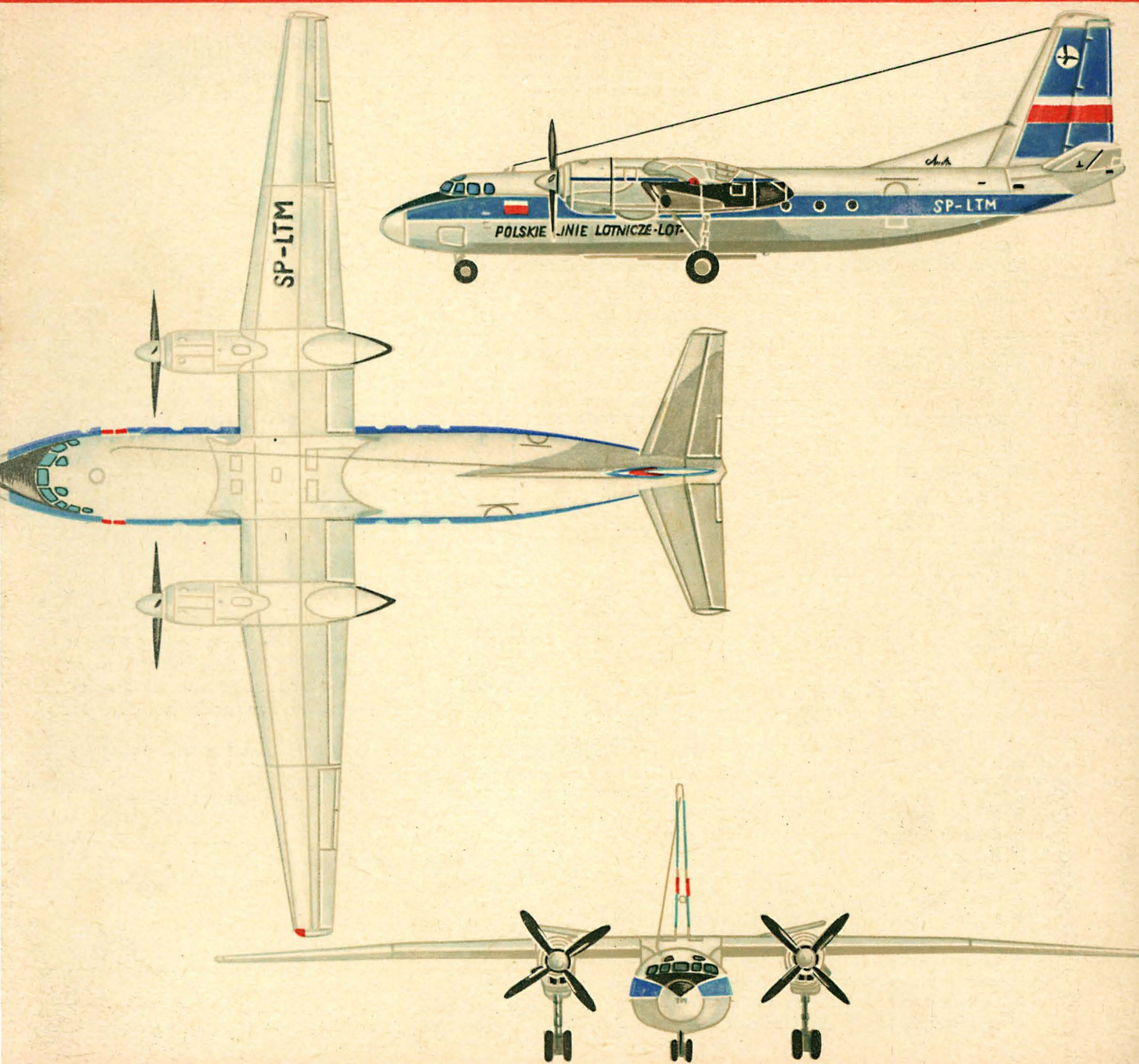


lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



Z działalności Sekcji Lotniczych SIMP i SITK

W marcu br. — pod przewodnictwem kol. E. Kołodzińskiego — odbyło się posiedzenie Sekcji Głównej Komunikacji Lotniczej Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Komunikacji.

● Otwierając zebranie kol. przewodniczący Sekcji Komunikacji Lotniczej SITK przywitał nowego przedstawiciela Sekcji Lotniczej SIMP w osobie kol. M. Sikorskiego oraz podziękował kol. Wineckiemu za długoletnią współpracę.

● Zapadła decyzja podjęcia przez Sekcję Komunikacji Lotniczej Stowarzyszenia ITK współpracy z kilkoma komisjami głównymi SITK. Równocześnie wyznaczono stałych przedstawicieli reprezentujących Sekcję Główną Komunikacji Lotniczej:

- kol. B. Żarski w Komisji Informacji Naukowo-Technicznej
- kol. K. Norejko w Komisji Odczytowej
- kol. K. Szumielewicz w Komisji Szkoleniowej
- kol. Z. Łopatek w Komisji Nauki i Techniki
- kol. E. Kołodziński w Komisji Kwalifikacji Zawodowych.

● Kol. J. Rachwalski przedstawił plan pracy Sekcji Komunikacji Lotniczej Oddziału Warszawskiego SITK, który poddano dyskusji i ocenie. Stwierdzono, że Sekcja Warszawska pracuje bardzo intensywnie, wypracowując nowe formy działania, które warto upowszechnić. W tym celu kol. Rachwalski roześle plan do sekcji terenowych, jednocześnie przedstawiając tematy

do bliższej współpracy między sekcjami.

● W maju br. odbyło się zebranie Zarządu Koła Sekcji Lotniczej SIMP przy Wytwórni Sprzętu Komunikacyjnego Delta — Warszawa II z udziałem członków Zarządu Sekcji Lotniczej Oddziału Warszawskiego SIMP. Dyrekcję WSK reprezentował kol. E. Jeśkowiak.

● Prowadzący zebranie, przewodniczący Koła kol. A. Hadryś po przedstawieniu zarysu historycznego — omówił działalność Koła. Istniejące od 1957 r. Koło SIMP przy WSK Warszawa II liczy obecnie 74 członków i kandydatów. Współpracując z 16-osobowym Kołem SEP tworzy łącznie poważny liczebny zespół notowski pod kierunkiem kol. Hadrysa.

Simpowcy WSK Warszawa II przodują w organizacji wyjazdów mających na celu zapoznanie się z doświadczeniami innych zakładów o profilu precyzyjnym, np. fabryki zegarów w Łodzi, zakładu elementów automatyki w Falenicy, fabryki wyrobów precyzyjnych w Błoniu i in. Imprezy te organizowane każdorazowo dla 8—10 specjalistów wyraziły się w 1972 r. liczbą 11 wycieczek i wyjazdów 104 osób.

Koło podejmuje również kontakty z przedstawicielami fabryk i instytucji zagranicznych, organizuje odczyty z tematyki ośrodka informacji radiowej SIR i własne z dziedziny instruktazowej, ponadto — wspólnie z miejscowym klubem TIR — przygotowując tematy oraz ogłaszając konkursy racjonalizatorskie, wreszcie współpracuje z samorządem robotniczym. Działalność Koła objęła

Stukonis. W artykule przedstawiają najistotniejsze przyczyny uszkodzeń łopatek turbin, omawiają analizę przyczyn urywania się łopatek, opartą na wynikach wieloletnich badań oraz na doświadczeniach w czasie eksploatacji. Opisują warunki pracy powodujące uszkodzenia i wymieniają charakterystyczne uszkodzenia łopatek.

Krótki przegląd prac badawczych ITWL przedstawia J. Kowalczyk. W zakresie poznawania i doskonalenia eksploatacji opracowano niezawodnościowe analizy statystyczne i techniczne, które zwiększają bezpieczeństwo lotów, roz-

zwijają i udoskonalają technologię oraz organizację obsługi technicznej samolotów i śmigłowców, a także szkolenie obsługi technicznej w wyszukiwaniu i usuwaniu uszkodzeń. Na specjalną uwagę zasługują badania diagnostyczne, w dziedzinie których ITWL ma ogromne osiągnięcia.

O zmianach konstrukcyjnych wprowadzonych w śmigłowcach SM-1 i SM-2, które zwiększają bezpieczeństwo lotów pisze A. Jarczyk. Wprowadzone modyfikacje wału napędu śmigła ogonowego, która zapewnia wystarczający zapas liczby obrotów krytycznych w stosunku

— opracować kompleksowy program rozwoju awioniki
— zapewnić rozwój bazy badawczo-rozwojowej awioniki
— przyspieszyć decyzję ustalającą bazę produkcyjną oddziału, zorganizowaną w sposób zapewniający stały rozwój w tej dziedzinie.

● W drugiej części zebrania kol. W. Wójcik — przewodniczący Zarządu Sekcji Lotniczej przy O.W. SIMP — zapoznał obecnych z kierunkami działania oddziału naszej Sekcji w Warszawie. Szerzej omówione zostały następujące zagadnienia:

- program narad technicznych w 1972 r.
- planowane kontakty z telewizją (dotyczące organizacji konkursu pn. Lotnictwo polskie wczoraj i dziś oraz teleranków lotniczych dla młodzieży)
- brak frekwencji na zebraniach odczytowych Sekcji Lotniczej SIMP
- rzeczoznawstwo lotnicze i konieczność jego rozszerzenia
- wreszcie postulat ożywienia życia towarzyskiego oraz kontaktów osobistych w Sekcji Lotniczej.

wijają i udoskonalają technologię oraz organizację obsługi technicznej samolotów i śmigłowców, a także szkolenie obsługi technicznej w wyszukiwaniu i usuwaniu uszkodzeń. Na specjalną uwagę zasługują badania diagnostyczne, w dziedzinie których ITWL ma ogromne osiągnięcia.

O zmianach konstrukcyjnych wprowadzonych w śmigłowcach SM-1 i SM-2, które zwiększają bezpieczeństwo lotów pisze A. Jarczyk. Wprowadzone modyfikacje wału napędu śmigła ogonowego, która zapewnia wystarczający zapas liczby obrotów krytycznych w stosunku

Dokończenie na str. 23

Święto lotnictwa

Dokończenie ze str. 11

- 30 lat temu wystartował w Grigoriewskoje pierwszy samolot polskiej eskadry lotniczej zapoczątkowując rozwój Ludowego Lotnictwa Polskiego
- 29 lat temu, w 1944 r., pod Warką weszły do działań bojowych jednostki Ludowego Lotnictwa Polskiego
- 28 lat temu, w 1945 r., polskie lotnictwo zakończyło nad Berlinem swój szlak bojowy
- 26 lat temu, w 1947 r., był oblatany pierwszy po wojnie polski samolot Szpak
- 24 lata temu, w 1947 r., był oblatany pierwszy nasz powojenny szybowiec Sęp
- 24 lata temu, w 1949 r., Ludowe Lotnictwo Polskie otrzymało pierwszy samolot odrzutowy Jak-17
- 22 lata temu, w 1951 r., został oblatany pierwszy polski śmigłowiec GIL
- 13 lat temu, w 1960 r., został oblatany prototyp pierwszego polskiego odrzutowca Iskra
- 10 lat mija od zdobycia szybowcowego mistrzostwa świata przez E. Makulę, w 1963 r.
- 7 lat temu, w 1965 r., J. Wróblewski zostaje szybowcowym mistrzem świata
- 5 lat temu, w 1968 r., na linii LOTu wchodzi pierwszy samolot odrzutowy Tu-134
- rok temu, w 1972 r., J. Wróblewski zostaje powtórnie szybowcowym mistrzem świata
- rok temu, w 1972 r., PLL LOT rozpoczęły przewozy pasażerów przez Atlantyk.

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

Święto lotnictwa	1
Z KRAJU. ZE ŚWIATA	2
PROBLEMY LOT	
M. D. Kujawska: Prognoza rozwoju polskich przewozów lotniczych do 1990 roku	4
CIEKAWY KONSTRUKCJE	
W. Kordziński: Przekładniowe silniki dwuprzepływowe Avco Lycoming	8
E. Gruszczyński: Badania makrofotograficzne złomów zmęczeniowych w elementach silników lotniczych	12
KARTOTEKA TLiA	
Zlin Z 526 AFS Akrobat, Britten-Norman BN-2A Islander	19
Dassault-Breguet Falcon 10, SA 316 C Alouette 3	21
POMOCE KONSTRUKCYJNE 14	
Pilot i kabina. Część 2	23
POMOCE KONSTRUKCYJNE 15	
Odporność cieplna laminatów	24
PROBLEMY RUCHU LOTNICZEGO I LOTNISK	
J. Chojnacki: Funkcja, kształt i rozmiary lotniska sportowo-usługowego przeznaczanego dla miasta wojewódzkiego	25
KSIĄŻKI LOTNICZE	
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY 9	30
НОВОСТИ ИЗ ПОЛЬШИИ, NEWS FROM POLAND	31
	32
Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ	
A. Glass: Samolot łącznikowo-obszerny Lublin R-XIII	33
NOWOSCI TECHNICZNE	38
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP i SITK	II okł.
W NASTĘPNYM NUMERZE	II okł.
CO PISZĄ INNI	III str. skrz.
Na okładce: An-24B — rys. K. Cieślak	



WYDAWNICTWA
CZASOPISM
TECHNICZNYCH NOT
Warszawa
Czackiego 3/5

Redaktor naczelny:mgr inż. *Andrzej Glass***Sekretarz Redakcji:**

M. Klara Szurmak

Redaktorzy działowi:mgr inż. *K. Dąbrowski*, mgr inż. *A. Gołędziński*, mgr inż. *A. Kardymowicz*, dr inż. *J. Morawski*, inż. *K. Szumielewicz*, mgr inż. *W. Zaremba***Rada Programowa:**mgr inż. *A. Glass*, dr inż. *H. Grzegorzczak*, mgr inż. *J. Grzegorzewski*, mgr inż. *F. Gwiżdż*, dr inż. *B. Jancelewicz*, mgr inż. *E. Kołodziński*, mgr inż. *T. Kostia*, mgr inż. *J. Kowalczyk*, mgr inż. *T. Królikiewicz* (przewodniczący), mgr inż. *R. Legięcki*, mgr inż. *A. Misiorek*, inż. *R. Wołński*

Zakłady Graficzne „Tamka”, Zakł. nr 2, W-wa. Zam. 363/73. Nakład 2400 egz.
Zakład Kolportażu WCT NOT, 00-048 Warszawa, ul. Mazowiecka 12, tel. 26-80-16.
Konto PKO Warszawa nr 1-9-121697

Papier druk. sat. kl. IV. 70 g 61 × 86. R-71.

Cena pojedynczego egz. zł 12,—

Prenumerata roczna zł 144

INDEKS 38006

KUJAWSKA M. D.

Прогноз развития авиационных перевозок в Польше до 1990 года

В статье представлены в общем виде прогнозы развития авиационных перевозок до 1990 года, которые являются попыткой определения предложения авиационного транспорта на основе одностороннего определения потребностей. В прогнозах учтены только те потребности, которые считаются экономически обоснованными. Прогнозы основаны на анализе пассажирских перевозок, так как в период ближайших лет они будут обуславливать форму авиационного транспорта в Польше. В намечаемых тенденциях развития на 1970-1990 годы предусматривается более чем 10-кратное увеличение пассажирских перевозок, с 0,6‰ в 1970 году до 6,9‰ в 1990 году.

Прогнозы развития пассажирских зарубежных перевозок на далекие расстояния до 1975 года предусматривают создание первых линий через северную Атлантику (4 раза в неделю), средняя длина которых составит около 7200 км. Начнут также действовать линии, ведущие на Средний и Дальний Восток (Индия, Япония, Австралия), Африку и Южную Америку.

Развитие зарубежных перевозок на средние расстояния будет меньшим; их средняя протяженность вырастет до 1300 км.

Фактором, стимулирующим развитие международных перевозок, будет восьмикратный рост польского экспорта до 1990 года.

KORDZIŃSKI W.

Передаточные двухструйные двигатели Avco Lycoming

Развивающиеся в настоящее время двухструйные двигатели с вентилятором, приводимым в действие посредством передачи, являются продолжением проектных концепций, разработанных более десяти лет тому назад. К фирмам, которые уже издавна занимаются разработкой таких двигателей, относится, наряду с фирмой Turbomeca, фирма Avco Lycoming. Эта фирма построила уже более десяти лет тому назад серию двухструйных двигателей с передачей при использовании вального двигателя T55. Сейчас эта фирма развивает двигатель ALF502 силой тяги 2950 кГ для привода пассажирских самолетов и двигатель YF102 силой тяги 3250 кГ для привода самолетов прямого взлета. В статье описаны характерные черты двухструйных передаточных двигателей и представлено развитие двигателей фирмы Avco Lycoming, причём более подробно описаны двигатели ALF502 и YF102.

GRUSZCZYŃSKI E.

Микрофотографические исследования усталостных трещин в деталях авиационных двигателей

Определение постоянных критериев для анализа и классификации усталостных трещин является трудной задачей, ибо много факторов оказывает влияние на их появление.

В статье описываются характерные случаи групп элементов, разрушенных в результате усталостных трещин, на основе опытов, проведенных в ИТВЛ.

Приведена общая характеристика трещин и описан способ проведения анализа трещины в случае повреждения элемента исследуемого объекта.

СНОJNACKI J.

Функция, форма и размеры спортивно-обслуживающего аэродрома, предназначенного для воеводского города

В статье определяются потребители аэродрома в отечественных условиях, их снаряжение и требования в варианте минимум и оптимум, способ конструирования фигуры взлетного поля и всего аэродрома, а также параметры, которые должны сохраняться, и обосновываются рекомендуемые решения, а также приводятся некоторые статистические данные, касающиеся свойств уже существующих спортивно-обслуживающих аэродромов в Польше.



Święto lotnictwa

W bieżącym roku mija 30 lat od pierwszego startu samolotu Ludowego Lotnictwa Polskiego w Grigoriewskoje. Równocześnie swe 30-lecie obchodzi całe Ludowe Wojsko Polskie. Święto Lotnictwa jest uroczystością poświęconą naszym obecnym osiągnięciom, całemu dorobkowi naszego lotnictwa i tradycjom. Dlatego z okazji Święta Lotnictwa warto przypomnieć sobie, jak dawne tradycje ma nasze lotnictwo, ile lat upłynęło od wydarzeń, które stały się kamieniami milowymi jego rozwoju:

- 325 lat temu, w 1648 r., Tytus Boratyni wykonał na dworze Władysława IV próby ze swą maszyną latającą
- 184 lata upłynęło od pierwszego lotu balonowego w Polsce i pierwszego lotu Polaka balonem (1789 r., J. Potocki z Blanchardem, w Warszawie)
- 80 lat temu, w 1893 r., Czesław Tański rozpoczął prace nad pierwszym polskim szybowcem — Lotnia (pierwsze udane skoki na Lotni wykonał w 1896 r.)
- 122 lata temu, w 1851 r., został opublikowany przez Aleksandra Hryszkiewicza pierwszy polski projekt samolotu
- 90 lat minęło od ogłoszenia w 1883 r. przez Stefana Drzewieckiego pierwszej polskiej teorii lotu samolotu
- 69 lat temu, w 1904 r., Józef Lipkowski zbudował pierwszy polski śmigłowiec
- 64 lata upłynęły od pierwszego wzlotu samolotu na ziemiach polskich (Legagneaux w 1909 r. w Warszawie)
- 63 lata minęły od utworzenia w 1910 r. pierwszej polskiej wytwórni samolotów Aviata
- 63 lata temu w 1910 r. został ustalony pierwszy rekord samolotowy przez Polaka Adolfa Warchalowskiego, który był też pierwszym Polakiem, który brał udział w zawodach lotniczych
- 62 lata temu, w 1911 r. wzniósł się w powietrze pierwszy polski samolot — Jaskółka Edmunda Libańskiego, a następnie samolot Zbierańskiego i Cywińskiego
- 56 lat temu, w 1917 r., powstała pierwsza polska eskadra lotnicza
- 55 lat temu, w 1918 r., powstało Polskie Lotnictwo Wojskowe
- 55 lat mija od zorganizowania w 1918 r. Centralnych Warsztatów Lotniczych w Warszawie, które dały początek Państwowym Zakładom Lotniczym
- 53 lata temu, w 1920 r., został wykonany pierwszy rajd międzynarodowy polskich pilotów — z Włoch przez Francję do Polski
- 52 lata temu, w 1921 r., została uruchomiona pierwsza polska linia lotnicza Aerotarg, łącząca Poznań z Gdańskiem
- 51 lat temu, w 1922 r., powstały linie lotnicze Aerolloyd, które zostały później przekształcone w Polskie Linie Lotnicze LOT
- 50 lat mija od I polskich zawodów szybowcowych, zorganizowanych w 1923 r. w Białce k. Nowego Targu
- 47 lat temu, w 1926 r., Bolesław Orliński wykonał lot Warszawa — Tokio — Warszawa
- 46 lat temu, w 1927 r. wykonano pierwsze loty rolnicze w Polsce
- 46 lat mija od utworzenia w 1927 r. pierwszego aeroklubu regionalnego — Akademickiego Aeroklubu w Warszawie
- 46 lat temu, w 1927 r., zorganizowano pierwsze zawody samolotowe w Polsce pod nazwą I Krajowy Konkurs Awionetek
- 45 lat mija od pierwszego szybowcowego lotu żaglowego Szczepana Grzeszczyka w 1929 r., który zapoczątkował rozwój szybownictwa w Polsce
- 45 lat temu, w 1928 r. zostały utworzone Państwowe Zakłady Lotnicze (PZL) w Warszawie
- 44 lata temu, w 1929 r., powstały Polskie Linie Lotnicze LOT
- 41 lat mija od zwycięstwa Żwirki i Wigury w międzynarodowych zawodach Challenge 1932
- 40 lat temu, w 1933 r., Stanisław Skarżyński jako pierwszy Polak przeleciał przez Atlantyk
- 40 lat mija od zwycięstwa Franciszka Hynka i Zbigniewa Burzyńskiego w 1933 r. w międzynarodowych zawodach balonowych o puchar Gordon-Bennetta
- 39 lat mija od zwycięstwa Jerzego Bajana w Challenge 1934
- 34 lata temu, we wrześniu 1939 r., polscy lotnicy bronili naszego nieba przed najazdem hitlerowskim
- 33 lata temu w 1940 r. polscy piloci walczyli we Francji
- 33 lata mija od zapoczątkowania walk polskiego lotnictwa w W. Brytanii udziałem w bitwie o W. Brytanię w 1940 r.

Dokończenie na II str. okł.



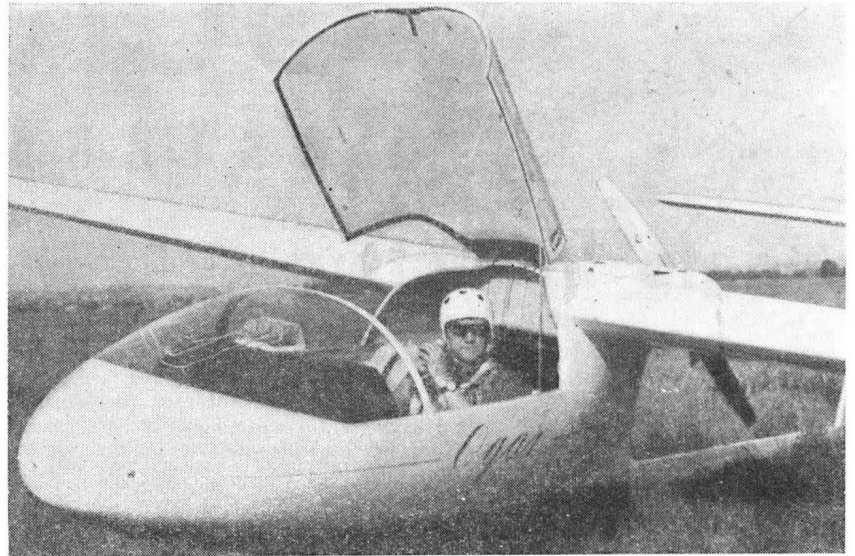
POLSKA

● Przez dwa tygodnie we Francji przebywała polska delegacja, której przewodniczył inż. Andrzej Jedynak — dyrektor Zjednoczenia Przemysłu Lotniczego — PZL. Delegacja zwiedziła między innymi zakłady Aérospatiale w Saint Nazaire, Tarbes i Marignane, zakłady Turboméca w Bordes i w Tarnos oraz zakłady Dassault-Breguet w Argenteuil i Europe Falcon Service w le Bourget. Delegacja odwiedziła również zakłady producentów osprzętu i wyposażenia: SFIM, SFENA, Teleflex, Syneravia, Messier-Hispano, Souriau, Espa, SAMM, Badin-Crouzet i Crouzet, Inter-technique, Air Equipment, Bronzavia. Delegacja przeprowadziła zasadnicze rozmowy z Zieglerem — prezesem Aérospatiale, prezesem Dassault-Breguet, Szydłowskim — prezesem Turboméca, Larpent — prezesem zgrupowania „wyposażenie-osprzęt”, Stowarzyszeniem Producentów Przemysłu Lotniczego (USIAS). Ponadto następujące firmy osprzętowe: Auxilec, BBT, Blanc-Aéro, AEAS i PM Labrinal prezentowały delegacji wzorce ich produkcji w salonach Aeroklubu Francji.

● Radca handlowy Ambasady Czechosłowacji w PRL Josef Krejci w wywiadzie udzielonym dla „Życia i Nowoczesności” w następujący sposób określił perspektywy współpracy przemysłów lotniczych CSRS i Polski: „Istnieje porozumienie o tej współpracy. Myśmy zrezygnowali z dalszej produkcji samolotu rolniczego. Będziemy się zaopatrywać u Was. Nie robimy również śmigłowców. Nastawiliśmy się na mały samolot pasażerski L-410, który lata już na regularnych liniach w Czechosłowacji i w Związku Radzieckim. Zastanawiamy się również nad podjęciem produkcji odrzutowego samolotu treningowego nowego typu. Być może Delfin i Iskra będą miały wspólnego następcę. Przemysłu lotniczego nie rozbudujemy. Wzrost uzyskujemy dzięki racjonalnemu podziałowi pracy, większej zmianowości, lepszej organizacji”.

● Do 5 maja br. Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego w Mielcu dostarczyła 175 samolotów An-2 do Związku Radzieckiego, z dostaw przeznaczonych na br.

● W uzupełnieniu zamieszczonej w TLiA nr 4 wzmianki poświęconej studiom lotniczym na Politechnice Warszawskiej podajemy, że na Wydziale Mechanicznym Energetyki i Lotnictwa działają, prócz uprzednio opisanych, trzy zakłady, których roli w kształceniu specjalistów lotniczych nie sposób pominąć. Są to: Zakład Osprzętu Lotniczego i Energetycznego (kierownik prof. Kazimierz Głębiński) i Zakład Aerodynamiki (kier. prof. Włodzimierz Prosnak) wchodzące organizacyjnie w skład Instytutu Techniki Lotniczej i Hydroaerodynamiki oraz Zakład Mechaniki (kier. prof. Roman Gutowski) w Instytucie Mechaniki Stosowanej. Zakład Osprzętu Lotniczego i Energetycznego istnieje od 16 lat. Obecnie w tym zakładzie rocznie około 25 osób robi prace magisterskie w specjalności osprzętu lotniczego z ukierunkowaniem na dwa zasadnicze działy: automatyczne sterowanie obiektów o ruchu przestrzennym oraz automatyzacja lotniczych zespołów napędowych. Ostatnio Zakład znacznie poszerzył zakres swych prac naukowych i dydaktycznych przez objęcie swą działalnością zagadnień nawigacyjnych, przętych z Wydziału Mechaniki Precyzyjnej. W Zakładzie Aerodynamiki rocznie średnio 10—12 osób wykonuje prace magisterskie. Profil działalności naukowej zakładu jest określony takimi pracami jak: numeryczne metody obliczania profili lotniczych, badania profili laminarnych w tunelach aerodynamicznych o małej turbulencji, projektowanie tuneli



Dwumiejscowy motoszybowiec SZD-45 OGAR oblatany 23 maja br. w Bielsku

Fot. R. Zatuwnicki

aerodynamicznych i inne. W zakresie działalności Zakładu Mechaniki wchodzi zagadnienia mechaniki lotu i aerospżężytości. W Zakładzie 15—20 osób rocznie wykonuje prace magisterskie.

● W tegorocznym konkursie na Mistrza Techniki — Warszawa 1972 jedną z pięciu równorzędnych nagród pierwszego stopnia otrzymał zespół Wytwórni Sprzętu Komunikacyjnego Warszawa II wraz z zespołem Politechniki Warszawskiej oraz Wojewódzkiego Biura Geodezji i Urządzeń Rolnych — za opracowanie technologii powielania map na zasadzie elektrofotografii i uruchomienie produkcji urządzeń do stosowania tej technologii. Jedną z 10 równorzędnych nagród drugiego stopnia otrzymali dr inż. Jerzy Lewitowicz, mgr inż. Mieczysław Mokrzyński i mgr Wojciech Starosta z Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych za opracowanie izotopowej metody wykrywania stanów awaryjnych łożysk lotniczych silników turbinowych i tłokowych.

● W ramach współpracy krajów socjalistycznych w dziedzinie badania i wykorzystania przestrzeni kosmicznej w celach pokojowych 19 kwietnia 1973 r. wystrzelono w Związku Radzieckim sztuczny satelitę Ziemi Interkosmos-Kopernik 500. Program tego eksperymentu ma na celu badanie promieniowania radiowego, którego źródłem są zaburzenia występujące w wysokich warstwach korony słonecznej. Promieniowanie to będzie rejestrować urządzenie tzw. radiospektograf, który zaprojektowali i wykonali polscy uczni, inżynierowie i technicy. Koncepcję eksperymentu oraz założenia aparatury opracowali astrofizycy dr J. Hanasz i prof. S. Gorgolewski z Torunia, a wykonano w Instytucie Lotnictwa w Warszawie pod kierunkiem dra C. Licho-dziejewskiego i mgra inż. Z. Krawczyka.

● Lotnisko Okęcie wyposażone zostanie w nowocześniejsze urządzenia do lądowania w trudnych warunkach atmosferycznych: przy podstawie chmur 30 m i widzialności poziomej 400 m (II kategoria ICAO).

● Lotniska w Rzeszowie, Krakowie i Poznaniu otrzymają urządzenia do lądowania przy podstawie chmur 60 m i widzialności poziomej 800 m (I kat. ICAO).

● Nowe lotnisko dla Trójmiasta w Rębiechowie będzie przekazane w I etapie

do eksploatacji w pierwszej połowie przyszłego roku, zaś po przystosowaniu do przyjmowania wszystkich typów samolotów, otrzyma I klasę międzynarodową i będzie portem rezerwowym dla Warszawy.

● PLL LOT będzie obsługiwał linie krajowe wyłącznie samolotami turbośmigłowymi An-24 i Il-18. Na okres lata nowe linie połączyły Poznań z Krakowem i Katowice z Koszalinem.

● Linia lotnicza Warszawa—Bagdad liczy prawie 4 tys. kilometrów, a więc obecnie jest najdłuższą linią w sieci regularnych połączeń PLL LOT.

● Zwiększony ruch pasażerski w komunikacji lotniczej powoduje konieczność budowy własnych hoteli przez poszczególne linie lotnicze. Na liście miast, w których Pan American postanowił wybudować hotel dla swoich pasażerów znalazła się Warszawa, w której na zlecenie tego towarzystwa concern szwedzki buduje hotel pod nazwą Forum.

● Na podstawie instrukcji Centralnego Zarządu Lotnictwa Cywilnego Ministerstwa Komunikacji PLL LOT mają prawo sprzedawać za złotówki — bez zezwolenia Narodowego Banku Polskiego — bilety na samoloty przedsiębiorstw lotniczych państw członkowskich RWPG. A więc dotyczy to linii przedsiębiorstw: Aeroflot, Bałkan, CSA, Interflug, Malev, Miat (Mongolskie Linie Lotnicze) i Taron.

● Z inicjatywy Towarzystwa Miłośników Astronomii w Ostrowcu Świętokrzyskim wybudowane zostanie nowoczesne planetarium. Obiekt został zlokalizowany w najwyższym punkcie miasta i pomieści salę obserwacyjną z pełnym wyposażeniem, bibliotekę specjalistyczną oraz klub MPiK.



CZECHOSŁOWACJA

● W końcu br. i w 1974 r. ma być dostarczona do Iranu wersja szturmowa L-39Z samolotu treningowego L-39.

● Czechosłowackie Linie Lotnicze ČSA preliminarzują do 1980 r. wydatkowanie 2 mld koron na zakup samolotów. Pla-

nuje się zakup 9 samolotów Tu-134 A, 9 Tu-154 A oraz rozważa zamówienie 10 Jak-40 w wersji 32-40-miejscowej. Po 1975 r. przewidziane jest otwarcie linii do Ameryki Południowej (Rio, Sao Paulo, Buenos Aires), do Australii oraz do Afryki Wschodniej. Ponadto zaplanowano modernizację i rozbudowę portu Praga-Rużyno.

● Lotnicze przedsiębiorstwo ČSR z siedzibą w Słowacji Slov-Air zajmuje się usługami lotniczymi dla rolnictwa, geologii, budownictwa oraz przewozami nieregularnymi (głównie jako aerotaxi). Rozporządza 140 samolotami.



FRANCJA

● W pełni zmechanizowany i zautomatyzowany dworzec towarowy w porcie lotniczym Paryż-Orly uruchomiło niedawno towarzystwo Air France. Na powierzchni roboczej 35 000 m² można będzie przeladować rocznie 250 000 ton ładunków.

● Przedsiębiorstwo Air France otworzyło nową linię dookoła świata. Trasa prowadzi z Paryża do Tokio, Papeete, Limy i z powrotem do Paryża. Długość jej wyniesie — zależnie od tego czy droga do Tokio prowadzić będzie przez Syberię czy trasę południową — 38 000 — 40 000 km.

