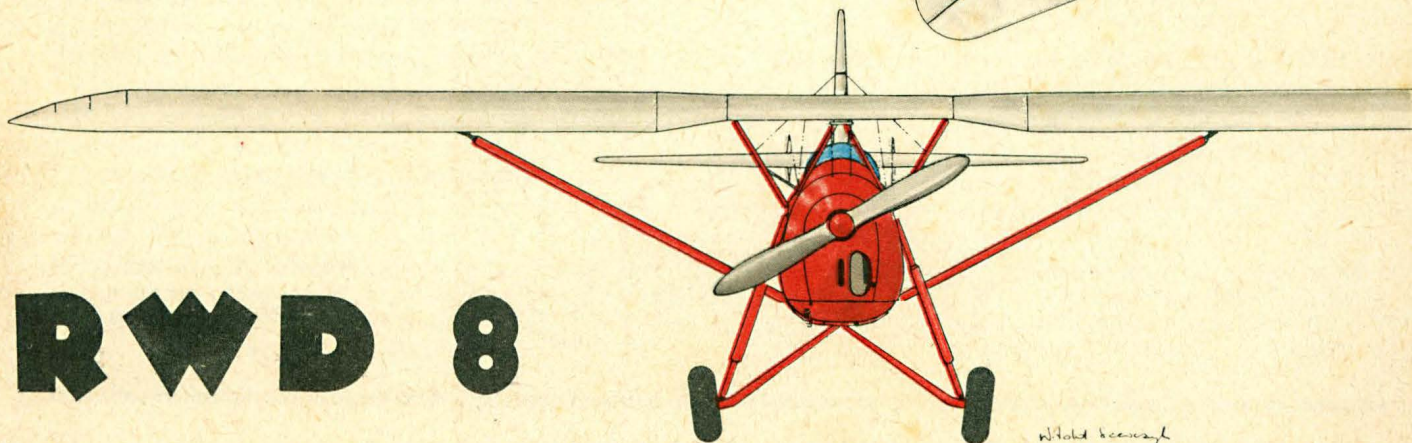
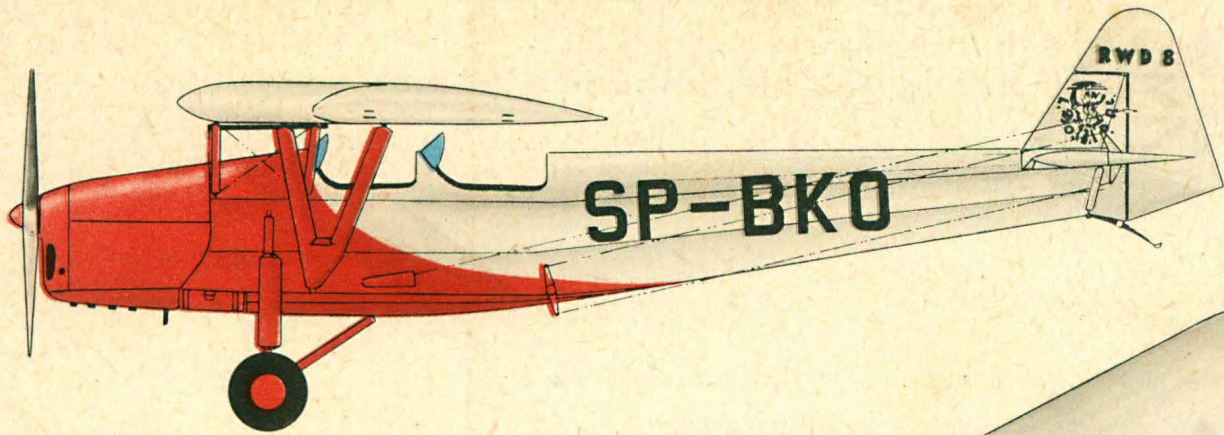
Z okazji pięknego Jubileuszu w telegraficznym skrócie podajemy historię rozwoju Czechosłowackich Linii Lotniczych.

