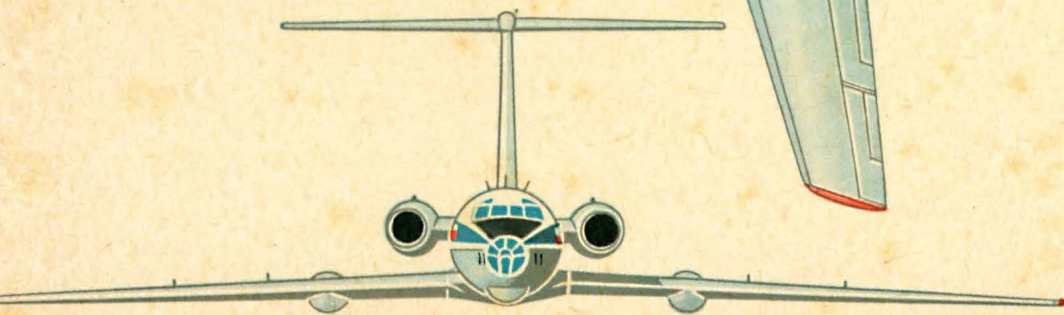
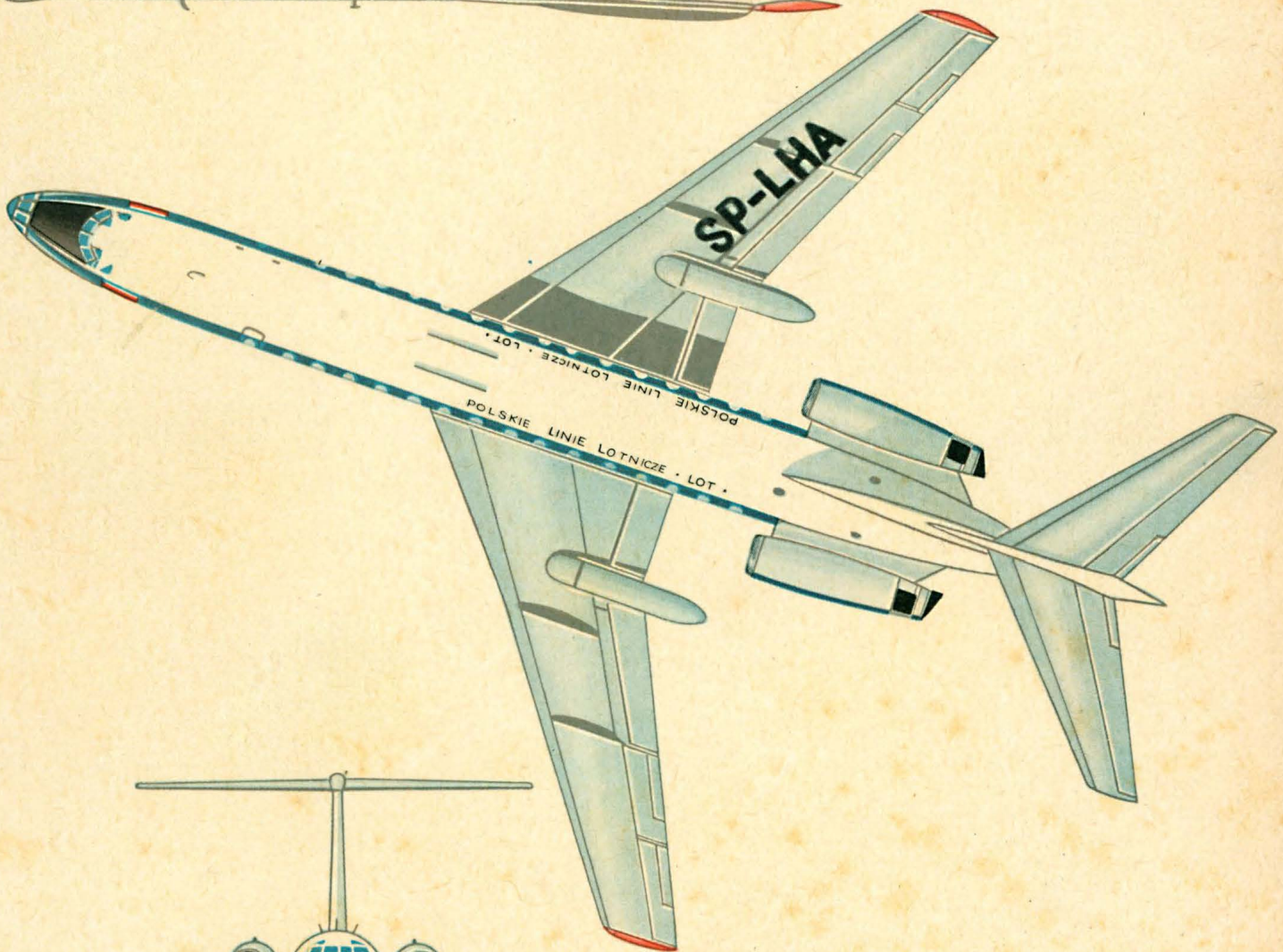
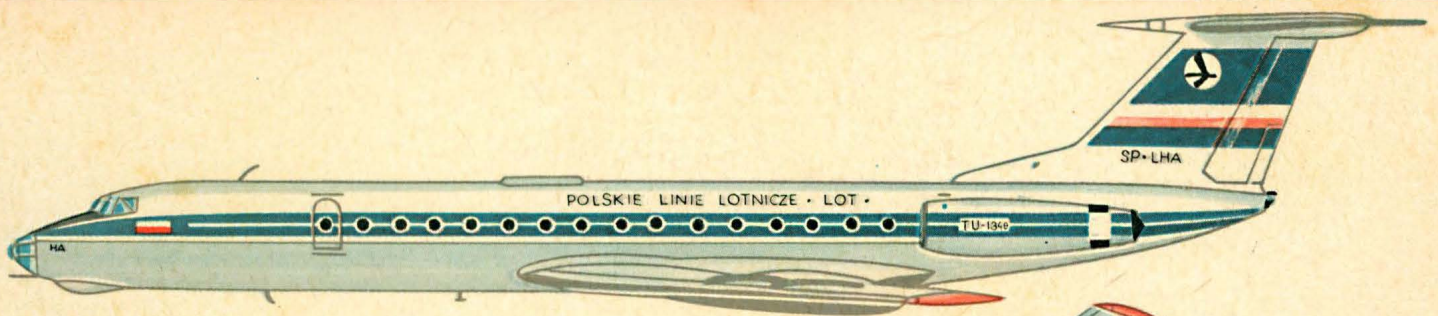


# lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA





## Z działalności Sekcji Lotniczych SIMP i SITK

● W okresie od 24 do 27 kwietnia br. odbyły się na Węgrzech (w Budapeszcie oraz w miejscowościach: Miskolc i Nyiregyháza) „Dni techniki polskiej”. Impreza ta — której patronowali wicepremierzy obydwóch krajów — ze strony polskiej była zorganizowana przez Izbę Handlu Zagranicznego, Stowarzyszenie Inżynierów i Techników Mechaników Polskich oraz Polski Ośrodek Kulturalny w Budapeszcie.

O znaczeniu, które polskie czynniki rządowe i sfery gospodarcze przywiązywały do imprezy — świadczy skierowanie do Budapesztu oficjalnej delegacji państwowej pod przewodnictwem wicepremiera K. Olszewskiego.

Nurtem naukowo-technicznym „Dni” było sympozjum, na którym członkowie SIMP wygłosili dziewięć referatów, a wśród nich dwa wytypowane przez Zarząd Sekcji Lotniczej SIMP.

Były to opracowania:

— kol. F. Borodzika pt. *Polski sprzęt agrolotniczy i jego tendencje rozwojowe*, oraz

— kol. T. Kostii pt. *Ekonomia stosowania wielozadaniowych samolotów i śmigłowców*.

Referaty lotnicze były wygłoszone 26 kwietnia w Budapeszcie i powtórzone następnego dnia w Nyiregyháza. Wzbudziły one duże zainteresowanie licznie przybyłych na tę sesję sympozjum przedstawicieli środowiska lotniczego WRL oraz węgierskich użytkowników naszego sprzętu agrolotniczego.

W czasie pobytu w Budapeszcie przewodniczący Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP kol. T. Kostia oraz jego zastępca kol. A. Misiorek (organizujący sympozjum z ramienia Zarządu Głównego SIMP) przeprowadzili rozmowy z przedstawicielami grupy lotniczej węgierskiego Stowarzyszenia Inżynierów Mechaników — GTE (Gépipari Tudományos Egyesület). Węgrzy poinformowali, że w kwietniu 1974 r. odbędzie się Międzynarodowy Kongres Usług Agrolotniczych. W związku z tym uzgodniono wstępnie udział w Kongresie kolegów z Sekcji Lotniczej SIMP.

Członkowie GTE wyrazili również zainteresowanie zaplanowaną na koniec przyszłego roku polską konferencją lotnictwa sanitarnego.

Wreszcie omówiono zmiany w układzie i tematyce wprowadzone ostatnio w TLiA — organie Sekcji Lotniczej SIMP.

● Pod koniec maja zostały zorganizowane w Poznaniu II Wielkopolskie Dni Techniki. Z tej okazji Oddział Poznański Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Komunikacji — w porozumieniu ze Stowarzyszeniem Inżynierów i Techników Przemysłu Spożywczego oraz Inżynierów i Techników Rolnictwa — przygotował konferencję pn. „Transport dźwignią rozwoju rolnictwa i przemysłu spożywczego”.

W wygłoszonych referatach omówiono zastosowanie lotnictwa dla transportu w rolnictwie oraz do celów agrotechnicznych. Uczestnicy konferencji zostali poinformowani o wykorzystaniu samolotów Gawron, An-2 i Wilga w pracach agrolotniczych na terenach upraw krajowych oraz plantacjach zagranicznych (Egipt, Sudan i in.).

Polska działalność agrolotnicza zobrażowana została na planszach zgromadzonych na wystawie zorganizowanej w gminie poznańskiej DOKP.

● W związku ze skierowanym do stowarzyszeń naukowo-technicznych pismem ministra Nauki, Szkolnictwa Wyższego i Techniki w sprawie zgłaszania propozycji dotyczących aktualizacji Polskich Norm — Sekcja Główna Komunikacji Lotniczej SITK wszczęła akcję zgromadzenia wniosków i uwag w tej sprawie ze wszystkich kół zakładowych. Koordynatorem akcji jest kol. B. Zariski, który otrzymane materiały — w niezbędnym zakresie — uzgodni z Sekcją Lotniczą SIMP.

● Sekcja Główna Komunikacji Lotniczej SITK weźmie udział w obchodach Roku Nauki Polskiej. Staraniem Sekcji zorganizowany zostanie odczyt nt. udziału polskich uczonych w rozwój komunikacji lotniczej.

● Współczesne lotnisko komunikacyjne jest jednym z elementów zintegrowanego układu komunikacyjnego danego kraju i służy jednocześnie do zaspokajania potrzeb komunikacyjnych określonego regionu. Z drugiej jednak strony lotnisko zlokalizowane w sposób nieprawidłowy może stać się uciążliwym sąsiadem dla danej aglomeracji.

Doceniając znaczenie komunikacji lotniczej dla harmonijnego rozwoju transportu jako całości oraz mając na uwadze konieczność rezerwowania odpowiednich terenów pod lotniska już przy opracowywaniu regionalnych planów rozwoju miast i wielkich aglomeracji — Sekcja Główna KL oraz Sekcja Komunikacji Lotniczej Oddziału Gdańskiego SITK organizują konferencję naukowo-techniczną pn. *Lotnisko jako element przestrzennego zagospodarowania aglomeracji miejskiej*.

Konferencja, która odbędzie się w Gdańsku w dniach 19 i 20 października br., ma na celu wymianę poglądów międzyśrodkowiskowych odnośnie do tego aktualnego problemu oraz sformułowanie wniosków w zakresie planowania zagospodarowania przestrzennego regionu, a zwłaszcza zespołów miejskich.

Specjaliści, zajmujący się zawodowo bądź programowaniem rozwoju sieci lotnisk, bądź zagadnieniami związanymi z planowaniem zagospodarowania przestrzennego miast, wygłoszą na konfe-

rencji pięć referatów, ujmujących najważniejsze nurty problemu.

● W Zarządzie Głównym SIMP odbyło się uroczyste wręczenie nagród uczestnikom „II Stałego Konkursu Techniki dla członków kół wojskowych SIMP”.

Nagrody fundowane były wspólnie przez Ministerstwo Obrony Narodowej i ZG SIMP.

W roku 1972 spośród zgłoszonych projektów wyróżniono piętnaście (w tym kilka patentów).

Pierwsze nagrody m.in. uzyskali:

— kol. Zaczek za opracowanie zunifikowanego spadochronu wyhamowującego dobieg samolotów, przystosowanego do wykorzystania na różnych, szybkich samolotach oraz

— kol. Cholewka za wykonanie trzech projektów usprawniających obsługę techniczną samolotów i podnoszących bezpieczeństwo wykonywania lotów.

Spośród projektów wyróżnionych drugimi i trzecimi nagrodami jest wiele takich, które mają zastosowanie nie tylko w wojsku, jak np.:

— opracowana przez kol. kol. Lewitowicza, Mokrzyckiego i Starostę izotopowa metoda wykrywania stanów awaryjnych łożysk w silnikach (II nagroda) lub

— ruchomy punkt konserwacji sprzętu, opracowany przez kol. kol. Cylwika, Michalaka, Rysia, Szarzanowicza i Kolałę (III nagroda).

● Wśród rzeczoznawców SIMP niewielu reprezentuje dziedziny lotnicze, a i ci nieliczni nie są należycie wykorzystani w swoich specjalnościach.

Dzieje się tak — na pewno — ze szkoda dla tej gałęzi wiedzy i tej dziedziny gospodarki narodowej, która jest dziś w Polsce uznana jako priorytetowa i wiodąca.

Zespół Rzeczoznawców Maszyn i Urządzeń Technicznych SIMP uznany został przez dziewięć resortów jako jednostka społeczna, uprawniona do wydawania ocen i opinii w określonych specjalnościach oraz do ustanawiania rzeczoznawców.

Zespół Rzeczoznawców SIMP działa na terenie całego kraju i opracowuje ekspertyzy w ponad 100 specjalnościach w zakresie budowy i eksploatacji maszyn (w tym samolotów, szybowców, silników lotniczych i in.), aparatury i urządzeń technicznych (a więc sprzętu lotniczego) oraz technologii, kontroli jakości i organizacji produkcji.

Zgłaszamy dezyderat, aby członkowie Sekcji Lotniczej ubiegali się o tytuł i funkcję rzeczoznawcy lotniczego. Równocześnie informujemy, że rzeczoznawca może zostać specjalistą, posiadający dyplom ukończenia wyższej lub średniej szkoły technicznej, praktykę zawodową (inżynier 10 lat, technik 15 lat) oraz 3 lata stażu członkowskiego w stowarzyszeniu NOT.

## W następnym numerze...

Warto przeczytać artykuł, w którym prezentujemy metodę szkolenia pracowników dla przemysłu lotniczego we Francji. Jest ona oparta na długoterminowych planach szkolenia, które obejmują szkolenie robotników, techników i inżynierów oraz szkolenie zawodowe wszystkich stopni. Ponadto przedstawiona będzie struktura i ewolucja zatrudnienia w latach 1958—1972. Wystarczy powiedzieć, że zaplecze naukowe francuskiego przemysłu lotniczego umożliwi realizację perspektywicznych planów rozwoju na co najmniej 20 lat.

Zamieścimy też dokończenie artykułu Analiza zastosowania skrzydła pomocniczego na śmigłowcu, którego pierwszą część opublikowaliśmy w numerze czerwcowym. W artykule omówione będą zasady doboru parametrów konstrukcyjnych układu nośnego wirnika-śmigła, podane będą wnioski.

W następnym artykule przedstawiona będzie 6-kanalowa aparatura pomiarowa z czujnikami przyspieszeń liniowych stosowana do prób w locie. Omówiony będzie układ pomiarowy oraz podane wymagania stawiane tego rodzaju u-

ządzeniem, ze szczególnym uwzględnieniem procesów dynamicznych.

O aerodynamice wirujących krążków można się dowiedzieć z artykułu opracowanego na podstawie pracy prof. G. A. Mokrzyckiego.

W dziale Z dziejów polskiej techniki lotniczej można się dowiedzieć, jak rozwijała się produkcja polskiego przemysłu lotniczego w latach 1918—1939. Przedstawione są etapy rozwoju produkcji, produkcja wg wytyczni oraz produkcja wg przeznaczenia samolotów.

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

30 lat Ludowego Wojska Polskiego . . . . .	1
Z KRAJU. ZE SWIATA . . . . .	2 i 23

PROBLEMY LOT

J. Czownicki: Wpływ modernizacji taboru lotniczego na koszty eksploatacji PLL LOT w latach 1960—1969 . . . . .	4
--	---

CIEKAWY KONSTRUKCJE

M. Fortuński: Samolot pasażerski Tu-134A . . . . .	8
S. T. Jaźwiński, J. Chodorowski, T. Gronek, L. Kalinowski, J. Kapuściński, Z. Poniewierski: Inżynieria materiałowa . . . . .	12

KARTOTEKA TLiA

CASA-212 Aviocar . . . . .	19
Cerva CE-43 Guepard . . . . .	21

POMOCE KONSTRUKCYJNE 17

Wyboczenie rur ściskanych . . . . .	23
A. Gołędzinowski: Kontrola i odbiór łopatek silników turbinowych	25
R. Szczepanik: Niektóre problemy oceny czasu wybiegu silnika .	27
KSIĄŻKI LOTNICZE . . . . .	32

TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY 12

Pilot automatyczny . . . . .	33
НОВОСТИ ИЗ ПОЛЬШИ, NEWS FROM POLAND . . . . .	34
Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ	
A. Glass: Samolot szkolno-treningowy PWS-26 . . . . .	35
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK . . . . .	II okł.
NOWOŚCI TECHNICZNE . . . . .	III okł.