● W 1968 r. firma SNECMA zapoczątkowała nowoczesną analizę oleju lotniczego za pomocą metody spektrometrycznej. Głównym obiektem analizy były silniki lotnicze Atar. Do 1971 roku przeprowadzono ponad 40 000 analiz spektrometrycznych oleju przy wykorzystaniu do tego celu jedenastu silników różnych typów. Spektrometryczna analiza oleju pozwala dokładnie określić zużycie części silnika oraz czas eksploatacji.



NRF

● W 1972 r. liczba motoszybowców w NRF wzrosła o 70, z 473 do 543. Najwięcej jest motoszybowców dwumiejscowych, gdyż aż 407, w tym 269 typu SF-25B Falke z silnikiem 45 KM. Na drugim miejscu znajduje się dwumiejscowy RF-5 z silnikiem 68 KM; w użyciu są 63 motoszybowce tego typu. Spośród jednomiejscowych najwięcej jest SF-25A Motorfalke (36 szt.) i ASK-14 (31 szt.). W 1972 r. przybyło 37 SF-25B Falke, 22 SF-25C Falke i 15 RF-5B Sperber. Obecnie do seryjnej produkcji wszedł dwumiejscowy ASK-16.

● Liczba szybowców w NRF wynosiła w 1968 r. — 2703 szt., w 1969 r. — 3348 szt., w 1970 r. — 3582 szt., w 1971 r. — 3733 szt., a w 1972 r. — 4001 szt. Średni przyrost roczny w ostatnich latach wyniósł 150—268 sztuk.

● Wytwórnia Schleicher przygotowuje na szybowcowe mistrzostwa świata w Australii (początek 1974 r.) szybowce AS-W 15 B — w klasie standard i wysokowyczołowy (doskonałość 48) AS-W 17 w klasie otwartej. W szybowcach tych przewidziane są modyfikacje zwiększające ich wartość zawodniczą.

● Wytwórnia przyrządów pokładowych Flexum opracowała elektroniczny przeciążacz dołotu dla szybowców EAC 3000, zmniejszający w poważnym stopniu ryzyko lądowania przed metą, bądź niewykorzystania posiadanej wysokości. Urządzenie to umożliwia nastawianie parametrów wiatru, średniego wznoszenia bądź opadania. Koszt urządzenia wynosi 540 marek.

● Lufthansa ma opinię towarzystwa stawiającego personelowi lotniczemu b. wysokie wymagania. Szkolenie przeprowadzane jest w zasadzie w własnej szkole lotniczej. Koszt wyszkolenia jed-

nego pilota wynosi ok. 180 tys. marek, z czego ok. 18 tys. płaci uczestnik szkolenia. Suma ta splanaciana jest następnie w małych ratach w ciągu ośmiu lat po podjęciu pracy w Lufthansie.



RUMUNIA

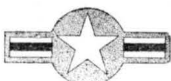
● Prowadzone są rozmowy między rumuńskim przemysłem lotniczym a holendersko-zachodniemiecką wytwórnią VFW-Fokker w sprawie współpracy przy produkcji elementów do samolotów pasażerskich Fokker F-28 Fellowship. W zamian za swą produkcję Rumunia ma otrzymać samoloty F-28 dla swoich linii lotniczych.

● Według informacji pochodzącej z zakładów Boeing, rumuńskie towarzystwo lotnicze Tarom zamówiło samoloty typu Boeing 707 — 320 C. Wartość zamówienia łącznie z częściami zamiennymi i przeszkoleniem załóg wynosi ok. 40 mln dol. Dostawa samolotów nastąpi w 1974 roku.



SZWAJCARIA

● Do walki z uciążliwością hałasów lotniczych przystąpiły władze rządowe Szwajcarii angażując do tego celu Uniwersytet oraz specjalistów akustyków. Opracowano i wprowadzono stacjonarne tłumiki dla poszczególnych typów samolotów. Wyniki tego przedsięwzięcia są pomyślne. Dalszym problemem jest ustalenie kryteriów natężenia hałasów przy podchodzeniu do lądowania i przy starcie samolotów. Ustalono normy w zależności od pory dnia, które są ściśle kontrolowane i muszą być re-spektowane przez kapitanów statków poszczególnych towarzystw lotniczych.



USA

● Już od 15 lat w Stanach Zjednoczonych prowadzone są badania w zakresie opracowania systemu zapobiegania zdarzeniom samolotów w powietrzu. System taki jest przeznaczony do zainstalowania go na samolotach, jak również w urządzeniach naziemnych kierowania lotami. Do przeanalizowania zgłoszonych projektów powołano w USA specjalny komitet, który wybierze najlepszy system tego rodzaju.

● Wirnik śmigłowca Sikorskiego z łopatkami teleskopowymi osiągnął w tunelu aerodynamicznym prędkość 740 km/h. Wzrost prędkości został uzyskany dzięki możliwości zmniejszania średnicy wirnika (nawet do 40%). Dotychczasowy rekord prędkości śmigłowców Sikorskiego (S-67) wynosi 355 km/h.

● Amerykańska stacja orbitalna Skylab ma ciężar powyżej 82 ton i objętość użytkową ponad 360 m³. Skylab wykona cztery główne zadania:

— przeprowadza na orbicie wokółziemskiej badania naukowe,

— przeprowadza doświadczenia z zakresu zastosowań z różnych dziedzin wiedzy,

— bada wpływ długotrwałych lotów kosmicznych na ludzi i sprzęt,

— wypróbowuje urządzenia przewidziane do przyszłych załogowych wypraw kosmicznych.

Do wykonania programu 3-osobowa załoga stacji wymienia się trzykrotnie.

Warto przypomnieć, że pierwszą w świecie orbitalną stacją kosmiczną był radziecki Salut, w której pracowało — prawie przez miesiąc (kwiecień 1971 r.) — trzech radzieckich kosmonautów: G. Dobrowolski, W. Wołkow i W. Pacajew. Kosmonauci po wykonaniu swych zadań ponieśli śmierć w drodze powrotnej.

● Według amerykańskich danych ostatnio w przestrzeni kosmicznej znajdowało się blisko 2900 różnego rodzaju obiektów kosmicznych, wśród nich odpalone stopnie rakiet i in. elementy. Kosmiczne centrum w Colorado Springs stale określa parametry orbit wszystkich sztucznych obiektów, opracowuje programy zmian orbit, prognozy ich przyszłego położenia oraz czas i miejsce ich wejścia w atmosferę ziemską.



W. BRYTANIA

● Cena cywilnej wersji śmigłowca lekkiego Westland-SA-341 Gazelle wynosi 200 tys. dol.

● Wytwórnia Scottish Aviation dostarczyła 102 samoloty szkolne Bulldog, spośród 236 sztuk zamówionych. Cena samolotu wynosi 99 tys. dol.

● Trwa łączenie brytyjskich przedsiębiorstw związanych z komunikacją lotniczą. To zespalandanie w zjednoczenie British Airways ma się zakończyć 1 kwietnia 1974 r. Zjednoczenie będzie się składać z 7 jednostek (division): British Overseas Airways Corporation (BOAC), British European Airways (BEA), British Regional Division, British Airways Associated Companies Ltd., British Airways Helicopters Ltd, British Airways Engine Overhaul Ltd. i International Aeradio Ltd. British Regional Division powstało ostatnio z połączenia filiałnych towarzystw BEA: Channel Islands Airways i Scottish Airways.



ZSRR

● Jako następcą An-2 na liniach Aeroflotu — został wybrany czeskosłowacki dwusilnikowy samolot L-410 Turbolet. Pięć L-410 przechodzi w br. próby eksploatacyjne w ZSRR, z tego dwa w klimacie polarnym i dwa w tropikalnym.

● Radziecka agencja licencyjna Licencintorg zakupiła dla przemysłu lotniczego licencje na drzwi typu używanego w samolocie Boeing 727. W ramach licencji dostarczona będzie dokumentacja techniczna drzwi oraz oprzyrządowania produkcyjnego oraz partia elementów konstrukcyjnych. Specjaliści licencjodawcy przeszli przeszkolenie w wytwórni Boeing.

● Moskwa oprócz czterech istniejących już portów lotniczych (Szeremietiewo, Wnukowo, Domodedowo i Bykowo) ma otrzymać piąty port lotniczy, przeznaczony specjalnie dla naddźwiękowych samolotów odrzutowych Tu-144. Istniejące cztery porty lotnicze Moskwy odprawiły w ub. roku 16 mln pasażerów.

● W lotnictwie cywilnym Związku Radzieckiego istnieją obecnie 22 zakłady naukowe: cztery uczelnie, dwie szkoły wyższego przygotowania lotniczego, cztery szkoły pilotów, jedna szkoła nawigatorów pokładowych, dwie szkoły technicznego personelu pokładowego oraz dziesięć personelu obsługi technicznej.



Mgr MARIA DOROTA KUJAWSKA

Prognoza rozwoju polskich przewozów lotniczych do roku 1990

Przedstawiona tutaj prognoza jest wynikiem prac prowadzonych od paru lat w Dziale Studiów PLL LOT. Jej wstępna wersja (wraz z częścią dotyczącą prognozy rozwoju techniki lotniczej i infrastruktury naziemnej) prezentowana była na konferencji naukowo-technicznej SITK poświęconej prognozowaniu w transporcie.

Prace nad prognozą prowadzone są w zasadzie w sposób ciągły.

Prognoza ta stanowi całość z innymi prognozami: rozwoju techniki lotniczej i lotniczej infrastruktury naziemnej. Prace te powstawały równolegle; aczkolwiek w początkowym ich etapie opracowane zostały wstępne założenia dotyczące rozwoju przewozów, to w toku dalszych prac uwzględniono już niektóre założenia przyjęte w prognozach „sąsiedzkich”. Wszystkie opracowania podsumowuje ocena efektywności nakładów.

Prognoza niniejsza stanowi próbę określenia oferty transportu lotniczego w oparciu o jednostronne rozważanie potrzeb. Potrzeby te nie mogły zostać inaczej określone, ponieważ główni użytkownicy nie

sprecyzowali zadań, których wykonania oczekiwali w perspektywie od transportu lotniczego. Brak jest również wskazań co do ilościowego czy jakościowego podziału zadań przewozowych pomiędzy poszczególne gałęzie transportu.

Jednocześnie w prognozie uwzględniono tylko takie potrzeby, które ocenia się jako ekonomicznie uzasadnione, to znaczy takie, których koszt pokryty będzie przez poszczególnych użytkowników bądź przez gospodarkę narodową w kontekście porównywalnej efektywności poszczególnych rodzajów transportu.

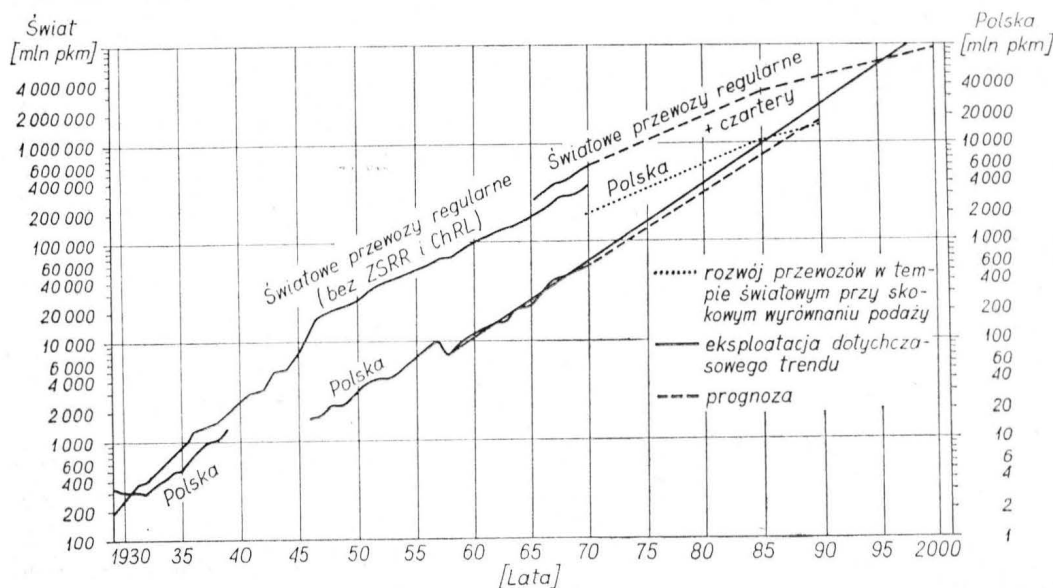
Oczywiście wynikające z prognozy zadania przewozowe ulegać będą musiały korekcie w miarę precyzowania polityki transportowej państwa na poszczególnych odcinkach (decyzje w zakresie motoryzacji, odciążenia kolei itd.).

W prognozie oparto się przede wszystkim na analizie potrzeb przewozów pasażerskich, natomiast lotnicze przewozy towarowe potraktowane zostały ubocznie, a przyszłe ich rozmiary określono w sposób ogólny. Bardziej precyzyjne określenie przewozów

W artykule przedstawiono w ogólnym zarysie prognozę rozwoju przewozów lotniczych do roku 1990, która jest próbą określenia oferty transportu lotniczego na podstawie jednostronnego rozważania potrzeb. W prognozie uwzględniono tylko potrzeby, które uznano za ekonomicznie uzasadnione. Prognoza oparta jest na analizie potrzeb przewozów pasażerskich, ponieważ w najbliższych kilkunastu latach one będą decydować o kształcie transportu lotniczego w Polsce. Zakładane tendencje rozwojowe w latach 1970—1990 przewidują ponad 10-krotne zwiększenie przewozów pasażerskich, z 0,6% w roku 1970 do 6,9% w 1990 r.

Prognozy rozwoju pasażerskich przewozów zagranicznych dalekiego zasięgu do roku 1975 przewidują uruchomienie pierwszych połączeń przez północny Atlantyk (4 X tygodniowo), których średnia długość wyniesie ok. 7200 km. Uruchomione będą też połączenia ze Środkowym i Dalekim Wschodem (Indie, Japonia, Australia), z Afryką i Ameryką Południową.

Wzrost i prognoza wzrostu pasażerskich przewozów lotniczych na świecie i w Polsce w latach 1929—2000



Tablica 1. Wielkość przewozów lotniczych w Polsce 1929—1970 [młn pkm]

1929 — 3,8	1953 — 41
1930 — 3,2	1954 — 53
1931 — 3,7	1955 — 66
1932 — 3,1	1956 — 88
1933 — 4,3	1957 — 101
1934 — 5,3	1958 — 75
1935 — 5,8	1959 — 93
1936 — 8,8	1960 — 109
1937 — 10,7	1961 — 131
1938 — 10,1	1962 — 159
	1963 — 162
1946 — 17	1964 — 209
1947 — 18	1965 — 248
1948 — 23	1966 — 335
1949 — 22	1967 — 453
1950 — 31	1968 — 477
1951 — 39	1969 — 535
1952 — 43	1970 — 610

towarowych wymagać będzie podjęcia odrębnych, czasochłonnych badań. Prace prognostyczne rozpoczęto od przewozów pasażerskich, ponieważ w perspektywie kilkunastu najbliższych lat one decydować będą o kształcie transportu lotniczego w Polsce.

Ogólne tendencje rozwoju transportu lotniczego w Polsce

Dla określenia tendencji rozwoju przewozów lotniczych w Polsce zadano ich wielkość od roku 1929 (tabl. 1). Ekstrapolacji poddano jednakże tendencję rozwojową od roku 1959 dlatego, by na przebieg krzywej nie wywierało wpływu załamanie, jakie wystąpiło w roku 1958, a które było wynikiem gwałtownej podwyżki taryf krajowych. Ponieważ nie zakłada się, by zjawisko takie powtórzyło się w przyszłości (jednoczesna zmiana przepisów sztucznie ograniczających przewozy służbowe i podwyżka taryf nie tak wysoka jak poprzednio) jako podstawę ekstrapolacji przyjęto odcinek krzywej od momentu ponownego wzrostu przewozów. Odczyt wykresu 1 na skali logarytmicznej wskazuje następujące wartości:

- 1975 — 1 550 mln pkm
- 1980 — 3 800 „ „
- 1985 — 9 480 „ „
- 1990 — 23 000 „ „

Na ten sam wykres naniesiono dotychczasowe i prognozowane wielkości światowych przewozów lotniczych. Źródłem do opracowania prawie kompletnej (bez Chin Ludowych) prognozy światowej były publikacje ICAO i IATA, materiały pochodzące od producentów i użytkowników sprzętu lotniczego, publikacje radzieckie. Liczbowa ilustracją prognozy przewozów światowych jest tablica 2. Ekstrapolacja tendencji rozwojowej wskazuje znacznie szybszy rozwój przewozów lotniczych w Polsce niż na świecie i zmierza do przecięcia się z krzywą przewozów światowych około roku 1995 (oznacza to 1% udziału w przewozach światowych).

Następnie na wykres naniesiono dwie równoległe krzywe rozpoczynające się w roku 1970 na poziomie odpowiadającym alternatywnie sformułowanej ocenie potencjalnej wielkości obecnego rynku. Dalszy przebieg tych krzywych wyznacza wynikające z prognozy tempo rozwoju przewozów światowych. Obie te linie ilustrują sytuację, w której po jednorazowym skoku mającym na celu zaspokojenie bieżąco występującego zapotrzebowania i nasylenie rynku, dalszy rozwój transportu lotniczego w Polsce odbywa się zgodnie z rytmem rozwoju transportu lotniczego na świecie.

Wreszcie, w oparciu o wyniki ustaleń przedstawionych poprzednio, na wykres naniesiono krzywą odpowiadającą prawdopodobnemu w prognozowanym

Tablica 2. Dotychczasowy rozwój i prognoza światowych pasażerskich przewozów lotniczych

Rok	Przewozy regularne wg ICAO (bez ZSRR)	Przewozy czarterowe	ZSRR	Świat (bez ChRL)
1929	170			
1930	270			
1935	920			
1940	2 530			
1945	8 000			
1950	28 000			
1955	61 000		1 000	
1960	109 000	10 000	12 000	131 000
1965	198 000	31 000	38 000	267 000
1970	382 000	62 000	79 000	523 000
1975	720 000	125 000	130 000	970 000
1980	1 200 000	230 000	215 000	1 645 000
1985	1 930 000	405 000	355 000	2 690 000
1990	2 840 000	650 000	520 000	4 010 000

okresie tempa rozwoju przewozów lotniczych w Polsce. Na koniec okresu objętego prognozą krzywa ta sytuuje się nieznacznie powyżej (a właściwie niemal na tym samym poziomie) punktu odpowiadającego tendencji rozwoju przewozów światowych przy skokowym wyrównaniu podaży w roku 1970 do poziomu odpowiadającego wyższej ocenie popytu (zakłada się, że do roku 1990 zniesione zostaną wszelkie utrudnienia stojące na drodze rozwoju turystyki międzynarodowej przyjazdowej i wyjazdowej). W stosunku do linii ilustrującej ekstrapolację dotychczasowej tendencji rozwojowej prognozowana tendencja rozwojowa sytuuje się niżej i oznacza osiągnięcie w roku 1990 tylko około 2/3 przewozów, które wynikałyby z ekstrapolacji.

Jak już o tym mówiono na wstępie, prognoza nie zakłada maksymalnego tempa rozwoju, a właśnie tendencja rozwojowa ekstrapolowana wydaje się być górną granicą możliwą do osiągnięcia. Utrzymywanie jednak takiego tempa wzrostu wymagałoby zdecydowanego priorytetu dla inwestycji lotniczych (i to inwestycji nie tylko w dosłownym znaczeniu, lecz obejmujących również kadre, zaplecze organizacyjne itd.), a takiego założenia wstępnego nie przyjmowano. Stąd też prognoza sytuuje się poniżej ekstrapolowanej tendencji rozwojowej i wydaje się stanowić prawdopodobny obraz przyszłego rozwoju przewozów lotniczych w warunkach, w których lotnictwo rozwijać się będzie mniej więcej harmonijnie wraz z innymi gałęziami gospodarki narodowej.

W celu sprawdzenia prawidłowości przewidywań porównano na koniec okresu objętego prognozą udział przewozów lotniczych w przewozach osobowych ogółem. Nie wchodząc tu głębiej w opis metody przyjętej dla określenia wartości, która ma charakter nieco odrębny i nie wiąże się ściśle z niniejszym opracowaniem, podano tylko wynik końcowy zawarty w tablicy 3.

Tablica 3. Udział lotnictwa w przewozach wszystkich zmechanizowanych środkach transportu w Polsce i na świecie

		1970	1975	1980	1985	90
Polska	Przewozy pasażerskie ogółem [mln pkm]	104 000	120 000	145 000	171 000	210 000
	w tym przewozy lotnicze	610	1 280	3 420	8 200	14 500
	Udział lotnictwa [%]	0,6	1,1	2,4	4,8	6,9
Świat	Przewozy pasażerskie ogółem [mld pkm]	8 000	10 000	13 500	17 600	22 900
	w tym przewozy lotnicze [mld pkm]	523	970	1 645	2 690	4 010
	Udział lotnictwa [%]	6,5	9,3	12,2	15,3	17,5

Przeprowadzona w ten sposób analiza potwierdza prawidłowość zakładanej tendencji rozwojowej transportu lotniczego w Polsce, którego udział w przewozach pasażerskich ogółem zwiększa się przeszło 10-krotnie z 0,6% w 1970 r. do 6,9% w 1990 r. (szybciej niż udział lotniczych przewozów światowych w całości światowych przewozów pasażerskich). Wprawdzie do roku 1990 w Polsce lotnictwo nie osiągnie takiego udziału jak na świecie, tym niemniej proporcje ulegną wyraźnej poprawie.

Prognoza rozwoju przewozów lotniczych

Po określeniu w sposób ogólny wielkości przewozów lotniczych w Polsce w latach 1970—1990, na które składają się przewozy zagraniczne i krajowe, oddzielnie podajemy bardziej szczegółowe założenia odrębne dla przewozów międzynarodowych i wewnętrznych.

A. Prognoza rozwoju pasażerskich przewozów zagranicznych

Pasażerskie przewozy zagraniczne podzielone zostały na daleki i średni zasięg.

Przewozy dalekiego zasięgu

Do roku 1975 uruchomione zostaną pierwsze własne połączenia przez północny Atlantyk (zgodnie z wprowadzeniem do eksploatacji Il-62 w roku 1975 przewiduje się 4 połączenia tygodniowo). Średnia odległość przewozu dla tego okresu równa się długości WAW-NYC/YUL i wynosi ok. 7200 km.

Konstruowanie i umacnianie własnej sieci połączeń dalekiego zasięgu następować będzie w okresie 1975—1985 przez uruchamianie połączeń ze Środkowym i Dalekim Wschodem (Indie, Japonia, Australia), z Afryką i z Ameryką Południową. Stąd w okresie tym nastąpi szybki przyrost pracy przewozowej na liniach zagranicznych, przy jednoczesnym nieznacznym skróceniu średniej odległości przewozu na liniach dalekiego zasięgu, co wynika z ich zróżnicowania. Dlatego też średnią odległość przewozu przyjęto w wysokości ok. 6500 km. W ostatnim okresie prognozy, tj. w latach 1985—1990 następuje zwolnienie tempa przyrostu przewozów, będące wynikiem stabilizacji sieci i objęcia nią już w poprzednich okresach najważniejszych punktów.

Udział przewozów dalekiego zasięgu (mierzony liczbą pasażerów) w ogólnej masie przewozów zagranicznych wzrasta z niespełna 5% w roku 1975 do blisko 20% w roku 1990.

Przewozy średniego zasięgu

Założony w prognozie rozwój przewozów zagranicznych średniego zasięgu nastąpi nieco wolniej niż przewozów dalekiego zasięgu. Wynika to stąd, że podstawowa sieć średniego zasięgu została już w ubiegłych latach umocniona i w okresie objętym prognozą nastąpi nieznaczna tylko jej rozbudowa (parę dalszych punktów w Europie, rejon Morza Śródziemnego, Bliski Wschód). Stąd też dla sieci średniego zasięgu długości przewóz 1 pasażera wzrasta nieznacznie i stabilizuje się na poziomie ok. 1300 km.

Przewozy zagraniczne ogółem

Rozwój polskich przewozów zarówno średniego, jak i dalekiego zasięgu, następuje szybciej niż rozwój przewozów światowych. Wynika to z założeń przedstawionych poprzednio, dotyczących zarówno określenia stanu niedorozwoju transportu lotniczego i turystyki jak też szacunku potencjalnego rynku. Dla okresu objętego prognozą zakłada się stopniowo likwidację ograniczeń powodujących utrzymywanie się niskiego poziomu ruchu przyjazdowego i wyjazdowego w Polsce. Jednocześnie ośmiokrotny wzrost polskiego eksportu do roku 1990 będzie czynnikiem stymulującym rozwój przewozów międzynarodowych.

Dzięki stopniowo następującej zmianie proporcji ruchu średniego i dalekiego zasięgu wydłużać się będą średnie odcinki przewozu pasażerów w ruchu międzynarodowym zbliżając się do średniej światowej.

Prognoza przewozów zagranicznych z podziałem na średni i daleki zasięg przedstawiona jest w tabelicy 4.

B. Prognoza rozwoju pasażerskich przewozów krajowych

Prognoza pasażerskich przewozów krajowych, której punktem wyjścia była ocena nie zaspokojonych obecnie potrzeb oparta jest na sieci lotnisk zaproponowanej w lotniskowej części prognozy. Kolejność włączenia nowych lotnisk do sieci nie zawsze odpowiada ściśle kolejności, która wynikałaby z oceny potrzeb, a wiąże się w dużej mierze z możliwością wykorzystania lotnisk już istniejących czy z pojawieniem się nowych typów sprzętu.

W początkowym etapie prognozy określono wartość ruchu w poszczególnych relacjach, pomiędzy kolejno uruchamianymi lotniskami. Zsumowanie ruchu w poszczególnych relacjach pozwoliło na określenie wielkości ruchu w poszczególnych portach. Oczywiście zmiana terminów uruchamiania lotnisk wpłynęłaby na zmianę wielkości ruchu w poszczególnych por-

Tabela 4. Prognoza pasażerskich przewozów zagranicznych

Rok	Przewozy ogółem			Daleki zasięg			Średni zasięg		
	pasażerów [tys.]	[mln pkm]	średnia odlegl. [km]	pasażerów [tys.]	[mln pkm]	średnia odlegl. [km]	pasażerów [tys.]	[mln pkm]	średnia odlegl. [km]
1970	325	384	1 182	—	—	—	325	384	1 182
1975	550	840	1 525	25	180	7 200	525	656	1 250
1980	1 350	2 500	1 850	150	975	6 500	1 200	1 560	1 300
1985	3 000	6 500	2 170	500	3 250	6 500	2 500	3 250	1 300
1990	5 200	12 000	2 310	1 000	6 500	6 500	4 200	5 500	1 300

Tablica 5. Prognoza przewozów krajowych

Rok	Pasaż. [tys.]	[mln pkm]	Średnia odległość [km]
1970	634	226	356
1975	1 200	438	365
1980	2 500	920	370
1985	4 500	1 700	375
1990	6 700	2 500	375

tach, a w niektórych przypadkach, również na ogólną wielkość prognozy.

W tablicy 5 podano sumaryczne wielkości przewozów krajowych. Nieznaczny wzrost średniej odległości przewozu wynika z włączenia do sieci peryferyjne położonych punktów i ze zwiększenia liczby połączeń bezpośrednich, omijających Warszawę.

C. Podsumowanie prognozy przewozów pasażerskich

W tablicy 6 porównano tempa wzrostu przewozów polskich i światowych. Zestawienie to ilustruje przyjęte w prognozie założenie największego przyspieszenia rozwoju polskiego transportu lotniczego w latach 1975—1985. Lata te, zgodnie z tym założeniem stanowią okres nadrabiania opóźnień, okres wysiłku zmierzającego do zwiększenia podaży do rozmiarów zwolna zbliżających się do wielkości popytu.

D. Prognoza rozwoju przewozów towarowych

Szczegółowa prognoza rozwoju przewozów towarowych nie została opracowana. Wynika to stąd, że nie są znane założenia rozwojowe (kierunki, rodzaj towarów) polskiego eksportu, nie ma również materiałów dotyczących struktury i kierunków importu. Próba ekstrapolacji dotychczasowych tendencji rozwojowych również nie pozwoliłaby na wyciągnięcie żadnych wniosków, ponieważ udział przewozów towarowych w ogólnej wielkości pracy przewozowej wynosi obecnie w PLL LOT około 15% (na świecie ok. 30%) i małe nawet odchylenia roczne w ilości przewożonych towarów mogą całkowicie wypaczyć charakter krzywej. Własne więc doświadczenia są zbyt skromne na to, by w oparciu o nie próbować dokonania sformułowań ogólnych.

Ponieważ jednak celem prognozy jest sformułowanie prognozy infrastruktury, a ze względu na zapotrzebowanie na przewozy pasażerskie przewiduje się uruchomienie komunikacji lotniczej do wszystkich większych aglomeracji miejsko-przemysłowych w kraju i znaczne rozszerzenie sieci połączeń międzynarodowych, wydaje się, że określona na bazie przewozów pasażerskich infrastruktura będzie wystarczająca również z punktu widzenia przewozów towarowych (powstanie ewentualnie konieczność budowy dodatkowych pomieszczeń magazynowych na lotniskach i ewentualnego powiększenia taboru o samoloty przeznaczenia wyłącznie cargo).

Jedyną wskazówką do określenia tempa rozwoju lotniczych przewozów towarowych w Polsce może być w tej sytuacji określone przez IATA tempo rozwoju lotniczych przewozów towarowych na świecie, z którego wynika zrównanie wielkości przewozów towarowych i pasażerskich około 1983 r. Oznacza to,

że przewozy towarowe rozwijać się będą szybciej od przewozów pasażerskich. Przyjmując takie założenie dla przewozów towarowych w Polsce oraz biorąc pod uwagę obecny ich stan uznano, że w perspektywie roku 1990 realne będzie osiągnięcie nieco większego tylko udziału przewozów towarowych w całości przewozów lotniczych, niż ma to miejsce obecnie w Europie. Obecny udział przewozów towarowych (towar, nadbagaż, poczta, przy czym o udziale decyduje w zasadzie towar) w Europie wynosi ok. 32% w lotach międzynarodowych i 15% w lotach wewnętrznych. Założono, że w roku 1990 udział przewozów towarowych w lotach międzynarodowych wyniesie w Polsce 35% i w lotach krajowych — 20%. Poniżej podaje się wartość pracy przewozowej (wyrażony w tkm) dla przewozów krajowych i zagranicznych, przy czym przeliczeń dokonano w sposób stosowany przez ICAO (tabl. 7).

Ocena sytuacji polskiego transportu lotniczego pod koniec okresu objętego prognozą

Przy założonym tempie rozwoju lotnictwa w Polsce pod koniec okresu objętego prognozą wskaźniki, którymi określa się na ogół poziom rozwoju komunikacji lotniczej, przedstawiać się będą następująco:

1. Przewozy lotnicze w stosunku do liczby ludności

W roku 1969 na 1 mieszkańca Polski przypadało 19 pkm, przy średniej światowej wynoszącej 141 pkm. W roku 1990 odpowiednie wielkości (przy założonym rozwoju demograficznym) wyniosą 389 pkm dla Polski i 773 pkm dla świata. Wskaźnik ten ulegnie więc poprawie w okresie objętym prognozą i będzie dla Polski dwukrotnie mniejszy niż dla świata (w roku 1969 był on siedmiokrotnie mniejszy).

2. Przewozy lotnicze w stosunku do powierzchni kraju

W roku 1969 średnia światowa przewozów lotniczych na 1 km² powierzchni wyniosła 3691 pkm, a w Polsce — 1951 pkm. W roku 1990 na 1 km² powierzchni na świecie przypadać będzie 29 485 pkm, a w Polsce — 46 370 pkm. Wyrażona tym wskaźnikiem sytuacja przedstawiałaby się znacznie lepiej niż na świecie, co wynika jednakże stąd, że wyrównując zaległości Polska wyprzedzi pod tym względem wiele państw o znacznie mniejszej gęstości zaludnienia. Już teraz zresztą ten wskaźnik jest najkorzystniejszy dla Polski ze wszystkich, którymi się posłużono.

Tablica 6. Zestawienie średniego rocznego tempa przyrostu lotniczych przewozów pasażerskich w [pkm] dla Polski i świata

Lata	Świat	Polska		
		ogółem	przewóz krajowy	przewóz zagraniczny
1970—1975	13,2	16,0	14,2	17,0
1975—1980	11,2	21,6	16,0	24,5
1980—1985	10,4	19,1	13,0	21,0
1985—1990	8,5	12,1	8,2	13,2
Wielokrotność wzrostu w okresie 1970—1990	7,7	24	11	30

Dokończenie na III str. okł.

Mgr inż. WALERIAN KORDZIŃSKI

Przekładniowe silniki dwuprzepływowe Avco Lycoming

W ciągu ostatnich kilku lat zaznaczył się intensywny rozwój silników dwuprzepływowych o dużych stosunkach wydatków z wentylatorem napędzanym za pośrednictwem przekładni będących przeróbką wypróbowanych silników wałowych czy jednoprzepływowych silników odrzutowych lub wykorzystujących zespoły z tych silników. Stanowi to potwierdzenie słuszności koncepcji projektowych niektórych wytwórni silników lotniczych, które jeszcze przed kilkunastu laty opracowały lub nawet wprowadziły do eksploatacji przekładniowe silniki dwuprzepływowe. Wymienić tu należy przede wszystkim firmę Turbomeca, która w pierwszej połowie lat pięćdziesiątych zbudowała silniki Aspin I i II (Aspin II miał ciąg 360 kG i stosunek wydatków 5,6:1), a na początku lat sześćdziesiątych wprowadziła do eksploatacji na samolotach SAAB 105 silnik Aubisque o ciągu 700 kG, który został rozwinięty z silnika śmigłowego Bastan. Stały się one pierwowzorem współczesnych przekładniowych silników dwuprzepływowych z wentylatorem z przestawialnymi łopatkami Astafan, wywodzących się z silników wałowych Astazau.