- 6.10.1923 — otwarcie ČSA
- 29.10.1923 — pierwszy lot samolotu pasażerskiego Aero A-14 Brandenburg z lotniska Kbely w Pradze do Bratysławy, z pilotem Brabeneč i 1 pasażerem
- 1929 — ČSA wstępują do IATA
- 1930 — pierwsza międzynarodowa linia lotnicza na trasie Praga-Bratysława-Zagrzeb
- 1933 — Praga-Bukareszt
- 1935 — Praga-Wiedeń
- 1936 — Praga-Moskwa, Praga-Kijów-Briańsk
- 1937 — otwarcie nowego portu lotniczego Praga-Ruzyně. Był to wówczas jeden z najnowocześniejszych portów lotniczych w Europie
- 1937 — Praga-Bruksela  
Praga-Triest
- 1938 — Praga-Londyn  
Praga-Rzym  
Praga-Paryż  
Praga-Budapeszt  
długość linii lotniczych wynosi 5400 km
- 1939—1945 — II wojna światowa — przerwa w działalności
- 1946 — pierwsze po wojnie loty komunikacyjne Praga-Zurych  
Praga-Paryż
- 1946 — Praga-Sztokholm — pierwsze połączenie lotnicze z krajami skandynawskimi
- 1946 — Praga-Amsterdam  
Praga-Belgrad  
Praga-Bukareszt  
Praga-Kopenhaga
- 1947 — pierwsze połączenia pozaeuropejskie przez Rzym i Ateny  
Praga-Istanbul  
Praga-Ankara  
Praga-Kair  
Praga-Nikozja
- 1948 — nowe połączenia z Sofią, Budapesztem, Berlinem, Göteborgiem, Helsinkami, Niceą i Bejrutem
- 1954 — dalsze połączenia z krajami Europy zachodniej
- 1957 — samoloty IL-14 na liniach krajowych
- 1958 — samoloty Tu-104A na liniach międzynarodowych w Europie i na liniach międzykontynentalnych do Kairu i Bombaju
- 1960 — Il-18 na liniach krajowych, europejskich i międzykontynentalnych  
nowe połączenia z Bliskim, Środkowym i Dalekim Wschodem
- 1962 — pierwsza linia transatlantycka do Hawany oraz przez Sofię do Ankary, Damaszku i Bejrutu
- 1964 — Tu-124 na trasie Praga-Frankfurt n. Menem
- 1966 — połączenia z Algierem i Tunisem
- 1967 — połączenia z Singapurem i Istanbulem
- 1968 — Praga-Nikozja-Kuwejt
- 1968 — unowocześniony port lotniczy Praga-Ruzyně obsługuje 4 mln pasażerów rocznie
- 1968 — Praga-Leningrad  
Praga-Marsylia
- 1969 — Il-62 na liniach Bliski, Środkowy i Daleki Wschód, na Kubę, do zachodniej Afryki, a następnie do Libii
- 1970 — nowe połączenia transatlantyckie z Montrealem i Nowym Jorkiem
- 1970 — modernizacja portu lotniczego w Bratysławie, umożliwiająca obsługę 1,5 mln pasażerów rocznie
- 1971 — pierwsze samoloty Tu-134A na liniach ČSA
- 1972 — Tu-134 na liniach krajowych, europejskich i do północnej Afryki
- 1972 — Praga-Madryt-Rabat-Dakar-Freetown

W 50 roku swego istnienia ČSA mają 50 połączeń z miastami Europy, na Bliskim, Środkowym i Dalekim Wschodzie, w północnej i zachodniej Afryce, w Północnej i Środkowej Ameryce.

Samoloty ČSA przelatują rocznie 25 mln km, przewożą 1,5 mln pasażerów i 25 tys. ton towarów.

Z okazji Jubileuszu życzymy dalszego rozwoju, nowych połączeń.



**RWB 8**

*W. H. H. H. H.*