Na okładce: Samolot pasażerski Tu-134A — rys. K. Cieślak



WYDAWNICTWA  
CZASOPISM  
TECHNICZNYCH NOT  
Warszawa  
Czackiego 3/5

**Redaktor naczelny:**

mgr inż. Andrzej Glass

**Sekretarz Redakcji:**

M. Klara Szurmak

**Redaktorzy działów:**

mgr inż. K. Dąbrowski, mgr inż. A. Gołędzinowski, 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. Kotodziński, mgr inż. T. Kostia, mgr inż. J. Kowalczyk, mgr inż. T. Królikiewicz (przewodniczący), mgr inż. R. Legięcki, mgr inż. A. Misiorek, inż. R. Wołiński

Zakłady Graficzne „Tamka”, Zakł. nr 2, W-wa, Zam. 464/73. Nakład 3400 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-107.

Cena pojedynczego egz. zł 12,—

Prenumerata roczna zł 144

INDEKS 38006

CZOWNICKI J.

**Влияние модернизации авиационного парка на эксплуатационные издержки в польской авиакомпании JET в период 1960—1969 гг.**

Автор статьи приводит результаты исследования влияния модернизации авиационного парка на эксплуатационные издержки в период шестидесятых годов, во время которых польская авиакомпания JET внедрила в эксплуатацию турбинные самолеты и начала вводить в эксплуатацию реактивные самолеты.

В статье приведены методические указания относительно исследований, анализ изменения уровня удельной стоимости эксплуатации самолетов, а также анализ изменений уровня стоимости тоннокилометра, выполняемого с учетом начисления процентов на недвижимое имущество, стоимость альтернативы без модернизации. В заключение даны общие заключения, вытекающие из проведенных анализов.

FORTUŃSKI M.

**Пассажирский самолет Ту-134А**

В статье описаны наиболее важные изменения, введенные в конструкцию самолета Ту-134А, по сравнению с самолетом Ту-134. К этим изменениям относятся: модификация кабины экипажа, местное усиление конструкции крыльев, удлинение корпуса. Они позволяют увеличить вместимость переднего багажника, буфета и передней пассажирской кабины. Изменилась конструкция системы синхронизации и сигнализации отклонений левой и правой закрылок, усилены элементы главного шасси, использованы усиленные колеса, применяемые в самолетах Ил-18, оборудованные более сильными тормозами, оборудовано вспомогательным приводным агрегатом ВСУ, двигатель Д-30 второй серии оборудовано устройством для изменения направления тяги, а также пневматическим стартером, модифицировано топливное оборудование двигателя.

Приведены технические данные двигателя Д-30, технические данные и показатели самолетов Ту-134 и 134А.

На основе сравнения зависимости коммерческой нагрузки от диапазона действия обоих вариантов самолета следует, что Ту-134А отличается лучшими эксплуатационными свойствами.

JAŻWIŃSKI S., CHODOROWSKI J., GRONEK T., KALINOWSKI L., KAPUŚCIŃSKI J., PONIEWIERSKI Z.

**Технология материалов**

В статье содержится введение в основы технологии материалов, проиллюстрированные рядом примеров, почерпнутых из современных технических проблем указаны направления развития материалов и их свойства в следующих проблемах: металлы высокой прочности — применение чистых металлов, сплавов и монокристаллов — неметаллические армированные материалы — сверхпластичность металлов и сплавов, а также модификация алюминиевых сплавов.

GOŁĘDZINOWSKI A.

**Контроль и приемка лопаток турбинных двигателей**

В статье представлены методы контроля материалов в разных фазах технологического процесса. Приведены испытания, которым подвергались материалы.

Заслуживает внимания описание методов контроля свойств лопаток, малоизвестных и почти не применяемых в Польше. Автор приводит эту информацию на основе собственных наблюдений за производством и контролем лопаток на нескольких предприятиях и фирмах за границей, имеющих большой опыт в этой области.

SZCZEPANIK R.

**Некоторые проблемы оценки времени выбега двигателя**

В статье представлен метод расчета времени выбега турбинных реактивных двигателей. Приведено математическое определение времени выбега двигателя, приблизительно описаны физические процессы, происходящие во время выбега двигателя, а также проанализировано влияние факторов, вызывающих изменение величины времени выбега.

Представлен метод определения времени выбега двигателей на основе опыта, полученного во время эксплуатации.





## 30 lat Ludowego Wojska Polskiego

W 30-lecie Ludowego Wojska Polskiego przypomnijmy sobie, jak zmieniał się sprzęt Ludowego Lotnictwa Polskiego w ciągu minionych 30 lat:

● W 1943 r. nasza pierwsza eskadra, z której rozwinął się 1 pułk lotnictwa myśliwskiego „Warszawa”, otrzymał 5 szkolnych UT-2M, a następnie myśliwskie Jaki-1M. Samolotem dowódcy I dywizji był S-2 (Po-2 z krytą kabiną), zaś tworzący 2 pułk nocnych bombowców „Kra-ków” otrzymał samoloty Po-2.

● W 1944 r. 1 plm „Warszawa” otrzymał samoloty Jak-3 i Jak-9M, w skład zaś polskiego lotnictwa weszły 3 pułk lotnictwa szturmowego na samolotach Il-2, natomiast lotnictwo transportowe oddane do dyspozycji PKWN miało samoloty Po-2, Li-2 oraz DC-3.

● W 1945 r. w skład naszego lotnictwa wojskowego weszły m.in. pułki bombowe na samolotach Pe-2. Najszybszy z samolotów tego okresu Jak-9 rozwijał prędkość 596 km/h.

● Po zakończeniu wojny nastąpiła pierwsza modernizacja sprzętu naszego lotnictwa. W 1946 r. weszły do użytku w pułkach myśliwskich samoloty Jak-9U, a następnie Jak-9P, osiągające prędkość 673 km/h. W 1949 r. lotnictwo szturmowe otrzymało samoloty Il-10 produkcji radzieckiej oraz czechosłowackiej (B-33). Pierwszymi samolotami krajowej produkcji dostarczo-nymi lotnictwu wojskowemu były CSS-13 (licencyjne Po-2) w wersji szkolnej, łącznikowej i lekkiej bombowej (1949 r.). Ostatnim typem fłokowego samolotu bojowego był bombowy Tu-2, który wszedł do użytku w pułkach bombowych w 1949 r.

● Drugą modernizacją sprzętu było wprowadzenie odrzutowych samolotów bojowych. Pierwszą jaskółką tej zmiany był Jak-17, którego pierwszy egzemplarz otrzymało nasze lotnictwo w lecie 1949 r. Następnie, w tym samym roku, weszły do użytku samoloty Jak-23, w 1950 r. zaś samoloty MiG-15 o prędkości 1076 km/h.

● W 1952 r. nasze jednostki myśliwskie otrzymały pierwsze samoloty odrzutowe produkcji polskiej LiM-1 (licencyjny MiG-15), a następnie w 1953 r. LiM-2 (MiG-15 bis). Lotnictwo bombowe w 1953 r. otrzymało samoloty odrzutowe Il-28. Pomoocnicze rodzaje lotnictwa otrzymały w tym okresie nowe samoloty fłokowe. Były to samoloty łącznikowe Jak-12 (1949 r.) i następnie Jak-12R, produkowane od 1952 r. rodzimej konstrukcji szkolno-treningowe Junaki 2, a od 1954 r. Junaki 3, od 1953 r. treningowe Jak-11 czechosłowackiej produkcji licencyjnej (C-11), transportowe Il-12B, a następnie

Il-14 (produkcji NRD) oraz od 1954 r. An-2 (produkowane u nas z licencji od 1960 r.).

● W 1953 r. pojawił się w naszym lotnictwie nowy rodzaj statku latającego — śmigłowiec. Był to wielozadaniowy Mi-1, a kilka lat po nim — transportowy Mi-4. Od 1957 r. używane były produkowane w kraju SM-1 (licencyjny Mi-1), a następnie SM-1W i polskiej konstrukcji SM-2 (1960 r.). W 1957 r. weszły do użytku polskie samoloty szkolno-treningowe TS-8 Bies. Od 1956 r. w użyciu są samoloty myśliwskie i myśliwsko-szturmowe krajowej produkcji LiM-5 (licencyjny MiG-17). Następnie weszła do użytku wersja przechwytyjąca LiM-5P oraz opracowana u nas wersja szturmowa LiM-5M i jej modyfikacja LiM-6. Samoloty te na długi okres czasu stały się podstawą naszego wyposażenia. W latach 1960—61 weszły do użytku samoloty łącznikowe krajowej produkcji Jak-12M oraz Jak-12A.

● W pierwszej połowie lat sześćdziesiątych w lotnictwie transportowym zostały wprowadzone samoloty turbośmigłowe Il-18, a następnie An-24, dla wojsk desantowych zaś — samoloty transportowe An-12.

● Poważną modernizacją było przejście na samoloty naddźwiękowe. W 1960 r. weszły do użytku samoloty myśliwskie i przechwytyjące MiG-19, a w 1963 r. MiG-21, których prędkość przekracza 2200 km/h. Następnie weszły do użycia ulepszone przechwytyjące wersje tego samolotu. W połowie lat sześćdziesiątych wprowadzono do użytku naddźwiękowe samoloty szturmowe Su-7B. Od 1964 r. stosowany jest pierwszy polski odrzutowy samolot szkolno-treningowy TS-11 Iskra.

● W końcu lat sześćdziesiątych zostały wprowadzone do użytku śmigłowce turbinowe. Były to wielozadaniowe krajowej produkcji Mi-2 (1967 r.) oraz transportowe Mi-8. W 1972 r. nasze lotnictwo otrzymało polskiej konstrukcji samoloty łącznikowe PZL-104 Wilga 35 oraz samoloty transportowe An-26.

W ciągu minionych 30 lat Ludowe Lotnictwo Polskie przeszło 6 kolejnych modernizacji sprzętu otrzymując: nowoczesne samoloty fłokowe, samoloty odrzutowe, śmigłowce, samoloty naddźwiękowe, samoloty turbośmigłowe i śmigłowce turbinowe. Najczęściej, bo aż 10 razy, sprzęt zmieniał lotnictwo myśliwskie. Prędkość samolotów bojowych wzrosła 4—5-krotnie, transportowych 2—3-krotnie. Obecnie poważny procent używanego sprzętu jest krajowej produkcji, a siła bojowa Ludowego Lotnictwa Polskiego stawia je w rzędzie zasadniczych sił lotniczych Europy.

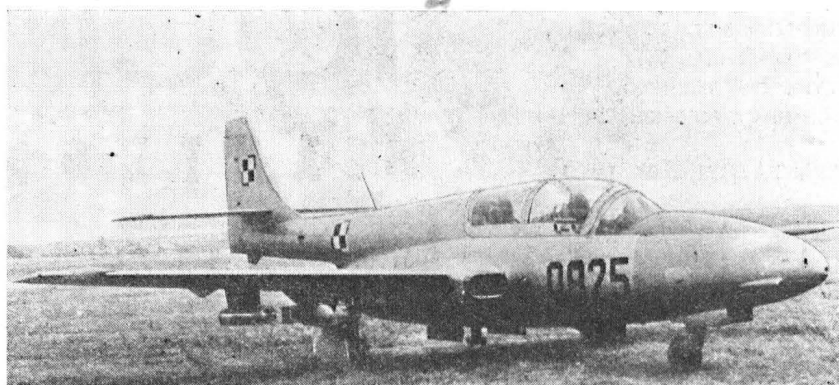


## POLSKA

● 12 lipca br. Edward Gierek i Piotr Jaroszewicz odwiedzili wytwórnię samolotów WSK w Mielcu. Gościom towarzyszyli: minister Przemysłu Maszynowego Tadeusz Wrzaszczyk, dyr. Zjednoczenia Przemysłu Lotniczego Andrzej Jedynak i dyr. techniczny WSK-Mielec Zdzisław Tokarczyk. Wytwórnia ta prowadzi prace nad prototypami polsko-radzieckiego odrzutowego samolotu rolniczego M-15. W br. WSK-Mielec wyprodukowała ponad plan 42 samoloty transportowe i rolnicze wartości ok. 130 mln zł. Podczas wizyty załoga WSK-Mielec otrzymała sztandar przechodni Prezesa Rady Ministrów i CRZZ za zwycięstwo w ogólnokrajowym współzawodnictwie pracy oraz najlepsze wyniki produkcyjne w przemyśle maszynowym w 1972 r. E. Gierek i P. Jaroszewicz w rozmowach z aktywnym partyjno-gospodarczym zakładem omówili rosnące zadania przypadające przemyślowi maszynowo-lotniczemu, a zwłaszcza mieleckiej WSK. Przed zakładem rozwijają się znaczne perspektywy rozbudowy i modernizacji technicznej wynikające z szerokiej współpracy i kooperacji ze Związkiem Radzieckim.

● Z okazji II Kongresu Nauki Polskiej została opracowana Księga Czynów i Osiągnięć Nauki Polskiej pt. „Nauka — Ojczyźnie”, w której opisano najważniejsze nasze aktualne osiągnięcia naukowe. Z dziedziny lotnictwa zostały w księdze zamieszczone następujące prace:

- prof. dr hab. St. Gorgolewski, dr J. Hanasz, mgr H. Wełnowski, mgr B. Wikierski — Uniwersytet im. Kopernika w Toruniu: Badanie promieniowania radiowego Słońca; współudział w polsko-radzieckim eksperymencie kosmicznym na sztucznym satelicie Ziemi „Interkosmos — Kopernik 500”
- dr inż. S. Lichodziejewski wraz z zespołem — Instytut Lotnictwa, ZOPAN i Oddział PAN w Toruniu: Radiospektrograf RS-500K do pomiaru promieniowania radiowego korony słonecznej, zamontowany na sztucz-



Samolot szkolno-treningowy TS-11 Iskra 100 z czterema podskrzyłowymi zamkami na wyposażenie podwieszane

- nym satelicie Ziemi „Interkosmos — Kopernik 500”
- ppłk doc. dr inż. J. Lewitowicz — ITWL: Urządzenie do sygnalizacji zjawiska pompażu na samolotach z silnikami turbinowymi
- płk prof. dr inż. Z. Puzewicz, ppłk mgr inż. W. Wyrębski i zespół WAT: Laserowy dalmierz
- ppłk inż. P. Rozwadowski i zespół WAT: Urządzenie do łączności radiotelefonicznej umożliwiające dowodzenie samolotami i śmigłowcami na małych wysokościach
- dr inż. Dyczkowski i zespół ITWL: Opracowanie wraz z programem urządzenia programowego imitatora sytuacji powietrznej
- prof. dr hab. inż. J. Kroszczyński, mgr inż. W. Wojtowicz i zespół — Przemysłowy Instytut Telekomunikacji: Opracowanie prototypu i wprowadzenie do produkcji nowoczesnej stacji radiolokacyjnej
- płk dr inż. E. Karneński — ITWL: Rozpoznanie gruntów za pomocą zdjęć lotniczych czarnobiałych; wykorzystanie przy projektowaniu nawierzchni dróg i lotnisk
- płk doc. dr inż. J. Lewitowicz i zespół — ITWL: Opracowanie metody

rentgenowskiej fluorescencji radioizotopowej do badania zużycia łożysk silników tłokowych i turbinowych

- płk prof. dr n. med. S. Barański — Wojskowy Instytut Medycyny Lotniczej: Badania biologicznych efektów działania mikrofal i wpływu pracy w ich zasiegu na stan zdrowia, z ustaleniem dopuszczalnych wartości oraz zasad BHP.

● W lipcu br. Centrum Wyszokolenia Lotniczego w Lesznie rozpoczęło usługi eksportowe, a mianowicie szkolenie pilotów szybowcowych z całego świata. Na razie przewidziane jest szkolenie obejmujące loty wyczynowe w miesiącach czerwiec — sierpień, w przyszłości CWL zamierza rozszerzyć usługi o szkolenie podstawowe, loty nocne, akrobacje podstawową i loty w chmurach w okresie wiosny i jesieni.

Uczestnicy szkolenia w Lesznie mają do dyspozycji hotel na 75 miejsc, halę gimnastyczną, basen pływacki i saunę. W tym roku zgłosiło się wielu chętnych. Jak zapewnia kierownik CWL Leszno, komandor Stanisław Kolasa, usługi eksportowe nie ograniczą szkolenia polskich pilotów.