Warto tu przypomnieć, że w połowie lat sześćdziesiątych również w Instytucie Lotnictwa zostało opracowane w oparciu o silnik SO-1 studium silnika dwuprzepływowego z wentylatorem napędzanym za pośrednictwem przekładni.

Do najnowszych dwuprzepływowych silników przekładniowych należą obok wspomnianych już silników Turbomeca Astafan o ciągu 700—1000 kG silniki AiResearch Garrett TFE731 o ciągu 1600 kG (mają one napędzać samolot AMD Falcon 10) oraz będące przedmiotem niniejszego artykułu silniki Avco Lycoming ALF502 i YF102 o ciągu 3000—3500 kG.

Kilka podstawowych informacji na temat silników dwuprzepływowych z przekładnią

Przed przystąpieniem do opisu rozwoju i konstrukcji silników ALF502 i YF102 warto podać kilka podstawowych informacji na temat dwuprzepływowych silników przekładniowych.

Jak wiadomo, przekładnia w silnikach dwuprzepływowych umożliwia stosowanie dużych stosunków wydatków bez potrzeby nadmiernego rozbudowywania turbiny napędzającej wentylator. Silniki o dużych stosunkach wydatków wymagają bowiem wentylatorów o dużych średnicach, a tym samym — o mniejszych prędkościach obrotowych. To z kolei zmusza do zwiększenia średnicy i ilości stopni tur-

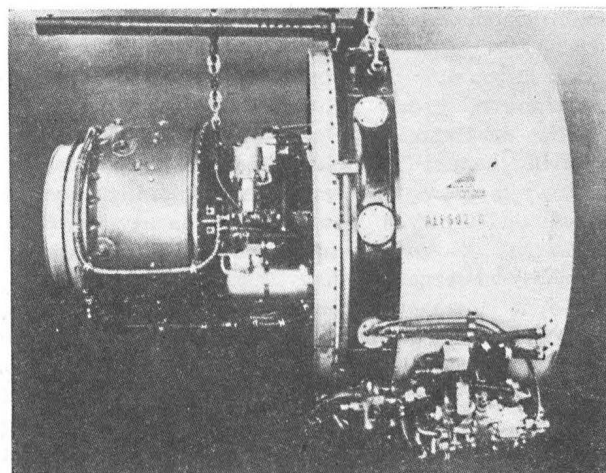
Rozwijające się obecnie silniki dwuprzepływowe z wentylatorem napędzanym za pośrednictwem przekładni są kontynuacją koncepcji projektowych sprzed kilkunastu lat. Do firm, które już od dawna zajmują się tym rodzajem silników należy obok firmy Turbomeca firma Avco Lycoming. Zbudowała ona przed z górą dziesięć laty serie silników dwuprzepływowych z przekładnią wykorzystując do tego celu silnik wałowy T55. Obecnie rozwija ona silnik ALF502 o ciągu 2950 kG do napędu samolotów pasażerskich i silnik YF102 o ciągu 3250 kG do napędu samolotów bezpośredniego wsparcia. W artykule omówiono charakterystyczne cechy dwuprzepływowych silników przekładniowych i przedstawiono rozwój silników firmy Avco Lycoming opisując bardziej szczegółowo silniki ALF502 i YF102.

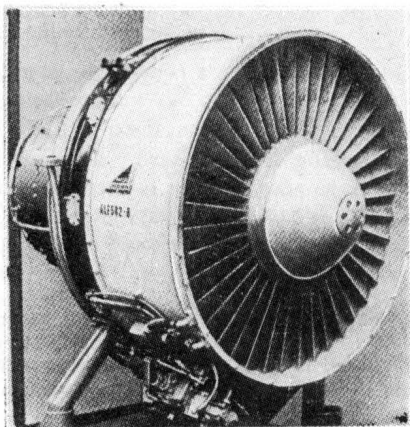
biny napędzającej wentylator w celu zapewnienia odpowiednio dużych wartości stosunku prędkości u/C_{uz} . Warto tu przypomnieć, że w silniku General Electric TF34 o stosunku wydatków 6,2:1 konieczne było zastosowanie czterostopniowej turbiny wentylatora, a w silniku General Electric TF39 o stosunku wydatków 8:1 — turbiny sześciostopniowej, przy czym mimo to w przypadku silnika TF39 napotkano na poważne trudności w rozwiązaniu aerodynamiki wentylatora i w związku z dużymi względnymi liczbami Ma na końcowych odcinkach łopat musiano umieścić tam kierownicę wlotową.

Zastosowanie przekładni do napędu wentylatora rozwiązuje te problemy pozwalając na utrzymanie prędkości obrotowej wentylatora w dogodnych granicach bez potrzeby rozbudowywania turbiny. W silnikach o układzie dwuwałowym przekładnia umożliwia zastosowanie do napędu wentylatora turbiny dwustopniowej przy stosunkach wydatków przekraczających 10:1.

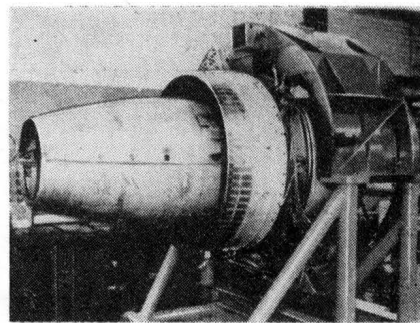
Rozróżnia się dwa rodzaje przekładniowych silników dwuprzepływowych — silniki jednowałowe i silniki dwuwałowe. Zaletą silników jednowałowych, tj. silników z jednozespołową sprężarką, jest prostota konstrukcji, osiągnięta jednak kosztem zapasu statecznej pracy sprężarki — w dolnym zakresie prędkości obrotowej — a więc i sprężu. Silnikom tym przypisuje się korzystniejsze charakterystyki wysokościowe — prawdopodobnie chodzi tu o to, że w przeciwieństwie do niektórych silników dwuwało-

1. Widok silnika ALF502





2. Widok wentylatora silnika ALF502



3. Silnik YF102 na stoisku montażowym przed przekazaniem na stoisko hamowane w wytwórni w Stratford. Osłona zewnętrzna kanału wentylatora jest zdjeta, dzięki czemu widoczne są przestawialne klapki dyszy wentylatora używane na prototypach do optymalizacji przepływu. Silniki seryjne będą mieć stałą dyszę kanału zewnętrznego

wych nie ma potrzeby ograniczania na większych wysokościach lotu prędkości obrotowej silnika w obawie przed przekroczeniem dopuszczalnej temperatury przed turbiną lub nawet granicy statecznej pracy sprężarki w górnym jej zakresie (oderwanie na łopatkach ostatnich stopni sprężarki wysokiego ciśnienia). Również charakterystyki prędkościowe mogą wypaść korzystniej dla silnika jednowałowego (mniejszy spadek ciągu z prędkością lotu), co jest związane z mniej stromym przebiegiem linii współpracy. Jednak różnice w charakterystykach obu rodzajów silników nie są istotne, szczególnie gdy weźmie się pod uwagę przeznaczenie omawianej grupy silników. Natomiast silniki dwuwłowe mają wszystkie zalety silników z dwuzespołową sprężarką, w szczególności przy odpowiednim doborze rozkładu obciążeń między oba zespoły (w związku z tym korzystne jest zastosowanie dodatkowych stopni niskiego ciśnienia pracujących w obiegu pierwotnym silnika). W przypadku zastosowania przestawialnych łopatek wentylatora (jak w silniku SNECMA/Rolls-Royce M45S) uzyskuje się obniżenie poziomu hałasu silnika w czasie podchodzenia do lądowania dzięki możliwości zmniejszenia prędkości obrotowej wentylatora. Układ dwuwłowy pozwala poza tym na wyodrębnienie wytwornicy gazu, która może dzięki temu stanowić podstawę budowy całej rodziny silników.

Dalszym krokiem naprzód w dziedzinie dwuprzepływowych silników przekładniowych będą silniki trójwałowe z przekładnią.

Rozwój dwuprzepływowych silników przekładniowych Avco Lycoming

Jakkolwiek dwuprzepływowe silniki przekładniowe firma Avco Lycoming wprowadza na rynek dopiero teraz, jednak pierwsze tego rodzaju silniki zbudowała ona z górną dziesięć lat temu, wykorzystując do tego celu silnik wałowy T55-L7 o mocy 2750 KM. Były to silniki PLF1A, PLF1B i PLF1C. Jedną z wersji tych silników, PLF1A-2, osiągnęła etap prób stoiskowych. Miała ona stosunek wydatków 6:1 i rozwijała ciąg 1960 kG. Prace nad tymi silnikami zostały przerwane ze względu na konieczność zwiększenia produkcji silników do śmigłowców używanych w Wietnamie. Wznowiono je dopiero w 1969 r. przystępując do zaprojektowania dwóch rodzin silników: ALF300 o ciągu 1350 kG i ALF500 o ciągu 2250 kG. Podstawą pierwszej były silniki

T53, drugiej — silniki T55. Silniki obu rodzin miały jednostopniowy wentylator — zgodnie z najnowszymi wymaganiami.

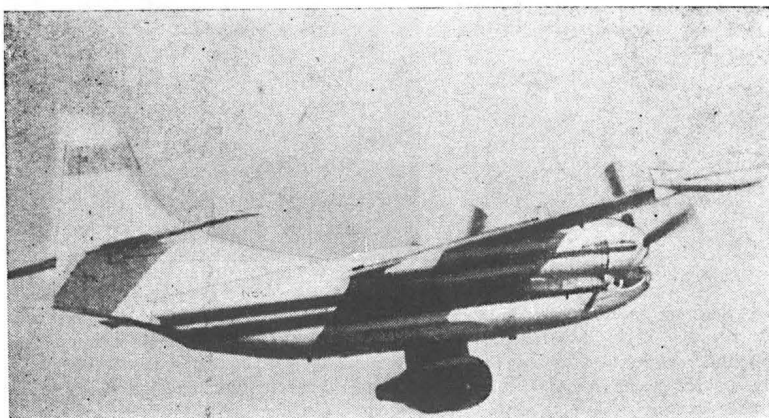
Warto tu zauważyć, że silnik z którego powstaje silnik dwuprzepływowy przez dobudowanie wentylatora Amerykanie nazywają „core engine”, co w danym przypadku nie jest równoznaczne z „wytwornicą gazu”, gdyż obejmuje również turbinę napędzającą wentylator. Autor będzie posługiwał się określeniem „silnik podstawowy”.

Firmy Beechcraft i Hawker Siddeley zainteresowały się silnikiem ALF301, który nadawał się do napędu opracowywanego wspólnie przez te firmy samolotu służbowego BH-200. Później jednak sytuacja na rynku samolotów służbowych na tyle się pogorszyła, że silnik ten stracił wszelkie szanse. Mimo to firma w dalszym ciągu nad nim pracowała — na własny koszt — w celu zdobycia doświadczeń w budowie tego rodzaju silników. Natomiast główny wysiłek skoncentrowano na silnikach ALF500, gdyż zainteresowały się nimi firmy Northrop i Avions Marcel Dassault-Breguet Aviation.

W tym czasie firma Avco Lycoming mogła zaoferować silnik ALF501, który został zbudowany przy wykorzystaniu silnika T55-L-11A o mocy 3750 KM. Miał on wentylator o średnicy 1,016 m, stosunek wydatków 6:1, spręż obliczeniowy 10,5:1 (spręż silnika podstawowego wynosił 8:1), ciąg 2620 kG i ciężar 485 kG.

Ponieważ firma Northrop potrzebowała do swego samolotu bezpośredniego wsparcia A-9A silnika o większym ciągu, wykorzystano jako silnik podstawowy silnik T55-L-11B (LTC4B-12) o mocy 4600 KM. Otrzymano w ten sposób silnik o ciągu 2950 kG i ciężarze 495 kG. Następnym krokiem było umieszczenie za wentylatorem, w wewnętrznym kanale silnika, stopnia doładowującego sprężarkę, co zwiększyło ciąg do 3250 kG. Powstał w ten sposób silnik ALF502.

W tym czasie rozważano budowę do silników ALF500 nowego silnika podstawowego, z dwuzespołową sprężarką, LTC4V-1. Miał z niego powstać trójwałowy silnik dwuprzepływowy z przekładnią. Lecz w chwili gdy podpisywano z firmą Northrop umowę na silnik do samolotu A-9A (styczeń 1971 r.), pozostawało tylko 15 miesięcy na przygotowanie silników do prototypu samolotu. Analiza kosztów i czasu skłoniła firmę do przyjęcia za podstawę silnika LTC4B. Poza tym analiza wykazała, że zastosowanie



4. Przerobiona z bombowca łokowego North American AJ-2 latająca hamownia z silnikiem YF102 podwieszonym pod komorę bombową. W czasie startu i lądowania silnik jest częściowo chowany

silnika podstawowego LTC4V-1 zamiast LTC4B poprawiłoby osiągi silnika docelowego najwyżej o 10%.

W maju 1971 r. rozpoczęto badania stoiskowe zespołu (modułu) wentylatora przeznaczanego do silnika ALF502, noszącego wojskowe oznaczenie YF-102-LD-100. Równocześnie przeprowadzano stoiskowe próby wzmocnionej wersji silnika podstawowego LTC4B, przy czym zastosowano „doładowanie” silnika sprężonym powietrzem wykorzystując do tego celu dmuchawy przemysłowe, które zastąpiły w ten sposób wentylator silnika. Połączenie modułu wentylatora z silnikiem podstawowym w silnik ALF502 nastąpiło w czerwcu 1971 r. Silnik ALF502 już w czasie pierwszych prób stoiskowych rozwinął ciąg obliczeniowy 3250 kG. W lipcu 1971 r. przeprowadzono z pomyślnym wynikiem cykliczną próbę 60-godzinną, a w styczniu 1972 r. rozpoczęto próby na latającej hamowni — przerobionej z bombowca North American AJ-2. W marcu 1972 r. zakończono oficjalną 60-godzinną próbę wstępną w locie (Preliminary Flight Rating Test — PFRT). Próby na samolocie Northrop A-9A rozpoczęły się w maju 1972 r.

Do próby typu w 1974 r. przewidziana była wersja F102 o ciągu zwiększonym — przez dodanie drugiego stopnia doładowującego — do 3570 kG. Nie wiadomo jednak, jakie będą dalsze losy tego silnika wobec rozstrzygnięcia konkursu USAF na samolot bezpośredniego wsparcia AX na niekorzyść samolotu Northrop A-9A.

Firma Marcel Dassault-Breguet chciała zastosować do napędu małego samolotu pasażerskiego Falcon 30 silnik ALF501 o ciągu 2620 kG, natomiast firma Avco Lycoming oferowała silnik ALF502 w wersji ALF502-D o ciągu zdławionym do 2950 kG. W grudniu 1971 r. Francuzi zdecydowali się zabudować na pierwszym prototypie samolotu silniki ALF502-D (jego pierwszy lot był przewidziany na marzec 1973 r.). W przypadku decyzji zastosowania silników ALF502-D również na samolotach seryjnych ich dostawy mogłyby się rozpocząć zaraz po uzyskaniu świadectwa zgodności FAA, którego wydanie jest przewidziane na koniec 1974 r. Początkowa trwałość międzynaprawcza silników ma wynosić 1500 h.

Wersja ALF502-H, różniąca się od ALF502-D tylko zastosowaniem wyprowadzenia napędu do przystawki o stałej prędkości obrotowej, jest rozważana jako napęd czterosilnikowego samolotu pasażerskiego RTOL na krótkie trasy Hawker Siddeley HS.146. Realizacja tego projektu napotyka trudności, gdyż

rząd brytyjski zgadza się go finansować jedynie pod warunkiem zastosowania silników SNECMA/Rolls-Royce M45H, które jednak wymagałyby przeróbki samolotu na układ trzysilnikowy. W przypadku sfinalizowania rozmów z firmą Avco-Lycoming firma Rolls-Royce uruchomiłaby w Small Engine Division licencyjną produkcję silników ALF502-H, przy czym firma Short Brothers zajęłaby się zaprojektowaniem i produkcją gondol silnikowych. Przypuszcza się, że osłabiłoby to niechęć rządu brytyjskiego do amerykańskiego silnika.

Jakkolwiek program ALF502/YF102 wyeliminował wcześniejszy silnik ALF301, to jednak doświadczenia zdobyte przy jego budowie i próbach wykorzystano w budowie silników ALF502, podobnie zresztą jak przy opracowywaniu silnika ALF301 korzystano z informacji zgromadzonych w czasie rozwoju silnika PLF1A-2.

Opis silników ALF502/YF102

Silniki ALF502 i YF102 są w zasadzie tymi samymi silnikami. Pewne różnice występują w zabudowie osprzętu — w silniku wojskowym chłodnica paliwo-olej jest umieszczona na korpusie sprężarki, podczas gdy w silniku cywilnym na osłonie wentylatora. Poza tym obieg cieplny silnika wojskowego został dobrany do warunków lotu przy ziemi w wysokich temperaturach otoczenia, natomiast obieg silnika cywilnego — do warunków przelotowych na dużych wysokościach.

Silnik ALF502/YF102 jest silnikiem dwuwałowym jako że powstał z silnika z oddzielną turbiną napędową z wałem wyprowadzonym do przodu. Jak już podawano, ciąg startowy wersji cywilnej wynosi 2950 kG, a wersji wojskowej — 3250 kG. Duży stosunek wydatków 6:1 sprawia, że jednostkowe zużycie paliwa silników w warunkach startowych nie przekracza 0,417 kG/kGh. W warunkach przelotowych na wysokości 7600 m przy $Ma = 0,7$ wersja cywilna rozwija ciąg 865 kG przy jednostkowym zużyciu paliwa 0,756 kG/kGh. Podstawowe dane techniczne silników rodziny ALF502 zestawiono na końcu rozdziału.

Silnik ma budowę modułową. Jeden z modułów stanowi wentylator, o średnicy wirnika 1,041 m i sprężu 1,5:1, łącznie z małym stopniem doładowującym w kanale wewnętrznym (pierwotnym) silnika i planetarną przekładnią. Moduł wentylatora powo-

duże zwiększenie wydatku powietrza przez silnik podstawowy T55-L-11B z 11,3 kG/s do 15,9 kG/s, a sprężu ogólnego z 8:1 do 10,6:1 (11:1 w wersji wojskowej).

Wirnik wentylatora ma 40 tytanowych łopatek z półkami u podstawy i w połowie długości; półki tłumią drgania i zmniejszają uszkodzenia powodowane przez ciała obce. Wentylator nie ma kierownicy wlotowej, a kierownica wylotowa została odsunięta od wirnika na znaczną odległość w celu zmniejszenia hałasu wytwarzanego przez wentylator.

Korpus modułu wentylatora jest integralnym odlewem ze stopu magnezu z 12 pustymi wewnątrz zastrzałami. Zastrzały są wykorzystane do wyprowadzenia napędu osprzętu silnikowego (zabudowanego pod wentylatorem) i urządzeń płatowcowych oraz do przeprowadzenia kabli i przewodów. Do struktury nośnej modułu wentylatora mocowany jest w sposób wysięgnikowy — za pośrednictwem przedniego kołnierza — silnik podstawowy. Struktura nośna ma cztery punkty mocowania, z których trzy wystarczają do zawieszenia kompletnego silnika.

Wirnik wentylatora jest ułożyskowany w stożkowym wysięgniku z łożyskiem oporowym i łożyskiem wałkowym. Napędzany jest za pośrednictwem wału przechodzącego wewnątrz pędni wytwornicy i łączącego się z planetarną przekładnią za pomocą wielowypustu. Kołpak wirnika jest odladzany.

Za stopniem doładowującym znajduje się szczelina (upust) łącząca kanał wewnętrzny z wylotem wentylatora, co powoduje odciążenie tego stopnia przy mniejszych prędkościach obrotowych i zwiększenie w ten sposób zapasu statecznej pracy. Projektanci silnika spodziewają się, że w przyszłych wersjach można będzie zrezygnować z upustu za stopniem doładowującym.

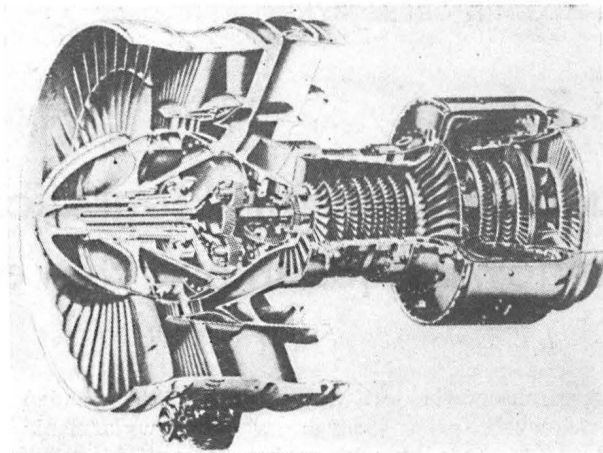
Sprężarka wysokiego ciśnienia składa się z 7 stopni osiowych ze stalowymi łopatkami i ze stopnia odśrodkowego. Łopatki kierownicy wlotowej są przestawialne. Za szóstym stopniem (który jest uważany za „środek” sprężarki wysokiego ciśnienia) znajduje się zawór upustowy, który w przyszłości ma w całości przejąć zadanie przestawialnych łopatek wlotowych. W porównaniu z silnikiem T55-L-11B korpus sprężarki został wzmocniony — ze względu na wyższe temperatury i ciśnienia — przez zastosowanie dodatkowej, zewnętrznej osłony wirnika sprężarki odśrodkowej.

Zwrotna, pierścieniowa komora spalania ma 28 wtryskiwaczy. W porównaniu z silnikiem T55-L-11B ma ona zwiększoną grubość ścianek zewnętrznych osłony.

Dwustopniowa turbina wysokiego ciśnienia ma chłodzone łopatki wirnikowe i kierownicze obu stopni — temperatura przed turbiną wynosi 1085 °C w przypadku silnika cywilnego i 1120 °C w przypadku silnika wojskowego.

Napędzająca wentylator turbina niskiego ciśnienia (turbina napędowa silnika T55-L-11B) jest również dwustopniowa. Charakteryzuje się ona bandażowanymi łopatkami wirnikowymi. Pewną ciekawostką jest umieszczenie łożyska turbiny między stopniami.

Jak już wspomniano, przewidziana do próby typu wersja F102 o ciągu 3570 kG ma drugi stopień doładowujący, który zwiększa wydatek powietrza przez



5. Silnik YF102-LD-100 w przekroju

silnik podstawowy do 18,1 kG/s, a spręż ogólny — do 13,8:1. Stosunek wydatków zmniejszył się do 5,7:1 przy wydatku całkowitym 127 kG/s.

Cena handlowa silników ALF502-D ma wynosić 200 000 dolarów.

Podstawowe dane techniczne

	ALF502-D	YF102	F102
Długość [mm]	1443	1442	1483
Srednica [mm]	1077	1041	1041
Ciężar [kG]	526	499	533
Wydatek powietrza [kG/s]			
przez wytwornicę	15,9	15,9	18,1
całkowity	108,9	103,9	27,0
Stosunek wydatków	6:1	6:1	5,7:1
Spręż			
wentylatora	1,5:1	1,5:1	1,5:1
ogólny	10,6:1	11:1	13,8:1
Temp. przed turbiną [°C]	1085	1120	—
Ciąg startowy [kG]	2950	3250	3570
Jednostkowe zużycie paliwa [kG/kGh]	0,417	0,417	0,417
	*	*	

Koncepcja rozwoju silników ALF firmy Avco Lycoming, polegająca na wykorzystaniu wypróbowanych silników wałowych z lat pięćdziesiątych, została podyktowana chęcią wprowadzenia na rynek nowych silników dwuprzepływowych w sposób możliwie szybki, najmniej kosztowny i najmniej ryzykowny. W związku z tym zrezygnowano z budowy nowoczesnego silnika wałowego z dwuzespołą sprężarką, z którego miał powstać trójwałowy silnik dwuprzepływowy. Podobnie zresztą postąpiła firma General Electric przerabiając stary silnik wałowy T64 na dwuprzepływowy silnik TF34.

Współczesny poziom budowy maszyn wirnikowych pozwala na rozwój dwuprzepływowych silników przekładniowych o stosunku wydatków rzędu 10:1 i małej ilości stopni sprężarkowych i turbinowych: dwa stopnie sprężarkowe niskiego ciśnienia, tj. wentylator i dodatkowy stopień obiegu pierwotnego, oraz mieszana sprężarka wysokiego ciśnienia z dwoma stopniami osiowymi i jednym odśrodkowym umożliwia uzyskanie sprężu ogólnego przynajmniej 15:1, przy czym turbina wysokiego ciśnienia może być jed-

Dokończenie na str. 24

- uogólnienia i analizy rezultatów badań, opracowania zaleceń.

Podstawowym etapem analizy złomu zmęczeniowego jest ocena wartości przeciążenia i stopnia wpływu koncentratora naprężeń.

Istnienie złomu zmęczeniowego stwierdza się na podstawie obecności na jego powierzchni charakterystycznych stref i linii. Uzupełniającymi danymi pomocniczymi w analizie uznania złomu za zmęczeniowy w badaniach makrofraktograficznych są:

- rzeczywisty czas pracy elementu (liczba cykli obciążenia),
- położenie i orientacja pęknięcia,
- brak makroplastycznej deformacji w części złomu,
- znajomość warunków pracy elementu,
- wygląd mikrostruktury w okolicy domniemanego ogniska zmęczenia względnie początku pęknięcia.

Podany sposób postępowania stosuje się we wszystkich badanych przypadkach.

Charakterystyka złomów zmęczeniowych w skali makroskopowej

Nie spotkałem dotychczas jednolitej klasyfikacji złomów. Klasyfikację złomów zmęczeniowych można prowadzić, albo wiążąc je z liczbą zmian obciążenia (rys. 2), albo z rodzajem obciążenia. Prowadzenie klasyfikacji uwzględniającej łącznie obok liczby zmian obciążenia jego rodzaj i wielkość (przynajmniej jakościowo) oraz wpływ środowiska wydaje się najbardziej prawidłowe i przydatne w praktyce.

Budowa złomów zmęczeniowych zależy ogólnie od następujących czynników:

- obciążenia w procesie powstawania i rozwoju pęknięć zmęczeniowych,
- wytrzymałości „zmęczeniowej” elementu uzależnionej od geometrii, własności materiału i stanu powierzchni,
- środowiska zewnętrznego.

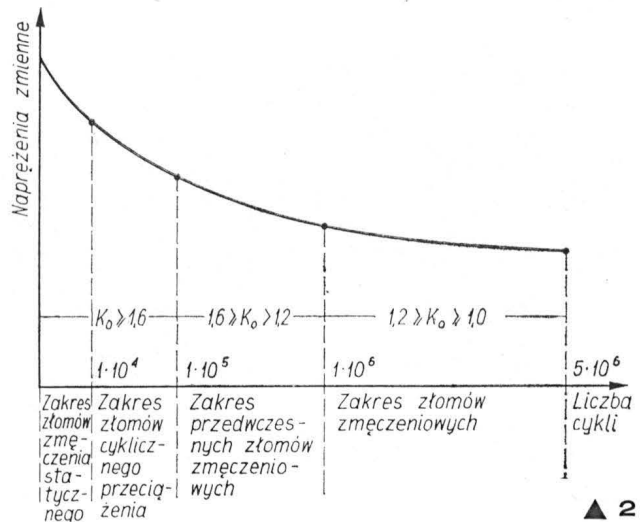
Najważniejszą cechą charakterystyczną złomów zmęczeniowych jest obecność dwóch stref: postępującego pęknięcia zmęczeniowego i strefy dołomu; pierwszą strefę cechuje gładka, muszlowa powierzchnia, obecność ogniska (jądra) i tzw. linii zmęczeniowych. W strefie tej nie obserwuje się odkształceń plastycznych w skali makroskopowej;

drugą strefę cechuje zazwyczaj wysoka chropowatość i występowanie makroplastycznej deformacji.

Wygląd strefy zmęczenia zależy od historii obciążenia. Im mniejsze były naprężenia i im dłużej rozwijało się pęknięcie, tym gładszą powierzchnię obserwuje się w zmęczeniowej strefie złomu. Zmiany gładkości powierzchni w tej strefie świadczą o zmiennej szybkości rozwoju szczeliny, a więc i o wielkości występujących naprężeń.

Wygląd strefy drugiej zależy głównie od plastyczności materiału i złom może mieć wygląd od kruchego do włóknistego.

Wyrazistość linii zmęczeniowych w głównej mierze zależy od rodzaju stopu. W materiałach plastycznych jest ona zazwyczaj większa niż w kruchych. W stopach żelaza jest większa niż w stopach kolorowych. W odlewach stalowych i żeliwnych, o strukturze gruboziarnistej, kiedy zniszczenie powstaje w wyso-



kich temperaturach, trudno odróżnić strefę zmęczeniową od dołomu.

Za najbardziej celowe wydaje się omówienie cech charakterystycznych złomów na konkretnych przykładach, trudno jest bowiem usystematyzować przykłady złomów, tak by zachować pełną jasność obrazu.

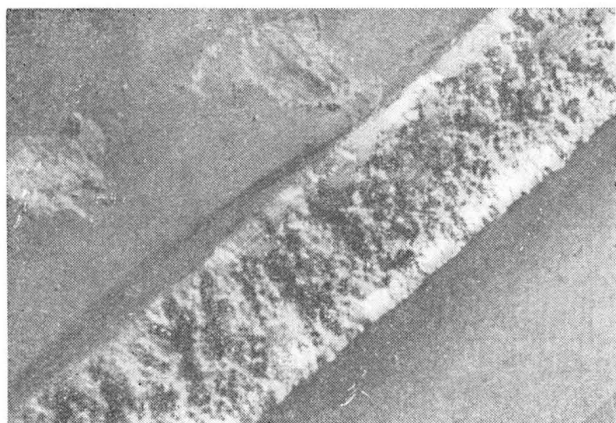
Możliwości określenia charakteru złomu

Rzeczywiste złomy elementów zniszczonych wskutek awarii najczęściej dalece odbiegają od złomów próbek laboratoryjnych. Rzadko można spotkać „czysty” obszar. Najczęściej faktura złomu jest zatarta wskutek trwającej jeszcze pewien okres czasu współpracy zniszczonych elementów, działania wysokiej temperatury lub uszkodzeń mechanicznych. Wykonana w ITWL praca badawcza dotycząca fraktografii złomów zmęczeniowych i prowadzona systematycznie analiza złomów pozwala na wyciągnięcie następujących wniosków.

Metoda makroskopowego dzielenia złomów nie utraciła nic ze swoich zalet co do klasyfikacji złomów i jest w pełni przydatna szczególnie w przypadkach złomów eksploatacyjnych. Pomimo braku wyraźnych linii zmęczeniowych, dla wprawnego obserwatora wyróżnienie złomów zmęczeniowych nie przedstawia dużych trudności.

Metody badania charakteru złomów za pomocą metalograficznego mikroskopu optycznego mogą być przydatne dla niektórych materiałów i w niektórych przypadkach. W naszych badaniach stwierdzono wyraźne różnice między obrazami mikrostruktury w strefie zmęczenia i złomu statycznego względnie dołomu dla stali 10SP i stopu lekkiego PA34. Dla stali 30HGSA po obróbce wyżarzania normalizującego i dla duralu PA7 różnice były trudne do uchwycenia. Natomiast dla stali 30HGSA, po obróbce cieplnej (hartowanie i odpuszczanie), różnice były zupełnie nieuchwytnie.

Przydatność metalograficznego mikroskopu optycznego do badań złomów jest niewątpliwa, jak wynika z doświadczeń ITWL, w przypadkach gdy powodem inicjacji pęknięcia jest wada materiałowa: pory, wtrącenia niemetaliczne, pęknięcia szlifierskie, korozja itp. W innych przypadkach metody mikroskopowej nie można przyjąć do rozróżnienia charakteru złomów.



▲ 3



▲ 3a

Badania charakteru złomów za pomocą mikroskopu elektronowego, nawet na podstawie naszych wrywkowych prób, dają zasadnicze informacje jak np. w przypadku badania tarczy sprężarki (rys. 3 i 3a). Interpretacja zdjęć poza obrazami typowymi (wyraźne prążki płaszczyzny kruchych pęknięć czy rozciągnięte wzgórki odkształceń plastycznych) jest jednak bardzo trudna i wymaga dużego doświadczenia. Wydaje się jednak, że w przypadku gdy złomu nie można zaklasyfikować po badaniach makroskopowych, mikroskop elektronowy jest najprzydatniejszym narzędziem do badania złomów. Metoda ta wymaga, by powierzchnia złomu nie była zniekształcona, co nie zawsze ma miejsce, jeśli element uległ zniszczeniu w awarii. Tym niemniej pozwala ona uzyskać największą liczbę informacji o złomie.

Na podstawie dotychczasowych wyników badań własnych złomów zmęczeniowych metodą rentgenograficzną (zwrotno-odbiorczą) okazało się, że na podstawie analizy cech morfologicznych linii Debye'a można odróżnić złomy zmęczeniowe (od innych złomów) stali niskowęglowej i duralu.

Dla stali o większej zawartości węgla (szczególnie ulepszonej cieplnie), w tym stadium badań nie da się jednoznacznie odróżnić złomów zmęczeniowych na zasadzie zmian obrazu dyfrakcji rentgenowskiej.