Cennik za szybowcowe usługi aeroklubów i Centrum w Lesznie dla cudzoziemców ze strefy dolarowej  
Opłaty wyłącznie w dolarach lub innej walucie wymiennej (równowartość)

Rodzaj usługi	Wysokość opłaty		Ustalenia dodatkowe
	mln. zł	dol. USA	
Zakwaterowanie wraz z wyżywieniem w ośrodku:			
— Aeroklub Jeleniogórski	1 doba	5,00	Dobę liczy się od godziny zgłoszenia się w ośrodku
— Aeroklub Tatrzański	1 doba	5,00	
— CWL Leszno	1 doba	8,00	
Lot na szybowcu (od chwili startu):			
— od doskonałości 30	1 h	7,00	opłata za 1 lot nie może wynieść mniej niż równowartość 10 minut lotu
— o doskonałości 30 do 40	1 h	9,00	
— o doskonałości ponad 40	1 h	12,00	
Hol szybowca za samolotem	1 min.	0,60	opłata za 1 start nie może wynieść mniej niż 2,5 dol.
Start z wyciągarki	1 start	1,00	opłata za lot na szybowcu jak wyżej
Ściąganie szybowca samolotem z miejsca przygodnego lądowania	1 min.	0,60	liczy się rzeczywisty czas lotu w obie strony
Ściąganie szybowca samochodem z miejsca przygodnego lądowania	1 km	0,15	liczy się rzeczywisty przejazd samochodu wg licznika
Wypożyczenie wózka (w przypadku ściągania własnym samochodem)	1 h	1,00	
Lot samolotem w celach turystyczno-krajoznawczych	1 min.	0,6	opłata za lot nie może wynosić mniej niż 6 dol. (równowartość 10 min. lotu)
Badania lotniczo-lekarskie w Głównym Ośrodku Badań Lotniczo-Lekarskich we Wrocławiu:			
— okresowe, bez określenia zdolności do lotów wysokościowych		15,00	
— okresowe z określeniem zdolności do lotów wysokościowych		30,00	
— badanie w celu określenia zdolności do lotów wysokościowych		15,00	



Dodać należy, że do szkolenia i treningu będą wykorzystane najnowsze pomoce naukowe, m. in. przygotowane gabinet metodyczny.

Cennik za usługi dla cudzoziemców ze strefy dolarowej przedstawia tablica.

● W czerwcu br. z udziałem delegacji Bułgarii, Czechosłowacji, NRD, Polski, Rumunii, Węgier i ZSRR odbyła się w Warszawie XIV Konferencja Medycyny Lotniczej Europejskich Krajów Socjalistycznych. Szczególne zainteresowanie wzbudził referat E. M. Juganowa „Wpływ hałasu na personel lotniczy”.

● Czechosłowacja zakupiła polskie śmigłowce turbinoowe Mi-2 dla kontroli ruchu drogowego.

● Przewodniczący Połączonego Dowództwa Sił Zbrojnych Peru, gen. dyw. Arturo Caverro Calixto podczas pobytu w Polsce odwiedził 1 pułk lotnictwa myśliwskiego „Warszawa”, gdzie zapoznał się z samolotem szkolno-treningowym TS-11 Iskra.

● Przy Międzynarodowym Porcie Lotniczym na Okęciu w Warszawie PLL LOT otworzyły 26 czerwca br. swój pierwszy hotel — nazwany Luna.

● Na warszawskim lotnisku Okęcie 27 czerwca br. po raz pierwszy lądował trójśmigłowy samolot pasażerski DC-10-30 holenderskich linii lotniczych KLM. Samolot zabiera 269 pasażerów i był największym samolotem, który dotychczas lądował na Okęciu. Linie KLM jeden ze swych samolotów DC-10 zamierzają nazwać Fryderyk Chopin.

● Prototyp doświadczalny (latające laboratorium prototypowe, tzw. przed-prototyp) odrzutowego dwupłatowego samolotu rolniczego M-15 został oblatany przez inż. Ludwika Natkańca w Mielcu 30 maja br.

● Za książkę „Polish Aircraft 1893—1939” (Polskie samoloty 1893—1939) Komisja Historii, Sztuki i Literatury Aeroklubu Francji przyznała w br. dyplom w dziedzinie dzieł w języku angielskim Jerzemu Cynkowi.

● Aeroklub Warszawski liczy 700 członków skupionych w czterech sekcjach: samolotowej, szybowcowej, spadochronowej i modelarskiej. Piloci mają do swej dyspozycji 22 samoloty oraz 40 szybowców, na których wykonują loty treningowe, a także startują w licznych zawodach. W tym roku Aeroklub zorganizował 10 imprez sportowych. Nestorzy warszawskiego lotnictwa sportowego zrzeszeni są w klubie seniorów. AW utrzymuje kontakty z aeroklubami Litewskiej SRR i Jugosławii. Aeroklub cierpi na niedostatek sprzętu. Brak jest zwłaszcza samolotów szkolno-treningowych. Inną bolączką jest niedobór kadry technicznej, mechaników i inżynierów.

● Gocław jest druga baza w historii Aeroklubu Warszawskiego. Pierwsza, przed wielu laty mieściła się na Polu Mokotowskim. Przyszłe lotnisko będzie zlokalizowane w Markach. Przeprowadzka ośrodków lotniczych nastąpi prawdopodobnie w latach 1976—77.

● Na szybowcowych mistrzostwach Polski zabrakło najlepszego polskiego pilota szybowcowego — Jana Wróblewskiego, dwukrotnego mistrza świata w klasie otwartej i standard.

● Wróblewski — który obecnie pracuje jako pilot pogotowia lotniczego — przysłał do władz Aeroklubu PRL pismo, w którym zawiadamia o swej decyzji wycofania się z czynnego życia sportowego. Decyzja 33-letniego pilota szybowcowego i zawodnika jest wielką niespodzianką w skali światowej. Rezygnacja stanowi dużą stratę dla polskiego szybownictwa, zwłaszcza w obliczu zbliżających się mistrzostw świata w Australii gdzie ze względu na specyficzne warunki atmosferyczne szczególne szanse będą mieli piloci bardzo doświadczeni.

● W sprzyjającym klimacie odbył się tegoroczny XI Rajd Samolotowy Dziennikarzy i Pilotów. Wszystkie załogi w liczbie 30, zameldowały się na mecie we Wrocławiu. Najlepsze lokaty uzyskały załogi: J. Baran (z Aeroklubu Rzeszowskiego) i M. Jankowska (z „Przeglądu Sportowego”), W. Kościłki (z Aeroklubu Bydgoskiego) i M. Kowalski (z „Gazety Pomorskiej”) oraz S. Marliński (z Aeroklubu Radomskiego) i B. Kaznowski (z „Przyjaźni”). Rajd sprawnie zorganizowany — stanowił doskonały sposób propagandy lotnictwa w różnych ośrodkach kraju.

● Na rok przyszły planuje się poprowadzić rajd szlakiem Polski powiatowej. Jest to pomysł znakomity, który mieszkańcom odległych terenów pozwoli poznać się z lotnictwem, zaś dziennikarzom — zbliży Polskę B.

● Ponad 70 milionów zł oszczędności przyniosły cywilnej gospodarce narodowej wojskowe dźwigowe akcje śmigłowcowe. Ponadto dźwigi powietrzne zaoszczędziły wiele miesięcy żmudnej ludzkiej pracy, którą trzeba by włożyć w operacje lądowe.

● W związku z tymi sukcesami zadajemy kolejne pytanie. Kiedy w Polsce lotnicze prace usługowe — na wzór przedsiębiorstwa NRD — przyjmie cywilna wyspecjalizowana ekipa?



## AUSTRALIA

● W styczniu 1974 r. w miejscowości Walkeria w Australii odbędą się Szybownicze Mistrzostwa Świata. Do zawodów tych trenują: S. Kluk, H. Muszczyński i S. Witek. Nasi zawodnicy startować będą na zmodyfikowanych szybowcach Jantar i Orion.

● Rozstrzygnięty został konkurs ogłoszony w Australii na projekt szybowca o rozpiętości 13 m przeznaczony do budowy amatorskiej. Na konkurs nadesłano prace z 9 krajów (m. in. z CSRS i Węgier). Pierwsza nagroda zdobył projekt szybowca konstrukcji mieszanej.

● Australijski balon bez załogi okrążył dwukrotnie kulę ziemską na wysokości 27 km. Balon o średnicy 21 m zawierał pojemnik z naukowymi przyrządami pomiarowymi, który na sygnał z Ziemi wylądował w Queensland. Jest to pierwszy wypadek lotu balonu dookoła Ziemi. W niedalekiej przyszłości Australijczycy planują wysłać 300—400 takich balonów, aby w ten sposób zmniejszyć dotkliwy niedobór stałych stacji meteorologicznych na południowej półkuli.



## CHINY

● Chińska Republika Ludowa angażuje poważne nakłady w rozbudowę sieci międzynarodowej komunikacji lotniczej. Zakupiono 4 samoloty typu Trident, 6 — typu Viscount 853, 9 — typu Il-18 i 4 typu Il-62. Poza tym zamówiono 12 Tridentów za sumę 103 mln dol. Przewiduje się zamówienie dalszych samolotów komunikacyjnych tak krótkiego, jak i dalekiego zasięgu, m. in. A-300 B i Concorde.



## HISZPANIA

● Przemysł lotniczy Hiszpanii znajduje się obecnie w okresie reorganizacji i przebudowy w celu uzyskania warunków do zintegrowania się z europejskim przemysłem lotniczo-kosmicznym. Tzw. III plan rozwoju przewiduje na 1975 r. zwiększenie zatrudnienia w przemyśle lotniczym z 5000 do 7000 osób. Nastąpiła fuzja trzech największych lotniczych jednostek gospodarczych: Construcciones

Aeronauticas SA (CASA), La Hispano Aviacion SA (HASA) i Państwowego Przedsiębiorstwa Silników Lotniczych SA (ENMASA) oraz oczekuje się, że w końcu III planu hiszpański przemysł lotniczy zrówna się z lotniczym potencjałem Włoch czy Holandii.



## INDIE

● Pierwszy zaprojektowany i całkowicie wykonany w Indiach sztuczny satelita Ziemi będzie wprowadzony w przyszłym roku na orbitę za pomocą radzieckiej rakiety nośnej, z kosmodromu ZSRR.



## JAPONIA

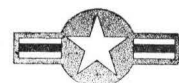
● Prasa japońska donosi, że lekki samolot Fuji FA-200 Aerosubaru będzie montowany w Europie przez jedną z firm lotniczych zachodniemieckich, szwedzkich lub szwajcarskich. Podobno najdalej zostały posunięte rozmowy z firmami zachodniemieckimi.



## KANADA

● Konsorcjum United Aircraft of Canada sprzedało łącznie 5600 silników rodziny PT-6, w które zostało wyposażonych 2050 samolotów i śmigłowców w 86 krajach. Okres międzyremontowy silników PT-6 zainstalowanych na lekkich dwusilnikowych samolotach sięga 7600 godzin. Rekordowy PT-6 znajdował się w ciągłej eksploatacji przez 14 500 godzin bez remontu. Łącznie silniki PT-6 wylatały 10 milionów godzin. Ciężar silnika waha się od 122 kg (PT6A — 6) do 168 kg (PT6A — 40) i 219 kg (PT6A — 50). Przelotowe zużycie paliwa wynosiło dla pierwszych odmian 300 kg/kg/h, w nowych wersjach — 260 kg/kg/h.

● Kanadyjski satelita telekomunikacyjny Anik-2 wszedł na orbitę okołoziemską, znajdującą się w odległości 36 tys. km nad równikiem. Satelita zajmuje pozycje stacjonarna względem Ziemi. Satelita został wystrzelony z Przylądka Canaveral.



## USA

● Główną przyczyną występujących w śmigłowcach drgań o małej częstotliwości i dużej amplitudzie jest wirnik. W śmigłowcach Bell uzyskano częściowe wytłumienie drgań przez zastosowanie wirnika wahliwego. W doświadczalnym śmigłowcu Jet Ranger zastosowano połączenie wirnika i przekładni z kadłubem, przez prety z punktami węzłowymi. Górna część napędu; wirnika, wał i przekładnia są zamocowane do „elastycznej” belki w ten sposób, że punktami utwierdzenia do dolnej części konstrukcji są punkty węzłowe belki, w których drgania są najmniejsze. Belkę wykonano ze stopu aluminium. W punktach węzłowych odległych o około 0,8 m od osi wału wirnika zamocowano masy bezwładne po około 15 kg. Śmigłowiec z wytłumionymi drganiami wylatał już kilkadziesiąt godzin, przy czym stwierdzono znaczne (70—80%) zredukowanie drgań, nawet przy niespokojnej atmosferze.

Dokończenie na str. 23



## Wpływ modernizacji taboru lotniczego na koszty eksploatacji PLL LOT w latach 1960-1969

W latach sześćdziesiątych PLL LOT wprowadziły do eksploatacji cztery nowe typy samolotów: turbośmigłowe Il-18 (1961 r.), Viscount-804 (1962 r.), An-24 (1966 r.) oraz odrzutowy Tu-134 (1968 r.).

W tym samym okresie wycofano z eksploatacji trzy typy samolotów: tłokowe Convair CV-240 i Li-2 oraz turbośmigłowe Viscount-804 (który ze względu na krótki okres eksploatacji nie będzie uwzględniany w analizie).

Mimo zmniejszenia liczby eksploatowanych samolotów z 40 w 1960 r. do 37 w roku 1969 zdolność przewozowa taboru lotniczego LOTu wzrosła 4,5 raza, a oferowana praca przewozowa 6,8 raza. Było to wynikiem wzrostu zdolności przewozowej nowo wprowadzonych typów samolotów oraz dwukrotnie większego wykorzystania taboru lotniczego: z 564 h rocznie średnio na 1 samolot komunikacyjny w 1960 roku do 1087 h w 1969 r.

Dzięki postępowi technicznemu wzrosła nie tylko liczba, ale i jakość usług przewozowych. Oprócz wyraźnego zwiększenia prędkości lotu loty są mniej uzależnione od warunków atmosferycznych na trasie a także — choć w ograniczonym zakresie — przy starcie i lądowaniu. W rezultacie poprawiła się regularność i punktualność lotów.

Czy modernizacja taboru zapewniając zwiększenie standardu usług przewozowych — co w warunkach konkurencji na liniach międzynarodowych nie jest bez znaczenia — dała również wzrost efektywności ekonomicznej w działalności eksploatacyjnej PLL LOT, czy też za wzrost jakości usług trzeba było zapłacić, i ile? Na to pytanie próbuje odpowiedzieć niniejszy artykuł, w którym przedstawiono wyniki

Autor przedstawia wyniki badań wpływu modernizacji taboru lotniczego na koszty eksploatacji w latach sześćdziesiątych, w czasie których PLL LOT wprowadziły do eksploatacji turbiniowe samoloty śmigłowe i zaczęły wprowadzać samoloty odrzutowe.

W artykule podane są założenia metodyczne badań, analiza zmian poziomu jednostkowych bezpośrednich kosztów użytkowania samolotów oraz analiza zmian poziomu kosztów tonokilometra wykonanego z uwzględnieniem opreczentowania środków trwałych, koszt alternatywy bez modernizacji.

Na zakończenie podano ogólne wnioski z przeprowadzonych analiz.

badań *ex post* przeprowadzonych przez autora w zakresie wpływu modernizacji taboru lotniczego PLL LOT na koszty eksploatacji w latach sześćdziesiątych, podczas których PLL wprowadziły do eksploatacji turbiniowe samoloty śmigłowe i zaczęły wprowadzać samoloty odrzutowe.

### Podstawowe założenia metodyczne

1) Przyjęto równoznaczność zbadania wpływu modernizacji taboru lotniczego na koszty eksploatacyjne PLL LOT ze zbadaniem ekonomicznej efektywności modernizacji.

2) Jako miernik efektywności ekonomicznej działalności przewozowej i związanego z nią procesu modernizacji taboru lotniczego przyjęto koszt 1 tonokilometra. Wynika stąd oparcie analizy wyłącznie o koszty jednostkowe.

3) W przeprowadzonej analizie ograniczono się do jednostkowych bezpośrednich kosztów użytkowania samolotów, jako głównego czynnika kształtowania wpływu modernizacji taboru lotniczego na koszty eksploatacyjne. Ograniczono się również do badania kosztów na regularnych liniach zagranicznych i na liniach krajowych pomijając inne — o niewielkim ciężarze gatunkowym — rodzaje działalności eksploatacyjnej.

4) Badania składają się z dwóch zasadniczych części:

a) badanie efektywności ekonomicznej nowo wprowadzanych typów samolotów w porównaniu z samolotami uprzednio użytkowanymi w przedsiębiorstwie

T a b l i c a 1. Porównanie jednostkowego bezpośredniego kosztu użytkowania podstawowych typów samolotów PLL LOT w wybranych latach okresu 1960—1969 [zł/tkm ofer.]

Typ samolotu	Jednostkowy bezpośredni koszt eksploatacji samolotu					
	w 1960 r. na lin. kraj.	w 1965 r. na lin. zagr.	w 1969 r. na lin. kraj.	w 1969 r. na lin. kraj.	w 1969 r. na lin. zagr.	w 1969 r. na lin. zagr.
Li-2	12,35					
Il-14	7,87	9,11	8,80			
Il-18		5,87		5,04	3,79	3,79
An-24			10,06	10,06	9,65	
Tu-134						6,31
Odchylenie kosztu* bezwzgl. względna [%]	4,46 -36	-3,24 -36	+1,26 +26	+5,02 +100	5,86 +154	+2,52 +66

\* Dotyczy jednostkowego kosztu użytkowania samolotu nowoczesnego typu od kosztu samolotu starszego typu. W tabelicy cztery typy samolotów podano w kolejności chronologicznej



b) badanie efektywności ekonomicznej modernizacji przedsiębiorstwa w zakresie unowocześnienia jego taboru lotniczego.

Do punktu a) jako miernik efektywności zastosowano koszt tonokilometra oferowanego, do punktu b) — koszt tonokilometra wykonanego.

5) W celu zapewnienia porównywalności danych w całym badanym okresie sprowadzono koszty w latach 1968—1969 do poprzednio obowiązującego systemu finansowego. Uwzględniono również zmiany, jakie w badanym okresie wprowadzono w zakresie sposobu obliczania kosztów amortyzacji samolotów i kosztów remontów głównych.