Obliczenie liczby cykli przebytych przez próbkę do chwili zniszczenia, nie jest w tej chwili jednoznacznie możliwe, ale istnieją przesłanki do rozwiązania tego zagadnienia. Przesłanki te to zmienność

stanu naprężeń szczątkowych na powierzchniach i w okolicy zniszczenia zmęczeniowego (co okazało się w badaniach własnych i co podaje literatura przedmiotowa) i zmienna liczba dyslokacji w strefach przełomu zmęczeniowego.

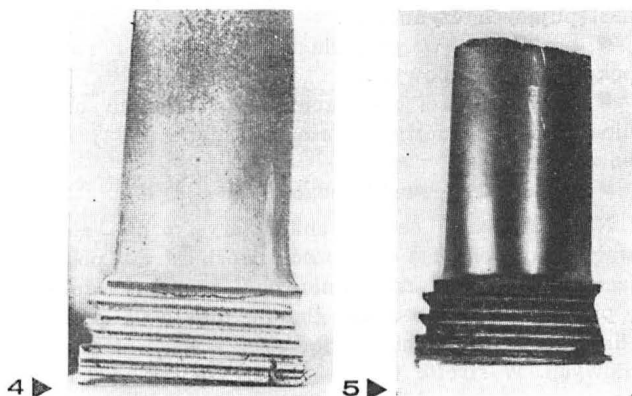
Wybrane grupy elementów

Lopatki turbin i sprężarek

Stanowią one jeden z najpoważniejszych elementów nowoczesnych silników turbinowych. Obciążenie łopatek w rzeczywistości jest bardzo złożone. Łopatki pracują na rozciąganie, zginanie i skręcanie.

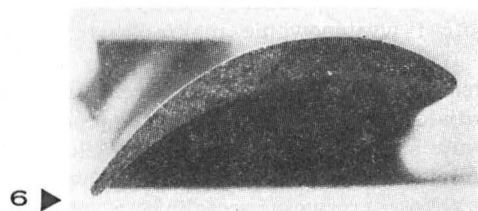
W przypadku łopatek turbinowych dochodzą jeszcze obciążenia termiczne. W zależności od dominacji jednego z obciążeń łopatki pękają w różnych odległościach od zamka i początek pęknięcia zmęczeniowego może być usytuowany w różnych miejscach przekroju łopatki. Obserwowano złomy występujące w bezpośredniej bliskości zamka (rys. 4), w odległościach od 10 do 30 mm od półki zamka i nawet w połowie długości pióra (rys. 5). Ogniska w badanych przez nas przypadkach były usytuowane zarówno w pobliżu krawędzi spływu, jak i krawędzi natarcia, jak również na powierzchni grzbietu i koryta w różnych odległościach od brzegu łopatki (rys. 6, 7).

Zaobserwowano, że dla danego typu silnika charakter uszkodzenia (miejsce występowania złomu i umiejscowienie ogniska) jest taki sam. Związane to jest ściśle z charakterystyką obciążeń danej sprężarki czy turbiny.

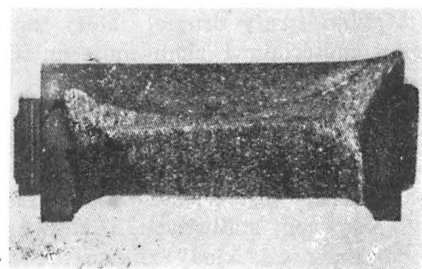


4 ▶

5 ▶



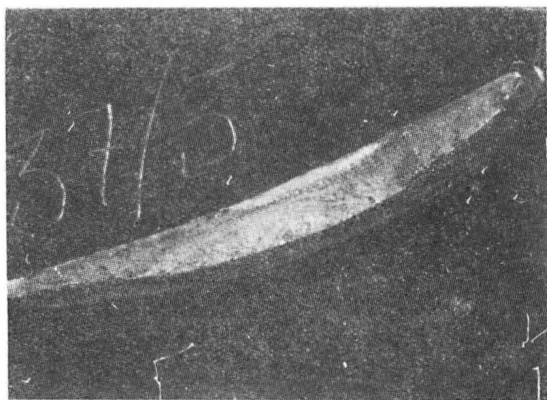
6 ▶



7 ▶

Lopatki sprężarek

W eksploataowanym dotychczas sprężcie wykonywane są bądź ze stopu lekkiego PA-34, bądź ze stali martenzytycznych wysokochromowych typu X17N2 względnie ze stali konstrukcyjnej typu 18H2N4WA.



◀ 8



◀ 9

Ciekawe będzie prześledzić pękanie łopatek w jednym typie samolotu.

Rysunki 8 i 9 przedstawiają łopatki ze stopu lekkiego PA34 III stopnia sprężarki. Usytuowanie pęknięć na powierzchni grzbietu i wielkość obszaru dołomu świadczy o znacznych obciążeniach łopatki, głównie od zginania. Badania składu i badanie makroskopowe nie wykazały odstępstw od założonych wymagań i obecności wad materiałowych czy technologicznych. Ponieważ obserwowane w danym sprężcie powtarzały się tego rodzaju przypadki, wnioski nasuwały się same, że w danych warunkach pracy łopatki były za słabe. Po zmianie na łopatki stalowe typu 18H2N4WA zjawisko pękania ustąpiło, by po następnej zmianie „dobrego” na „lepsze” ze stali typu X17N2 znów dać o sobie w chwili gdy wydawało się, że problem łopatek nie istnieje. Kolejne rysunki 10—12 pokazują złom tych łopatek, wygląd krawędzi natarcia i mikrostrukturę w okolicy natarcia. Zniszczeniu uległy łopatki tego samego stopnia (III), z tym że początek pękania zaczyna się od krawędzi natarcia.

W tym przypadku korozja wydaje się być niewątpliwą przyczyną pękania w stalach „nierdzewnych”. Jak wynika z analizy obciążeń łopatek dwóch pierwszych stopni, rząd naprężeń jest podobny.

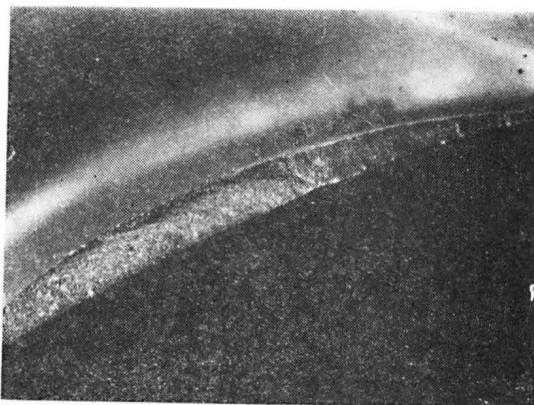
Uszkodzenie mechaniczne na krawędziach natarcia łopatek I i II stopnia są takie same, a wżery korozyjne obserwuje się w znacznie mniejszym stopniu. Analiza procesu technologicznego sugeruje, że za powstałe wypadki odpowiedzialny jest niewłaściwy proces technologiczny (trawienie końcowe).

Rysunki 13 do 15 pokazują inne przykłady uszkodzeń łopatek sprężarki. Łopatką na rysunku 13 pękła w próbie hamowania silnika po 113 godzinach pracy. Badania materiałowe nie wykazały żadnych wad. Analiza pracy wykazała złe dobranie łopatki (okres drgań własnych) i możliwość wystąpienia rezonansu w pewnym zakresie obrotów.

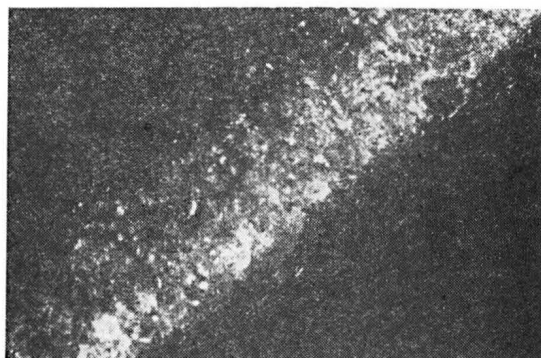
Rysunki 16 i 17 pokazują przykład zniszczonej wskutek korozji łopatki zabieraka sprężarki ze stopu lekkiego typu AK6. Zniszczenie warstwy anodowej i korozja międzykrystaliczna były bezpośrednią przyczyną zniszczenia.

Lopatki turbin

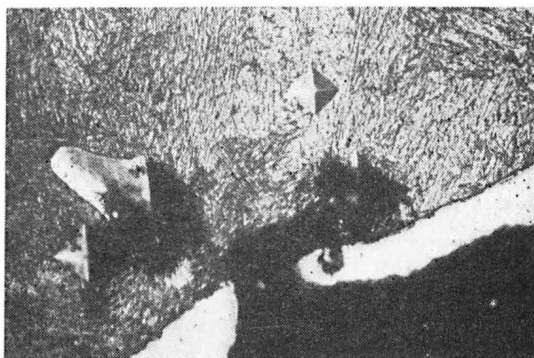
W złomach łopatek turbin ze stopów żarowytrzymałych na osnowie niklu nie widać linii zmężeńowych. Strefę zmęczenia odróżnić można po położeniu



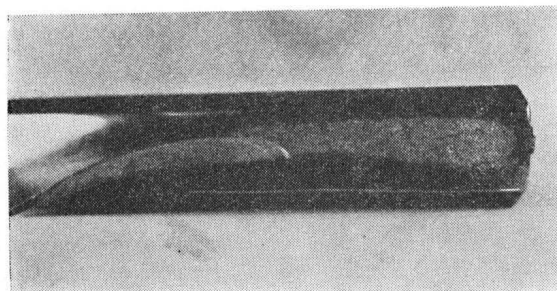
10 ▶



11 ▶



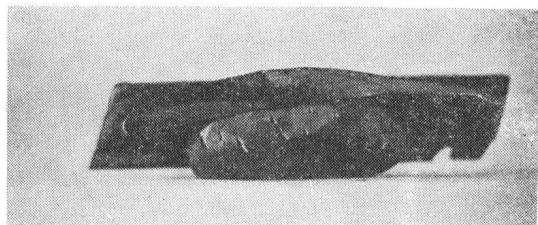
12 ▶



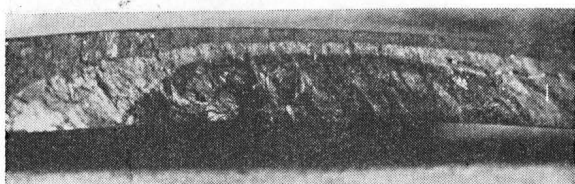
◀ 13



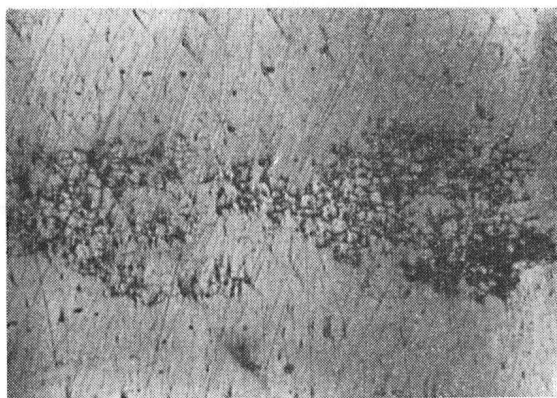
◀ 14



◀ 15



◀ 16



◀ 17

płaszczyzny złomu w stosunku do osi łopatek (rys. 5). Pęknięcie łopatek turbin w zależności od sprzętu obserwowano albo w pobliżu zamka od strony grzbietu (rys. 7), albo na wysokości kilku cm od półki zamka z początkiem na krawędzi spływu (rys. 6).

Badania materiałowe najczęściej nie wykazywały obecności wad i sporadycznie obserwowane pęknięcia łopatek należy przypisać zbiegowi nie sprzyjających okoliczności w danych warunkach pracy. Obserwowane przypadki pęknięcia łopatek od krawędzi na-

tarcia a nie spływu spowodowane były mechanicznymi uszkodzeniami krawędzi natarcia.

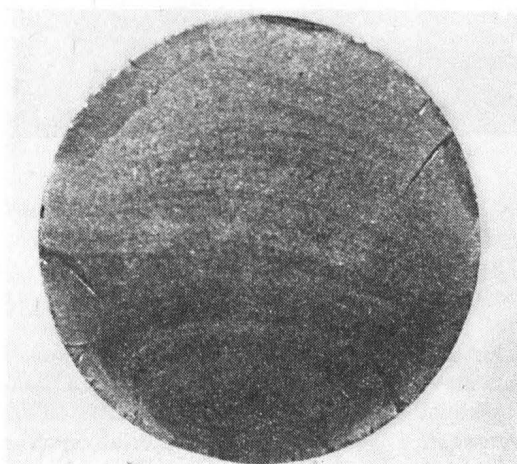
Zniszczenia wywołane względami konstrukcyjnymi i montażowymi

Do klasycznych przykładów tego typu można zaliczyć przykłady zmęczeniowego pęknięcia trzonek zaworów (rys. 18 i 19). W miejscu spiętrzenia naprężeń, na ostrym przejściu szyjki w główkę, stożkowe wkładki powodowały mechaniczne uszkodzenia (zarysowania) powierzchni.

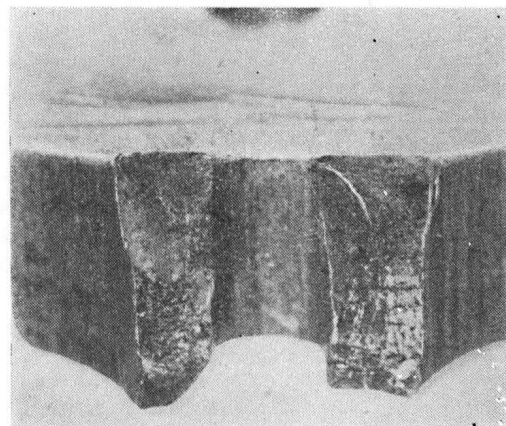
Również obserwowane wielokrotnie pęknięcia okucia tylnego statecznika poziomego (rys. 20) były wynikiem zbyt ostrego przejścia nasady uchwytu w ucho. Spiętrzenie naprężeń łącznie z powierzchniowym od-



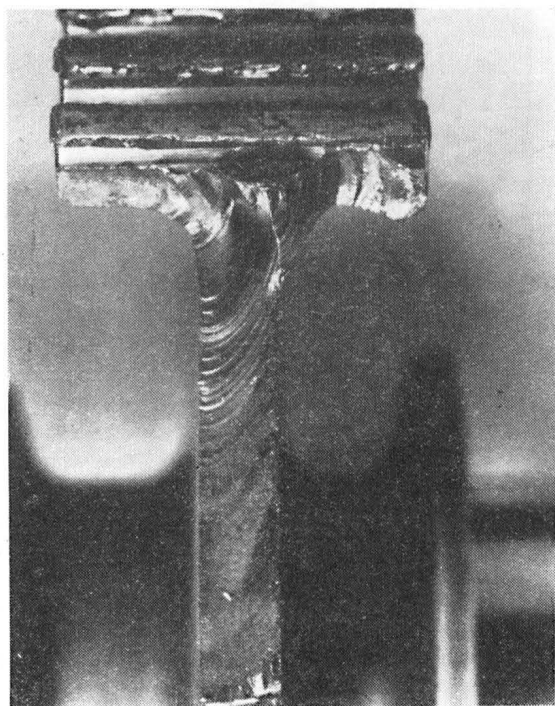
18 ▶



19 ▶



20 ▶



◀ 21

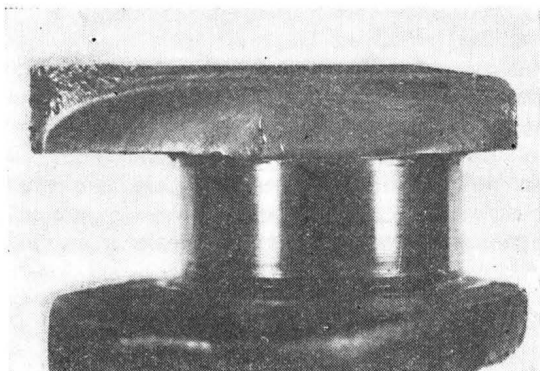
Jako ciekawy przykład złomu można potraktować pęknięte koło zębate napędu sprężarki silnika ASz-82 T z samolotu IL-14 (rys. 21). Pęknięcie zapoczątkowane na wieńcu rozprzestrzeniło się następnie w wieńcu, potem na tarczy koła. Za uskokiem na wieńcu widać drugie ognisko. Inicjacja pęknięcia nastąpiła przy stopie zęba w warstwie nawęglonej w miejscu zmiany stanu naprężeń.

Na rysunku 22 widoczny jest wał korbowy z ogniskiem na przejściu walcowego czopa w ramię korby. Wał był regenerowany, zbyt mały promień przejścia był głównym czynnikiem pęknięcia.

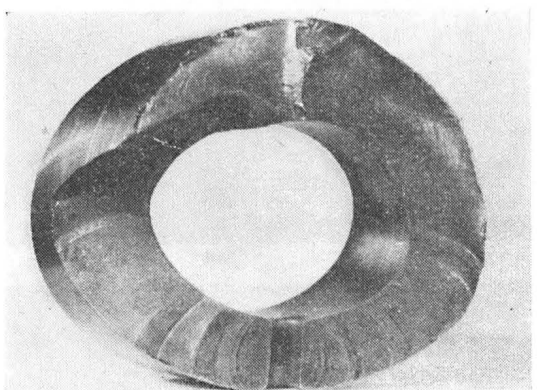
Rysunek 23 pokazuje ciekawy przykład rozchodzenia się pęknięcia od otworu smarowniczego. Czop korbowy wału ze stali 40HNMA pękł podczas próby długotrwałej silnika (po ok. 300 h). Ostry korb w rejonie otworu smarowniczego przy równoczesnym braku warstwy azotowanej w otworze (powierzchnia czopa była azotowana na głębokość $\sim 0,7$ mm) były powodem zniszczenia.

Rysunki 24 i 25 pokazują złom wałka sprężarki zniszczonego po 260 h pracy, gdzie zniszczenie postępowało z obu stron krawędzi otworu na wpust.

Jeszcze jeden przykład, tym razem zniszczony wałek pompy paliwowej przedstawiają rysunki 26 i 27. Wałek zniszczony głównie wskutek skręcenia z ogniskiem w strefie zmiany średnic. Płaszczyzna złomu



◀ 22

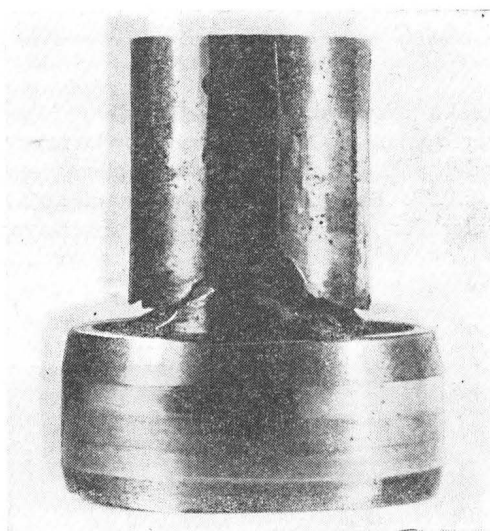


◀ 23

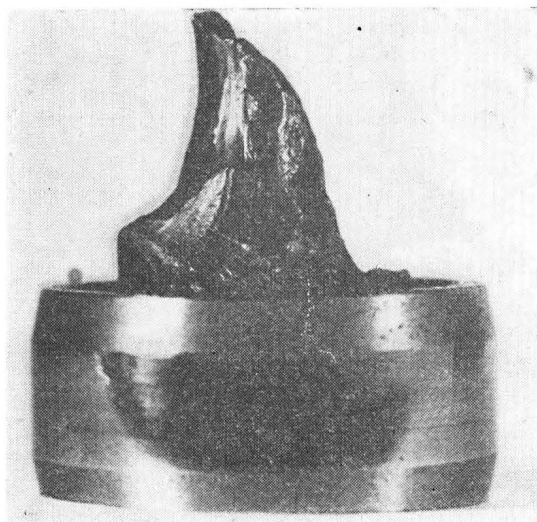
węglaniem materiału (stal 30HGSA) prowadziło do powstawania pęknięć zmęczeniowych.

Niewielka zmiana promienia krzywizny w obu przypadkach i lepsze dopasowanie wkładek stożkowych w przypadku zaworów wyeliminowały występowanie pęknięć.

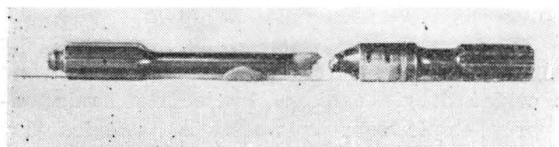
Kolejnym przykładem może być powstawanie pęknięć w elementach konstrukcyjnych mechanizmów.



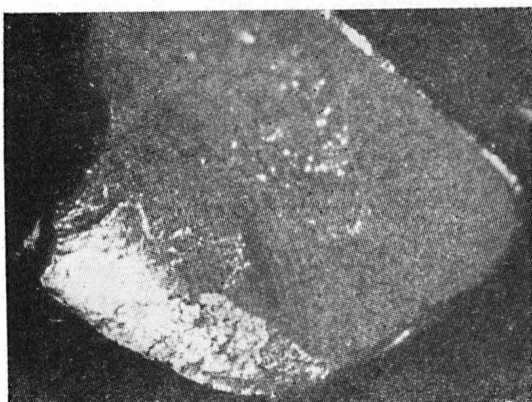
24 ▶



25 ▶



◀ 26

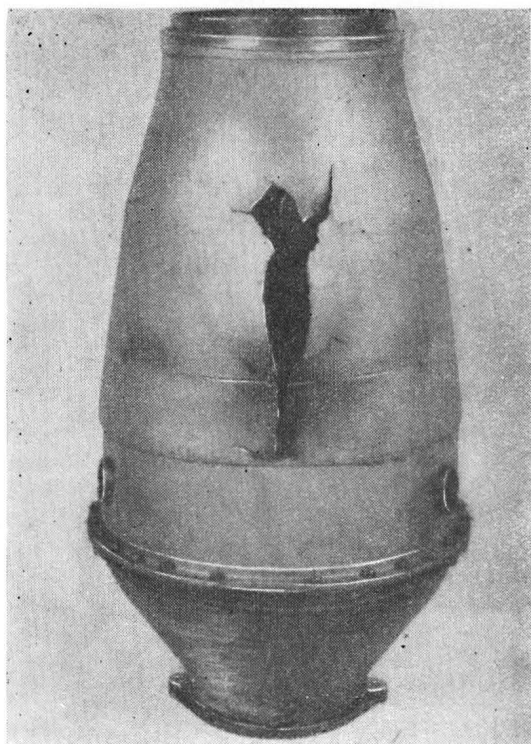


◀ 27

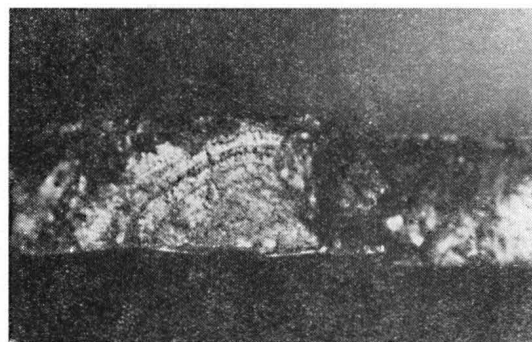
usytuowana jest pod $\sphericalangle 45^\circ$ do osi wałka. Trudno zmieścić w ramach tego krótkiego artykułu wszystkie mniej lub bardziej interesujące przypadki. Skończę więc na tym wyborze odsyłając zainteresowanych do atlasu złomów.

Zniszczenie wywołane wadami materiałowymi i technologicznymi

Jako przykłady omówiono osłony i gardziele komór spalania. Obserwowano powtarzające się przypadki pęknięcia zmęczeniowego, biegnącego wzdłużnie (rys. 28). Badania laboratoryjne nie ujawniały wad materiałowych mogących być przyczyną pęknięcia. Osłony ze stali niskowęglowej w gat. 10SP wykonywane były metodą tłoczenia. Na powierzchni ze-



◀ 28



29 ▶

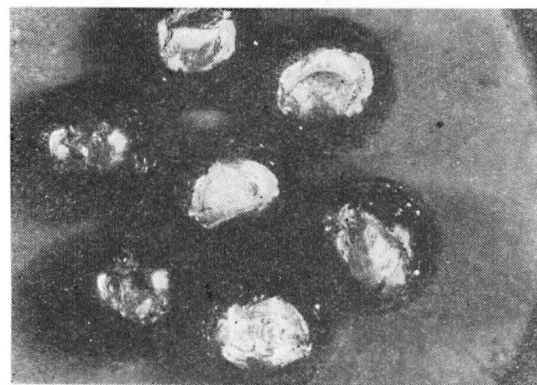
wewnętrznej występowały wzdłużne rysy, wykrywalne mikroskopowo. Powstałe w procesie produkcyjnym rysy były powodem inicjacji procesów pęknięcia.

Gardziele komór spalania tego samego silnika wykonywane są ze stopu lekkiego AK-9. Obserwowano powtarzające się pęknięcia o wyglądzie jak na rysunku 29. W okolicy ogniska w pobliżu powierzchni, a nawet w głębi materiału rodzinnego obserwowano liczne, dużych rozmiarów pory.

Zmiana procesów technologicznych — w przypadku osłon wprowadzenie dodatkowego wyżarzania i dokładne zaczyszczanie rys — w przypadku gardzieli zmiana technologii odlewania, pozwoliły na wyeliminowanie wad i usunięcie awarii tych elementów.

Łożyska

W praktyce, w eksploatacji sprzętu lotniczego, przypadki zmęczeniowego zniszczenia łożysk są stosunkowo rzadkie. Najczęściej awarie łożysk są wynikiem niedostatecznego dopływu oleju, służącego jednocześnie do chłodzenia łożysk. Przykładowo omówiono ciekawy przypadek zmęczeniowego zniszczenia łożyska pompy paliwowej. Łożysko uległo zniszczeniu



30 ▶



31 ▶

Dokończenie na III str. okł.

Mgr inż. JAN CHOJNACKI

Artykuł określa użytkowników lotniska w warunkach krajowych, ich sprzęt i wymagania w wariancie minimum i optimum, sposób konstruowania figury pola wzlotów i całego lotniska oraz niezbędne do zachowania parametry, uzasadniając zalecane rozwiązania i podając pewne odniesienia statystyczne do cech istniejących już lotnisk sportowo-usługowych w Polsce.

Funkcja, kształt i rozmiary

lotniska sportowo-usługowego przeznaczonego dla miasta wojewódzkiego

W warunkach naszego ustroju należy dążyć do maksymalnej integracji bazy lotniskowej różnych użytkowników. Stąd lotnisko wojewódzkie typu sportowo-usługowego powinno być docelowo projektowane dla zaspokojenia potrzeb:

● **lotnictwa sportowego** w zakresie sportu samolotowego, szybowcowego, spadochronowego oraz modelarskiego

● **lotnictwa sanitarnego** w zakresie transportu chorych, personelu lekarskiego i lekarstw

● **lotnictwa gospodarczego** w zakresie usług agrotechnicznych, dozoru, fotografowania, transportowych w pionie i poziomie, reklamowych itp.

● **lotnictwa dyspozycyjnego** instytucji administracyjnych i gospodarczych (resortów, rad narodowych, zjednoczeń, przedsiębiorstw, stowarzyszeń) w zakresie szybkiego, operatywnego transportu pojedynczych osób, niewielkich ekip funkcyjnych względnie awaryjnych, części zamiennych itp.

● **perspektywnie lotnictwa komunikacyjnego krótkiego startu** w przypadkach, kiedy miasto wojewódzkie nie dysponuje odrębnym lotniskiem komunikacyjnym i nie przewiduje się w najbliższej przyszłości budowy takiego lotniska.

Minimalny program lotniska typu wojewódzkiego może zakładać czasową eliminację bazowania na tym

lotnisku lotnictwa gospodarczego i możliwość obsługi terenu z baz w sąsiednich województwach; rozwiązanie takie nie może być jednak uważane za perspektywiczne i wymaga w każdym przypadku przynajmniej rezerwacji terenu pod tego typu zagospodarowanie, ponieważ rozwój usług lotniczych jest nieuchronny i jest tylko kwestią czasu.

Ogólnie, omawiane lotnisko powinno spełniać funkcję zintegrowanej bazy w przedmiocie:

1) przylotów, odlotów, manewrowania i postojów statków powietrznych,

2) gospodarki przeglądowo-remontowej sprzętu lotniczego,

3) magazynowania, konserwacji i dystrybucji zaplecza lotniczo-technicznych (w tym napędu),

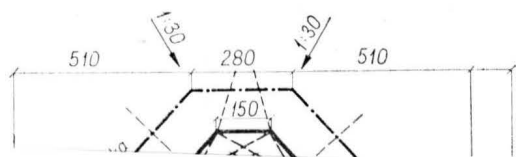
4) szkolenia lotniczego podstawowego, treningowego i wyczynowego (teoretycznego, w tym lotów symulowanych oraz praktycznego),

5) działalności usługowej łącznie z reklamą i akwizycją,

6) pogotowia lotniczego w zakresie służby zdrowia i częściowo lotnictwa dyspozycyjnego,

7) działalności z zakresu propagandy lotnictwa — w tym masowych imprez pokazowych,

8) zawodów lotniczych o charakterze krajowym i międzynarodowym,



W następnym numerze: . . .

dokończenie z III str. okł.

do maksymalnej liczby obrotów eksploatacyjnych. Jest to rozwiązanie optymalne, najprostsze z punktu widzenia wykonawczego, a jednocześnie najtańsze.

O przygotowaniu nawierzchni lotnisk do przyjmowania samolotów o dużym ciężarze i prędkości naddźwiękowej pisze R. Grzywacz. Autor zwraca uwagę na konieczność takiego przystosowania, omawia zalecane „Wymagania techniczne dla lotnisk międzynarodowych linii powietrznych i ich oświetlenia”, opracowane przez RWPG w 1961 r. oraz ICAO w styczniu 1970 r. Wymagania te określają m. in. długość i szerokość dróg startowych i kołowania oraz konstrukcję nawierzchni lotnisk.

O współczesnych materiałach konstrukcyjnych w lotnictwie pisze E. Gruszczyński. Omawia kierunki prac badawczych nad nowymi materiałami

i technologiami prowadzonymi na świecie. Autor porównuje ich wady i zalety oraz podaje przykłady zastosowań stopów aluminium, stali, stopów tytanu, magnezu i berylu oraz materiałów zbrojonych włóknami laminatów takich jak: włókna monokrystaliczne, włókna o budowie złożonej, włókna polikrystaliczne oraz szklane.

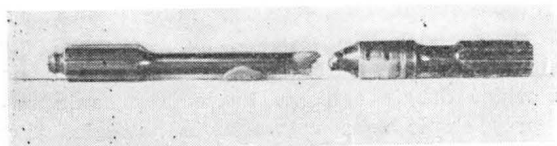
O obliczaniu niezawodności obiektów latających piszą J. Jaźwiński, J. Migdałski i W. Wieremiejczyk. Omówiona w artykule metoda wyznaczania niezawodności obiektów technicznych może być stosowana do obliczania niezawodności zarówno obiektów nie naprawianych, jak i naprawianych. Podane są wzory do obliczania prawdopodobieństwa spełnienia przez obiekt stawianymu wymaganiom w zadanym przedziale czasu.

O zaprojektowanych i zbudowanych w ITWL dwóch prototypach celów holowanych pisze A. Jarczyk. Pierwszy z

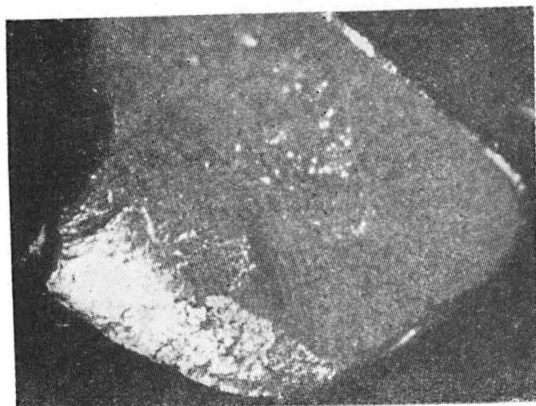
nich, o nazwie Gacek, stosowany jest w strzelaniach powietrznych z broni pokładowej samolotów myśliwskich oraz artylerii przeciwlotniczej. Gacek, opracowany przez inż. A. Lewandowskiego, zbudowany jest w układzie sondy.

Drugi prototyp, Tukan, opracowany przez Autora artykułu, stanowi również układ tzw. sondy, identycznie jak Gacek, z tym że projektowany był na większe prędkości holowania — ponad 900 km/h. W artykule opisana jest konstrukcja i podane są dane techniczne obydwu prototypów.

W Nowościach technicznych podane są nowe opracowania wykonane w ITWL, które bądź uzyskały patenty PRL, bądź świadectwa ochronne Urzędu Patentowego PRL, bądź zostały zgłoszone jako wzory użytkowe lub projekty wynalazcze, bądź też nagrodzone w konkursach „Życia Warszawy” i NOT na Mistrza Techniki 1972 oraz w VI Ogólnopolskim Konkursie Oszczędności Energii i Paliw.



◀ 26



◀ 27

usytuowana jest pod $\sphericalangle 45^\circ$ do osi wałka. Trudno zmieścić w ramach tego krótkiego artykułu wszystkie mniej lub bardziej interesujące przypadki. Skończę więc na tym wyborze odsyłając zainteresowanych do atlasu złomów.

Zniszczenie wywołane wadami materiałowymi i technologicznymi

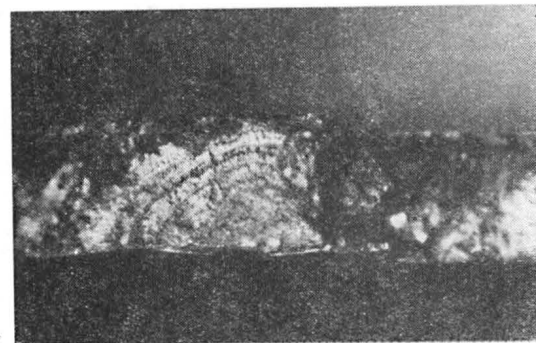
Jako przykłady omówiono osłony i gardziele komór spalania. Obserwowano powtarzające się przypadki pęknięcia zmęczeniowego, biegnącego wzdłużnie (rys. 28). Badania laboratoryjne nie ujawniały wad materiałowych mogących być przyczyną pęknięcia. Osłony ze stali niskowęglowej w gat. 10SP wykonywane były metodą tłoczenia. Na powierzchni ze-



Dokończenie ze str. 11

nostopniowa, a turbina niskiego ciśnienia dwustopniowa. Silnik o takim układzie miałby więc w sumie cztery sprężarkowe stopnie osiowe i jeden odśrodkowy oraz trzy stopnie turbinowe, podczas gdy silnik ALF502 o sprężu 10,6:1 ma 9 sprężarkowych stopni osiowych (silnik F102 — nawet 10) i jeden stopień odśrodkowy oraz cztery stopnie turbinowe.

Zakres zastosowań dwuprzepływowych silników przekładniowych będzie b. szeroki: poczynając od samolotów pasażerskich QSTOL na krótkie trasy, samolotów służbowych, samolotów wielozadaniowych, taktycznych samolotów transportowych STOL aż do samolotów bezpośredniego wsparcia o stosunkowo niewielkiej prędkości maksymalnej (ok. 700 km/h), lecz o b. dużym udźwigu uzbrojenia wynoszącym w przypadku samolotów AX ponad 7000 kG, tj. ok. 40% ciężaru startowego samolotu.



29 ▶

wewnętrznej występowały wzdłużne rysy, wykrywalne mikroskopowo. Powstałe w procesie produkcyjnym rysy były powodem inicjacji procesów pęknięcia.

Gardziele komór spalania tego samego silnika wykonywane są ze stopu lekkiego AK-9. Obserwowano powtarzające się pęknięcia o wyglądzie jak na rysunku 29. W okolicy ogniska w pobliżu powierzchni, a nawet w głębi materiału rodzinnego obserwowano liczne, dużych rozmiarów pory.

Zmiana procesów technologicznych — w przypadku osłon wprowadzenie dodatkowego wyżarzania i dokładne zacyszczenie rys — w przypadku gardzieli zmiana technologii odlewania, pozwoliły na wyeliminowanie wad i usunięcie awarii tych elementów.

Łożyska

W praktyce, w eksploatacji sprzętu lotniczego, przypadki zmęczeniowego zniszczenia łożysk są stosunkowo rzadkie. Najczęściej awarie łożysk są wynikiem niedostatecznego dopływu oleju, służącego jednocześnie do chłodzenia łożysk. Przykładowo omówiono ciekawy przypadek zmęczeniowego zniszczenia łożyska pompy paliwowej. Łożysko uległo zniszczeniu



Stosunkowo mała prędkość obrotowa wentylatora silników z przekładnią oraz możliwość jej dodatkowego zmniejszenia w warunkach podchodzenia do lądowania, w przypadku silników dwuwałowych z przestawialnymi łopatkami wentylatora, w połączeniu z postępem w dziedzinie wyciszania silników turbinowych (np. przez stosowanie wykładzin tłumiących) sprawi, że dzięki obniżeniu wytwarzanego przez te silniki poziomu hałasu będą one mniej uciążliwe dla środowiska niż większość dotychczas stosowanych silników turbinowych. Przyczyni się do tego również mniejsza ilość wydzielanego przez nie dymu — dzięki dużym stosunkom wydatków.

W artykule wykorzystano informacje na temat dwuprzepływowych silników przekładniowych Avco Lycoming zawarte w „Interavii” 1973 nr 2 str. 122—123 i w „Aviation Week” z 21 sierpnia 1972 r.

Mgr inż. JAN CHOJNACKI

Funkcja, kształt i rozmiary lotniska sportowo-usługowego przeznaczonego dla miasta wojewódzkiego

Artykuł określa użytkowników lotniska w warunkach krajowych, ich sprzęt i wymagania w wariancie minimum i optimum, sposób konstruowania figury pola wzlotów i całego lotniska oraz niezbędne do zachowania parametry, uzasadniając zalecane rozwiązania i podając pewne odniesienia statystyczne do cech istniejących już lotnisk sportowo-usługowych w Polsce.

W warunkach naszego ustroju należy dążyć do maksymalnej integracji bazy lotniskowej różnych użytkowników. Stąd lotnisko wojewódzkie typu sportowo-usługowego powinno być docelowo projektowane dla zaspokojenia potrzeb:

- **lotnictwa sportowego** w zakresie sportu samolotowego, szybowcowego, spadochronowego oraz modelarskiego

- **lotnictwa sanitarnego** w zakresie transportu chorych, personelu lekarskiego i lekarstw

- **lotnictwa gospodarczego** w zakresie usług agrotechnicznych, dozoru, fotografowania, transportowych w pionie i poziomie, reklamowych itp.

- **lotnictwa dyspozycyjnego** instytucji administracyjnych i gospodarczych (resortów, rad narodowych, zjednoczeń, przedsiębiorstw, stowarzyszeń) w zakresie szybkiego, operatywnego transportu pojedynczych osób, niewielkich ekip funkcyjnych względnie awaryjnych, części zamiennych itp.

- **perspektywnie lotnictwa komunikacyjnego krótkiego startu** w przypadkach, kiedy miasto wojewódzkie nie dysponuje odrębnym lotniskiem komunikacyjnym i nie przewiduje się w najbliższej przyszłości budowy takiego lotniska.

Minimalny program lotniska typu wojewódzkiego może zakładać czasową eliminację bazowania na tym

lotnisku lotnictwa gospodarczego i możliwość obsługi terenu z baz w sąsiednich województwach; rozwiązanie takie nie może być jednak uważane za perspektywiczne i wymaga w każdym przypadku przynajmniej rezerwacji terenu pod tego typu zagospodarowanie, ponieważ rozwój usług lotniczych jest nieuchronny i jest tylko kwestią czasu.

Ogólnie, omawiane lotnisko powinno spełniać funkcję zintegrowanej bazy w przedmiocie:

- 1) przylotów, odlotów, manewrowania i postojów statków powietrznych,

- 2) gospodarki przeglądowo-remontowej sprzętu lotniczego,

- 3) magazynowania, konserwacji i dystrybucji zapasów lotniczo-technicznych (w tym napędu),

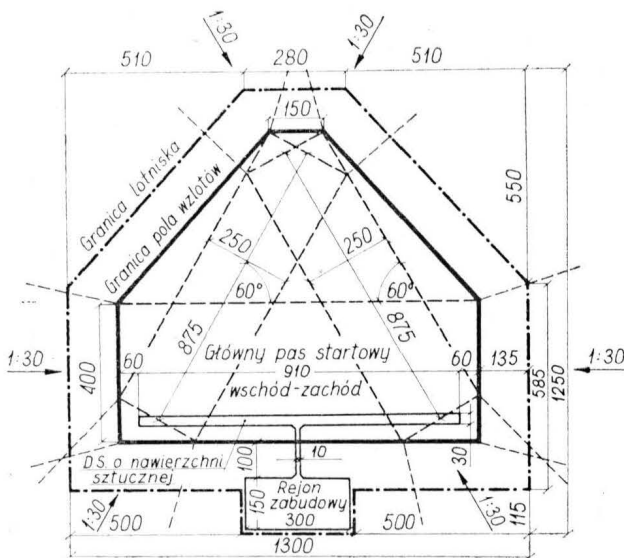
- 4) szkolenia lotniczego podstawowego, treningowego i wyczynowego (teoretycznego, w tym lotów symulowanych oraz praktycznego),

- 5) działalności usługowej łącznie z reklamą i akwizycją,

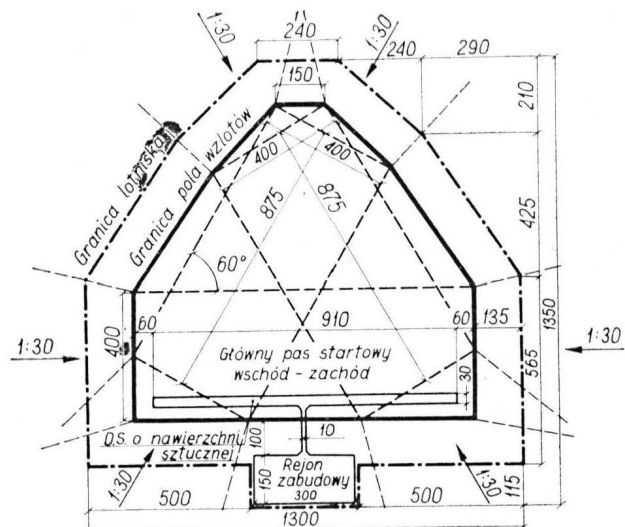
- 6) pogotowia lotniczego w zakresie służby zdrowia i częściowo lotnictwa dyspozycyjnego,

- 7) działalności z zakresu propagandy lotnictwa — w tym masowych imprez pokazowych,

- 8) zawodów lotniczych o charakterze krajowym i międzynarodowym,



1. Ideaowy schemat lotniska sportowo-usługowego — wariant optimum, zalecany do realizacji. Pole wzlotów 75 ha, lotnisko 137 ha. Układ pozwala na wpisanie dalszych pasów startowych, odchylonych od głównego w przedziale 45—60°



1a. Ideaowy schemat lotniska sportowo-usługowego. Wariant minimum — pole wzlotów 70 ha, lotnisko 122 ha. Układ pozwala na wpisanie dalszych pasów startowych, odchylonych od głównego o kąt w przedziale 45—60°

9) działalności administracyjnej, hotelowo-internatowej i socjalno-bytowej (kursy i imprezy, nieprzewidziane przyloty obcych ekip szybowcowych itp.),

10) ewentualnie w perspektywie działalności komunikacyjnej (odprawa pasażerów itp.),

11) treningów i zawodów modelarskich w zakresie modeli latających na uwięzi i sterowanych radiem, a także w zakresie latających modeli rakiet.

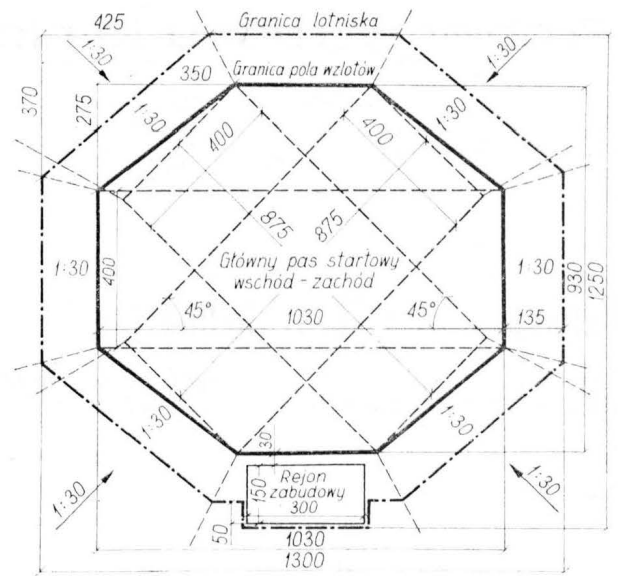
W odniesieniu do punktu 11 należy wyjaśnić, że aktywne modele są coraz bardziej usuwane z miast z powodu wywoływania denerwującego hałasu podczas treningów i zawodów, a także z powodu pewnego zagrożenia mechanicznego (kinetycznego) w przypadku uprawiania tego sportu w gęsto zabudowanych osiedlach. Stąd, mimo znacznego oddalenia lotnisk od miast i trudności z dojazdem, zachodzi konieczność zapewnienia modelarstwu warunków treningowych na lotniskach. Nie dotyczy to natomiast samych modelarni (pracowni politechnicznych), które powinny być ulokowane w osiedlach lub szkołach, domach kultury itd.

Według docelowego programu optymalnego lotnisko sportowo-usługowe powinno zapewniać eksploatację statków powietrznych przez cały rok, w dzień i w nocy, w tym również w trudnych warunkach atmosferycznych (IFR). W programie minimalnym lotnisko powinno zapewniać eksploatację statków powietrznych przez cały rok, w dzień i w nocy, w warunkach widoczności (VFR), z wyjątkiem:

— jesiennych, zimowych i wiosennych okresów roztopowych,

— okresów zimowych w odniesieniu do statków powietrznych bez płóz, o ile użytkownik nie będzie dysponował środkami do odśnieżania przynajmniej części lotniska.

W celu odpowiedniego zaprojektowania lotniska niezbędna jest orientacja co do przewidywanej liczby i rodzajów statków powietrznych. Trudno jest snuć ścisłe prognozy w tym zakresie, gdyż zarówno rozwój cywilizacyjny społeczeństwa, jak i rewelacyjne odkrycia i osiągnięcia modernizacyjne techniki, mogą powodować na tym polu zaskakujące niespodzianki, jednakże biorąc pod uwagę obecny stan sprzętu i przybliżone oceny potrzeb rozwojowych w latach następnych, można określić rząd wielkości



2. Lotnisko sportowo-usługowe bez możliwości realizacji drogi startowej o nawierzchni sztucznej z powodu kolizji z pomocniczymi pasami startowymi. Pole wlotów 80 ha, lotnisko 131 ha. Układ nie pozwala na odchylenie pasów o kąt większy niż 45° od kierunku pasa głównego

tych potrzeb w skali *minimum i optimum* (tabl. 1). Podane w tabelicy 1 konkretne typy sprzętu należy traktować jako reprezentatywne dla określonych, zamiennych grup (rodzajów) tego sprzętu również w przyszłości, pod względem gabarytów i wymagań lotniskowych. Czytelnik niewątpliwie zwróci uwagę, że w tabelicy nie uwzględniono motoszybowców. Założono jednak, że ich wprowadzanie odbywać się będzie najprawdopodobniej kosztem eliminacji częściowo szybowców, a częściowo samolotów holujących, natomiast warunki pól wlotów nie ulegną zmianie.

W nawiązaniu do tabelicy 1, określającej typy sprzętu, w tabelicy 2 podano wymagania lotniskowe poszczególnych samolotów.

Dochodzimy do wniosku, że na istniejących obiektach sportowych długość pasów startowych jest niezmiernie zróżnicowana: około 42% nie osiąga założonej obecnie długości standardowej, natomiast aż 58% tę długość przekracza. Jest to przede wszystkim skutkiem pewnej żywiołowości w historycznym ukształ-

Tabela 1. Przewidywana liczba statków powietrznych na lotniskach typu wojewódzkiego [szt.]

	Typ sprzętu	Lotnictwo sportowe		Lotnictwo sanitarne		Lotnictwo dyspozycyjne		Lotnictwo gospodarcze		Lotn. komunik.	Razem		Uwagi
		min.	opt.	min.	opt.	min.	opt.	min.	opt.		min.	opt.	
Samoloty	An-2	1	2	—	—	—	—	4	8	—	5	10	nieperspektywiczne
	Morava — Aero	—	—	5	5	2	3	—	—	—	7	8	
	Wilga-Gawron	3	4	1	3	1	1	6	12	—	11	20	
	Bies — Jak 18	3	4	—	—	—	—	—	—	—	3	4	
	Zlin 526	6	3	—	—	—	—	—	—	—	2	3	
	Jak 40-Be-30	—	—	—	—	—	—	—	—	1	—	—	
Razem	9	13	6	8	3	4	10	20	1	28	46		
Śmigłowce	Mi-2 i Mi-4	—	1	1	1	1	1	1	2	—	3	5	w perspekt.
	Mi-8	—	—	—	—	—	—	1	1	—	1	1	
	Razem	—	1	1	1	1	1	2	3	—	4	6	
Szybowce	Czapla-Bocian	6	8	—	—	—	—	—	—	—	6	8	
	Mucha	12	16	—	—	—	—	—	—	—	12	16	
	Cobra-Foka-Pirat	5	7	—	—	—	—	—	—	—	5	7	
	Kobuz-Jantar	2	3	—	—	—	—	—	—	—	2	3	
	Razem	25	34	—	—	—	—	—	—	—	25	34	



Lotnictwo sanitarne na lotnisku — transport chorego

Fot. B. Koszeński

towaniu określonych lotnisk i przeszkód w ich powiększeniu (terenowych, urbanistycznych, ekonomicznych), dążności ze strony lotnictwa do niezmnieszenia wymiarów lotnisk istniejących, w aspekcie większego bezpieczeństwa lotów, i wreszcie, w pewnej liczbie przypadków, obliczeniowa długość rzeczywista — głównie z uwagi na wzniesienie nad poziom morza — znacznie przekracza przyjętą orientacyjnie długość standardową.

Wracając do zasadniczej tablicy obliczeniowej, jaką jest dla naszych rozważań tablica 2, nietrudno stwierdzić, że wszystkie eksploatowane na lotniskach sportowo-usługowych samoloty — łącznie z samolotami komunikacyjnymi krótkiego startu, a z wyjątkiem wycyfywanego z eksploatacji przestarzałego typu Jak-18 i TS-8 Bies — mogą być użytkowane na lotniskach klasy V. W tej sytuacji jako samolot obliczeniowy do projektowania lotniska w wariancie optymalnym zaleca się przyjęcie samolotu Jak-40, którego parametry lotniskowe tylko nieznacznie odbiegają od będącego w powszechnym użytkowaniu samolotu An-2. Dla lotnisk w wersji *minimum* można dopuścić przyjęcie jako statku obliczeniowego samolotu An-2.

Ogólnie wysiłki konstruktorów lotniczych zmagają się do łagodzenia potrzeb lotniskowych i w tym świetle, a także w aspekcie wznoszącego się głodu ziemi w gospodarce krajowej, nie wydaje się celowe świadome powiększanie wymiarów lotnisk ponad potrzeby bieżące. Zaleca się natomiast rezerwowanie terenu przed zabudową i ochroną podejść powietrznych wg klasy odpowiednio wyższej tylko w tych przypadkach, kiedy prognozy urbanistyczno-planistyczne wskazują na szanse przekształcenia tego lotniska w normalne lotnisko komunikacyjne lub podobne i przeniesienia lotniska sportowo-usługowego w inne, wcześniej typowane i rezerwowane miejsce.

Oprócz głównej drogi startowej, której długość określono w tablicy 2, niezbędne jest zaprojektowanie dwóch pomocniczych dróg startowych, odchylnych od głównej o kąt 45° – 60° , przy uwzględnieniu najkorzystniejszych kierunków wiatrów oraz wolnych podejść powietrznych w momencie projektowania. W wyjątkowych przypadkach trudności w usytuowaniu pełnosprawnego, wielokierunkowego lotniska dopuszcza się w programie *minimum* jedną pomocniczą drogę startową, jednakże przy założeniu z góry ograniczonej wartości tego lotniska do celów sportowych.

Tablica 2. Orientacyjne długości głównej drogi startowej

Lp.	Typ samolotu	Długość [m]			Orientacyjne długości [m]			Klasa lotniska (wg kol. 5)	Źródła (podstawa dla kolumny 3 i 4)
		start	ładowanie	droga startowa (podstaw.)	droga startowa (rzeczyw.)	pas startowy (rzeczyw.)	lotnisko (rzeczyw.)		
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
1	An-2	300	270	570	730	850	1120	V	patrz uwaga 3
2	Morawa L-200D	120	300	480	615	735	1005	V	„
3	Aero-145	250	225	535	685	805	1075	V	„
4	Wilga 35	190	240	430	550	670	940	V	„
5	Wilga 35 + 2 szybowce	420	—	420	540	660	930	V	Instrukcja fabryczna PZL
6	Gawron	180	160	340	435	555	825	V	patrz uwaga 3
7	Jak-18	580	640	1220	1560	1680	2130	IV	„
8	Zlin-526	210	166	376	480	600	870	V	„
9	Jak-40	300	350	710	910	1030	1300	V	„
10	Be-30	170	130	360	460	580	850	V	„

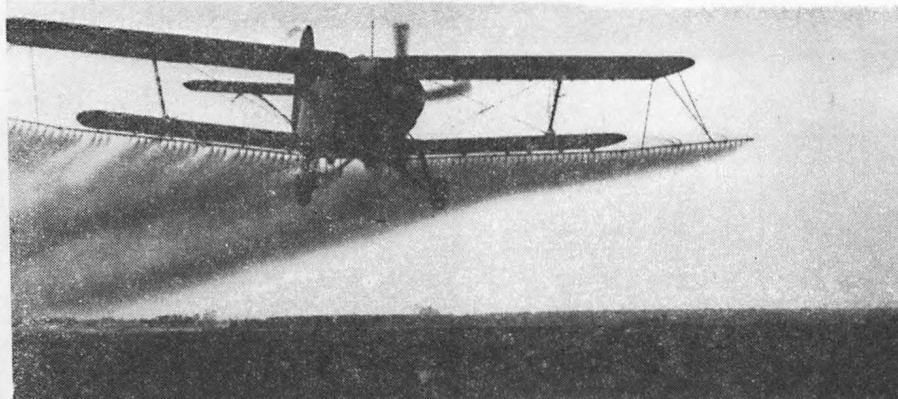
U w a g a : 1. Długości rzeczywiste w kolumnie 6 i pochodnych 7 i 8 przyjęto dla następujących przeciętnych warunków: wysokość pola wzlotów nad poziomem morza 150 m, spadki podłużne terenu $\pm 1\%$, temperatura $+21^{\circ}\text{C}$. W przypadku wzrostu tych parametrów, wymiary drogi startowej, pasa startowego i lotniska wzrosną.

2. Zasady obliczania długości dróg startowych przyjęto wg zarządzenia nr 10 MK z dn. 15.01.1966 r. różniąc odpowiednio wymagania dla samolotów jedno- i dwusilnikowych.

3. Dane dotyczące długości startów i lądowań w tablicy 2 przyjęto na podstawie wydawnictwa *Flugzeuge aus aller Welt*, z wyjątkiem pozycji 5.

4. W kolumnie 8 podano wymiar lotniska po osi głównej drogi startowej.

5. Wymagania dla samolotu TS-8 Bies analogiczne jak dla samolotu Jak-18.



Lotniska sportowo-usługowe muszą służyć również lotnictwu rolniczemu

Fot. B. Koszewski

Długość pomocniczych dróg startowych powinna wynosić 85% długości głównej drogi startowej (w krytycznym przypadku niemożności innego rozwiązania dopuszcza się 70%). Zabezpieczenia czołowe głównej i pomocniczych dróg startowych powinny w każdym przypadku wynosić po 60 m długości.

Szerokość głównej drogi startowej, z uwagi na jednoczesność prowadzenia szkolenia szybowcowego za pomocą holu i wyciągarki (rys. 3) powinna wy-

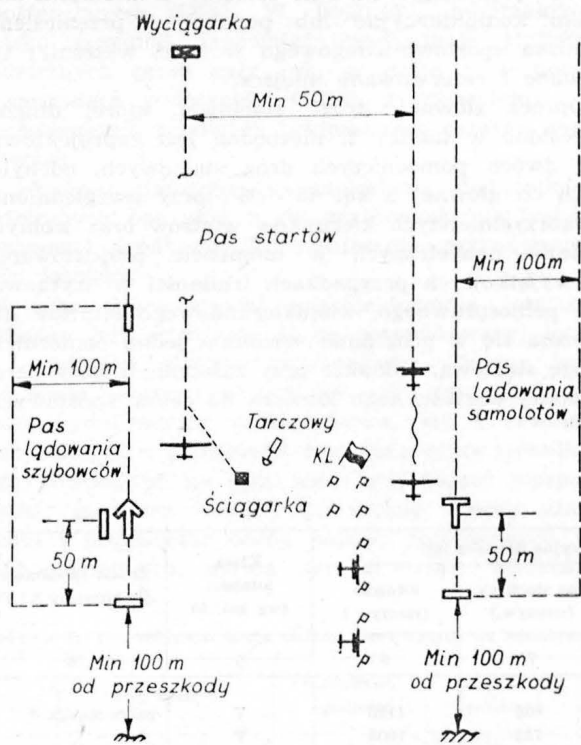
nosić 300 m. To samo dotyczy pomocniczych dróg startowych, które jednak w przypadkach *minimum* mogą mieć szerokość 150 m. Główna i pomocnicze drogi startowe powinny mieć zabezpieczenia boczne, po 50 m z każdej strony. Droga startowa wraz z zabezpieczeniami bocznymi i czołowymi tworzy pas startowy (rys. 4).

Lotnisko sportowo-usługowe składa się z następujących elementów: pole ruchu naziemnego (pole wzlotów, drogi kołowania i płaszczyzny postojowe); pobocza pola wzlotów; teren zabudowy lotniskowej (technicznej, wyszkoleniowo-administracyjnej).

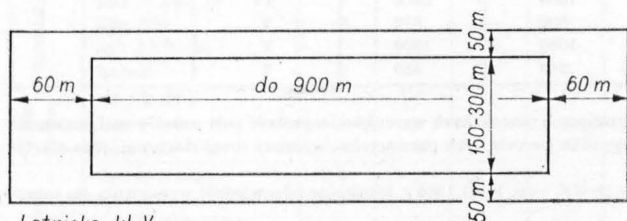
Pole wzlotów, jako część pola ruchu naziemnego statków powietrznych, przystosowana do startów i lądowań tych statków, z punktu widzenia eksploatacji powinno być w miarę możliwości wielobokiem wpisanym w koło lub elipsę, co podyktowane jest między innymi ogromną wrażliwością szybowców (motoszybowców) na starty i lądowania w osi aktualnie wiejącego wiatru oraz potrzebami podstawowego i masowego szkolenia spadochronowego. Zatem, formując figurę pola wzlotów należy łączyć ze sobą najbardziej zewnętrzne (w stosunku do środka lotniska) wierzchołki pasów startowych liniami prostymi lub zbliżonymi do łuku.

Przykładowe rozwiązania pól wzlotów i lotnisk przedstawiają rysunki 1, 1a i 2. Najbardziej ekonomicznym i funkcjonalnym kształtem lotniska jest figura zbliżona do trójkąta, zalecana do realizacji również z uwagi na bezpieczeństwo lotów w przypadku projektowania sztucznej drogi startowej*, ponieważ jest to jedyny przypadek kiedy taka droga nie przecina w centralnym rejonie pomocniczych dróg startowych i nie zagraża szybowcom podczas startów i lądowań (w mniejszym stopniu dotyczy to także samolotów, które wyposażone są w większe kółka).

Istotnym elementem do ograniczeń w zabudowie terenów przylotniskowych i zarazem dla wymiarów własnościowych lotniska, jest założone nachylenie płaszczyzn podejścia do pasów startowych, które powinno wynosić 1:30 (w odległości 30 m od krawędzi pasa dopuszcza się przeszkody do wysokości 1m itd.). W zasadzie przepisy państwowe dla lotnisk klasy V wymagają tego rodzaju nachylenia tylko na podejściach do pasów startowych, a na pozostałych kierunkach zachowania nachylenia 1:7. Jednakże ze wzglę-



3. Umotywowanie potrzeby projektowania pasów startowych o szerokości 400 m (300 m + zabezpieczenia boczne po 50 m) na przykładzie rysunku z instrukcji wykonywania lotów w lotnictwie sportowym



Lotnisko kl. V

4. Elementy i wymiary pasa startowego o nawierzchni darniowej

* Por. uzasadnienie ekonomiczności lotnisk założonych na trójkącie — J. Chojnacki: *Kształtowanie lotnisk polskich w latach 1918—39. Pola wzlotów i nawierzchnie sztuczne*, „Technika Lotnicza i Astronautyczna” 1971 nr 8.

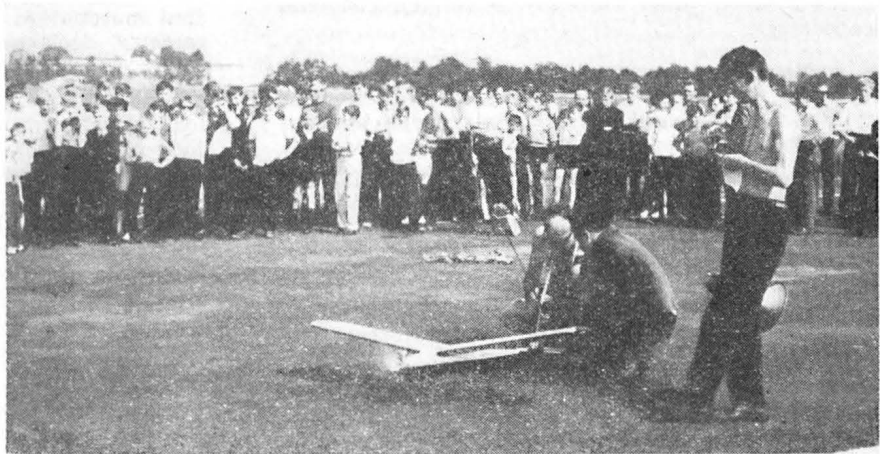
Eksploatacja lotniska sportowo-usługowego odbywa się również zimą, często przy użyciu nart

Fot. B. Koszewski



Zawody modelarskie na płycie lotniska sportowo-usługowego

Fot. B. Koszewski



du na częste przypadki wielokierunkowego wykorzystywania lotniska podczas lotów szybowcowych — statki te są szczególnie narażone na niebezpieczeństwo w czasie startów i lądowań przy bocznym wietrze, a także na niespodziewaną utratę wysokości przy dołotach do lotniska, szczególnie podczas zmagani zawodniczych; kiedy liczy się każdy metr przeletu po trasie — zaleca się w miarę możliwości zapewnienie podejść 1:30 na całym obwodzie pola wzlotów, z wyjątkiem sektora zabudowy lotniskowej i sektorów istniejących już przeszkód stałych w obszarze przylotniskowym.

Podane założenia dotyczące nachylenia podejść powietrznych 1:30 lub w najgorszym przypadku 1:7 pozwalają na określenie poboczy, czyli obszaru zawartego między polem wzlotów a granicą własnościową lotniska. Otóż, uwzględniając fakt, że o ile przepisy państwowe automatycznie chronią obszar przylotniskowy od zabudowy stałej, kolidującej z bezpieczną eksploatacją lotniska, o tyle nie chronią przed ruchomymi przeszkodami tuż poza granicą lotniska i np. rolnik ma prawo zawsze wjechać z wozem pełnym siana na swoje pole sąsiadujące z lotniskiem bez względu na loty, warunki atmosferyczne, widzialność itp. Stąd właściciel lotniska musi mieć pewien rezerwowy pas terenu (pobocze lotniskowe), który uchroni go od nieprzewidzianego zderzenia statku powietrznego z człowiekiem, zwierzęciem lub pojazdem kołowym. W tym układzie dla wyznaczenia szerokości poboczy należy przyjąć że na granicy lotniska ma prawo znajdować się bez kolizji powietrznych pojazd kołowy o maksymalnej wysokości dopuszczalnej w ruchu publicznym — czyli 4,5 m. Oznacza to, że przy braku istotnych wzniesień lub obniżen terenu w sąsiedztwie pola wzlotów, odległość granicy lotniska od krawędzi czołowej pasów

startowych wyniesie 135 m (1:30), a w pozostałych przypadkach również tyle, lub tylko 31,5 m (1:7). Odległość pola wzlotów od linii zabudowy lotniskowej powinna wynosić 84—100 m, co wynika z przyjęcia nachylenia 1:7 oraz przeciętnej wysokości hangarowo-portowej rzędu 12 m. Drogi kołowania między polem wzlotów a zabudową hangarową powinny być możliwie szerokie i nieskomplikowane — szerokość drogi nie powinna być mniejsza niż 100 m.

Granice lotniska w rejonie jego zabudowy ustala się indywidualnie biorąc pod uwagę, że działka przeznaczona na ten cel powinna mieć wymiary około 300 × 150 m (rys. 1 i 2) i w miarę możliwości nie należy jej wcinać w zasadniczą figurę pola wzlotów. Zarówno zwężenie frontu działki poniżej długości 300 m, jak też rozszerzenie tego frontu jest eksploatacyjnie niekorzystne. W pierwszym przypadku zachodzą określone trudności w swobodnym rozlokowaniu hangarów i portu lotniczego w kontakcie z polem wzlotów, natomiast w drugim przypadku zabudowa blokuje zbyt duży sektor powietrzny danego lotniska.

W przypadku optymalnego zaprojektowania lotniska sportowo-usługowego w wariantcie najbardziej ekonomicznym, jego powierzchnia wyniesie orientacyjnie 137 ha, natomiast stosując program minimalny można uzyskać średnio zaledwie około 15 ha oszczędności. W związku z powyższym i biorąc pod uwagę, że rolnicze wykorzystanie obszarów lotnisk nie wpływa zasadniczo na zmniejszenie arealów uprawnych w skali gospodarki narodowej, należy raczej dążyć do projektowania lotnisk wojewódzkich w wariantcie *optimum*.

Zasadnicze źródło: „Tymczasowe zasady programowe projektowania lotnisk sportowo-usługowych typu wojewódzkiego”, APRL, 1972.

Stoła M.: **Zbiór zadań z elementów i instalacji automatyki hydraulicznej.** Wyd. Politechniki Warszawskiej, Warszawa 1973, str. 316, cena 19 zł.

Skrypt zawiera zadania z najczęściej spotykanych zagadnień występujących w automatyce hydraulicznej. Są to zadania dotyczące własności olejów i zależności tych własności od temperatury i ciśnienia, zadania z zakresu przepływu cieczy przez szczeliny kołowe, centryczne i mimośrodowe, płaskie, kołowe czołowo płaskie oraz z zakresu wielkości natężenia przepływu cieczy przez szczeliny w funkcji ciśnienia i temperatury.