**Analiza zmian poziomu jednostkowych bezpośrednich kosztów użytkowania samolotów (tonokilometra oferowanego)**

Tablica 1 umożliwia porównanie i ogólną ocenę efektywności ekonomicznej podstawowych typów samolotów LOTu. Lata wybrane do dokonania porównań uwzględniają osiągnięcia dojrzałości eksploatacyjnej w przedsiębiorstwie przez nowo wprowadzone typy samolotów.

Z tablicy 1 wynika, że w latach sześćdziesiątych najmniejszy koszt tonokilometra oferowanego osiągał samolot Il-18. Koszt ten był mniejszy zarówno w stosunku do samolotów starszych typów, jak i w stosunku do nowszych.

Tablica 2 przedstawia dynamikę bezpośredniego jednostkowego kosztu użytkowania podstawowych typów samolotów PLL LOT oraz kosztu przeciętnego dla samolotów na regularnych liniach międzynarodowych i na liniach krajowych przedsiębiorstwa w latach sześćdziesiątych.

Z tablicy 2 wynika, że w badanym okresie bezpośredni koszt eksploatacji samolotu Il-18 został zmniejszony o ponad 50%, podczas gdy koszty samolotów Li-2, Il-14, An-24 uległy zwiększeniu.

W okresie od 1960 do 1969 roku jednostkowy przeciętny koszt tonokilometra oferowanego na liniach międzynarodowych został zmniejszony w zakresie bezpośrednich kosztów eksploatacji samolotów o 36%, a na liniach krajowych o 12%. Na poziom bezpośredniego kosztu eksploatacji samolotów składają się koszty różnych składników. Aby wyjaśnić przyczyny zmian efektywności ekonomicznej taboru lotniczego, w tablicy 3 przedstawiono wyniki badań wpływu poszczególnych elementów składowych, jednostkowych bezpośrednich kosztów użytkowania samolotów na kształtowanie się tych kosztów.

Jak wynika z tablicy 3, procentowy udział modernizacji taboru lotniczego w zmniejszeniu łącznych bezpośrednich kosztów eksploatacji samolotów w latach sześćdziesiątych można oszacować na około 60% na liniach międzynarodowych LOTu oraz — na liniach krajowych na 10%.

W rezultacie zmian w poziomie kosztów jednostkowych poszczególnych składników nastąpiła w badanym okresie zmiana struktury układu kalkulacyjnego. W szczególności poważnie wzrósł udział amortyzacji samolotów w łącznym koszcie bezpośrednim samolotów, zmniejszył się natomiast udział kosztów materiałów pędnych. Zmiany w strukturze kosztów

**Tablica 2. Dynamika jednostkowych kosztów podstawowych samolotów PLL LOT w latach 1960—1969 [zł/tkm ofer.]**

Typ samolotu	Bezpośr. jedn. koszt. samolotu		Odchylenie kosztu [%]		Rodzaj linii
	w roku wyjściowym	w roku badanym	bez-wzgl.	wzgl.	
Li-2	12,33	16,51	+4,18	+34	kraj.
	1960 r.	1966 r.			
Il-14	7,87	8,80	+0,93	+12	kraj.
	1960 r.	1969 r.			
Il-18	8,67	3,79	-4,88	-56	zagr.
	1962 r.	1969 r.			
An-24	7,94	8,67	+0,73	+9	kraj.
	1967 r.	1969 r.			
Tu-134	6,31				zagr.
	1969 r.				
Koszt przeciętny na liniach zagr.	6,87	4,42	-2,45	-36	
	1960 r.	1969 r.			
Koszt przeciętny na liniach krajowych	10,80	9,50	-1,30	-12	
	1960 r.	1969 r.			

**Tablica 3. Procentowy udział elementów kosztów samolotów i modernizacji taboru lotniczego w zmniejszeniu przeciętnych jednostkowych kosztów eksploatacji samolotów PLL LOT w latach 1960—1969**

Element kosztu	Udział w procentowym zmniejszeniu kosztu			
	na liniach międzynarodowych		na liniach krajowych	
	łącznie	w tym z tytułu modernizacji	łącznie	w tym z tytułu modernizacji
Paliwo	58	58	86	86
Przeglądy i remonty	32	32	45	45
Place	5	4	16	18
Amortyzacja	-1*	-32*	-38*	-100*
Ubezpieczenie samolotów i pasażerów	6	-3	6	-18
Oplaty lotniskowe	—	—	-1	—
Koszty specjalne	—	—	-14	-14
Razem	100	59	100	10

\* Ujemny wpływ modernizacji na zmniejszenie kosztów amortyzacji został zniwelowany przez dwukrotne zwiększenie intensywności wykorzystania samolotów

**Tablica 4. Udział procentowy składników przeciętnych bezpośrednich kosztów eksploatacji samolotów PLL LOT w latach 1960 i 1969**

Składniki kosztów bezpośrednich samolotów	Udział procentowy w bezpośr. koszcie samolotów					
	na liniach międzynarodowych w latach			na liniach krajowych w latach		
	1960	1969	1969* (c.b.)	1960	1969	1969* (c.b.)
Paliwo	40	29	25	36	30	19
Przeglądy i remonty	26	23	24	37	35	42
Place załóg	5	5	5	6	5	5
Amortyzacja	23	36	39	15	23	27
Ubezpieczenie samolotów	6	7	7	6	7	7

\* W rubryce oznaczonej (c.b.) podano procentowy udział składników kosztów obliczony w oparciu o ceny bieżące 1969 r., zgodnie z systemem finansowym obowiązującym od 1.7.1968 r.

eksploatacji bezpośrednich samolotów w latach 1960—1969 przedstawia tablica 4.

W związku ze zmianą struktury bezpośrednich kosztów samolotów w latach 1960—1969 zwiększył się udział bezpośrednich kosztów stałych samolotów:

- na liniach międzynarodowych z około 1/3 w 1960 r. do prawie 1/2 w 1969 r.
- na liniach krajowych z około 1/4 w 1960 r. do 2/5 w 1969 r.

Zwiększenie udziału kosztów stałych podkreśla znaczenie zwiększenia intensywności wykorzystania taboru lotniczego jako czynnika zmniejszającego koszty jednostkowe przewozu i zwiększającego ekonomiczną efektywność eksploatacji.

Spośród typów samolotów, wprowadzonych w latach sześćdziesiątych na linię LOTu, najbardziej efektywny ekonomicznie okazał się samolot Ił-18, eksploatowany głównie na liniach międzynarodowych, na których koszt jednostkowy samolotów w latach 1960—1969 został zmniejszony o 36%. Samolot Ił-18 odznacza się nie tylko najniższym łącznym jednostkowym kosztem eksploatacji, ale również w każdej pozycji kosztów\*. Samolotom Ił-18 należy przypisać prawie w całości zmniejszenie jednostkowych kosztów eksploatacji w działalności na liniach międzynarodowych.

Najmniej efektywny ekonomicznie okazał się samolot An-24, którego jednostkowe koszty eksploatacji są ogólnie nie mniejsze niż samolotu Ił-14. Jednak samolotom An-24 trzeba przypisać zmniejszenie kosztu jednostkowego na liniach krajowych, co wynika z faktu wprowadzania An-24 i równoczesnego wycofania samolotu Li-2 z eksploatacji.

Z punktu widzenia kosztów eksploatacji przedsiębiorstwa lotniczego o efektywności ekonomicznej modernizacji taboru lotniczego decydują — poziom i zmiany kosztu tonokilometra wykonanego, a nie oferowanego. Zagadnienie to zostanie rozpatrzone w następnym punkcie.

#### Analiza zmian poziomu kosztów tonokilometra wykonanego

Koszt tonokilometra wykonanego na podstawowych typach samolotów PLL LOT, w zestawieniu z kosztem tonokilometra oferowanego przedstawiono w tablicy 5.

Kształtowanie się przeciętnych kosztów tonokilometra wykonanego (w zakresie bezpośrednich kosztów użytkowania samolotów) w całym badanym okresie przedstawiono na rysunku.

Przy przejściu od tonokilometra oferowanego do tonokilometra wykonanego koszt eksploatacji poszczególnych typów samolotów wzrasta od 1,5 raza w przypadku samolotów: Li-2 (linie krajowe 1966 r.), Ił-14 (linie krajowe 1966 r., 1969 r.), An-24 (linie zagraniczne 1966 r.), do ponad 3 razy w przypadku samolotów Ił-18 (linie zagraniczne 1969 r.).

Mimo najmniej korzystnej relacji kosztu tonokilometra wykonanego do tonokilometra oferowanego, samolot Ił-18 zachowuje znaczną przewagę pod względem efektywności ekonomicznej nad innymi typami

\* Z wyjątkiem kosztów amortyzacji, w których ustępuje samolotom Ił-14

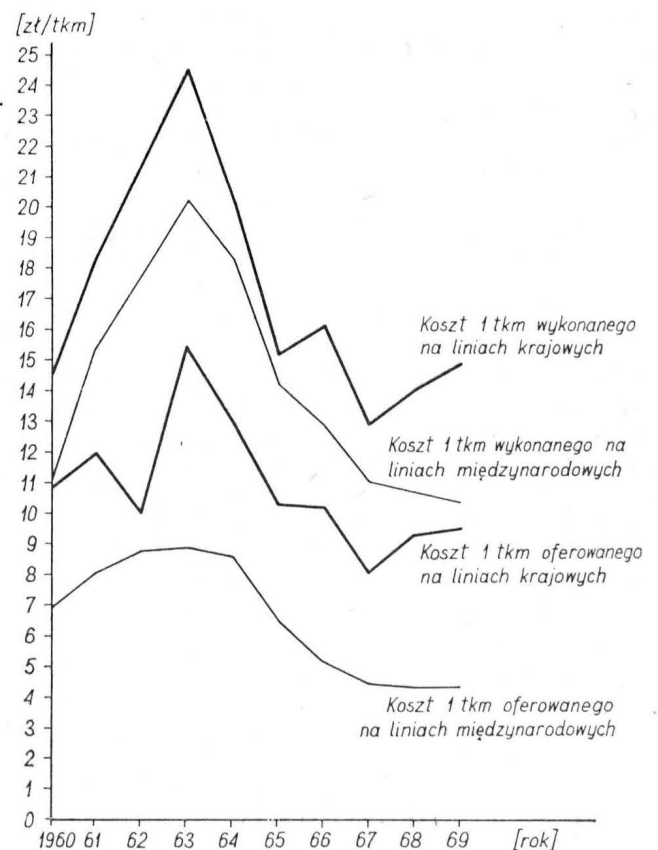
samolotów. Koszt tonokilometra w 1969 roku na liniach międzynarodowych PLL LOT był na samolocie Ił-18 mniejszy 1,7 raza od kosztu tonokilometra wykonanego przez samolot Tu-134 i 2 razy — od kosztu tonokilometra wykonanego przez samoloty An-24.

Przeciętny koszt tonokilometra wykonanego kształtował się na poziomie wyższym od kosztu tonokilometra oferowanego:

- na liniach zagranicznych w 1969 r. — 2,4 raza (w 1960 r. — 1,6 raza),
- na liniach krajowych w 1969 r. — 1,6 raza, (w 1960 r. — 1,3 raza).

Koszt tonokilometra wykonanego na liniach międzynarodowych w roku 1969 był mniejszy zaledwie o 3% od kosztu tonokilometra wykonanego w 1960 roku (podczas gdy koszt tonokilometra oferowanego w tym okresie został zmniejszony o 36%). Na liniach krajowych koszt tonokilometra wykonanego w roku 1969 był większy o 5% od kosztu w roku 1960 (koszt tonokilometra oferowanego był o 12% mniejszy). Przyczyną takich wyników jest zmniejszenie wskaźnika wykorzystania ciężaru handlowego prawie o 1/3 na liniach międzynarodowych i prawie o 1/6 na liniach krajowych. Należy jednak podkreślić, że zmniejszenie wskaźnika wykorzystania ciężaru handlowego nie oznacza zmniejszania zapotrzebowania na transport lotniczy. Zapotrzebowanie to stale wzrasta, ale wolniej od wzrostu zdolności przewozowej taboru. W rezultacie — w latach 1960—1969 oferowana praca przewozowa w PLL LOT wzrosła z 16 147 tys. tkm oferowanych do 109 592 tys. tkm oferowanych, czyli prawie 7 razy. Natomiast wykonana

Przeciętny koszt tonokilometra wykonanego i oferowanego na liniach międzynarodowych i na liniach krajowych PLL LOT w latach 1960—1969 w [zł/tkm]





**Tablica 5. Koszt tonokilometra wykonanego na podstawowych typach samolotów PLL LOT w zestawieniu z kosztem tonokilometra oferowanego w latach 1966—1969 [zł/tkm]**

Typ samolotu	Koszt tonokilometra wykonanego w latach			
	koszt tonokilometra oferowanego w latach			
	1966	1967	1968	1969
Li-2	20,50*	—	—	—
kraj.	16,61	—	—	—
Il-14	16,70	—	—	—
zagr.	10,30	—	—	—
Il-14	15,80	13,10	14,20	13,20
kraj.	10,30	8,33	9,47	8,80
Il-18	12,20	10,90	10,20	9,05
zagr.	4,65	4,18	4,02	3,79
Il-18	—	—	—	9,63
kraj.	—	—	—	5,04
An-24	13,20	12,85	16,80	18,50
zagr.	8,54	7,94	9,36	9,65
An-24	14,05	12,10	14,20	16,75
kraj.	8,59	7,94	9,41	10,06
Tu-134	—	—	—	14,60
zagr.	—	—	—	6,31
Przeciętnie	12,90	11,10	10,80	10,40
zagr.	5,15	4,43	4,40	4,42
Przeciętnie	16,10	12,90	14,10	14,90
kraj.	10,32	8,15	9,36	9,50

\* Wskaźnik wykorzystania ciężaru handlowego na samolocie Li-2 w 1966 r. wynosił 78,3% (na liniach krajowych)

praca przewozowa wzrosła w tym okresie z 11 290 tys. tkm wykonanych do 56 826 tys. tkm wykonanych, czyli 5 razy.

**Uwzględnienie oprocentowania środków trwałych**

W kosztach ani w wynikach działalności eksploatacyjnej PLL LOT do 1970 roku nie uwzględniano oprocentowania środków trwałych<sup>1</sup>. Jeśliby wprowadzić do obliczeń kosztu tonokilometra taką pozycję w wysokości 3% wartości brutto taboru lotniczego, to otrzymalibyśmy następujący poziom kosztu tonokilometra oferowanego i wykonanego<sup>2</sup>.

Z tablicy 6 wynika, że w przypadku uwzględnienia oprocentowania taboru lotniczego, zmniejszenie przeciętnego kosztu tonokilometra oferowanego wyrażone w procentach wyniesie w latach 1960—1969 na liniach międzynarodowych LOTu około 32% (bez oprocentowania — 36%), na liniach krajowych 10% (bez oprocentowania — 12%).

Natomiast koszt tonokilometra wykonanego w okresie 1960—1969 r. w przypadku oprocentowania taboru lotniczego wzrośnie na liniach międzynarodowych o około 2% (bez oprocentowania wykazywał zmniejszenie o 3%). Na liniach krajowych w warunkach oprocentowania koszt tonokilometra wykonane wzrośnie o około 10% (zamiast 5%).

<sup>1</sup> Należy zaznaczyć, że stosowane od 1.1.1971 r., zgodnie z uchwałą Rady Ministrów nr 178 z 9.11.1970 r. (Monitor Polski nr 40 z 9.12.1970 r. poz. 295) oprocentowanie środków trwałych w PLL LOT stanowi element podziału wyniku finansowego przedsiębiorstwa, a nie element kosztów. Jednak z merytorycznego punktu widzenia zastosowanie go w prowadzonej analizie jest uzasadnione.

<sup>2</sup> Wartość brutto taboru lotniczego PLL LOT w 1960 r. oszacowano na 160 mln zł, a w 1969 r. — na 1600 mln zł.

**Koszt alternatywy — bez modernizacji**

Kosztem alternatywy nazwano tu koszt, jaki zaistniałby w końcu badanego okresu, gdyby nie modernizowano taboru lotniczego LOTu i struktura sprzętu stosowanego w 1969 roku byłaby taka sama, jak w 1960 roku, przy założeniu, że praca przewożona nie różniłaby się od rzeczywiście oferowanej i wykonanej w badanym okresie. Będzie to zatem koszt obliczony dla 1969 r. według procentowego udziału poszczególnych typów samolotów uczestniczących w pracy przewozowej w roku 1960 oraz według rzeczywistych jednostkowych kosztów tych samolotów i według wskaźnika wykorzystania ich ciężaru handlowego w 1969 roku.

Efektywność modernizacji taboru lotniczego w tym przypadku wyznaczy porównanie kosztu rzeczywistego z kosztem alternatywy, co przedstawiono w tablicy 7.

Z tablicy 7 wynika, że koszt tonokilometra oferowanego i wykonanego w alternatywie bez modernizacji byłby znacznie większy od rzeczywistego kosztu użytkowania samolotów, zarówno na liniach międzynarodowych (zagranicznych) jak i na liniach krajowych. Podkreśla to efektywność ekonomiczną modernizacji.

**OGólne wnioski z przeprowadzonych analiz**

Z przeprowadzonych analiz dotyczących wpływu modernizacji taboru lotniczego na koszty eksploatacyjne przedsiębiorstwa można wyciągnąć następujące ogólne wnioski:

**Tablica 6. Przeciętny koszt tonokilometra obliczony z uwzględnieniem 3% oprocentowania wartości brutto taboru lotniczego PLL LOT w latach 1960 i 1969 [zł/tkm]**

Rok	Linie międzynarodowe		Linie krajowe	
	koszt 1 tonokilometra		koszt 1 tonokilometra	
	ofer.	wykon.	ofer.	wykon.
1960	7,17	11,47	11,10	14,53
1969	4,86	11,66	9,94	15,90

**Tablica 7. Porównanie alternatywy — bez modernizacji i rzeczywistego przeciętnego, jednostkowego kosztu samolotów PLL LOT na liniach międzynarodowych i krajowych w 1969 r. [zł/tkm] i [%]**

Rodzaj kosztu	Wielkość kosztu jednostkowego samolotów		Odchylenie kosztu alternatywy	
	rzeczywistego	alternatywy	bez-względ.	procent.
Ofer. na liniach zagr.	4,42	7,82	+3,40	+75
Ofer. na liniach zagr. z oproc. śr. trwał.	4,86	7,93	+3,07	+63
Wykon. na liniach zagr.	10,40	16,10	+5,70	+55
Wykon. na liniach zagr. z oproc. śr. trwałych	11,66	16,30	+4,64	+40
Ofer. na liniach kraj.	9,50	12,05	+2,55	+27
Ofer. na liniach kraj. z oproc. śr. trwałych	9,94	12,16	+2,22	+22
Wykon. na liniach kraj.	14,90	18,05	+3,15	+21
Wykon. na liniach kraj. z oproc. śr. trwałych	15,90	18,24	+2,34	+15

Dokończenie na str. 40

Mgr inż. MARCIN FORTUŃSKI

PLL LOT

## Samolot pasażerski Tu-134A

Na początku 1973 roku PLL LOT wprowadziły do eksploatacji trzy samoloty odrzutowe Tu-134A. Samoloty te otrzymały znaki SP-LHA, SP-LHB i SP-LHC.

Tu-134A stanowi rozwój samolotu pasażerskiego Tu-134 eksploatowanego już od wielu lat na liniach ZSRR, Bułgarii, Węgier, NRD i Polski. PLL LOT ma obecnie pięć samolotów Tu-134 ze znakami SP-LGA, SP-LGB, SP-LGC, SP-LGD i SP-LGE.

Eksploatacja Tu-134 potwierdziła dobre własności aerodynamiczne tego samolotu. Okazało się, że na wielu lotniskach możliwy jest start na zredukowanym ciągu startowym silników przy zabezpieczeniu wymaganych przepisami gradientów wznoszenia. Stąd zrodziła się koncepcja wersji samolotu o większym ciężarze startowym, przy zachowaniu dotychczasowego ciągu silników. Nowa wersja samolotu otrzymała dłuższy kadłub, zmodyfikowany silnik D-30 z rozruchem powietrznym o odwracającym ciągu, pomocniczy zespół napędowy (APU) oraz nowe wyposażenie elektroniczne. Wprowadzono również wiele innych zmian wynikających z doświadczeń eksploatacyjnych Tu-134.

Na specjalne zamówienie Tu-134A dostarczany jest ze zmodyfikowaną kabiną załogi. Modyfikacja polega na przeniesieniu stanowiska nawigatora za fotele pilotów. W wersji podstawowej, podobnie jak w Tu-134, stanowisko nawigatora znajduje się w oszklonym nosie kadłuba. Samoloty w wersji dyspozycyjnej wyposażone są w dodatkowe zbiorniki paliwa.

**Konstrukcja.** Konstrukcyjnie samolot Tu-134A jest bardzo podobny do swego poprzednika Tu-134; wiele zespołów i instalacji jest identycznych. Dlatego w artykule będą omówione tylko ważniejsze zmiany wprowadzone w Tu-134A w porównaniu z Tu-134.

**Skrzydła.** Geometria i konstrukcja skrzydła Tu-134A są identyczne jak w Tu-134. W związku ze zwiększeniem ciężaru samolotu do startu i lądowania wprowadzono wiele lokalnych wzmocnień konstrukcji skrzydła.

Samolot w wersji dyspozycyjnej ma dodatkowe gumowe zbiorniki paliwa, zabudowane w centralnej (kadłubowej) części skrzydła. Aby umożliwić kontrolę i ewentualną wymianę zbiorników w czasie eksploatacji dolne pokrycie tej części skrzydła jest odejmowane.

**Kadłub.** Średnica kadłuba Tu-134A wynosi 2,9 m, podobnie jak w Tu-134, zwiększona natomiast została o 2,1 m długość kadłuba, w porównaniu z Tu-134.

W samolotach Tu-134A zakupionych przez PLL LOT został zachowany oszklony nos ze stanowiskiem

W artykule omówiono najważniejsze zmiany wprowadzone w samolocie Tu-134A w porównaniu z samolotem Tu-134. Są to m.in. modyfikacja kabiny załogi, lokalne wzmocnienie konstrukcji skrzydeł, wydłużenie kadłuba, które umożliwia zwiększenie pojemności przedniego bagażnika, bufetu i przedniej kabiny pasażerskiej, zmiana konstrukcji układu synchronizacji i sygnalizacji wychyleń lewej i prawej klapy, wzmocnienie elementów głównego podwozia, zastosowanie wzmocnionych kół używanych w samolotach Il-18, wyposażonych w silniejsze hamulce, wyposażenie w pomocniczy zespół napędowy APU, wyposażenie silnika D-30 drugiej serii w urządzenie do odwracania ciągu oraz pneumatyczny rozrusznik, modyfikacja instalacji paliwowej silnika.

nawigatora, podobnie jak w Tu-134. O przyjęciu takiego rozwiązania zdecydowała potrzeba unifikacji kabin i składu załogi do obu wersji samolotu.

W samolotach ze stanowiskiem nawigatora za fotelami pilotów antena radaru umieszczona jest w obrysie nosowej części kadłuba, a nie jak dotychczas w specjalnej osłonie pod kadłubem.

Przez wydłużenie kadłuba w rejonie 15 wręgi uzyskano zwiększenie pojemności przedniego bagażnika, bufetu i przedniej kabiny pasażerskiej.

Zwiększenie wymiarów przedniego bagażnika złagodziło w pewnym stopniu niedostatek samolotu Tu-134, wynikający z małej pojemności bagażników.

### Prównanie pojemności bagażników samolotów Tu-134 i Tu-134A

	Tu-134	Tu-134A
Pojemność bagażnika przedniego [m <sup>3</sup> ]	3,5	6,0
Pojemność bagażnika tylnego [m <sup>3</sup> ]	8,5	8,5
Całkowita pojemność bagażnika [m <sup>3</sup> ]	12,0	14,5

Wydłużenie kabiny pasażerskiej pozwoliło na zabudowanie dodatkowego rzędu foteli w przedniej kabine. Wyrównano również rozstawienie foteli w całej kabine. Samoloty Tu-134A otrzymały nowe, wygodniejsze fotele klasy turystycznej. Fotele te mają płynną regulację pochylania oparcia oraz większą przestrzeń pod siedzeniem fotela, co ułatwia umieszczenie ręcznego bagażu.

### Dane techniczne kabiny

Wersja standardowa (turystyczna)

	Tu-134	Tu-134A
Liczba pasażerów	72	76
Długość przedniej kabiny [m]	8,32	9,34
Długość tylnej kabiny [m]	5,58	5,58
Rozstawienie foteli w przedniej kabine [mm]	720	750
Rozstawienie foteli w tylnej kabine [mm]	750	750

Istnieje możliwość zwiększenia liczby miejsc pasażerskich w wersji standardowej do 80, przez ograniczenie wyposażenia bufetu.

Samoloty Tu-134 i Tu-134A mogą być również eksploatowane w wersji mieszanej z pierwszą klasą. Ze względu na małą szerokość kabiny, proponowane przez producenta rozmieszczenie w jednym rzędzie czterech foteli pierwszej klasy, nie zapewnia pasażerom wymaganego komfortu. Stąd też niektóre towarzystwa eksploatują te samoloty wyłącznie w wersji turystycznej.

Samoloty w wersji dyspozycyjnej mają specjalnie zaprojektowane i starannie wykonane umeblowanie kabin.

Zakończenie kadłuba Tu-134A zostało przystosowane do zabudowy pomocniczego zespołu napędowego APU. Przedział dla APU odgrodzony jest specjalną ścianą przeciwoogniową od tylnego przedziału technicznego. APU zabudowano w miejscu przeznaczonym dawniej na spadochron hamujący.

**Usterzenie.** Geometria usterzenia nie uległa zmianie w porównaniu z Tu-134. Konstrukcja usterzenia jest również identyczna jak w Tu-134. Powiększono natomiast wysokość półek turbulizatorów na górnej powierzchni noska steru wysokości. Turbulizatory te zapobiegają przekompensowaniu steru przy jego wychyleniu w dół.

**Sterowanie.** W samolocie Tu-134A sterowanie płatowca w zasadzie nie uległo zmianie w porównaniu z Tu-134. Natomiast w sterowaniu klapami skrzydłowymi przekonstruowano układ synchronizacji i sygnalizacji wychyleń lewej i prawej klapy. Celem tej modyfikacji było zwiększenie stopnia niezawodności układu synchronizacji wychyleń klap.

**Podwozie.** Zwiększenie dopuszczalnego ciężaru samolotu do lądowania pociągnęło za sobą konieczność wzmocnienia elementów głównego podwozia (zastrzały, nożyce, wózki i golenie).

Zwiększenie ciężaru samolotu wymagało również skuteczniejszych urządzeń hamujących. W tym celu zabudowano wzmocnione koła główne typu używanego w samolotach Il-18, wyposażone w silniejsze hamulce.

Na przedniej goleni zabudowany jest (podobnie jak na zmodyfikowanych Tu-134) mechanizm obrotowo-tłumiący nowego typu, ułatwiający manewrowanie samolotem w czasie kołowania.

Dane techniczne podwozia	Tu-134	Tu-134A
Rozstaw kół głównych [m]	9,45	9,45
Baza podwozia (przy ściśniętych amortyzatorach) [m]	13,73	16,40
Wymiary kół głównych [mm]	930×305	930×305 (TK-81/3)
Wymiary kół przednich [mm]	660×200	660×200
Ciśnienie w kołach głównych [kG/cm <sup>2</sup> ]	8,5	8,5
Ciśnienie w kołach przednich [kG/cm <sup>2</sup> ]	8,5	8,5
Skret kół przednich przy starcie i lądowaniu	8°30'	8°30'
Skret kół przednich przy kołowaniu	55°	55°

Napęd samolotu stanowią dwa silniki D-30 drugiej serii. Główne elementy tego silnika (sprężarka, komory spalania, turbiny) są identyczne jak w silniku D-30 pierwszej serii zabudowanym w Tu-134. Silnik D-30 drugiej serii wyposażono w urządzenie do odwracania ciągu oraz pneumatyczny rozrusznik, zmo-

dyfikowano również automatykę instalacji paliwowej silnika. Zamiast prądo-rozruszników zabudowano na silnikach prądnicę prądu stałego.

#### Dane silnika

Długość [mm]	4773
Srednica przy wlocie do silnika [mm]	1050
Ciężar silnika wyposażonego [kG]	1944
Ciśnienie powietrza do rozruchu [kG/cm <sup>2</sup> ]	2,5—5,2

#### Osiągi silnika

Warunki pracy	startowe		nieograniczony
	5	nieograniczony	
Czas pracy [min.]	5	nieograniczony	
Liczba obrotów maksymalnych [%]	98—100	92—94	
Liczba obrotów [1/min.]	11 600	10 900	
Ciąg [kG]	6800	5000	
Zużycie paliwa [kG/kG/h]	0,620	0,585	
Temperatura gazów [°C]	620	530	
2. Na wysokości $h = 11$ km, przy prędkości odpowiadającej liczbie $Ma = 0,75$			
Liczba obrotów maksymalnych [%]	97—98	92—94	
Liczba obrotów [1/min.]	11 420	10 900	
Ciąg [kG]	2000	1780	
Zużycie paliwa [kG/kG/h]	0,860	0,805	
Temperatura gazów [°C]	630	540	

Ciągi silników D-30 pierwszej i drugiej serii są praktycznie identyczne.

Dla silnika D-30 drugiej serii maksymalny ciąg odwrócony wynosi 2500 kG.

W samolocie Tu-134A usprawniono zabudowę i wybudowę silnika. Do jego opuszczania i podnoszenia zastosowano prosty dźwиг zawieszany na gondoli silnikowej.

Rozrusznik pneumatyczny może być uruchamiany z naziemnego lub pokładowego źródła powietrza. Wprowadzenie rozrusznika powietrznego poprawiło znacznie warunki rozruchu silnika.

Pomocniczy zespół napędowy APU zabudowany na samolocie Tu-134A nosi oznaczenie TA-8. Jest to jednowalowy silnik turbinowy. Miejsce poboru powietrza z APU znajduje się za sprężarką. Silnik służy do napędu zabudowanego na nim wentylatora i prądo-rozrusznika na prąd stały.

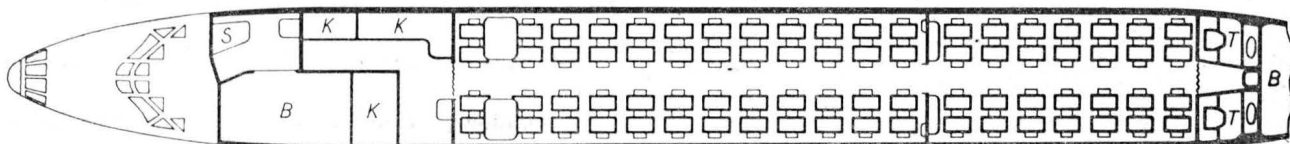
#### Dane techniczne TA-8

Długość [mm]	1370
Szerokość [mm]	701
Wysokość [mm]	705
Wydatek powietrza pobieranego [kG/s]	0,85
Ciśnienie powietrza pobieranego [kG/cm <sup>2</sup> ]	3,4
Temperatura pobieranego powietrza [°C]	200
Moc prądnic prądu stałego [kW]	12

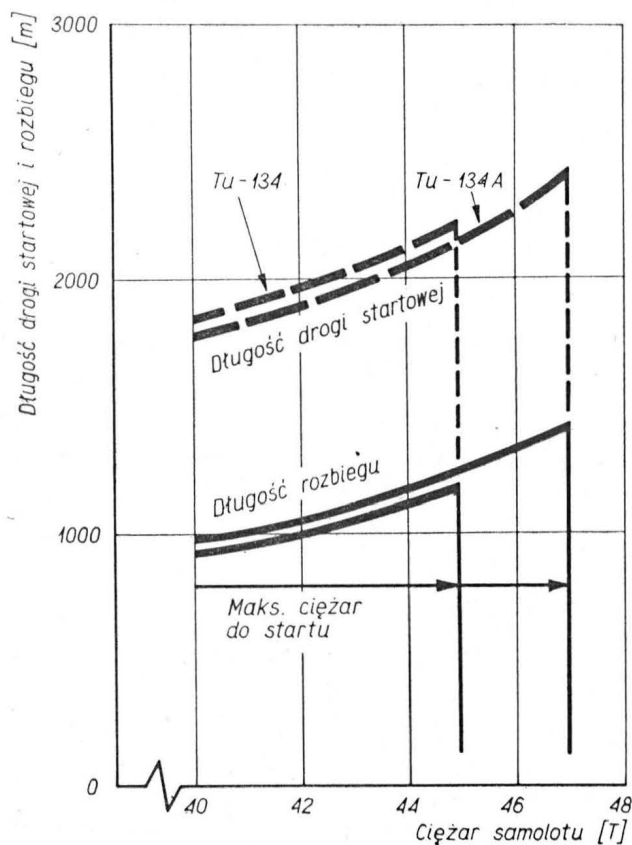
Silnik TA-8 zabudowany jest w specjalnym przedziale w końcowej części kadłuba. Wloty powietrza umieszczone z boku kadłuba są zamykane na czas lotu. Wylot gazów znajduje się na końcu kadłuba. Przedział TA-8 jest wyposażony w instalację sygnalizacji i gaszenia pożaru.

Rozruch TA-8 odbywa się przy użyciu prądo-rozrusznika zasilanego z naziemnego źródła prądu lub

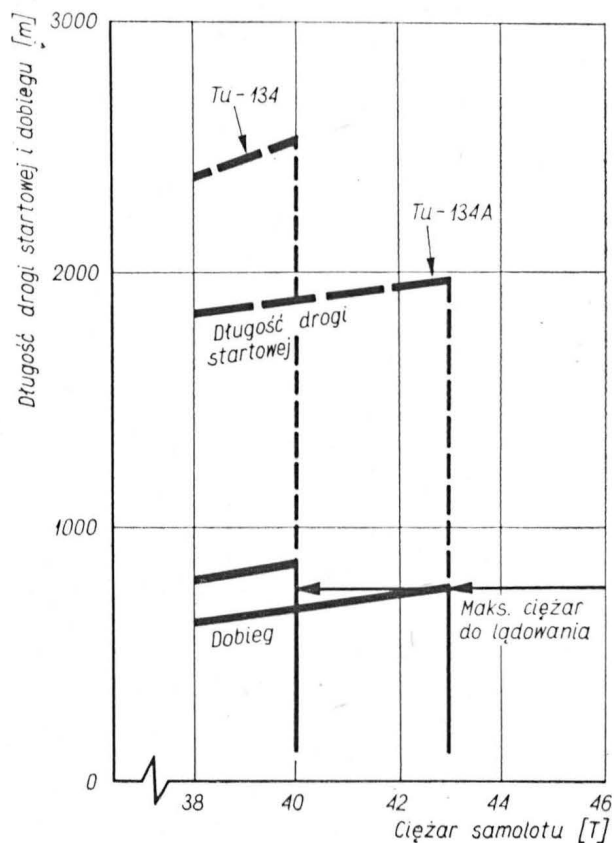
1. Tu-134A. Wariant turystyczny — 76 miejsc: B — bagażnik, S — szatnia, K — kuchnia, T — toaleta







2. Start i lądowanie Tu-134 i Tu-134A



z baterii pokładowej. Możliwy jest rozruch w powietrzu na wysokościach poniżej 3000 metrów.