W rozdziale o maszynach hydraulicznych podano zadania z zakresu natężenia przepływu, momentu, mocy, strat oraz charakterystyk statycznych hydraulicznych maszyn objętościowych.

W następnym rozdziale omówione są zadania dotyczące strat ciśnienia na długości przewodów, na oporach miejscowych, elementach dławiących i filtrujących.

Zadania dotyczące akumulatorów hydraulicznych obejmują charakterystyki hydroakumulatorów, dobór pompy do współpracy z hydroakumulatorem oraz czas rozładowania hydroakumulatora.

Rozdział o rozrządzie hydraulicznym obejmuje zadania z zakresu obliczenia średnicy i przemieszczenia tłoczka sterującego rozdzielacza, sił działających na tłoczek, prędkości, mocy i sprawności układu hydraulicznego sterowanego rozdzielaczem z dławieniem przepływu. Zadania o napędach hydraulicznych z regulowaną prędkością przez zmianę objętości skokowej dotyczą charakterystyk statycznych i sprawności przekładni hydraulicznej.

Ostatni rozdział książki zawiera zadania dotyczące bilansów cieplnych w układach hydraulicznych oraz zadania z zakresu obliczania statycznych i dynamicznych charakterystyk układów hydraulicznych.

Do każdego z powyższych rozdziałów autor dołącza na wstępie krótkie omówienie zagadnienia z podaniem praktycznych wzorów obliczeniowych, wykresów oraz tabel ułatwiających korzystanie ze skryptu zwłaszcza przy samodzielnym rozwiązywaniu zadań, czyniąc ze skryptu, niejako samodzielną całość bez potrzeby uciekania się do obszerniejszej literatury. Zestawy zadań są tak dobrane, że zakresem swym pokrywają zagadnienia często spotykane w praktyce i w zasadzie je wyczerpują. Spotykane przy rozwiązywaniu zadań założenia upraszczające odpowiadają praktyce. Niezależnie od tego, autor wyjaśnia przyczyny ich przyjęcia i wynikające z tego konsekwencje.

W formie dodatku zamieszczono tabele z układem jednostek oraz symbole graficzne elementów hydraulicznych.

Reasumując skrypt stanowi pozycję godną polecenia dla techników i inżynierów zajmujących się zagadnieniami obliczania i konstrukcji elementów i układów hydrauliki w tym hydrauliki lotniczej.

Wydaje się, że byłoby celowe w następnych wydaniach rozszerzenie skryptu o zagadnienia dotyczące zaworów zabezpieczających układ hydrauliczny, regulatorów natężenia przepływu, synchronizatorów prędkości, zamków hydraulicznych i amortyzatorów.

H. P.

Kapielusznik I. I., Michalew I. I., Edelman B. D.: **Technologia sklejania dietelej w samolotostrojeniu.** Wyd. Maszynostrojenije, Moskwa 1972, str. 224, tabl. 33, rys. 102, poz. lit. 44, cena 81 kop.

W seryjnej produkcji przemysłu lotniczego coraz szerzej stosuje się proces klejenia węzłów, paneli,

sekcji i całych zespołów. Proces ten stosuje się w ZSRR przy budowie samolotów IL-62, Tu-154, Anteusz i innych oraz śmigłowców Mi-1, Mi-4, Mi-8, Mi-6, K-26, a także przy wytwarzaniu samolotów w innych państwach, głównie w Stanach Zjednoczonych przy budowie samolotów Boeing 747, Lockheed L-1011 TriStar i innych.

W książce omówiono fizyko-mechaniczne charakterystyki klejów, połączeń klejonych i kryteria doboru klejów. Przedstawiono metody przygotowania klejów, ich odbioru i badań, sposoby przygotowania powierzchni materiałów, metody nanoszenia klejów oraz parametry docisku, temperatury i inne.

Szczegółowo opisano wyposażenie i oprzyrządowanie do klejenia. Przeanalizowano odrębności technologii złącz kombinowanych: klejono-zgrzewanych, klejono-nitowanych, klejono-śrubowych. Ponadto omówiono połączenia trzyskładnikowych konstrukcji z aluminiowym wypełniaczem ulowym oraz z wypełniaczem piankowym. Przedstawiono oprzyrządowanie do mechanizacji wytwarzania wypełniacza ulowego.

W końcowych rozdziałach podano opisy metod kontroli jakości konstrukcji klejonych, rozpatrzono możliwe wady klejenia i ich przyczyny. Ponadto podano zalecenia z zakresu bezpieczeństwa i higieny pracy przy klejeniu.

Książka zawiera tablice z danymi technicznymi, parametrami technologicznymi, wartościami użytkowymi i wielu innymi danymi rozproszonymi w różnych publikacjach lub jeszcze nieopublikowanymi.

Książka ma dużą wartość praktyczną dla pracowników inżynierjno-technicznych i może służyć jako poradnik przy opracowaniu procesów klejenia i projektowania konstrukcji klejonych.

GOL.

Jesienjerlin R. Je.: **Pajka i termiczeskaja obrabotka dietelej w gazowej sredie i wakumie.** Wyd. Maszynostrojenije, Leningrad 1972, tabl. 184, rys. 61, poz. lit. 182, cena 73 kop.

W miarę wzrostu wymagań stawianych konstrukcjom zwiększa się ich złożoność, jakość i różnorodność materiałów oraz potrzeby poszukiwania doskonalszych procesów technologicznych. Wprowadzenie nowych stopów m.in. tytanowych, konstrukcji cienkościennych i większych wymagań, spowodowało konieczność opracowania procesów obróbki cieplnej w atmosferach ochronnych lub próżni. Opanowanie tych procesów pozwoliło na wykorzystanie ich do lutowania. Stworzyło to szerokie pole do automatyzacji i mechanizacji procesów, przy równoczesnym uzyskiwaniu wysokiej powtarzalności wyników. Zwiększyło to ekonomiczność wytwarzania wielu konstrukcji złożonych i o wysokich wymaganiach, głównie lotniczych i pokrewnych.

W książce omówiono teoretyczne założenia, technologię lutowania i obróbkę cieplną w osłonie gazów i w próżni. Opisano wyposażenie do tych procesów, podając niezbędne informacje produkcyjne z zakresu zastosowań osłon gazowych.

W rozdziałach o technologii lutowania omówiono również lutowania stosowane w procesach z osłoną gazową i w próżni. Zamieszczone tablice w pracy stanowią istotną pomoc dla opracowujących te procesy, jako źródła doboru parametrów technologicznych, materiałów, środków i wyposażenia. Książka przeznaczona dla personelu inżynierjno-technicznego zajmującego się tą tematyką.

GOL.

Materiały konstrukcyjne

- 1 — metal
- 2 — żeliwo
- 3 — staliwo
- 4 — stal
- 5 — stal węglowa
- 6 — stal stopowa
- 7 — stal do nawęglania
- 8 — stal do azotowania
- 9 — stal do ulepszenia
- 10 — stal spawalna
- 11 — stal sprężynowa
- 12 — stal nierdzewna
- 13 — stal żarowytrzymała
- 14 — stop żaroodporny
- 15 — stop niklowy
- 16 — stop kobaltowy
- 17 — stop tytanowy
- 18 — stop molibdenowy
- 19 — stop kwasoodporny
- 20 — proszek spiekany
- 21 — stop lekki
- 22 — stop odlewniczy
- 23 — stop do przeróbki plastycznej
- 24 — stop magnezowy
- 25 — stop aluminium
- 26 — stop miedzi
- 27 — mosiądz
- 28 — brąz
- 29 — cermet
- 30 — drewno
- 31 — buk
- 32 — olcha
- 33 — jesion
- 34 — jawor
- 35 — sosna
- 36 — lignofol
- 37 — tworzywo sztuczne
- 38 — polimer
- 39 — polichlorek winylu
- 40 — poliwęglan
- 41 — poliamid
- 42 — teflon
- 43 — kompozyty
- 44 — laminaty
- 45 — materiał zbrojony
- 46 — włókno szklane
- 47 — żywica epoksydowa
- 48 — lakier
- 49 — lakier nitro
- 50 — lakier epoksydowy
- 51 — lakier silikonowy
- 52 — guma
- 53 — guma kauczukowa
- 54 — guma syntetyczna
- 55 — guma olejoodporna
- 56 — klej
- 57 — klej fenolowy
- 58 — klej epoksydowy
- 59 — szkło
- 60 — szkło organiczne

Constructional materials

- 1 — metal
- 2 — cast iron
- 3 — cast steel
- 4 — steel
- 5 — carbon steel
- 6 — alloy(ed) steel
- 7 — case-hardened steel
- 8 — nitriding steel
- 9 — hardenable steel
- 10 — weldable steel
- 11 — spring steel
- 12 — stainless steel
- 13 — high-temperature strength steel
- 14 — high-temperature alloy
- 15 — nickel alloy
- 16 — cobalt alloy
- 17 — titanium alloy
- 18 — molybdenum alloy
- 19 — acidproof (acid-resisting) alloy
- 20 — sintered powder
- 21 — light alloy
- 22 — cast alloy
- 23 — wrought alloy
- 24 — magnesium alloy
- 25 — aluminium alloy
- 26 — copper alloy
- 27 — brass
- 28 — bronze
- 29 — ceramic metals
- 30 — wood
- 31 — beech
- 32 — alder
- 33 — ash
- 34 — sicamore
- 35 — pine
- 36 — molded impregnated wood
- 37 — plastic
- 38 — polymer
- 39 — polyvinyl-chloride
- 40 — polycarbonate
- 41 — polyamide
- 42 — polychlorotrifluoroethylene, teflon
- 43 — composite, composition, compound
- 44 — laminate
- 45 — reinforced material
- 46 — fiber glass
- 47 — epoxide (epoxy) resin
- 48 — paint
- 49 — nitrocellulose paint
- 50 — epoxy paint
- 51 — silicone paint
- 52 — rubber
- 53 — natural rubber
- 54 — synthetic rubber
- 55 — oil-resistant rubber
- 56 — cement, adhesive
- 57 — phenolic adhesive
- 58 — epoxy adhesive
- 59 — glass
- 60 — organic glass

Конструкционные материалы

- 1 — металл
- 2 — чугуи
- 3 — литейная сталь
- 4 — сталь
- 5 — углеродистая сталь
- 6 — легированная сталь
- 7 — сталь до цементирования
- 8 — азотируемая сталь
- 9 — упрочняемая сталь
- 10 — сварочная сталь
- 11 — пружинная сталь
- 12 — нержавеющая сталь
- 13 — жаропрочная сталь
- 14 — жаропрочный сплав
- 15 — никелевый сплав
- 16 — кобальтовый сплав
- 17 — титановый сплав
- 18 — молибденовый сплав
- 19 — кислотостойкий (кислотоупорный) сплав
- 20 — спеченный порошок
- 21 — легкий сплав
- 22 — литейный сплав
- 23 — деформируемый сплав
- 24 — магниевый сплав
- 25 — алюминиевый сплав
- 26 — медный сплав
- 27 — латунь
- 28 — бронза
- 29 — металлокерамический сплав, кермет
- 30 — древесина
- 31 — бук
- 32 — ольха
- 33 — ясень
- 34 — явор
- 35 — сосна
- 36 — прессованная пропитанная древесина, баллинт
- 37 — пластмасса, пластик
- 38 — полимер
- 39 — полихлорид винила
- 40 — поликарбонат
- 41 — полиамид
- 42 — полихлортрифторэтилен, тefлон
- 43 — композиционный материал, композиция, композит
- 44 — слоистый материал, слоистый пластик
- 45 — материал армированный, м. упрочненный
- 46 — стеклянное волокно, стекловолокно, стеклотекстолит
- 47 — эпоксидная смола
- 48 — краска
- 49 — нитрокраска, нитролак
- 50 — эпоксидная краска
- 51 — кремнийорганическая краска
- 52 — каучук, резина
- 53 — натуральный (естественный) каучук
- 54 — синтетический каучук
- 55 — маслостойкая резина
- 56 — клей
- 57 — фенольный клей
- 58 — эпоксидный клей
- 59 — стекло
- 60 — органическое стекло, плексиглас

Konstruktionswerkstoffe

- 1 — das Metall
- 2 — das Gusseisen, der Guss
- 3 — der Stahlguss, der Gussstahl
- 4 — der Stahl
- 5 — der Kohlen(stoff) Stahl, der unlegierter Stahl
- 6 — der legierter Stahl, der Edelstahl
- 7 — der Einsatzstahl
- 8 — der Nietierstahl
- 9 — der Vergütungsstahl
- 10 — der Schweissstahl
- 11 — der Federstahl
- 12 — der Rostfreier-Stahl, der nichtrostender Stahl
- 13 — der warmfester Stahl
- 14 — die hitzebeständige Legierung
- 15 — die Nickellegierung
- 16 — die Kobaltlegierung
- 17 — die Titanlegierung
- 18 — die Molybdänlegierung
- 19 — die säurebeständige Legierung
- 20 — der Sinter
- 21 — die Leichtmetallelegierung
- 22 — die Gusslegierung
- 23 — die Knetlegierung
- 24 — die Magnesiumlegierung
- 25 — die Aluminiumlegierung
- 26 — die Kupferlegierung
- 27 — das Messing
- 28 — die Bronze
- 29 — die Cermet, die Mischkeramik, das Sinter(hard) metall
- 30 — das Holz
- 31 — die Buche
- 32 — die Else, die Erle
- 33 — die Esche
- 34 — der Bergahorn
- 35 — die Föhre, die Kiefer
- 36 — das Lignofol, das Kunstharzpressholz
- 37 — der Kunststoff, die plastische Masse, der Plast
- 38 — das Polymer
- 39 — das Polyvinylchlorid
- 40 — das Polykarbonat
- 41 — das Polyamid
- 42 — das Polytetrafluoräthylen, das Teflon
- 43 — das Komposition
- 44 — der Schicht (press) stoff
- 45 — der Bewehrtstoff
- 46 — die Glasfaser
- 47 — das Epoxydharz
- 48 — der Lack
- 49 — der Nitro(zellulose)lack, der Zaponlack
- 50 — der Epoxydack
- 51 — der Silikonlack
- 52 — der Gummi
- 53 — der Kautschukgummi
- 54 — der Synthetischgummi
- 55 — der Öfestgummi, der Ölbeständiggummi
- 56 — der Leim(stoff), das Kleb(e)mittel, der Klebstoff, der Kleber
- 57 — der Phenolharzleim, der Bakelitleim
- 58 — das Araldid
- 59 — das Glas
- 60 — das organisches Glas, das Kunststoffglas, das Plexiglas

Zawiadamiamy 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

● Две недели пребывала во Франции польская делегация возглавляемая г. Анджеем Едынаком — генеральным директором Объединения Авиационной Промышленности „Дельта-Пезэтель”. Делегация осмотрела между прочим заводы Аэроспатиаля в Сен-Назер, Тарб и Мариньян, заводы Турбомека в Борд и в Тарно, а также заводы Дассо-Бреге в Аржентей и „Орон Фалькон Сервиз” в Ле Бурже. Делегация посетила также заводы изготовителей оборудования: СФИМ, СФЭНА, Телефлекс, Синеравия, Мессие — Испано, Сурио, Еспа, САММ, Баден-Крузе и Крузе, Интертехник, Эр Екипаман, Бронзавия. Делегация провела деловые переговоры с господами: Циглером — председателем Аэроспатиаля, председателем Дассо-Бреге-Шидловским, председателем Турбомека, Ляпран — председателем объединения „оборудование — приборы” Союза Изготовителей Авиационной Промышленности (ЮСИСА). Кроме того фирмы изготовляющие оборудование Оксилек, ББТ, Блянк-Аэро, ЭАС и ПМ Лабриналь представили делегации образцы своего ассортимента в салонах Аэроклуба Франции.

● Торговый советник представительства Чехословакии в ПНР, Езеф Крейчи в интервью для „Жизни и Современности” следующие определил перспективы сотрудничества авиационной промышленности ЧСР и ПНР: „Есть договор про это сотрудничество. Мы прекратили дальнейшее производство сельскохозяйственного самолета. Будем получать самолеты от Вас. Не производим также вертолетов. Производим небольшой пассажирский самолет Л-410, который уже летает на авиалиниях Чехословакии и Советского Союза. Обсуждаем также внедрение в производство тренировочного реактивного самолета нового типа. Может быть Дельфин и Искра будут иметь совместного наследника. Авиационной промышленности не расширяем. Увеличение производства получаем путем рационального распределения труда, улучшения организации”.

● До дня 5 мая т.г. Завод ВСК Мелец поставил в Советский Союз 175 самолетов Ан-2 из количества предусмотренного в текущем году.

● Аэродром Варшава-Окенце будет оборудован аппаратурой для приземления в трудных атмосферических условиях, при основании облаков 30 м и горизонтальной видимости 400 м (II категория ICAO).

● Аэродромы в Жешове, Кракове и Познани получают аппаратуру для приземления при основании облаков 60 м и горизонтальной видимости 800 м (I категория ICAO).

● Польские Авиалинии ЛЕТ на внутренних линиях поменяют исключительно самолеты Ан-24 и Ил-18. В летнее время открыты новые линии соединяющие Познань с Краковом и Катовице с Кошалином.

● В 1974 г. Польские Авиалинии ЛЕТ получат четвертый самолет Ил-62, который будет носить имя Марии Склодовской-Кюри.

● Авиалиния Варшава-Багдад имеет почти 4 тыс. км и является в настоящее время самой длинной авиалинией среди регулярных трасс Польских Авиалиний ЛЕТ.

● В результате сотрудничества социалистических стран по вопросу исследования и мирного использования космического пространства — 19 апреля 1973 г. был запущен в Советском Союзе искусственный спутник Земли Интеркосмос-Коперник 500. Он будет исследовать электромагнитическое излучение, которого источником являются процессы происходящие в верхних слоях солнечной короны. Излучение это будет регистрироваться радиоспектрографом, спроектированным и произведенным в Польше. Идею эксперимента и концепцию аппаратуры разработали астрофизики др. Ханаш и проф. Горголевски из Торуня. Аппаратура была сконструирована и сделана в Авиационном Институте в Варшаве под руководством др. Лиходзеевского и мгр инж. Кравчика.

● A Polish delegation headed by General Director of the PZL Aircraft Industry Union, Mr Andrzej Jedynak, spent two weeks in France. They were visiting among others such companies as the Aérospatiale at Saint Nazaire, Tarbes and Marignane; Turboméca at Bordes and Tarnos; Dassault-Breguet at Argenteuil and „Europe Falcon Service” at Le Bourget. The delegation visited also aircraft equipment manufactures like SFIM, SFENA, Teleflex, Syneravia, Messier-Hispano, Souriau, Espa, SAMM, Badin-Crouzet and Crouzet, Intertechnique, Air Equipment and Bronzavia. Serious talks were held with President of Aérospatiale, Mr Ziegler; President of Dassault-Breguet; President of Turboméca, Mr Szydłowski and President of the „Equipment” Group of the Union Syndicale des Industries Aéronautiques et Spatiales (USIAS), Mr Larpent. The Polish aircraft industry is looking for a form of co-operation in a number of products like light executive aircraft and helicopters and small turbine engines.

● Attaché commercial of the Embassy of the Socialist Republic of Czechoslovakia in Poland, Josef Krejčí, defined in the following way perspectives of co-operation between the aircraft industries of Czechoslovakia and Poland: „There is an agreement of this co-operation. We have quitted further production of agricultural aircraft. We shall provide ourselves in your country. We do not make helicopters any more. We have turned towards a small passenger airplane, the L-410, which has been already in regular service in Czechoslovakia and the Soviet Union. We are thinking on undertaking production of a new type of a jet training aircraft. It is likely that Delfin and Iskra will have a common successor. We do not develop our aircraft industry. We achieve a growth due to proper labour division, greater shift labour and better organization”.

● Until May 5, the Delta-WSK Works at Mielec delivered 175 An-2 aircraft to the Soviet Union out of those to be delivered this year.

● Warszawa-Okęcie airport will receive facilities permitting landing in difficult weather conditions at cloud base of 30 m and Runway Visual Range of 400 m (Category II, ICAO).

● Airports in Rzeszów, Kraków and Poznań will be provided with facilities permitting landing at cloud base of 60 m and Runway Visual Range of 800 m (Category I, ICAO).

● The Polish Airlines LOT are using solely An-24 and Ил-18 aircraft on domestic routes. New Poznań — Kraków and Katowice — Koszalin services were started for the summer period.

● The Warszawa — Bagdad route is 4 thousand kilometers long and is at present the longest route in the network of regular air connections of the Polish Airlines LOT.

● As a result of co-operation of the Socialist countries in the area of investigation and peaceful uses of outer space, an artificial earth satellite Interkosmos Copernicus 500 was launched in the Soviet Union on April 19, 1973. It is used for research on electromagnetic radiation whose source are disturbances occurring in the upper solar corona. The radiation is recorded by a radiospectrograph designed and built in Poland. Concept of the experiment and design philosophy of the instrument has been developed by astrophysicians dr J. Hanasz and professor S. Gorgolewski of Toruń. The equipment was designed and built at the Aeronautical Institute in Warszawa under the leadership of dr C. Lichodziejewski and Dipl. Ing. Z. Krawczyk.

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Samolot łącznikowo-obszerny Lublin R-XIII

Na początku 1929 r. wytwórnia Plage i Laśkiewicz w Lublinie zbudowała prototyp samolotu łącznikowego Lublin R-X konstrukcji inż. J. Rudlickiego. Dobre własności krótkiego startu i lądowania oraz zadowalające osiągi, jakimi wykazał się prototyp samolotu Lublin R-X zachęciły lotnictwo wojskowe i konstruktora do dalszego rozwoju tego typu. 19.XI.1929 r. Instytut Badań Technicznych Lotnictwa przedstawił wytwórni swe wymagania wobec następcy R-X, a w grudniu 1929 r. Departament Lotnictwa Ministerstwa Spraw Wojskowych — w wyniku prób porównawczych samolotów łącznikowo-obszernych PZL Ł-2, PWS-5 i R-X (które zostały zbudowane w krótkich seriach informacyjnych 5—20 szt.) — wybrał samolot Rudlickiego dla lotnictwa wojskowego polecając jego rozwój. Choć Ł-2 i R-X były równorzędne, wybrany został R-X, gdyż Państwowe Zakłady Lotnicze miały wówczas inne zamówienia, zaś wytwórnia lubelska nie miała zajęć. Inż. Jerzy Rudlicki miał w tym czasie przygotowane dwa projekty wstępne: samolotu szkolno-akrobacyjnego R-XIV oraz łącznikowo-obszernego R-XV, różniącego się od R-XIV dodaniem uzbrojenia i radiostacji oraz zastosowaniem metalowego śmigła Standard Steel oraz kół z hamulcami Bendix. Oba samoloty stanowiły rozwinięcie R-X. Lotnictwu morskiemu była proponowana wersja pływakowa R-XV. Projekty te powstały po opracowaniu projektu samolotu pasażerskiego R-XI i sportowego R-XII; feralny numer XIII został przez konstruktora pominięty.

Pod koniec roku 1929 wytwórnia spodziwała się zamówienia na 15 R-XIV i 15 R-XV. Jednakże Departament Lotnictwa umową z dnia 20.II.1930 r. zamówił tylko 15 samolotów R-XIV, które otrzymały numerację wojskową, a zarazem i fabryczną 51-1 do 54-15 (gdzie 54 było wojskowym numerem tego typu samolotu). Nie budowano prototypu ze względu na duże podobieństwo R-XIV do R-X. Pierwszy egzemplarz R-XIV (54-1) był oblatany przez W. Szulczewskiego w Lublinie na początku czerwca 1930 r. W czerwcu i lipcu 1930 egzemplarz ten przeszedł próby w Instytucie Badań Technicznych Lotnictwa w Warszawie. Pierwsze pięć R-XIV przejęło lotnictwo wojskowe w dniach 8—11 sierpnia 1930 r. Samoloty miały drewniane śmigła Szomańskiego typu Hamilton, jak w samolotach R-X i Fokker F-VIIB/3m. Ostatni R-XIV został dostarczony wojsku 1.VII.1931 r. Samoloty R-XIV były stosowane do treningu w Centrum Wyszczolenia Lotniczego w Dęblinie oraz w eskadrach treningowych pułków lotniczych. Lotnictwo sportowe używało R-XIV SP-AFD. W. Szulczewski w marcu 1931 r. na SP-AFD na

nartach uczestniczył w rajdzie Aeroklubu Warszawskiego do Estonii.

Wytwórnia w ramach serii R-XIV miała obowiązek dostarczyć jeden egzemplarz wyposażony w obrotnicę k.m., radiostację i urządzenie do podchwytowania meldunków, czyli odpowiadający wymaganiom stawianym R-XV. Zostały jednak wykonane dwa samoloty spełniające powyższe wymagania. Pierwszy, oznaczony później numerem 56-1 i nazwany prototypem R-XIII, miał skrzydło z krótkimi lotkami jak R-XIV, zmniejszony statecznik pionowy i nie miał wiatrochronu przed drugą kabiną, która otrzymała podwieszoną rurkową lukową podstawę k.m., a tył kadłuba był od góry płaski. Samolot otrzymał wiatraczkową prądnicę nad płatem i został wyposażony w światła pozycyjne.

Drugi samolot to R-XIV nr 56-15. Na tym samolocie dla zwiększenia sterowności poprzecznej wydłużono lotki, które uprzednio sięgały od końca skrzydeł do zastrzałów. Samolot otrzymał obrotnicę k.m. na wysokiej bębnowej obudowie oraz zaokrągloną górę tyłu kadłuba. Zamocowanie prądnicy na krawędzi natarcia płata zostało podparte dwiema rurkami do kadłuba. Samolot był przekazany do prób w IBTL. Tam podczas lotu, gdy był pilotowany przez płk. J. Kossowskiego, w wyniku intensywnej akrobacji nastąpiło ścięcie sworzni mocującego drążek sterowy. Pilot pozbawiony możliwości sterowania wyskoczył na spadochronie. Natomiast samolot bez pilota wykonał prawidłowe lądowanie na polu i zatrzymał się w rowie. Konstruktor po tym wydarzeniu uznał, że liczby XIV i XV są pechowe i zdecydował się prototypowi samolotu łącznikowo-obszernego nadać oznaczenie R-XIII. Samolot 54-15 stał się rzeczywistym prototypem seryjnych R-XIII.

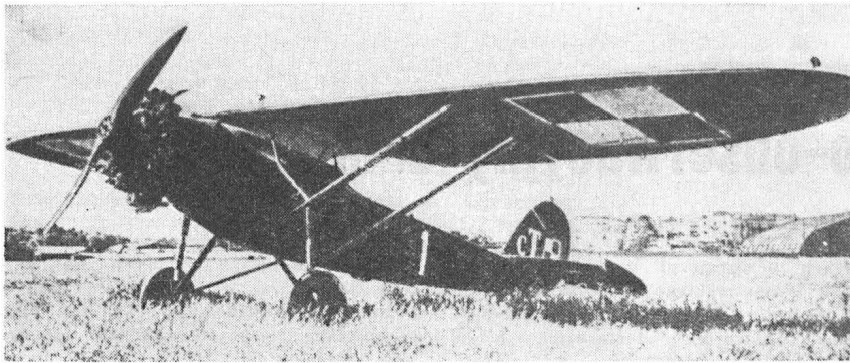
21.VII.1931 r. Departament Lotnictwa zamówił serię 50 R-XIII. Do produkcji R-XIII wytwórnia przystąpiła we wrześniu 1931 r., a pierwszy egzemplarz seryjny gotów był 7.VI.1932 r. Kilka pier-

wszych samolotów seryjnych (np. 56-3) były identyczne z prototypem 56-1, a później zmodyfikowano je tak jak egzemplarz 54-15. Pierwsze 30 samolotów z obrotnicą TO-7 otrzymały oznaczenie R-XIIIA i numery 56-2 do 56-31, a następne 20 — oznaczenie R-XIIIB, obrotnicę Rudlickiego R-2 oraz numery 56-32 do 56-52. Ostatni egzemplarz z tej serii przekazano wojsku 11.III.1933 r. Egzemplarze nr 56-12, 56-13, 56-20, 56-48, 56-51 nie otrzymały obrotnicy lecz tylną kabinę pasażerską. Były to egzemplarze dyspozycyjne Departamentu Aeronautyki. Samolot nr 56-12 z metalowym śmigłem był maszyną sztabową płk. L. Rayskiego. Samoloty te zostały następnie przekazane Aeroklubowi Rzeczypospolitej Polskiej. Samolot 56-12 otrzymał rejestrację SP-AFD (taką samą jak uprzednio jeden R-XIV) na wiosnę 1933 r., samoloty 56-13 i 56-20 otrzymały w sierpniu 1934 r. znaki SP-AND i SP-ANF, samolot 56-48 otrzymał znaki SP-AKK, zaś egzemplarz 56-51 został przerobiony na rajdowy, co niżej opisano. W dniach 12—28.IV.1933 r. dwa cywilne R-XIII (w tym SP-AFD) pilotowane przez W. Makowskiego i J. Lewoniewskiego wzięły udział w rajdzie bałkańskim na trasie Warszawa — Lwów — Czerniowce — Jassy — Bukareszt — Sofia — Belgrad — Zagreb — Wiedeń — Bratysława — Praga — Brno — Warszawa. Seryjne wojskowe R-XIIIA i R-XIIIB w latach 1932—1933 weszły do użytku w eskadrach wywiadowczych polskiego lotnictwa.

Ze względu na zainteresowanie Morskiego Dywizjonu Lotniczego samolotem R-XIII, jesienią 1931 r. prototyp nr 54-15 postawiono na pływaki drewniane. W zimie 1931/32 został on wypróbowany w Morskim Dywizjonie Lotniczym w Pucku, gdzie otrzymał numer 700 i stanowił prototyp wersji wodnej oznaczonej R-XIII bis/hydro. Jeszcze w 1931 r. wpłynęło zamówienie na R-XIII bis/hydro z drewnianymi pływakami płaskodennymi i wolantami — dla Morskiego Dywizjonu Lotniczego. Samoloty zbudowano w 1932 r. i dostarczono pod ko-

Samolot szkolno-akrobacyjny Lublin R-XIV





Prototyp samolotu R-XIII (nr 56-1) z krótkimi lotkami

niec tegoż roku. Te trzy wodnosamoloty otrzymały numery 701, 702 i 703. Konstrukcja pływaków pozwoliła później na zastosowanie tych samolotów przez Eskadrę Rzeczną Flotyli Pińskiej. Samoloty miały zapasowe podwozia lądowe, które można było zakładać zamiast podłodzi. Na jednym R-XIII bis założono w lecie 1932 r. na silniku pierścieni Townenda, co poprawiło osiągi. W roku 1933 samolot nr 702 dostosowano do szkolenia w pilotażu bez widoczności ziemi — w podobny sposób jak opisane R-XIIB przy przeróbce na R-XIII. Samoloty R-XIII bis wytwórnia oferowała Estonii, lecz do zamówienia nie doszło.

19.IX.1932 r. wytwórnia otrzymała od Departamentu Aeronautyki zamówienie na 120 R-XIII, w tym 50 R-XIIC i 70 wersji zmodyfikowanej. R-XIIC różnił się nieznacznie od R-XIIB; miał nieco zmienione wyposażenie i ulepszone urządzenie do podchwytywania meldunków. Produkcję R-XIIC rozpoczęto 6. II.1933 r., a pierwsze dostawy nastąpiły 18.V.1933 r. Dodatkowa klauzula do umowy zmieniła liczbę samolotów ze 120 na 170, z tego 48 R-XIIC, 2 prototypy R-XIIE i R-XIIF z silnikami 300 KM, 95 R-XIID i 25 samolotów z silnikiem G-1620. Ostatni seryjny R-XIIC został przekazany wojsku 10.I.1934 r. Seria 48 R-XIIC nosiła numery od 56-52 do 56-99. Cztery egzemplarze R-XIIC o numerach 56-56, 56-57, 56-58 i 56-59 przystosowano do szkolenia bez widoczności ziemi. Ich ciężar własny wzrósł z 890 kg do 929 kg.

Wersja R-XIID, zaprojektowana w 1932 r. była poważnie zmodyfikowana w porównaniu do poprzednich odmian R-XIII. Otrzymała ona pierścien Townenda wypróbowany w 1932 r. na R-XIII bis. Przód silnika osłonięto wypukłą osłoną z regulowaną żaluzją. Osłonięto chłodnicę oleju, śmigło otrzymało mały kołpak. Zastosowano obrotnicę typu KZA. Golenie podwozia otrzymały wspólne oprofilowanie z płótna. Długość samolotu wzrosła o 0,25 m. Pierwszy egzemplarz R-XIID (nr 56-102) został przekazany do prób w IBTL 28.II.1933 r. Jego ciężar wynosił 915 kg. Następnie w lecie 1933 r. zbudowano dalszych 5 R-XIID, równoległe z produkcją R-XIIC. Ciężar własny tych samolotów zmniejszono do 904 kg. Te R-XIID, o bardzo starannym wykończeniu i wyposażone w owiewki kół, przygotowano na lot eskadry pięciu R-XIID pod dowództwem L. Rayskiego

do ZSRR w celu wzięcia udziału w obchodach 16 rocznicy powstania Związku Radzieckiego. Na początku listopada 1933 r. eskadra wystartowała w Warszawie, lecz z powodu złej pogody samoloty doleciały tylko do Mińska Białoruskiego, a delegacja udała się do Moskwy pociągiem. Była to rewizyta polskiego lotnictwa na wizytę lotników radzieckich w Polsce na wiosnę 1933 r. Seryjne R-XIID były dostarczane wojsku od 22.III.1934 r. do 2.III.1935 r. Samoloty R-XIID nosiły numery od 56-102 do 56-196. Od egzemplarza 56-116 ciężar własny samolotów zmniejszono do 890 kg, natomiast od połowy serii (około nr 56-150) ciężar własny wzrósł do 956 kg w wyniku zmian wyposażenia (m.in. wprowadzono obrotnicę typu SS-32 bis, zastosowano koła PZL z tarczami blaszanymi). Trzy egzemplarze R-XIID ze zdemontowaną obrotnicą w tylnej kabine otrzymał w 1934 r. (jeden 56-127 w maju i dwa w sierpniu) Aeroklub Rzeczypospolitej Polskiej. Samoloty otrzymały znaki rejestracyjne SP-ANE (nr 56-145), SP-ANG (nr 56-148) i SP-AMG (nr 56-127).