Pomocniczy zespół napędowy jest źródłem sprężonego powietrza do rozruchu silników D-30, do wentylacji i podgrzewania kabin pasażerskich na ziemi i energii elektrycznej do zasilania na ziemi urządzeń samolotowych.

Zainstalowanie APU w zasadniczy sposób poprawiło własności eksploatacyjne samolotu przez uniezależnienie od naziemnych źródeł energii elektrycznej i sprężonego powietrza.

Rozruch silników przestał być problemem w Tu-134A. Z reguły wykonuje się go przy użyciu naziemnego źródła energii elektrycznej. Baterie pokładowe mogą być użyte do tego celu tylko w wyjątkowych przypadkach.

Instalacja paliwowa na samolocie Tu-134A uległa tylko drobnym modyfikacjom. Tak jak w Tu-134 paliwo mieści się w sześciu integralnych zbiornikach skrzydłowych. System przepompowywania paliwa i system pomiaru ilości paliwa nie uległy zmianie. Zwiększono natomiast trwałość niektórych elementów instalacji (np. pompy paliwowe).

W wersji dyspozycyjnej instalacja jest uzupełniana dodatkowymi miękkimi zbiornikami na 1500 litrów paliwa. Zbiorniki te, jak już wspomniano, zabudowane w centralnej części skrzydła, mają zabezpieczenie przeciwpożarowe na wypadek lądowania ze schowanym podwoziem. Zabezpieczenie polega na automatycznym doprowadzeniu środka gaszącego do wnętrza zbiorników przy zetknięciu samolotu z ziemią. Zabudowa dodatkowych zbiorników wymaga zainstalowania zmodyfikowanego systemu pomiaru ilości paliwa.

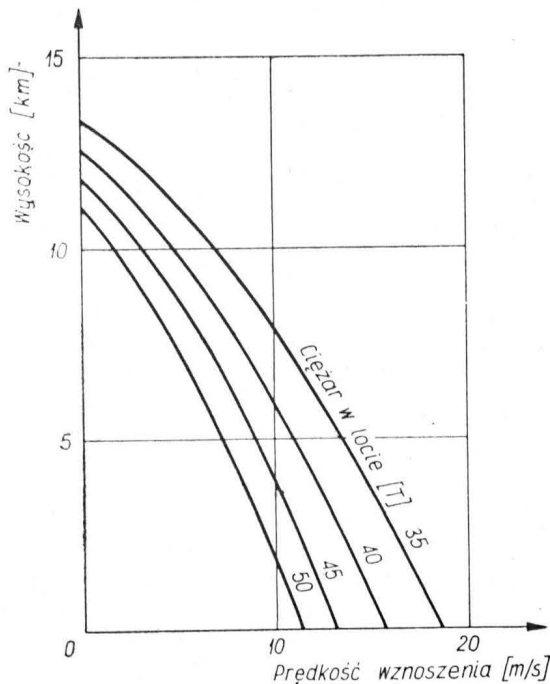
**Instalacja hydrauliczna i powietrzna.** Instalacja hydrauliczna jest identyczna jak w Tu-134 i spełnia funkcje: wypuszczanie i chowanie podwozia, zasilanie hamulców, sterowanie przednią golenią, wychylenie spoilerów i zasilanie wzmacniacza steru kierunku. Natomiast instalacja powietrzna pozostała tylko w postaci szczątkowej. W Tu-134 wykorzystywana była przede wszystkim do wyrzucania pojemnika ze spadochronem hamującym i w przypadku pożaru w gondolach silnika do zamykania wlotu powietrza chłodzącego. W Tu-134A instalacja powietrzna wykorzystywana jest tylko do zamykania wspomnianych wlotów.

Instalacja klimatyzacyjna Tu-134A została zmodyfikowana w porównaniu z Tu-134. Najważniejsza zmiana polega na podwojeniu systemu regulacji ciśnienia w kabinie. Na samolocie zabudowano dodatkowe zawory regulacyjne, wypróbowane na samolocie Il-18. Podwojenie instalacji zwiększa jej stopień niezawodności. Należy zauważyć, że modyfikacja ta może być również wykonana w Tu-134.

Druga zmiana związana jest z zabudową pomocniczego zespołu napędowego TA-8. Pokładowe źródło sprężonego powietrza umożliwiło unowocześnienie systemu klimatyzacji kabin pasażerskich. Możliwość podgrzewania względnie chłodzenia kabin w czasie kołowania i postoju samolotu na ziemi ma niebagatelne znaczenie z punktu widzenia komfortu.

**Instalacja elektryczna.** Zmiany instalacji spowodowane są:

1) zabudową pomocniczego zespołu napędowego TA-8,



3. Prędkość wznoszenia Tu-134 i Tu-134A

2) zamianą silnika D-30 z rozruchem elektrycznym na silnik D-30 drugiej serii z rozruchem powietrznym,

3) zabudową nowego wyposażenia radiowego.

Podstawowy układ sieci prądu stałego i zmiennego jest analogiczny do odpowiedniego układu Tu-134.

W normalnych warunkach główna sieć prądu stałego zasilana jest z 4 prądnic GS-18TO zabudowanych na silniku D-30. Prądo-rozrusznik GS-12TO zabudowany na silniku TA-8 wykorzystuje się do zasilania sieci przy obsłudze technicznej samolotu na ziemi (przy braku źródła naziemnego) oraz jako awaryjne źródło energii elektrycznej w czasie lotu do wysokości 3000 m.

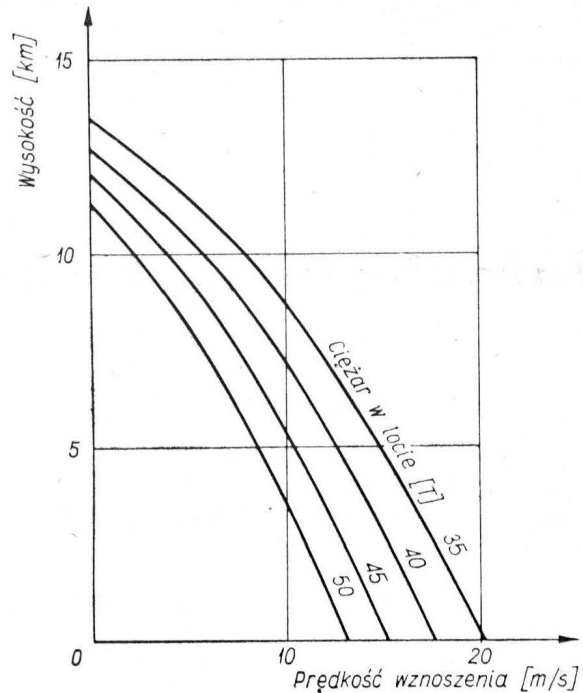
Bateria akumulatorów przeznaczona jest do rozruchu TA-8 i wykorzystuje się ją jako awaryjne źródła energii do zasilania sieci awaryjnej. W związku ze skasowaniem elektrycznego rozruchu silników D-30 zmniejszono liczbę akumulatorów z trzech do jednego.

**Wyposażenie elektroniczne.** Samolot Tu-134A jest wyposażony w nowe urządzenia elektroniczne produkcji radzieckiej. Urządzenia te odpowiadają aktualnym wymaganiom ICAO i ITU.

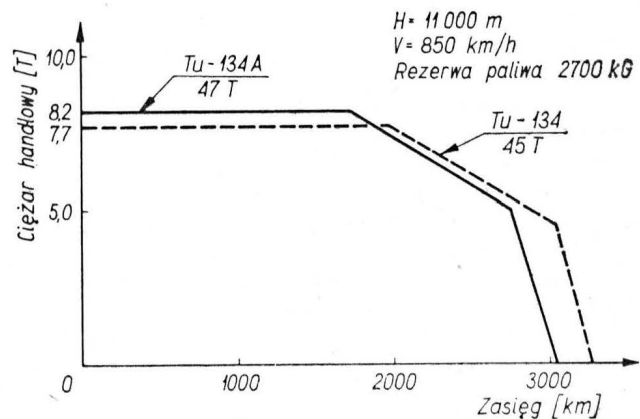
W skład wyposażenia wchodzi:

- 2 radiokompasy ARK-15
- radiostacja KF Mikron
- 2 radiostacje UKF Łandysz
- 1 radiowysokościomierz RW-5
- 2 układy VOR/JLS Kurs MP2
- 2 transpondery SO-70
- odległościomierz SD-67
- radar meteorologiczny ROZ-1
- radar dopplerowski DISS-013

Dane techniczne i osiągi samolotów	Tu-134	Tu-134A
Wymiary		
Rozpiętość [m]	29,010	29,010
Długość całkowita [m]	34,947	37,047



4. Przewidywana prędkość wznoszenia dla Tu-134A po modyfikacji silników D-30 drugiej serii



5.

Wysokość (na ziemi) [m]	9,020	9,144
Długość kadłuba [m]	30,600	33,170
Srednica kadłuba [m]	2,9	2,9
Powierzchnia nośna [m <sup>2</sup> ]	127,3	127,3
Powierzchnia klap [m <sup>2</sup> ]	22,5	22,5
Powierzchnia lotek [m <sup>2</sup> ]	9,68	9,68
Powierzchnia spoilerów [m <sup>2</sup> ]	4,48	4,48
Rozpiętość usterzenia poziomego [m]	11,8	11,8
Powierzchnia usterzenia poziomego [m <sup>2</sup> ]	30,68	30,68
Powierzchnia steru wysokości [m <sup>2</sup> ]	6,417	6,417
Powierzchnia usterzenia pionowego [m <sup>2</sup> ]	20,03	20,03
Powierzchnia steru kierunku [m <sup>2</sup> ]	5,76	5,76

**Ciężary i wyważenie**

Maksymalny ciężar do kołowania [kG]	45 200	47 200
Maksymalny ciężar do startu [kG]	45 000	47 000
Maksymalny ciężar do lądowania [kG]	40 000	43 000
Maksymalny ciężar handlowy [kG]	7 700	8 200
Maksymalny ciężar paliwa ( $\gamma = 0,8$ ) [kG]	13 200	13 200
Ciężar samolotu wyposażonego (bez załogi) [kG]	27 130	28 630
Zakres położenia środka ciężkości [%]	26—38	21—38
Położenie środka ciężkości pustego samolotu [%]	48,5	43,0
Położenie środka ciężkości, przy którym występuje przechylenie pustego samolotu na ogon [%]	51,5	51,5

Dokończenie nr str. 40

# Inżynieria materiałowa

Nowoczesny przemysł w poszukiwaniu jak najtańszych materiałów o jak najlepszych własnościach stosuje w coraz to większym stopniu metale i ich stopy, materiały ceramiczne i polimery. Różnorodność własności materiałów stwarza większe możliwości konstruktorom oraz staje się źródłem bardzo licznych technologii.

Poszukiwanie materiałów o nowych własnościach stwarza konieczność projektowania nowych materiałów względnie poszukiwanie takich technologii, za pomocą których możliwe staje się ulepszanie materiałów istniejących. W tym stwierdzeniu tkwią podstawy inżynierii materiałowej.

Geometria budowy ciał stałych jest wynikiem sił wiążących elementy budowy. Siły te uzewnętrzniają się własnościami fizycznymi, chemicznymi i innymi.

Inżynieria materiałowa jest to nauka o budowie materiałów oraz technologii ich otrzymywania w celu osiągnięcia planowanych własności. Zadaniem inżynierii materiałowej jest, w oparciu o prawa fizyki i chemii, projektowanie własności użytkowych.

Inżynieria materiałowa stanowi dyscyplinę naukową, ponieważ te same prawa nauki mają zastosowanie do wszystkich materiałów. Materiały dzielimy na trzy zasadnicze grupy: metale, niemetale i polimery. Wszystkie więc materiały są pochodną jednej z trzech grup, względnie ich kombinacją. Do wszystkich materiałów można stosować następujące reguły:

- zależność własności od budowy
- identyczność praw rządzących kontrolą budowy
- podobieństwo technologii oraz ekonomiki produkcji
- podobieństwo aparatury kontrolno-badawczej.

Dowolny element konstrukcyjny może być wytworzony z kilku materiałów, o ile każdy z nich odpowiada wymaganym własnościom. Względny koszt elementu powinien być decydującym czynnikiem doboru materiału oraz technologii. Pomiedzy materiałem i technologią istnieje sprzężenie zwrotne. Oznacza to, że dobór materiałów będzie rzucał na dobór technologii. Częstość technologii będzie wymagała nowego materiału. I tak np. niektóre procesy technologii chemicznej, dla możliwości ich prowadzenia względnie optymalnej wydajności, mogą być prowadzone tylko jeśli można zaprojektować materiał, odpowiadający parametrom technologicznym procesowi.

Poznanie elementów budowy materiału oraz świadome zmiany tych elementów stanowią podstawę inżynierii materiałowej.

Najnowocześniejsze materiały, o tworzonych na zamówienie własnościach, nieosiągalnych w zwykłych materiałach, to kompozyty.

Artykuł zawiera wprowadzenie w podstawy inżynierii materiałowej zilustrowane wieloma przykładami zaczerpniętymi z nowoczesnych zagadnień technicznych. Zasygnalizowano kierunki rozwojowe materiałów i ich własności w następujących zagadnieniach: metale o wysokiej wytrzymałości, zastosowanie czystych metali, stopów i monokryształów — tworzywa niemetalowe zbrojone — nadplastyczność metali i stopów oraz modyfikacja stopów aluminiowych.

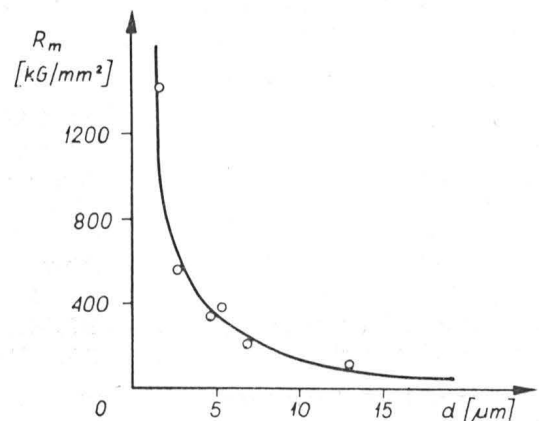
Technologie uzyskiwania kompozytów są zróżnicowane i wymagają znajomości różnych dyscyplin naukowych. Dlatego też nie istnieje w dotychczasowej nomenklaturze specjalność inżyniera, poza inżynierią materiałową, która skutecznie i ekonomicznie może projektować tego typu materiał. Dotychczasowe dyscypliny, dzielące materiały, opóźniały postęp techniczny, stwarzając sztuczne bariery.

Nauka o materiałach i ich technologia, tj. inżynieria materiałowa stanowi jedność od matematyki, fizyki, chemii, aż do fizyki ciała stałego. W obecnym okresie postęp techniczny jest niewątpliwie uzależniony od postępu w rozwoju inżynierii materiałowej.

Rozwój inżynierii materiałowej wymaga nowej kategorii ludzi mogących rozumieć tę nową dyscyplinę i stosować ją, potrafiących jednocześnie zerwać konwencjonalne bariery rozgraniczające inne inżynierskie dyscypliny.

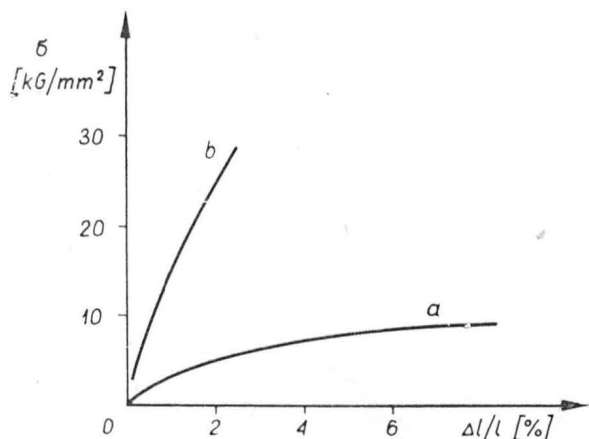
Zachodzi potrzeba odpowiedniego sprofilowania dydaktyki. W badaniach zachodzi potrzeba nowego podejścia do rozwiązywania problemów materiałowych, a w przemyśle i biurach konstrukcyjnych, zachodzi potrzeba organizacji i metod wprowadzania nowych materiałów i technologii. Powstawaniu tej nowej dyscypliny naukowej zawdzięczamy niespotykany i nieprzewidywany rozwój w ilości materiałów o najróżnorodniejszych właściwościach.

Badania chemiczne i fizyczne materiałów oraz przy użyciu mikroskopii (zwykłej i elektronowej) i rentgenografii strukturalnej pozwalają na określoną klasyfikację składników budowy całego spektrum materiałowego. W szczególności badania w zakresie fizyki ciała stałego pozwoliły na poznanie zjawisk zachodzących w materiale na skutek działania bodźców zewnętrznych.