Podczas remontów samoloty R-XIIIA, B i C były modyfikowane do postaci R-XIID. M.in. obrotnicę wymieniono na typ SS-32 bis oraz wymieniono koła na typ PZL. Wówczas na samolotach zmieniano również oznaczenie (np. R-XIID nr 56-27). Niektóre samoloty otrzymały jedynie pierścien Townenda, bez osłony z żaluzją, a golenie podwozia nie zostały pokryte płótnem. Część samolotów R-XIII otrzymała podczas remontów lotki o zmienionej konstrukcji, bez skrzydełek odciążających umieszczonych nad lotkami.

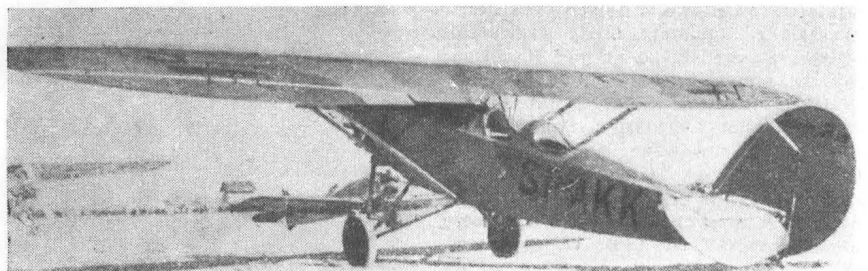
W czasie przygotowań do międzynarodowych zawodów lotniczych Challenge 1934 sześć R-XIIB dostosowano do treningu w pilotażu bez widoczności ziemi (zwanego wówczas ślepym pilotażem);

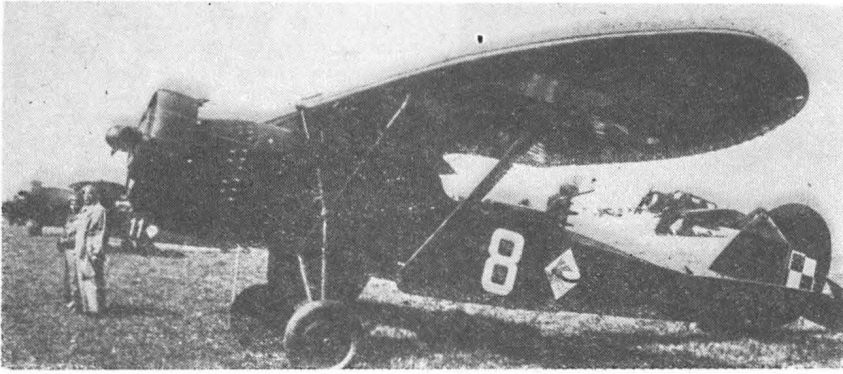
nosiły one numery 56-34, 56-35, 56-37, 56-41, 56-47. Samoloty były oznaczane R-XIII. Miały one przednią kabinę zamkniętą nieprzezroczystą żaluzją, tylną zaś podniesioną w górę. Równocześnie podniesiono w górę oprofilowane przodu kadłuba ze względu na umieszczenie na górze kadłuba dodatkowego zbiornika paliwa oraz podwyższono owiewkę za drugą kabiną. Zasięg samolotów przekraczał 1200 km. Samoloty te przez czerwiec i lipiec 1934 r. były używane przez polską ekipę na Challenge, trenującą w Warszawie. M.in. wykonano na nich przeloty bez lądowania na trasie Warszawa — Paryż i Paryż — Warszawa. Następnie samoloty powróciły do lotnictwa wojskowego W. jesieni 1934 r. dwa R-XIIIA nr 56-10 i 56-22 przerebiono na R-XIII.

Prawdopodobnie w Centrum Wyszkożenia Lotniczego w Dęblinie trzy lub cztery egzemplarze R-XIID dostosowano do pilotażu bez widoczności ziemi przez zakładanie na miejsce obrotnicy półkulistej żaluzji z segmentów mlecznego celulozoidu, składanej do przodu i do tyłu. Kilka egzemplarzy R-XIII w wersji łącznikowej (staranniej oprofilowane i bez uzbrojenia) służyły w 5 eskadrze sztabowej 1 pułku lotniczego (w dyspozycji Dowództwa Lotnictwa) na lotnisku mokotowskim w Warszawie.

Wojskowe R-XIII były również stosowane do holowania szybowców po zamontowaniu specjalnej ramy z rur stalowych na kadłubie oraz nad kadłubem rury z zaczepem liny holowniczej. Na II Międzynarodowym Meetingu Lotniczym w maju 1933 r. zademonstrowano na lotnisku mokotowskim w Warszawie równoczesny hol 3 szybowców (Komar, SG-21 i SG-28) za R-XIII, a podczas Meetingu Lotniczego w Warszawie (14-15.IX.1935 r.) z okazji zawodów balonowych Gordon-Bennetta — hol samolotu

R-XIIB nr 56-48 SP-AKK z tylną kabiną pasażerską, używany przez aeroklub





Seryjny łącznikowo-obszaryjny R-XIIID (nr 56-159) z 46 eskadry

RWD-8 bez śmigła za R-XIII pilotowanym przez J. Rzewnickiego.

5.V.1933 r. Morski Dywizjon Lotniczy zamówił 10 R-XIII ter/hydro. Samoloty były pływakową wersją R-XIIID. Otrzymały obrotnice typu KZA. Samoloty te nosiły numery 704 do 713. Każdy samolot miał wymienny komplet podwozia kołowego i nart. R-XIII ter/hydro miał wolant, pływaki metalowe Short, a jego podłodzie było wykrzyżowane między pływakami rurami, a nie cięgnami jak u R-XIII bis/hydro. Metalowe pływaki dla R-XIII wzorowane na pływakach Short były później wykonywane w PZL. Pływaki były wymienne z drewnianymi pływakami od R-XIII bis. Na jednym z samolotów wypróbowano zastosowanie metalowego śmigła nastawnego Standard-Steel. Samoloty R-XIII ter zostały dostarczone do bazy Dywizjonu Morskiego w Pucku na wiosnę i latem 1934 r. Wówczas R-XIII bis otrzymała Eskadra Rzeczna Flotyli Pińskiej stacjonująca na rzece Prypeć w Pińsku. Gdy w 1937 r. eskadry zlikwidowano, samoloty zostały przewiezione do Pucka i skasowane.

23.V.1934 r. dla Morskiego Dywizjonu Lotniczego zostało zamówione 6 R-XIIIG. Ponadto jeden lądowy R-XIII wytwórnia wykonała dla Dywizjonu Morskiego w zamian za czwarty R-VIII bis, którego przebudowy nie dokończono, a przeznaczono go na części zamienne. Samoloty R-XIIIG otrzymały numery od 714 do 720. R-XIIIG różniły się tylko nieznacznie od R-XIII ter i R-XIIID. Samoloty te miały podwozia lądowe wymieniane na metalowe pływaki Short oraz wyposażone były w metalowe śmigło Standard-Steel, drążki sterowe (zamiast wolantów jak w poprzednich wodnosamolotach R-XIII) oraz obrotnice SS-32 bis. Samoloty te w Pucku zostały postawione na pływaki. Ostatni z R-XIIIG został dostarczony 15.IV.1935 r.

W końcu kwietnia 1933 r. został oblatany przez W. Szulczewskiego egzemplarz R-XIII w wersji rajdowej, (nr fabr. 55-51) oznaczony początkowo R-XXIII, a później R-XIIIDr. Był on przeróbką R-XIIIB z tylną kabiną pasażerską. Samolot z inicjatywy kpt. S. Karpińskiego i z pomocą Ligi Morskiej i Kolonialnej był przygotowywany do rajdu do Australii. Samolot ten — podobnie jak prototyp R-XIIIE otrzymał metalowe śmigło, szerszy pierścień osłony silnika, sztuczny horyzont i bu-

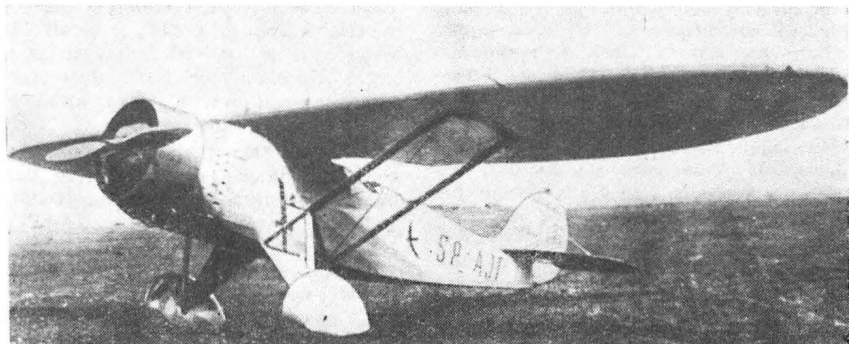
solę giroskopową, owiewki na koła, owiewkę między kadłubem a statecznikiem pionowym — zmieniającą nieco obrys usterzenia, większe zbiorniki na 900 l paliwa w kadłubie (pozwalające na 20 godzin lotu i mogące służyć jako pływaki w razie wodowania) i w związku z tym trochę wyższy kadłub. Zasięg samolotu wynosił 3400 km. Samolot wiosną 1933 r. przeszedł próby w IBTL. W jesieni 1933 r. został poważnie uszkodzony, a następnie wyremontowany i użytkowany. W czerwcu 1934 r. samolot otrzymał cywilne znaki rejestracyjne SP-AJT. W 1935 r. samolot ponownie wyremontowano przygotowując go do rajdu. Nadano mu wówczas nazwę Błękitny Ptak. Na tym samolocie kpt. pil. S. Karpiński z mech. W. Rogalskim wykonał w dniach 21.X.—10.XI.1935 r. przelot długości 11 138 km na trasie Warszawa — Bukareszt — Stambuł — Adana — Aleppo — Bagdad — Buszır — Djask — Karaczi — Djodhpur — Allahabad — Kalkuta — Akjab — Rangun — Bangkok — Preczubab (Kohlak). Miał to być lot do Australii i z powrotem, długości 42 000 km, lecz samolot został rozbity 10.XI.1935 r. przy starcie z grząskiego lotniska Kohlak w Syjamie. Samolot z pogiętym śmigłem, połamanym silnikiem, wgiętym przodem kadłuba i uszkodzonym lewym skrzydłem przewieziono statkiem do Polski. W 1936 r. samolot skasowano.

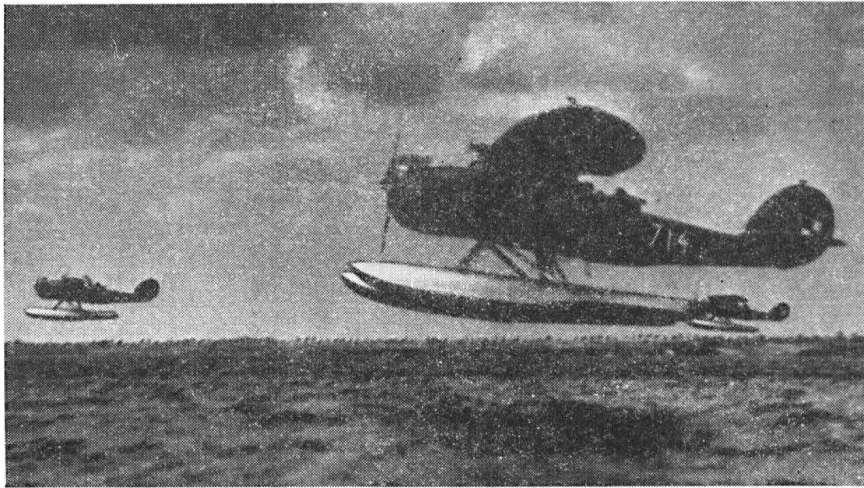
Po udanych próbach przeprowadzonych przez inż. J. Rudlickiego z usterzeniem pomysłu Rudlickiego (zwanym też motylkowym) we wrześniu 1931 r. na samolocie Hanriot H-28 (nr fabr. 30-83), konstruktor opracował odmianę R-XIII z takim usterzeniem. Samolot otrzymał

oznaczenie R-XIX. Powstał on w 1932 r. z przeróbki prototypu R-XIII (nr fabr. 56-1), ze skrzydłem o krótkich lotkach, jak u R-XIV. Oblatany był w Lublinie przez W. Szulczewskiego. Następnie został zademonstrowany na lotnisku mokotowskim w Warszawie przed przedstawicielami IBTL i Departamentu Aeronautyki przez W. Szulczewskiego oraz płk. J. Kossowskiego, który dał na samolocie pokaz akrobacji (korkociąg, pętla, przewrót przez skrzydło). Właściwości pilotażowe samolotu były dobre, a pole ostrzału do tyłu — szczególnie korzystne. Jednakże szef Dep. Aeronautyki, nie ufając nowym pomysłom, kazał próby płatowca przerwać, a samolot rozmontować i przewieźć do wytwórni. Ponieważ był to egzemplarz już poprzednio przeznaczony do kasacji — wkrótce zakończył swój żywot. Usterzeniem Rudlickiego zainteresował się Instytut Aerodynamiczny w Warszawie, gdzie badano modele ze wznosem dodatnim i ujemnym oraz za granicą, m.in. angielski instytut lotniczy w Farnborough. Pomysł Rudlickiego zapoczątkował stosowanie na świecie usterzenia tego rodzaju m.in. na seryjnie produkowanym samolocie amerykańskim Beech Bonanza.

W roku 1935 inż. J. Teisseyre i A. Zdaniewski opracowali pomysł usterzenia pionowego opuszczanego w locie — dla zwiększenia pola ostrzału tylnego strzelca. Usterzenie takie zostało zrealizowane w Podlaskiej Wytwórni Samolotów na jednym z seryjnych egzemplarzy R-XIII. Samolot przeszedł próby z pomyślnym wynikiem. Następnie w LWS zaprojektowano usterzenie tego systemu do samolotu LWS-3 Mewa.

5. Rajdowy R-XIII Dr Niebieski Ptak kpt. S. Karpińskiego





Patrol wodny samolotów R-XIIG/hydro nad Zatoką Pucką

Fot. Arch. Dosk. Mech.

W związku z życzeniem Departamentu Aeronautyki zastosowania na R-XIII polskiego silnika G-1420 A Mors A o mocy 340–410 KM inż. J. Rudlicki opracował w grudniu 1932 r. projekt zmodyfikowanej odmiany tego samolotu, oznaczony R-XXI. Projekt ten wziął udział w konkursie na następcę R-XIII, współzawodnicząc z dwoma projektami PWS oraz zwyciężskim projektem RWD-14. Departament Aeronautyki we wrześniu 1932 r. zamówił dwa prototypy R-XIII z silnikami Mors, oznaczone R-XIII E i R-XIII F. Następnie zdecydowano, że na R-XIII E zostanie zabudowany 7-cylindrowy silnik Gnôme-Rhône 7K Titan o mocy 360 KM oraz metalowe śmigło Gnôme-Rhône nr 93. Budowę prototypu R-XIII E (nr 56-100) rozpoczęto w lipcu 1933 r., a zakończono 24.I.1934 r. Ciężar własny samolotu wynosił 1080 kG. Nie otrzymał on uzbrojenia, a jedynie obrotnicę. Samolot miał bardziej okrągły kadłub niż seryjnie produkowane R-XIII. W 1934 r. przeszedł on próby w IBTL, lecz wobec budowy R-XIII F z polskim silnikiem Mors, służył jedynie do prób porównawczych. Podobno na R-XIII E zamontowano 4 wyrzutniki na bomby 50 kG.

W lipcu 1933 r. rozpoczęto również budowę prototypu R-XIII F (nr 56-101) z silnikiem Mors 340 KM. Ponieważ był to silnik prototypowy, zabudowa silnika przeciągnęła się w czasie. W 1934 r. uruchomiono produkcję 50 silników Mors A przewidzianych do serii zamówionych 25 samolotów R-XIII F. Prototyp R-XIII F był gotów 3.XI.1933 r. Miał on metalowe śmigło Letov HA nr 212. Po pożarze silnika Mors na tym samolocie 28.VIII.1934 r. w 1935 r. podjęto decyzję zamontowania na nim silnika Wright 220 KM. 5.IX.1934 r. rozpoczęto produkcję serii 25 R-XIII F, które otrzymały numerację począwszy od nr 58-1. Samoloty seryjne otrzymały śmigła drewniane Szomańskiego, nie miały pierścienia Townenda na silniku, zaś boki ich kadłuba były zaokrąglone jak w projekcie R-XXI. Umową nr 163/34 z 1934 r. liczbę zamówionych R-XIII F zwiększono do 50 sztuk. Pierwszy seryjny R-XIII F (58-1) był gotowy 22.VII.1935 r. Pierwsze dwa egzemplarze przeszły w 1935 r. próbną eksploatację w

4 i 6 pułku lotniczym. Stwierdzone usterki urządzenia do podchwytywania meldunków stały się przyczyną wydania, z góry zaplanowanej przez Departament Aeronautyki, złej opinii o samolotach. Wówczas Departament Aeronautyki, aby spowodować bankructwo wytwórni — cofnął zamówienie na samoloty R-XIII F. Do 21.XI.1935 r. wytwórnia dostarczyła 7 R-XIII F. Pozostałe samoloty w budowie (18 sztuk) zostały wycenione jako złom. Wytwórnia ogłosiła pod koniec 1935 r. upadłość i została przejęta przez państwo. Upaństwowiona wytwórnia otrzymała nazwę Lubelska Wytwórnia Samolotów. Po jej utworzeniu na początku 1936 r. Departament Aeronautyki wznowił zamówienie na R-XIII F i wytwórnia bez strat finansowych wznowiła działalność. Prócz 18 płatowców przejętych po Plage i Laśkiewiczu — LWS zbudował 32 R-XIII F, czyli razem 50 sztuk w latach 1936–1938. Samoloty te nosiły numery 58-8 do 58-57. Wszystkich R-XIII F zbudowano wraz z prototypami 58 sztuk, z czego 32 zbudowane w LWS miały silnik Wright 220 KM. Samoloty R-XIII F z silnikami Mors używane były do szkolenia i treningu, m. in. w Dęblinie, a bez uzbrojenia, jako tzw. sztabowe, m. in. w 5 eskadrze sztabowej (w dyspozycji Dowództwa Lotnictwa) i Pułku Lotniczego stacjonującej na lotnisku mokotowskim.

R-XIII, zwany potocznie czasem „pasikonikiem” był udanym samolotem łącznikowo-obszernym jak na pierwszą połowę lat trzydziestych. Miał on bardzo krótki start i lądowanie oraz dobre własności pilotażowe. Był on przez lata 1933–1939 podstawowym samolotem w eskadrach towarzyszących. Łącznie wyprodukowano 288 samolotów R-XIII i R-XIV, w tym 15 R-XIV, 20 R-XIII wodnych oraz 253 R-XIII lądowych (z tego 226 z silnikiem 220 KM). Były to samoloty wojskowe, a tylko kilka używało lotnictwo sportowe.

W latach 1932–1936 utworzono 33 plutony łącznikowe, po 3 samoloty każdy. W jesieni 1937 r. zreorganizowano te jednostki lotnicze łącząc po dwa plutony w eskadrę, równocześnie likwidując część z nich. W latach 1937–1938 w R-XIII wyposażono 12 eskadr: 13 i 16 esk. obserwacyjną 1 pułku lotniczego w Warszawie, 23 i 26 esk. 2 pl. w Kra-

kowie, 33 i 36 esk. 3 pl. w Poznaniu, 43 i 46 esk. 4 pl. w Toruniu, 53 i 56 esk. 5 pl. w Lidzie oraz 63 i 66 esk. 6 pl. we Lwowie. W tym okresie, razem z samolotami w szkolnictwie i rezerwie, lotnictwo użytkowało 225 R-XIII.

Od 1936 r. R-XIII miały być stopniowo zastępowane przez samoloty RWD-14 Czapla. Opóźnienie produkcji Czapli spowodowało, iż tylko pięć eskadr R-XIII przebrojono na Czaple i to dopiero w 1939 r. W tymże roku zostały wyprodukowane pierwsze samoloty LWS-3 Mewa, które miały zastąpić wszystkie R-XIII w eskadrach.

W roku 1939 polskie lotnictwo wojskowe używało około 150 R-XIII, z czego 50 R-XIII D i R-XIII C w jednostkach bojowych, 30 w szkolnictwie, 30 w rezerwie i około 40 w remontach. W 1939 r. eskadry 13, 23, 33, 53 i 63 zostały przebrojone na Czaple. We wrześniu 1939 r. 16 eskadra obserwacyjna wchodziła w skład lotnictwa łącznikowego stanowiącego wraz z brygadą pościgową i brygadą bombową lotnictwo dyspozycyjne naczelnego wodza. Natomiast pozostałe eskadry wchodziły w skład lotnictwa armijnego: 26 esk. w skład lotnictwa armii Kraków, 36 esk. — armii Poznań 43 i 46 esk. — armii Pomorze, 56 esk. — armii Karpaty.

We wrześniu 1939 r. na R-XIII G/hydro z Morskiego Dywizjonu Lotniczego biorącego udział w obronie Helu wykonano tylko dwa loty bojowe. Por. J. Rudzki z por. obs. Juszczakiewiczem wykonali lot rozpoznawczy w nocy z 6 na 7 września oraz następny w nocy z 7 na 8 września na R-XIII nr 714, podczas którego ostrzelali w Gdańsku Niemców świętujących z powodu zdobycia Westerplatte. 8.IX.1939 r. wszystkie R-XIII Dywizjonu Morskiego zostały zbombardowane koło Juraty.

W kampanii wrześniowej 1939 r. samoloty R-XIII przeprowadzały obserwację pola walki i jego zaplecza oraz służyły do łączności. Podczas działań wojennych w ramach uzupełnień przybyło około 5 R-XIII, czyli przeszło 50 samolotów tego typu brało udział w walkach.

Podczas obrony Warszawy na lotnisku mokotowskim odbito z rąk Niemców 2 R-XIII i uruchomiono 1 R-XIII będący eksponatem w Technicznej Szkole Podchorążych Lotnictwa. Samoloty te wy-

konywały loty bojowe. Spośród lądowych R-XIII biorących udział w kampanii wrześniowej około 40 uległo zniszczeniu (w tym około 7 zestrzelone przez zdeorientowane oddziały polskie), a około 10 ewakuowano do Rumunii. Wraz z samolotami z eskadr szkolnych i treningowych znalazło się w Rumunii 17 R-XIII. Jeden R-XIII wylądował w ZSRR, jeden na Węgrzech i jeden w Słowacji. Kilkanaście R-XIII zdobyło lotnictwo niemieckie.

KONSTRUKCJA

R-XIII — dwumiejscowy samolot łącznikowo-obszaryjny (tzw. towarzyszący) mieszanej konstrukcji o układzie zastrzałowego górnopłata typu parasol.

Kadłub kratownicowy spawany z rur stalowych, kryty płótnem. Góra i przód kadłuba kryte blachą duralową. Przednia część kratownicy kadłuba wykryżowana rurami, tylna — drutem. Wieżyczka do mocowania płatów oraz piramidki boczne do mocowania podwozia i zastrzałów — integralne z kratą kadłuba. Tablica przyrządów wyposażona różnie w poszczególnych wersjach m. in. w prędkościomierz Bađin z zakrętomierzem i chylomierzem, dwa wysokościomierze, busole, sztuczny horyzont, manometry oleju i paliwa, termometr oleju i zegar czasowy. Sterownice w obu kabinach, w tylnej kabinie drążek wyjmowany. Fotele dostosowane do spadochronów siedzeniowych. Kabiny otwarte. Przednia kabina — pilota, osłonięta wiatrochronem. Tylna kabina w R-XIII — obserwatora, wyposażona w obrotnicę k.m. (typu TO-7, R-2, KZA, lub SS-32 bis produkcji Wytwórnicy Części Lotniczych W. Stelmaszczyka w Lublinie) z unoszonym do góry kablakiem z rury, na którym był zamocowany k.m., co ułatwiało strzelanie do góry i w dół.

Część samolotów była wyposażona w radiostację RKL/D w tylnej kabinie i fotoaparatus do zdjęć pionowych. Część samolotów miała pod kadłubem opuszczany podchwytywacz meldunków wykonany z rurek lub linkę z kotwiczka. Przed kabiną — bagażnik. Podwozie główne dwukołowe, o rozstawie 2,54 m, trójgoleniowe, z amortyzatorami olejowo-powietrznymi. Koła 550 × 125 mm, z tarczami stożkowymi lub wypukłymi (PZL), wymienne z drewnianymi narciami. Płozą ogonowa samonastawna, amortyzowana sznurem gumowym. W wersji wodnej — podłozie z rur stalowych i dwa metalowe pływaki Short ze sterami wodnymi.

Plat prostokątno-eliptyczny, dwudzielny, drewniany, dwudźwigarowy, kryty sklejką do przedniego dźwigara, dalej — płótnem, wsparty na piramidce z rur stalowych i podparty dwiema parami duralowych kroplowych zastrzałów wykryżowanych cięgnami profilowymi. Profil płata zmodyfikowany Clark Y. Lotki ze skrzydełkami odciążającymi. Usterzenie spawane z rur stalowych, kryte płótnem. Stateczniki usztywnione drutami. Statecznik poziomy przedstawialny w locie. Stery z rogowym odciążeniem aerodynamicznym.

U z b r o j e n i e: 1 k.m. Vickers K lub Lewis obserwatora kal. 7,7 mm albo 2 k.m. obserwatora. Rakietnica i 24 rakiety sygnalizacyjne. Zapas amunicji — 3 ładownice po 97 naboju. Uchwyty do zawieszania wyrzutnika bombowego Świąteczkiego SW 16 × 10. W wersji wodnej ponadto małe bomby głębinowe.

Silnik chłodzony powietrzem 9-cylindrowy, gwiazdowy, Skoda-Wright Whirlwind J5 o mocy nominalnej 220 KM przy 1800 obr/min, mocy startowej 240

KM o ciężarze 250 kG. W R-XIII silnik gwiazdowy 7-cylindrowy Gnôme-Rhône 7K Titan Major o mocy nominalnej 360 KM przy 2000 obr/min o ciężarze 280 kG. W R-XIII F silnik 9-cylindrowy gwiazdowy Skoda G-1620A o mocy nominalnej 340 KM przy 2000 obr/min, mocy startowej 410 KM i ciężarze 242 kG. Łoże spawane z rur stalowych. Osłona silnika i przodu kadłuba z blachy duralowej. Śmigło dwułopatowe, drewniane, stałe, Szomański-Hamilton o średnicy 2,7 m. Zbiornik na 200 l paliwa (normalny zapas paliwa 180 l) w przodzie kadłuba za silnikiem, nitowany z duralu, awaryjnie wyrzucany. W R-XIV zbiornik na 135 l paliwa. Przelotowe zużycie paliwa 45 l/h.

M a l o w a n i e. Prototypy malowane od góry na zielonooliwkowy, a od spodu na jasnoniebiesko. Samoloty lądowe malowano od góry w plamy maskujące jasnobrązowo-zielono-brązowe, zaś od spodu na jasnoniebiesko. Na sterze kierunku napis Lublin R-XIII. Wodnosamoloty były jasnostalowo-szare (kolor morski). Na samolotach R-XIII lądowych i wodnych szachownice, od spodu płata duże, od góry płata — małe (jak na sterze kierunku) umieszczone niesymetrycznie. Egzemplarze sportowe nosiły malowanie wojskowe (np. początkowo SP-AKK) lub srebrne z czerwonymi krawędziami płata i usterzenia, osłoną silnika i pasem wzdłuż kadłuba. (np. SP-ANG, później SP-AKK). SP-AJT był malowany na jasnoniebiesko ze stopniowaniem koloru od ciemnego na osłonie silnika do jasnego z tyłu kadłuba. Na obu bokach kadłuba miał wymalowaną jaskółkę, a z prawej strony kadłuba, poniżej pierwszej kabiny napis Polska i na przodzie kadłuba napis: Zakłady Mechaniczne Plage i Laśkiewicz Lublin. Na sterze kierunku napis: Lublin R-XIII i Made in Poland oraz znak ARP, a na stateczniku pionowym napis: Aeroklub Rzeczypospolitej Polskiej.

Dane techniczne

Wersje samolotu	R-XIV proto- typ	R-XIV	R-XIII proto- typ	R-XIII A/B	R-XIII C	R-XIII D	R-XIII G ładowy	R-XIII bis/ /hydro	R-XIII ter/ /hydro	R-XIII G/ /hydro	R-XIII Dr	R-XIII E	R-XIII F proto- typ	R-XIII F
Rozpiętość [m]	13,25	13,25	13,25	13,25	13,25	13,25	13,25	13,25	13,25	13,25	13,25	13,25	13,25	13,25
Długość [m]	8,20	8,20	8,20	8,20	8,20	8,46	8,46	9,13	9,13	9,4X	8,46	8,46	8,46	8,46
Wysokość [m]	2,76	2,76	2,76	2,76	2,76	2,76	2,76	3,08	3,08	3,08	2,76	2,76	2,76	2,76
Pow. nośna [m ²]	24,5	24,5	24,5	24,5	24,5	24,5	24,5	24,5	24,5	24,5	24,5	24,5	24,5	24,5
Ciężar własny [kG]	825	800	870	890— —910	890— —910	887— —956	948	998	1031	1094	1060	1080	969	1033
Ciężar użyteczny [kG]	291	290— —337	430	400— —394	400 ^x	443	440 ^x	402	394	331	1040	440 ^x	430	512
Ciężar całkowity [kG]	1116	1090— —1137	1300	1290— —1304	1310 ^x	1330	1342	1400	1425	1425	2100	1520 ^x	1400	1545
Obciążenie powierzchni [kG/m ²]	45,6	46,5	53,2	53,2	53,5 ^x	54,3	55,0	57,1	58,2	58,2	86,0	62,5 ^x	57,1	63,0
Obciążenie mocy [kG/ /KM]	5,1	5,2	5,9	5,9	5,9 ^x	6,0	6,1	6,4	6,5	6,5	9,5	4,2 ^x	4,1	4,6
Prędkość maksymalna [km/h]	195	198	185	177	180	185— —195*	185	170	175	175	196*	215 ^x	215	198 ^x
Prędkość przelotowa [km/h]	170 ^x	175 ^x	165 ^x	155 ^x	160 ^x	165 ^x	165 ^x	150 ^x	155 ^x	155 ^x	170	190 ^x	190 ^x	180 ^x
Prędkość minimalna [km/h]	...	85	90 ^x	...	76	76	...	120 ^x
Wznoszenie [m/s]	5,0	4,3 ^x	4,3	3,5	3,5 ^x	4,2	3,5	3,3 ^x	3,2	3,2	1,6 ^x
Pułap [m]	5625	4500	4120	4100	4100 ^x	4450	4000	3900 ^x	3800	3800	1900 ^x
Zasięg [km]	500	500	600 ^x	600	600 ^x	600 ^x	450	450	450	450	3400
Rozbieg [m]	68

* — przy ciężarze użytecznym 250—300 kG x — dane przybliżone

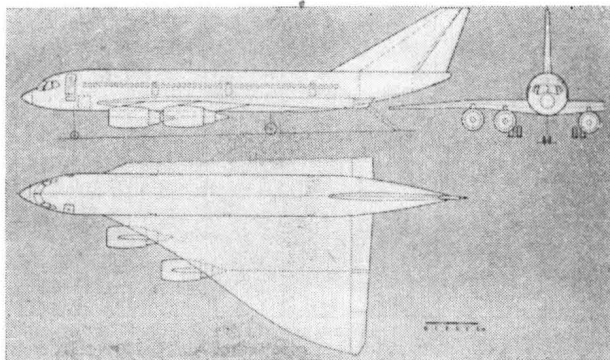
PROJEKT SAMOLOTU STOL ZE SKRZYDŁEM DELTA

Właściwości STOL dużych odrzutowych samolotów pasażerskich można uzyskiwać za pomocą środków konwencjonalnych (samoloty CSTOL), tj. przez zwiększenie ciągu, zmniejszenie obciążenia powierzchni nośnej i zastosowanie skomplikowanego systemu klap, oraz środkami niekonwencjonalnymi jakimi są dodatkowe silniki nośne, odchylane strumienie wylotowe silników napędowych i zewnętrzny lub wewnętrzny nadmuch klap strumieniami silnikowymi.

Nowym rozwiązaniem problemu STOL w zakresie środków konwencjonalnych jest projekt zastosowania skrzydła delta, które przy małych obciążeniach powierzchni nośnej rzędu 125–200 kg/m² i maksymalnych współczynnikach siły nośnej 1,0–1,3 zapewnia stosunkowo małe prędkości przeciągnięcia wynoszące 160–205 km/h (samoloty konwencjonalne — do 235 km/h) przy dużej prostocie konstrukcyjnej. Należy przy tym pamiętać, że nowoczesny samolot delta nie daje się przeciągnąć w ścisłym znaczeniu tego słowa, tak że może on bezpiecznie latać nawet z prędkością przeciągnięcia. Poza tym skrzydło delta silnie podlega wpływowi ziemi (wzrost siły nośnej, spadek oporu), w związku z czym niesłuszny jest pogląd, że skrzydło to zapewnia duże wartości współczynnika C_z tylko przy dużych kątach natarcia. Warto przypomnieć, że próby samolotu Concorde potwierdziły zalety skrzydła delta również w zakresie poddźwiękowych prędkości lotu.