1. Granica wytrzymałości kryształów nitkowych żelaza w zależności od średnicy





2. Porównanie krzywych rozciągania eutektycznego stopu Al-Ni: a — zwykły odlew, b — ten sam stop o ukierunkowanej strukturze

Rezultatem tak przeprowadzonej analizy jest wniosek ogólny, że własności są funkcją budowy. Wniosek ten odnosi się do wszystkich materiałów, tj. do metali, niemetali i polimerów. Poziomy budowy materiału oraz parametry mające na nie wpływ nie będą omawiane. Natomiast przykładowo zostanie zilustrowana dynamika postępu w projektowaniu własności nowych materiałów oraz w ulepszaniu dotychczas znanych i stosowanych.

**Metale jako materiały o wysokiej wytrzymałości**

Metale należą do materiałów dominujących dotychczas zdecydowanie w przemyśle maszynowym. Co prawda w ostatnich latach obserwuje się intensywny wzrost zastosowań polimerów organicznych i szeroko pojętych materiałów ceramicznych, lecz aktualne osiągnięcia naukowe wskazują, iż metale będą również w przyszłości odgrywały bardzo poważną rolę. Decydują o tym takie ich cechy, jak możliwość uzyskania wysokiej wytrzymałości przy równoczesnej dobrej plastyczności oraz wysoki moduł sprężystości w porównaniu np. z polimerami organicznymi.

Teoretyczna maksymalna wytrzymałość metali nie zawierających defektów strukturalnych jest równa w przybliżeniu

$$\sigma_{max} = 0,1 E$$

gdzie *E* oznacza moduł sprężystości. Jest to wartość 100 do 1000-krotnie większa niż wytrzymałość materiałów stosowanych dotychczas w technice. Podany wzór nie jest jednak wyrażeniem abstrakcyjnym, gdyż otrzymane w laboratoriach niektóre kryształy nitkowe metali wykazują rzeczywiście wytrzymałość zbliżoną do podanej teoretycznej granicy (rys. 1). Dotychczas jednak otrzymuje się je w postaci włókienek o długości zaledwie kilkunastu milimetrów. Prowadzone są zresztą próby wykorzystania takich kryształów w tworzywach zbrojonych.

Czynione są również próby nad wykorzystaniem metalicznych materiałów zbrojonych otrzymywanych w wyniku ukierunkowanej krystalizacji faz. Porównanie krzywych rozciągania w materiale o zwykłej i ukierunkowanej strukturze (rys. 2) pozwala przypuszczać, że w przyszłości materiały takie znajdą szerokie zastosowanie [1].

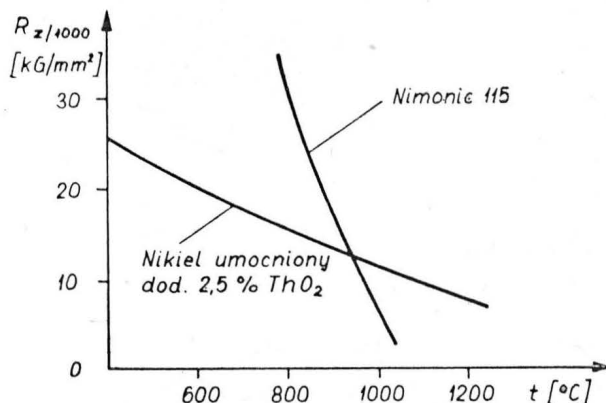
Znaczne zwiększenie wytrzymałości metali można uzyskać również w wyniku odpowiednich przemian zachodzących w stanie stałym. Kierunek ten znalazł dotychczas większe zastosowanie praktyczne, przy czym można wymienić następujące nowsze osiągnięcia w tej dziedzinie.

- Zastosowanie deformacji plastycznej w połączeniu z następującą przemianą martenzytyczną (obróbka cieplno-mechaniczna) umożliwia podniesienie granicy wytrzymałości niektórych stali konstrukcyjnych do około 4200 MN/m<sup>2</sup> (426 kG/mm<sup>2</sup>), przy czym wartość granicy plastyczności jest w tym przypadku bardzo zbliżona do granicy wytrzymałości.

- Wykorzystanie wysokiej wytrzymałości i względnej plastyczności bezwęglowego martenzytu żelazoniklowego i równoczesne wykorzystanie utwardzania dyspersyjnego w przypadku stali zawierających 18 do 25% Ni z dodatkami Ti, Al, Nb i zawartości węgla poniżej 0,03% daje możliwość uzyskania wytrzymałości rzędu 2200 MN/m<sup>2</sup> (225 kG/mm<sup>2</sup>). Praktyczne wyeliminowanie węgla ułatwia w tym przypadku obróbkę cieplną, a stal taka odznacza się dobrą spawalnością [2].

- Jednym z nowych kierunków — szczególnie w dziedzinie materiałów żarowytrzymałych — jest umacnianie przez sztuczne wprowadzanie tlenków jako fazy dyspersyjnej. Przykładem takiego materiału może być nikiel z dodatkiem tlenku toru.

Na rysunku 3 podano wykres wytrzymałości na pełzanie niklu umocnionego dodatkiem 2,5% ThO<sub>2</sub> oraz stopu Nimonic 115.



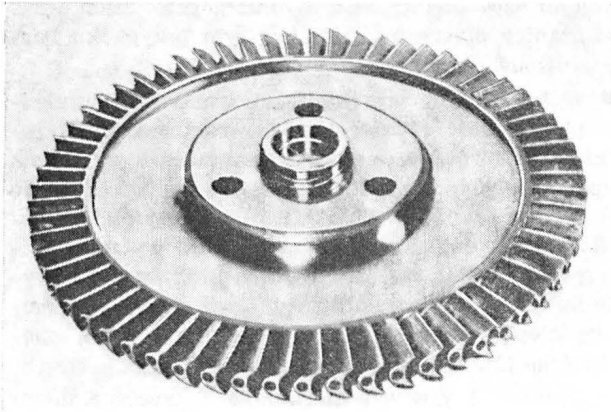
3. Wytrzymałość na pełzanie w ciągu 1000 godzin *R<sub>z</sub>/1000* stopu Nimonic 115 oraz niklu umocnionego dodatkiem 2,5% ThO<sub>2</sub>

Jak widać, pierwszy z materiałów wykazuje znacznie mniejszy spadek wytrzymałości na pełzanie w funkcji temperatury, podczas gdy w wyższych temperaturach ma zdecydowaną przewagę nad stopem konwencjonalnym [1], [3], [4].

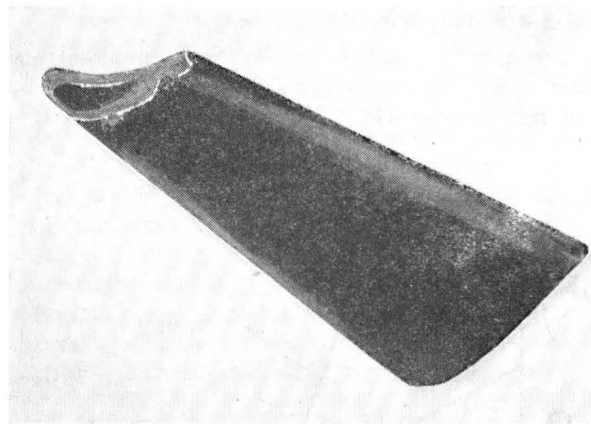
W najbliższej przyszłości nastąpi niewątpliwie znaczne rozszerzenie zakresu zastosowań takich metali, jak tytan, cyrkon czy niob. Co zaś się tyczy materiałów tradycyjnych, to zgodnie z poważnymi prognozami naukowców i ekonomistów, w latach 1980—2000 wejdą do powszechnego użytku stale o wytrzymałości 2000 do 4000 MN/m<sup>2</sup> (około 200 do 400 kG/mm<sup>2</sup>).

**Zastosowanie czystych metali, stopów i monokryształów**

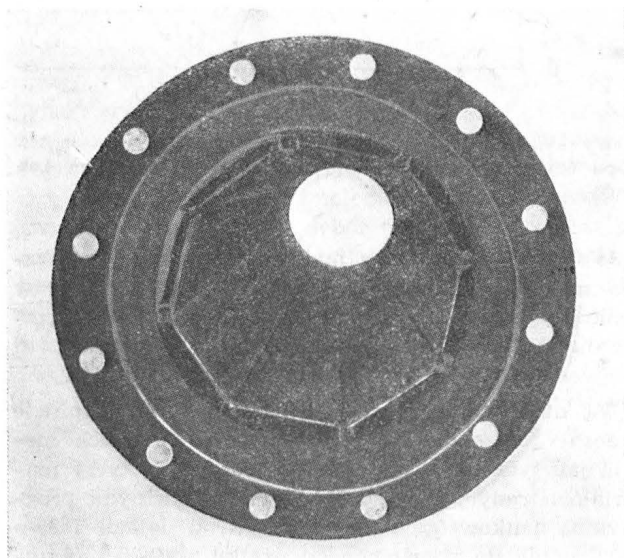
Burzliwy rozwój techniki obecnej doby w różnych gałęziach przemysłu spowodował zapotrzebowanie na metale i ich stopy o specjalnych własnościach pod względem czystości i budowy krystalicznej.



4. Tarcza turbiny silnika odrzutowego [5]



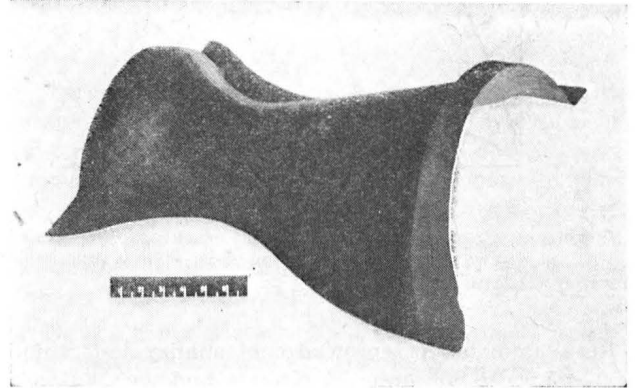
5. Łopatką turbiny wykonana z inconelu platerowanego stopem molibdenu, po 30 godzinach pracy [5]



6. Wyłożenie komory spalania silnika strumieniowego, wykonane z płyty molibdenowej [5]

Od czasu opracowania metod otrzymywania monokryształów przez polskiego uczonego Jana Czochralskiego i amerykańskiego fizyka Percy Brigmana, monokrystaliczne metale i stopy weszły na stałe do jednych z poszukiwanych i perspektywicznych materiałów dla różnych dziedzin nauki i techniki.

Znaczny postęp w pracach nad otrzymywaniem czystych metali i stopów, a także monokryształów,



7. Dysza silnika strumieniowego wykonana z molibdenu (połówka) [5]

umożliwiających ich przemysłowe wykorzystanie, należy zawdzięczać rozwojowi elektroniki i techniki próżniowej.

Jakkolwiek znanych jest wiele metod oczyszczania metali i stopów, to jedną z najbardziej skutecznych o praktycznym znaczeniu, okazała się metoda topienia i odlewania w próżni. Stosuje się w niej trzy podstawowe sposoby grzania w celu doprowadzenia metalu do stanu ciekłego: grzanie łukiem elektrycznym, grzanie indukcyjne i grzanie wiązką elektronów.

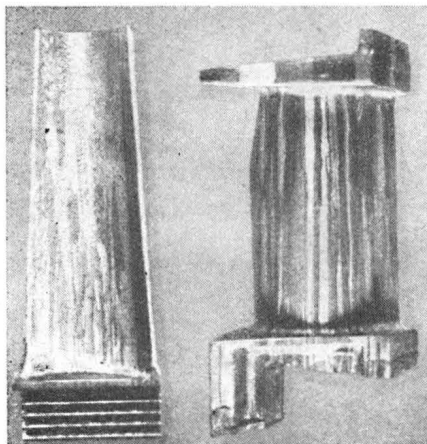
Działanie próżni, niezależnie od wyżej wymienionych sposobów grzania polega nie tylko na zmniejszeniu zawartości gazów rozpuszczonych w postaci atomowej, ale również i tych, które wchodzi w związki chemiczne z zanieczyszczeniami metalu lub składnikami stopu.

Nowa dyscyplina nauki, jaką jest inżynieria materiałowa, skrzętnie wykorzystuje wymienione możliwości do projektowania czystych materiałów metalowych o z góry określonych własnościach. Przykłady takiego projektowania znalazły swoje odbicie i w przemyśle maszynowym.

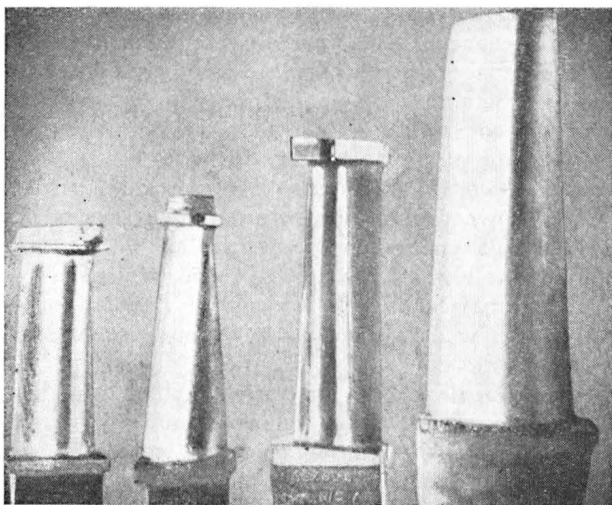
Wymienić tu należy nowe opracowania stopów trudno topliwych na bazie molibdenu, tantalu, wolframu, niobu, tytanu, cyrkonu, wanadu czy niklu, topionych w łuku lub wiązką elektronów.

Weszły również w użycie elementy urządzeń, wykonywane z czystych metali trudno topliwych, takich jak: tytan, molibden i tantal. Wymienione metale i stopy charakteryzują się dużą odpornością na wysoką temperaturę i korozję, przy jednocześnie dużej wytrzymałości. Na przykład tytan, jako materiał konstrukcyjny, charakteryzuje duży stosunek wytrzymałości do ciężaru właściwego (czyli tzw. wytrzymałość właściwą), w powiązaniu z dużą odpornością na korozję. Temperatura jego pracy wynosi 300 do 550 °C.

Powoduje to wykorzystywanie tytanu na elementy silników, kadłubów samolotowych, osłon sprężarek i komór spalania.



8. Łopatki turbiny o krystalizacji ukierunkowanej — stop MAR-M200 [6]

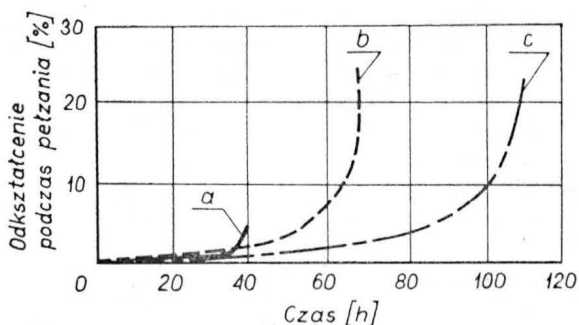


9. Łopatki turbiny wykonane z monokryształu stopu MAR-M200 [6]

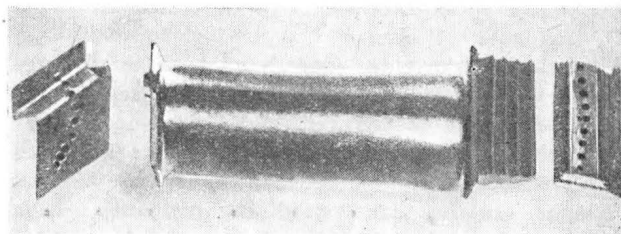
Czysty molibden topiony w piecu łukowym znalazł zastosowanie w produkcji elementów odpornych na wysoką temperaturę i korozję: rys. 4 do 7 ilustrują wykorzystanie molibdenu plastycznego na różne części silników lotniczych i raketowych.

Jak widać z tych przykładów, wykonywanie z molibdenu elementów o tak skomplikowanym kształcie możliwe jest dzięki jego dużej plastyczności.

Przykładem wykorzystania przez inżynierię materiałową budowy krystalicznej czystych metali i stopów do uzyskania określonych własności są łopatki



10. Własności stopu MAR-M200; a — technologia konwencjonalna (klasyczna), b — krystalizacja ukierunkowana, c — monokryształ [6]



11. Łopatka turbiny w postaci monokryształu [6]

lotniczych silników odrzutowych wykonane ze stopów o krystalizacji ukierunkowanej i monokryształów.

Na rysunku 8 widoczne są łopatki turbiny ze stopu MAR—M200 (wg oznaczeń amerykańskich), opartego na osnowie niklu z dodatkami: 0,15% C, 9% Cr, 12,5% W, 10% Co, 5% Al, 2% Ti, 1% Nb, 0,015% B i 0,05% Zr, krystalizującego w sposób ukierunkowany.

Na rysunku 9 pokazano łopatki turbiny, wykonane z monokryształów tego stopu o orientacji krystalograficznej (001), charakteryzujące się wysoką granicą pełzania oraz wytrzymałością na pełzanie. Rysunek 10 obrazuje własności wytrzymałościowe i plastyczne stopów odlewniczych MAR—M200 wykonywanych w sposób konwencjonalny (krystalizacja równoosiowa i drobne ziarno), o krystalizacji ukierunkowanej i jako monokryształy. Kolejny rysunek 11 przedstawia łopatkę turbiny odlaną w postaci monokrysztalicznej ze stopu MAR—M200 z elektrochemicznie wydrążonymi otworami chłodzącymi.

Jak widać z przedstawionej krótkiej informacji, czystość metali i stopów oraz ich określona budowa krystaliczna, stanowią bogate źródło własności do projektowania nowych materiałów o szczególnie korzystnych parametrach fizycznych i wytrzymałościowych, interesujących przemysł maszynowy.