Wykorzystując powyższe własności skrzydła delta firma VFW-Fokker zaprojektowała 169-miejscowy samolot pasażerski CSTOL z takim właśnie skrzydłem. Obciążenie powierzchni nośnej 175 kg/m² zapewnia możliwość lądowania na pasach o długości 1000–1250 m. Przyjmując nawet ten sam zapas współczynnika C_z w stosunku do $C_{z\max}$, co w przypadku samolotów konwencjonalnych otrzymuje się dzięki większej prędkości opadania (7 m/s) kąta podjęcia 6°. Przyziemienie następuje po zdławieniu silników, przy czym opór skrzydła (jest on duży przy małych prędkościach) zostaje zwiększony za pomocą spoilerów. Prędkość w chwili przyziemienia wynosi ok. 180 km/h. Hamowanie odbywa się ze stosunkowo małym opóźnieniem ok. 0,35 g.

Dobór ciągu silników zaprojektowanego przez VFW-Fokker samolotu jest uwarunkowany przebiegiem startu, w szczególności jego drugim etapem, tj. ustalonym wznoszeniem z jednym silnikiem wyłączonym (w przypadku samolotu konwencjonalnego decyduje wymaganie wystarczającego przyspieszenia w chwili wyłączenia się jednego silnika po przekroczeniu krytycznego punktu pasa). Okazuje się, że przy przyjętym układzie 4-silnikowym samolot ten wymaga ciągu wynoszącego ok. 43% ciężaru startowego — w przypadku pasa startowego o długości 900–1200 m. Ponieważ takiego samego ciągu wymagałby samolot konwencjonalny startujący z pasa o tej samej długości, jedna z zasadniczych wad skrzydła delta — duże zapotrzebowanie ciągu — staje się



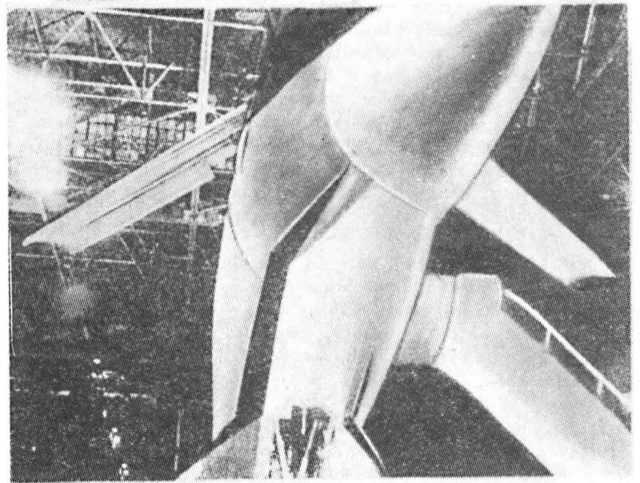
nieistotna. Poza tym samolot delta byłby lżejszy od konwencjonalnego, wobec czego jego ciąg bezwzględny byłby mniejszy.

Samolot STOL ze skrzydłem delta przedstawia się korzystniej również pod względem kosztów: koszt budowy byłby o 4–10% niższy; właściwości konstrukcyjno-wytrzymałościowe układu delta dają mniejszy ciężar startowy samolotu — mimo konieczności przyjęcia dwukrotnie większej rezerwy paliwa na „wyczekiwanie” — co z kolei obniża bezpośrednie koszty jednostkowe.

Samolot delta ma duże potencjalne możliwości dalszego rozwoju. Mianowicie, w przypadku wydłużenia kadłuba i zwiększenia ciężaru startowego możliwa jest zabudowa w części przykadłubowej skrzydła silników nośnych. Można również przerobić go w sposób stosunkowo prosty na samolot V/STOL z odchylanymi strumieniami silnikowymi, gdyż nie występuje tu wpływ tych strumieni na usterzenie wysokości.

W. K.

SAMOLOT TU-144 ZE SKRZYDŁEM MOUSTACHE



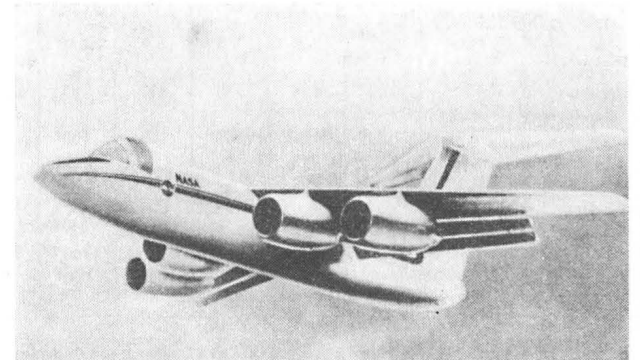
Pierwsze budowane według seryjnej dokumentacji samoloty Tu-144 zostały wyposażone w dodatkowe, chowane skrzydło Moustache, które umieszczono za kabiną załogi. Ma ono poprawić własności samolotu w zakresie małych prędkości lotu. Pierwszy z tych samolotów rozpoczął próby w locie w lecie 1972 r., drugi — w styczniu 1973 r., trzeci miał wystartować niedługo potem.

Wprowadzenie samolotów Tu-144 do eksploatacji przewidziane jest na koniec 1974 r. lub początek 1975 r.

W. K.

SAMOLOT QUESTOL FIRMY LOCKHEED

Firma Lockheed wygrała konkurs NASA na „uciszony” samolot pasażerski STOL — tzw. QUESTOL

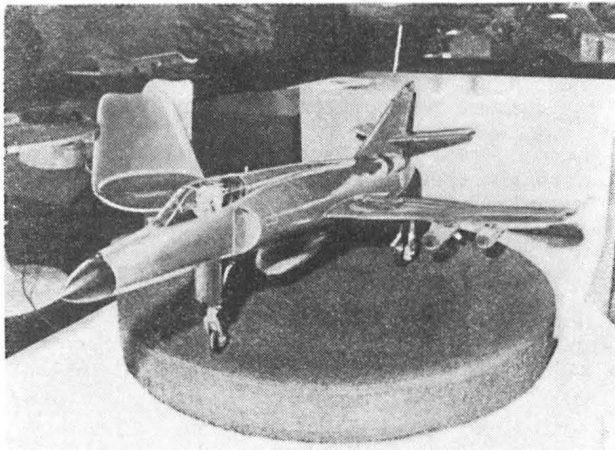


(projektantem konkurencyjnym był projekt opracowany wspólnie przez firmy Boeing i Grumman, o którym była wzmianka w poprzednim numerze TLiA). W projekcie samolotu wykorzystane zostały niektóre elementy samolotów S-3A i JetStar. Do napędu samolotu przewidziane są cztery silniki General Electric TF34 o ciągu ok. 4000 kG i stosunku wydatków 6:1.

Ujawnione dane techniczne: rozpiętość 19,3 m; długość 22,6 m; ciężar startowy 31 300 kG; prędkość przelotowa $Ma = 0,88$; potrzebna długość pasa startowego 600 m.

W. K.

NOWA WERSJA SAMOLOTU ETENDARD



Na trzeciej francuskiej wystawie morskiej w październiku 1972 r. firma Dassault-Breguet pokazała model samolotu Super Etendard, który razem z morską wersją Jaguara i samolotem A-4 Skyhawk został zgłoszony do konkursu na następcę samolotu Etendard 4M znajdującego się już od wielu lat na wyposażeniu francuskich sił morskich. Do napędu samolotu przewidziany jest silnik SNECMA ATAR 8K50 będący wersją bez dopalania silnika 9K50. W porównaniu z silnikiem ATAR 8C, napędzającym samolot Etendard 4M, ma on przy tych samych wymiarach o 16,5% większy ciąg startowy (5000 kG) i o 7,5% mniejsze jednostkowe zużycie paliwa w warunkach przelotowych na małej wysokości. Poza tym wykazuje on o 26,5% większy ciąg bojowy przy prędkości $Ma = 0,9$ i o 27% krótszy czas przyspieszania od warunków podchodzenia do lądowania na lotniskowcu.

W. K.

SAMOLOT WIELOZADANIOWY STOL AAIR-METALL AM-C111

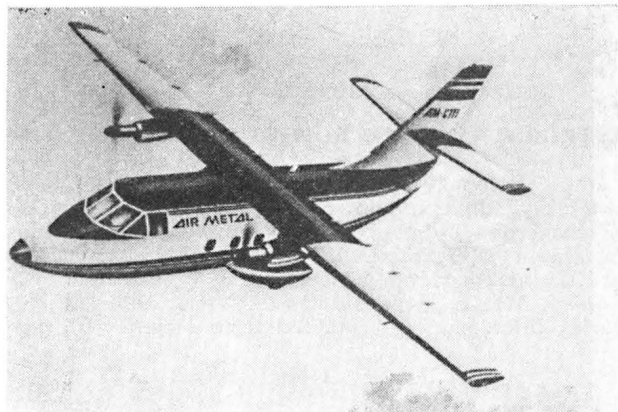
Firma Air-Metall and Entwicklungs GmbH (NRF) buduje prototyp wielozadaniowego samolotu STOL AM-C111, którego pierwszy lot jest przewidziany na sierpień 1973 r. Poza nim ma być zbudowany jeszcze jeden prototyp.

Samolot AM-C111 jest typowym dwusilnikowym samolotem wielozadaniowym skróconego startu i lądowania klasy 5000 kG, z klapą ładunkową w ogonowej części kadłuba, przeznaczonym do wykonywania takich samych zadań — podobnie jak wiele innych rozwijanych obecnie tanich samolotów „robotycznych” — co samolot Skyvan czy Twin Otter. I dlatego jest on interesujący nie dzięki swej konstrukcji czy danym technicznym, lecz dzięki oryginalnemu systemowi organizacyjnemu, jaki ma być zastosowany przy jego produkcji. Mianowicie, po zakończeniu programu prób samolotu i uzyskaniu świadectwa

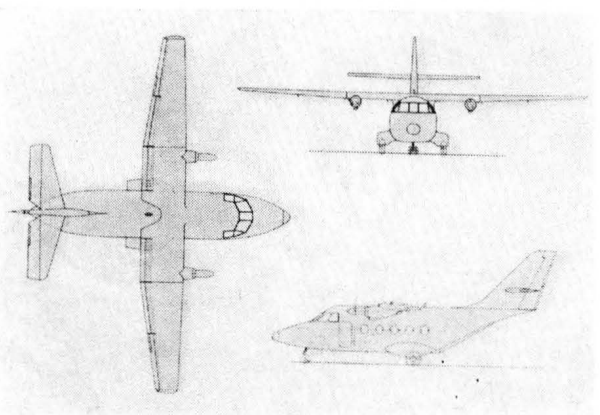
zdatności zostanie zbudowana przez Air-Metall seria 10—14 samolotów wzorcowych, które zostaną przekazane zakładom montażowym Air-Metall w Australii, Nowej Zelandii, na Filipinach, w Indonezji, Pakistanie, Japonii, USA, Meksyku, Argentynie, Gabonie, Angoli, Płd. Afryce, i w krajach Bliskiego Wschodu. Z krajami tymi zostały już podpisane wstępne umowy, zgodnie z którymi firma Air-Metall będzie dostarczać gotowe grupy konstrukcyjne i zespoły do końcowego montażu. W budowie grup konstrukcyjnych i zespołów będą brać udział firmy niemieckie, francuskie i brytyjskie jako poddostawcy Air-Metall. W celu ułatwienia podziału produkcji samolot został skonstruowany na zasadzie modułowej. Przednią, środkową i tylną część kadłuba, sekcje skrzydła i zespoły usterzenia będzie dostarczać firma Air-Metall, podczas gdy silniki, śmigła, podwozie, instalację elektryczną i hydrauliczną, układ sterowania oraz wyposażenie elektroniczne i wyposażenie kabiny montownie będą otrzymywać wprost od wykonawców.

Zalety takiego systemu produkcji polegają na obniżeniu kosztów produkcji dzięki wydłużeniu serii (spodziewane jest wyprodukowanie przynajmniej 350 samolotów) i w związku z niskimi kosztami robocizny w krajach trzeciego świata oraz na obniżeniu cel.

Koszty rozwoju samolotu ocenia się na 3 mln dol. (dotychczas wydano 650 000 dol.). Koszt budowy pojedynczego samolotu, z uwzględnieniem opłat licencyjnych i prowizji od podwykonawców, które firma Air-Metall będzie otrzymywać od każdego wyprodukowanego samolotu, ma wynosić 382 500 dolarów. Samolot AM-C111 przedstawiony na załączonych



1



2

rysunkach jest wyposażony w silniki Turbomeca Astazou; będą jednak prawdopodobnie stosowane również silniki PT6 i TPE331.

W. K.

SAMOŁOT NAVAJO Z SILNIKIEM PT6

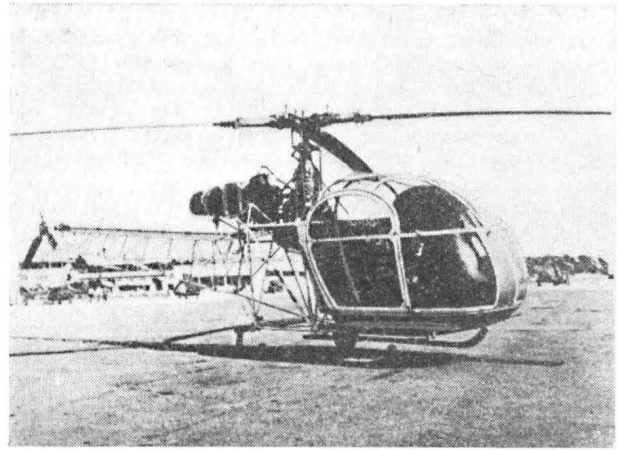
Oczekuje się, że firma Piper Aircraft Corp. rozpocznie seryjną produkcję samolotów służbowych Navajo z silnikami UACL PT6A. Prototyp samolotu napędzany tymi silnikami znajduje się obecnie w próbach w locie. Początkowo rozważano projekt budowy samolotu odrzutowego, zarzucono go jednak, ponieważ panuje przekonanie, że większe perspektywy ma przed sobą samolot z turbinowymi silnikami śmigłowymi. Program budowy samolotu Navajo z silnikami PT6A realizowany już jest od dwóch lat.

W. K.

ŚMIGŁOWIEC WYSOKOŚCIOWY SA.315B LAMA

Firma Aerospatiale zbudowała łącząc kadłub śmigłowca Alouette 2 z kompletnym układem dynamicznym śmigłowca Alouette 3 śmigłowiec SA.315B Lama przeznaczony specjalnie do lotów wysokościowych. Odznacza się on prostotą śmigłowca Alouette 2 i brymi osiągnięciami Alouette 3.

Napęd śmigłowca stanowi silnik Turbomeca Artouste 3B o mocy termodynamicznej 870 KM zdławionej do 570 KM. Dzięki tej rezerwie mocy moc 570 KM jest utrzymywana w normalnych warunkach otoczenia do wysokości 4500 m, a na poziomie morza — do temperatury otoczenia 60 °C. Silnikiem steruje się tylko za pomocą dźwigni ogólnego skoku wirnika nośnego, gdyż regulator prędkości obrotowej zmienia wydatek paliwa zależnie od obciążenia wirnika. Poza tym na tablicy pokładowej znajduje się tarczowy suwak do określania dopuszczalnego ciężaru ładunku



w zależności od wysokości lotu i temperatury otoczenia.

Przy ciężarze własnym 995 kG Lama może transportować na odległość 20 km podwieszony ładunek o ciężarze 1000 kG na poziomie morza albo 800 kG na wysokości 2800 m. Prędkość przelotowa śmigłowca wynosi 190 km/h, a pułap praktyczny powyżej 7000 m (21 czerwca 1972 r. śmigłowiec Lama ustanowił absolutny rekord wysokości dla śmigłowców wszystkich klas — 12 440 m).

Do połowy sierpnia 1972 r. zamówione zostały 73 śmigłowce Lama, z czego 40 przez Indie — które zakupiły poza tym licencję na budowę śmigłowca — do zadań obserwacyjnych w obszarze Himalajów.

W. K.

INTEGRALNY FILTR POWIETRZA SILNIKA T700

Jak wiadomo, firma General Electric rozwija nowoczesny silnik śmigłowiec T700 o mocy 1500 KM, przeznaczony do napędu opracowywanych w ramach programu UTTAS (Utility Tactical Transport Aircraft) konkurencyjnych śmigłowców Boeing i Sikorsky. Warto przypomnieć, że silnik T700 ma sprężarkę mieszaną, z 5 stopniami osiowymi (B), pier-

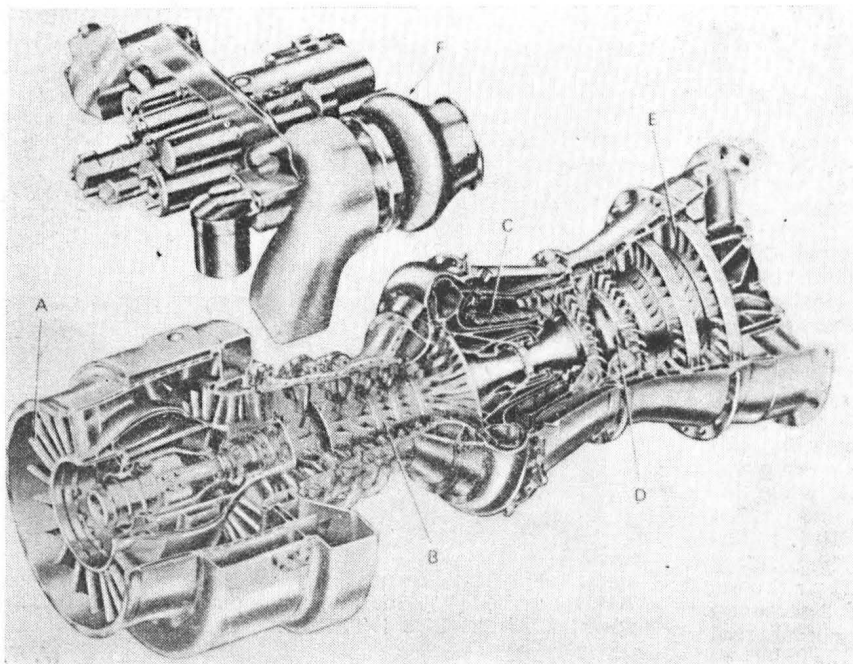
ścieniową komorę spalania o stożkowym kształcie (C) — pracuje ona w sposób bezdymny — dwustopniową turbinę wytworniczą (D) i dwustopniową turbinę napędową z bandażowanymi łopatkami wirnikowymi (E). Sprężarka, której spręż wynosi podobno ok. 20:1, ma przestawialne łopatki kierowniczej i kierownicę dwóch pierwszych stopni. Temperaturę przed turbiną ocenia się na 1100–1200 °C.

Szczególną cechą silnika jest zastosowanie, po raz pierwszy w silnikach turbinowych, zintegrowanego z wlotem sprężarki odśrodkowego filtra powietrza (A). Jest to w zasadzie filtr typu „gruszkowego”, z tym że na jego wlocie i wylocie zastosowano wieńce łopatek kierujących. Kierownica wlotowa zawiruje powietrze zwiększając w ten sposób siły odśrodkowe działające na cząstki zanieczyszczeń i przedłużając czas przebywania cząstek w polu sił odśrodkowych. Kierownica wylotowa prostuje strumień powietrza. Zanieczyszczenia odsysane są z filtra przez sprężarkę (F).

Nie podano, jaka jest skuteczność działania filtra. Prawdopodobnie jest ona mniejsza niż filtrów multi-cyklonowych czy tkaninowych, należy jednak pamiętać, że przy projektowaniu silnika zwrócono szczególną uwagę na odporność silnika na zanieczyszczenia usiłując zmniejszyć erozję sprężarki przez dobór odpowiednich materiałów.

Śmigłowce UTTAS z silnikami T700 mają rozpocząć próby w locie w listopadzie 1974 r.

W. K.



KUJAWSKA M. D.

The prognosis of the development of the aviation transport in Poland up to 1990

In this article the general prognosis concerning the development of the aviation transport in Poland up to 1990 is presented. This prognosis is based upon requirements analysis that regards to passenger transport because trends in passenger aviation shall decide upon the development of the aviation transport. According to actual trends the value of the passenger transport will increase from 0,6 per cent in 1970 to 6,9 per cent in 1990. Up to 1975 shall be started the routes over North Atlantic, to Middle and Far East, to Africa and South America. The development of the international aviation transport will be stimulated due to increase of the Polish export.

KORDZIŃSKI W.

Geared turboprops of Avco Lycoming

The by-pass engines with indirect driven fan being developed actually are successors of similar engines designed several years ago. The Avco Lycoming firm has built ten years ago a series of geared turboprops based upon T55 turboshaft as core engine. Avco Lycoming is developing actually the ALF502 civil engine rated at 6500 lb for passenger RTOL aircraft and the YF102 military engine rated at 7200 lb for close support aircraft. In this article the properties of geared turboprops are discussed and the development of Avco Lycoming geared turboprops is presented and the ALF502 and YF102 engines are described.

GRUSZCZYŃSKI E.

Microphotographic analysis of fatigue fractures of aircraft engines parts

The determination of fixed criterion for analysis and classification of fatigue fractures is difficult because many factors that affect these fractures. In this article the characteristic cases of the parts groups damaged by fatigue stresses during the experiments carried out in ITWL are discussed. The general characteristics of fatigue fractures are given and the method of analysis these fractures is described.

CHOJNACKI J.

The function, shape and size of sport-utility aerodromes for capital of a province

In this article the operators of sport-utility aerodromes in this country and their requirements are determined, the method of construction of aerodrome shape is presented and some statistical data in regard to existing already in Poland sport-utility aerodromes are given.

Co piszą inni...

Typizacja nowych procesów technologicznych oraz maszyn i urządzeń odlewniczych jako przykład kompleksowej normalizacji

Stosowanie typowych rozwiązań konstrukcyjnych skraca poważnie przygotowanie do uruchomienia nowej, produkcji oraz usprawnia gospodarkę remontową i materiałową.

Niemniej doniosłą rolę spełnia normalizacja technologii, stymuluje bowiem postęp techniczny i stwarza warunki do prawidłowych i optymalnych rozwiązań w układzie: materiały wyjściowe — technologia — gotowy odlew, dając w rezultacie wzrost wydajności, poprawę jakości odlewów, oszczędność materiałów i poprawę bhp.

Decyzja Prezydium Rządu nr 26/71 z dnia 5.3.1971 w sprawie intensyfikacji i rozwoju produkcji odlewów zawiera niezbędne postanowienia warunkujące przyspieszenie rozwoju i wprowadzenie postępu technicznego w odlewnictwie.

Podstawą do koncentracji i specjalizacji produkcji typowych maszyn i urządzeń odlewniczych oraz wprowadzenia nowych procesów technologicznych jest normalizacja, w tym typizacja.

Opracowany zgodnie z Decyzją Prezydium Rządu kompleksowy program prac typizacyjnych uwzględnia potrzeby przemysłu krajowego oraz kooperacji międzynarodowej w ramach RWPG w dziedzinie odlewnictwa.

„Normalizacja” 1973 nr 1

Kompleksowy program normalizacji w odlewnictwie

Omówiono szczegółowo przebieg narady zorganizowanej przez Komisję Normalizacyjną, ZGSIMP oraz ZGSTOP przy współpracy z przemysłem i pod patronatem PKN i M.

Przedstawiono wnioski uchwalone w czasie dyskusji oraz Kompleksowy Program Typizacji, który obejmuje: 1. Procesy technologiczne, 2. Maszyny i urządzenia odlewnicze, 3. Urządzenia wentylacyjno-klimatyzacyjne i odpylające.

„Normalizacja” 1973 nr 1

Kilka uwag o stosowaniu statystycznej kontroli jakości w przemyśle

Zagadnieniem statystycznej kontroli jakości interesuje się coraz więcej zjednoczeń, które uwzględniając specyfikę przedsiębiorstw dokonują adaptacji Polskich Norm, tworzą instrukcje lub normy branżowe stosowania statystycznej kontroli jakości i wprowadzają je do praktyki przemysłowej.

W artykule podano zalety SKJ oraz zakres wykorzystania znormalizowanych metod statystycznej kontroli jakości w przemyśle, zakres wykorzystania norm SKJ oraz przyczyny niestosowania SKJ w praktyce.

Warto zwrócić uwagę, że zalety metod statystycznego odbioru są ogromne i są one coraz powszechniej stosowane, zwłaszcza w krajach gospodarczo rozwiniętych i w międzynarodowej wymianie towarów.

„Normalizacja” 1973 nr 2

Niektóre wnioski z analizy zakresu i skuteczności metod statystycznej kontroli jakości w przemyśle

Przedstawiono w syntetycznym ujęciu analizę zakresu stosowania w normach metod statystycznej kontroli jakości oraz korzyści i trudności stosowania SKJ w przemyśle.

Na tle stosowania znormalizowanych metod SKJ przedstawiono analizę tego zagadnienia w dziewięciu innych państwach.

Na zakończenie przedstawiono wnioski sugerujące kierunek dalszych prac normalizacyjnych oraz nowelizacji istniejących norm w zakresie SKJ.

„Normalizacja” 1973 nr 2

Tabela 7. Prognoza przewozów towarowych

Rok	Przewozy zagraniczne [tys. tkm]			Przewozy krajowe [tys. tkm]		
	pasażerskie	towarowe	udział towarowych w całości [%]	pasażerskie	towarowe	udział towarowych w całości [%]
1970	32 600	6 400	16,4	16 820	2 450	12,7
1975	71 300	17 700	19,9	33 000	5 000	13
1980	212 000	71 000	25,1	70 000	13 000	16
1985	554 000	236 000	29,9	125 000	27 000	18
1990	1 020 000	550 000	35	190 000	50 000	21

3. Udział lotnictwa w przewozach ogółem

Wskaźnik ten również ulegnie poprawie. W roku 1970 udział lotnictwa w przewozach pasażerskich ogółem wynosił na świecie 6,5%, a w Polsce — 0,6%. Na koniec okresu objętego prognozą dla świata udział ten wzrośnie do 17,5%, a w Polsce do 6,9%.

4. Udział Polski w światowych przewozach lotniczych na tle innych wskaźników

W roku 1990 udział Polski w światowych przewozach lotniczych (tablica 8) na tle innych wskaźników przedstawiać się będzie następująco:

— powierzchnia	— 0,20%
— ludność	— 0,70%
— przewozy pasażerskie	— 0,90%
— transport lotniczy	— 0,36%

5. Ocena sytuacji na rok 1990

W okresie najbliższego dwudziestolecia — pomimo utrzymywania się w dalszym ciągu dystansu po-

między sytuacją lotnictwa polskiego i światowego — następuje wyraźna poprawa jego stanu. Zakładany w prognozie szybszy rozwój lotnictwa polskiego niż

Tabela 8. Udział Polski w światowych przewozach lotniczych 1970—1990

Rok	Świat [mln pkm]	Polska [mln pkm]	Udział Polski [%]
1970	523 000	610	0,11
1975	970 000	1 280	0,13
1980	1 645 000	3 425	0,20
1985	2 690 000	8 200	0,30
1990	4 010 000	14 500	0,36

WCT/1423/K/73

światowego powoduje znacznie — choć niecałkowicie — nadrobienie opóźnień. Znaczniejsze jeszcze zmniejszenie dystansu możliwe byłoby w sytuacji, gdyby podjęto decyzje wyraźnie forsujące rozwój przewozów lotniczych.

po 190 h pracy na stanowisku próbnym do badania paliw. Czynnikiem smarującym było paliwo typu TS-1, importowane. Zniszczeniu uległy nie tylko obie bieżnie, ale i kulki (rys. 30). Na rysunku 31 widoczne są liczne pęknięcia w materiale pierścienia ruchomego biegnącego równoległe do powierzchni złomu. Wad materiałowych nie wykryto. Przyczyny zmęczenia należy dopatrywać się w warunkach pracy łożyska.

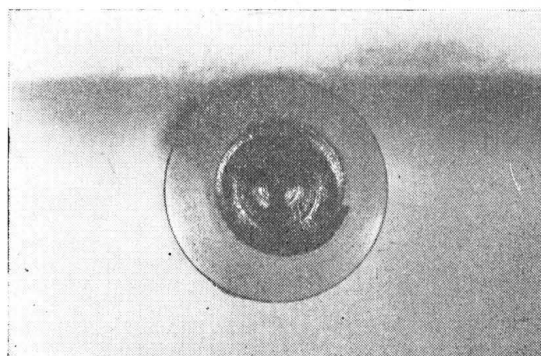
Innym ciekawym przykładem jest zmęczeniowe zniszczenie czaszy nurnika tego typu pompy (rys. 32). Był to pojedynczy obserwowany przypadek w ciągu wielu lat eksploatacji tego sprzętu.

Wnioski

Jak wynika z doświadczeń, obserwuje się pewne prawidłowości w niszczeniu elementów wskutek zmęczenia. Powtarzające się przypadki są szczególnie ważnym sygnałem. W naszej praktyce udało się w wielu przypadkach przez niewielkie zmiany konstrukcyjne i technologiczne zapobiec awariom.

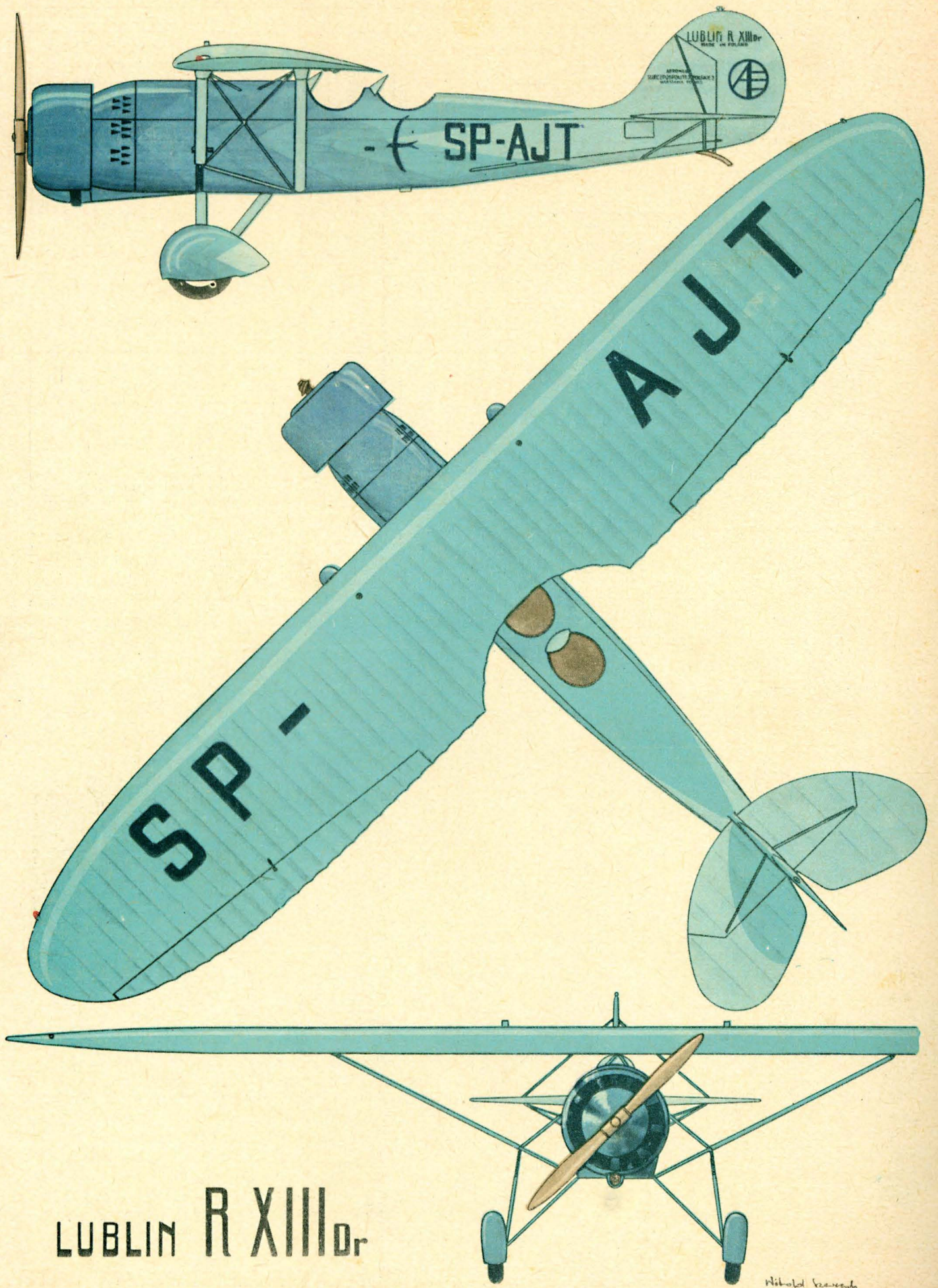
W innych wypadkach wyniki analizy złomu pozwoliły na wyjaśnienie przyczyn awarii i mogą służyć

32 ▶



jako przykład, stanowiąc zbiór doświadczeń na przyszłość.

Przedstawiony wycinkowo materiał jest dowodem jak trudno jest wprowadzić jakieś stałe kryteria do analizy i klasyfikacji złomów zmęczeniowych. Zbyt wiele czynników ma bowiem wpływ na ten proces. Sama jednak idea gromadzenia danych dotyczących pęknięć zmęczeniowych i analiza ich w dowolnie wybranym układzie daje możliwość, jeśli nie wyciągania uogólnionych wniosków, to pozwala na wyjaśnienia poszczególnych przypadków.



LUBLIN R XIII_{Dr}

Nikolaj Krasovskij