### Tworzywa zbrojone

Racjonalne wykorzystanie własności tworzyw zbrojonych polega na właściwym sposobie sterowania ich strukturą wewnętrzną, tzn. podporządkowaniu układu włókien rozkładowi naprężeń, panującemu w danej części podczas jej pracy. Umiejętność ta warunkuje uzyskiwanie, w procesie wytwarzania, części o pożądanym celach w danym rozwiązaniu konstrukcyjnym.

W przemyśle lotniczym tworzywa sztuczne zbrojone mogą i są wykorzystywane do budowy:

a) silnie obciążonych elementów konstrukcji nośnej (pokrycia skorupowe typu „sandwich”, kesony skrzydła, dźwigary, golenie podwozia, śmigła),

b) jako niepracujące elementy konstrukcji płatowca (osłony, podłogi, szkielet fotelu pilota, obudowy urządzeń wyposażenia, zbiorniki chemikaliów itp.),

c) jako elementy oprzyrządowania produkcyjnego (modele, foremniki itp.).

Tworzywa zbrojone z tworzyw sztucznych stanowią w istocie swojej konstrukcję materiałową, złożoną z dwóch składników: włókna szklanego (grubość rzędu 5 mikronów, wytrzymałość na rozciąganie rzędu 200—300 kG/mm<sup>2</sup>, ciężar właściwy ok. 2,5 G/cm<sup>3</sup>) oraz żywicy epoksydowej (wytrzymałość na rozciąganie ok. 4 kG/mm<sup>2</sup>, ciężar właściwy ok. 1,2 G/cm<sup>3</sup>).

Własności wytrzymałościowe tych tworzyw zależą w głównej mierze od udziału procentowego włókien



szklanych i stosowania odpowiedniej techniki przesykania włókien żywicą. Mają one charakter wyraźnie anizotropowy — wytrzymałość i sztywność zależną od kierunku ułożenia włókien względem kierunku działania obciążeń.

Włókna szklane, jako produkt wyjściowy, mogą mieć postać rowingu (uporządkowany pęk włókien prostych, nawinięty na szpulę) lub różnego typu tkanin. Techniki przesykania w obu przypadkach są inne.

Na atrakcyjność tworzyw sztucznych zbrojonych, jako materiałów konstrukcyjnych, składają się następujące czynniki:

- duża wytrzymałość (rzędu 120 kG/mm<sup>2</sup> na rozciąganie)

- lekkość (ok. 2,4 G/cm<sup>3</sup> — zależnie od % udziału szkła)

- łatwość kształtowania, przy jednoczesnej możliwości uzyskiwania bardzo gładkich powierzchni,

- odporność na działanie warunków atmosferycznych oraz wielu czynników chemicznych (np. kwasów nieorganicznych, produktów ropy naftowej, alkoholi)

- odporność erozyjna

- przenikalność dla fal elektromagnetycznych itp. Omawiane tworzywa mogą być stosowane na:

- 1) elementy w konstrukcjach lekkich, silnie obciążonych (samoloty, szybowce, karoserie samochodowe),

- 2) elementy konstrukcji silnie obciążonych i pracujących w ośrodkach korodujących (wentylatory, pompy, zbiorniki substancji chemicznych, przewody transporterów pneumatycznych),

- 3) elementy niepracujące (osłony-obudowy urządzeń).

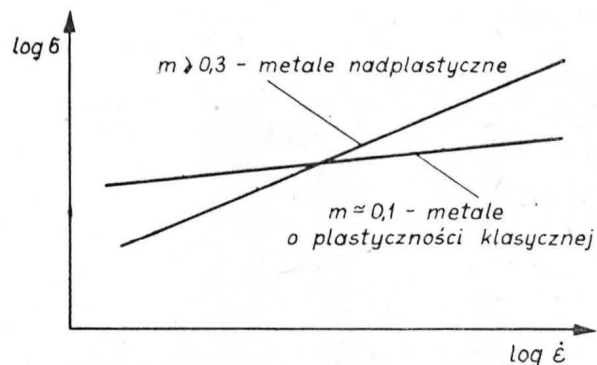
### Nadplastyczność metali i stopów

Revolucja technologiczna ostatnich lat objęła również swym zasięgiem i procesy obróbki plastycznej, tj. procesy kształtowania półfabrykatów i wyrobów z tworzyw metalowych. W tym przypadku sięgnięto do odkrytego w latach trzydziestych zjawiska nadplastyczności metali i opracowano zarówno nowe stopy, zasady technologiczne ich obróbki, jak również stworzono podstawy teoretyczne tej dziedziny wraz z aspektami praktycznego wykorzystania.

Co należy rozumieć pod pojęciem nadplastyczności metali? Nadplastyczność metalu lub stopu jest to zdolność wynikająca z określonego stanu struktury i warunków odkształcania umożliwiająca osiągnięcie stopnia odkształcenia znacznie przewyższającego wielkości dotychczas uzyskiwane. I tak np. wydłużenia w próbie rozciągania dla wielu stopów w stanie nadplastycznym wynoszą rzędu 1000%, a sięgają nawet do 2000%, podczas gdy ich wydłużenia lub innych znanych metali w stanie zwykłym nie przekraczają rzędu 60—80%. Praktycznie metale i stopy wykazujące w próbie rozciągania wydłużenie większe od 100% zaliczane są do metali o cechach nadplastycznych. Na podkreślenie zasługuje fakt, że przemiana stan nadplastyczny—stan normalny jest odwracalna, a własności materiału poza zakresem występowania nadplastyczności lub po obróbce cieplnej wracają do normalnych.

Rozróżnia się nadplastyczność dwojakiego rodzaju:

- 1) nadplastyczność „przemian” występująca w zakresie temperatur przemian fazowych,



12. Kształtowanie się wskaźnika  $m$  w metalach o plastyczności klasycznej i w nadplastycznych [8]

- 2) nadplastyczność „strukturalną” obserwowaną w stopach dwu lub więcej fazowych o składach zbliżonych i odpowiadających stopom eutektycznym lub eutektoidalnym (tzw. „struktura mikrodupleks”).

Sam mechanizm tego zjawiska nie został dotychczas jednoznacznie wyjaśniony, przy czym odkształcanie się metalu w stanie nadplastycznym jest podobne do odkształcania się takich materiałów jak szkło ogrzane do temperatury płynięcia lub termoplastyczne tworzywa sztuczne, czyli wykazuje bardzo wysoką i równomierną plastyczność przed zerwaniem bez tworzenia charakterystycznej szyjki.

Ogólnie należy stwierdzić, że różne zabiegi technologiczne mające na celu wywołanie zjawiska nadplastyczności w danym metalu czy stopie sprowadzają się głównie do:

- zapewnienia bardzo drobnej struktury o stabilnym ziarnie w warunkach odkształcania, przy czym wielkość wymagana ziarna powinna wynosić 5 do 1  $\mu\text{m}$  i poniżej (im drobniejsze ziarno, tym prędkość odkształcania może być większa),

- określenia przedziału temperatury odkształcania, którą orientacyjnie przed dokładnym jej określeniem przyjmuje się ok. 0,4—0,5  $T_m$  (temperatury topnienia),

- określenia prędkości odkształcania.

W praktycznym postępowaniu charakterystykę nadplastyczności materiału przeprowadza się przez określenie wartości  $m$  noszącej nazwę wskaźnika czułości na prędkość odkształcania i występującego w zależności określonej przez Backofena wzorem [7]

$$\sigma = K \cdot \dot{\epsilon}^m$$

gdzie:  $\sigma$  — naprężenie [kG/mm<sup>2</sup>] lub [MN/m<sup>2</sup>]

$\dot{\epsilon}$  — prędkość odkształcania [s<sup>-1</sup>] lub [min<sup>-1</sup>]

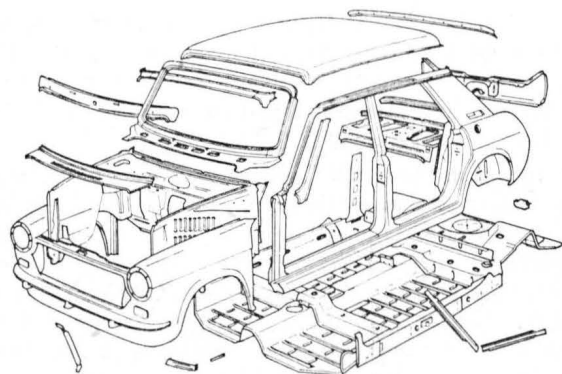
$K$  — stała zależna od wielkości ziarna materiału i temperatury odkształcania

$m$  — wskaźnik czułości na prędkość (oporu) odkształcania zależny również od wielkości ziarna i temperatury odkształcania  $m = d \log \sigma / d \log \dot{\epsilon}$ .

Wartość wskaźnika  $m$  może wahać się od 0 do 1, przy czym podany schemat (rys. 12) ilustruje tę zależność. Gdy wskaźnik  $m$  osiąga wartość w zakresie 0,5 do 0,8, wtedy uzyskuje się duże wydłużenie.

### Przykłady praktycznego wykorzystania nadplastyczności

Wyniki dotychczasowych badań różnych ośrodków, podane przez bogatą literaturę na ten temat pozwa-



13. Części samochodu wykonywane ze stopu nadplastycznego

lają na wyciągnięcie następujących wniosków [9—12]:

1) wiele znanych i stosowanych metali oraz stopów przez odpowiednie zabiegi technologiczne (np. obróbkę cieplną) oraz dobór warunków odkształcania można doprowadzić do stanu nadplastyczności,

2) opracowano stopy o wybitnych własnościach nadplastycznych,

3) opracowano nowe technologie oraz warunki kształtowania wyrobów z tych materiałów.

Ad 1) Okazało się, że ze znanych stopów technicznych, takie jak: mosiądze, tytan i jego stopy, niektóre stopy na osnowie niklu oraz wiele stali różnych gatunków i inne wykazują cechy nadplastyczne.

Ad 2) Firmy zagraniczne przystąpiły już do praktycznego działania opracowując nowe stopy nadplastyczne, np. o składzie podstawowym ZnAl22 pod nazwą Prestal i ZAM (ten ostatni z dodatkiem 0,08—0,2 Mg i 2% Cu) i wykonując z nich wiele elementów konstrukcyjnych, jak karoseria samochodu i inne (rys. 13 i 14).

Ad 3) Metale i stopy o własnościach nadplastycznych stwarzają perspektywy korzystnych zmian w dotychczasowych technologiach obróbki plastycznej przez:

— zmniejszenie kosztów narzędzi (oprzyrządowania) oraz poszerzenie możliwości produkcyjnych w ramach mocy dyspozycyjnej istniejących urządzeń,

— wprowadzenie nowych technologii do obróbki plastycznej metali, podobnych do stosowanych dla tworzyw sztucznych, np. formowania pod ciśnieniem lub nawet dla niektórych wyrobów metody wydmu-

chiwania stosowanej dotychczas przy produkcji wyrobów ze szkła,

— duże uproszczenie w konstrukcji i produkcji wielu części maszyn i urządzeń przez kształtowanie „całościowe” i zastąpienie w wielu przypadkach nieodpowiednich jeszcze różnych metod łączenia itp.

Wydaje się, że i w przemyśle lotniczym można i należałoby prowadzić badania zmierzające do wykorzystania zjawiska nadplastyczności. Przede wszystkim badania te mogą być odniesione do stopów tytanu, aluminium oraz stopów na osnowie niklowej i to szczególnie do przypadków, w których produkcja części z tych materiałów na drodze obróbki plastycznej przysparza trudności.

### Modyfikacja stopów aluminiowych

Definicja procesu modyfikacji stopów sprowadza się do zagadnienia kierowanej krystalizacji, tj. świadomego oddziaływania na przebieg krzepnięcia stopu i w związku z tym stanowi jeden z przykładów problematyki inżynierii materiałowej.

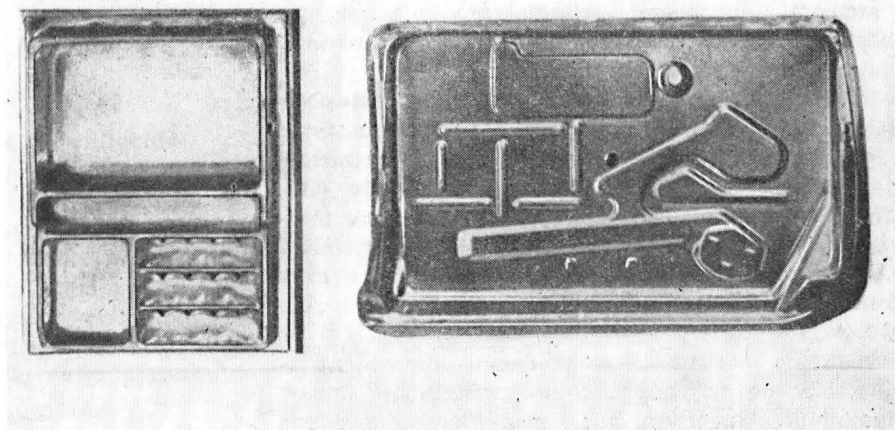
Celem modyfikacji, która ma najszersze zastosowanie w technologii odlewnictwa stopów aluminiowych, jest uzyskanie drobnoziarnistej struktury odlewów, z czym wiąże się głównie wzrost ich własności mechanicznych oraz polepszenie własności technologicznych, jak np. poprawa skrawalności, ułatwienie procesów dyfuzyjnych w obróbce cieplnej, zmniejszenie skłonności do pęknięcia na gorąco i innych wad skurczowych stopu.

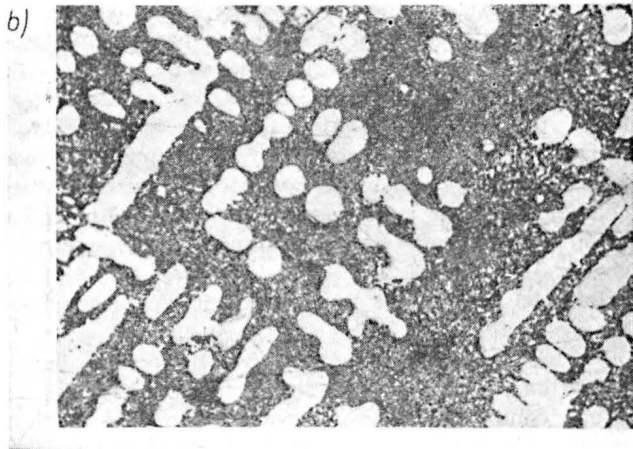
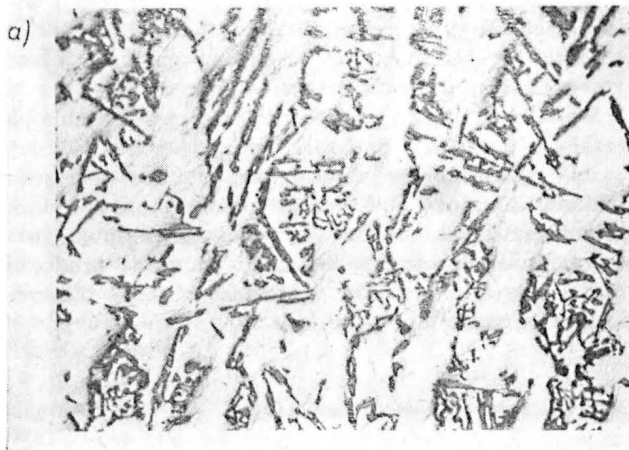
W metodach technologicznych objętych pojęciem modyfikacji oddziałuje się na proces krystalizacji odpowiednimi dodatkami wprowadzanymi do ciekłego stopu, które noszą nazwę modyfikatorów.

Metody modyfikacji stosowane w odlewnictwie stopów aluminiowych opierają się bądź na wytwarzaniu aktywnych sztucznych zarodków krystalizacji, bądź też na wywoływaniu efektu przechłodzenia procesu krzepnięcia przez pozbawienie ciekłego stopu zarodków przypadkowych lub ich pasywację, co w połączeniu z szybkim studzeniem wywołuje ten sam skutek rozdrobnienia ziarn.

Metody oparte na zasadzie sztucznego zarodkowania mają zastosowanie do stopów wyraźnie nadeutektycznych lub podeutektycznych względnie do stopów o strukturze roztworu stałego. Drugi sposób, wykorzystujący efekt przechłodzenia, stosuje się głównie do stopów eutektycznych.

14. Przykłady wykorzystania stopu nadplastycznego do produkcji części przy zastosowaniu kształtowania pod ciśnieniem





15. Mikrostruktura siluminu eutektycznego: a — bez modyfikacji, pow. 130X, b — po modyfikacji sodem, pow. 130X

Modyfikacja przez sztuczne zarodkowanie polega na wprowadzeniu odpowiednich dodatków, które w ciekłym stopie tworzą wtrącenia związków, będące aktywnymi zarodkami krystalizacji dla rozdrabnianej fazy stopu.

Warunkiem optymalnej aktywności wytworzonych sztucznych zarodków krystalizacji jest przede wszystkim analogia w budowie atomowej sieci przestrzennej i zbliżone parametry sieciowe powstałych wtrąceń w stosunku do krystalizującej fazy. Od wtrąceń stanowiących sztuczne zarodki wymaga się również wysokiego punktu topienia i trwałości silnego wiązania adsorpcyjnego między atomami fazy zarodkowanej i atomami lub jonami związku zarodkującego oraz zbliżonych ciężarów właściwych utworzonych wtrąceń i modyfikowanego ciekłego stopu.

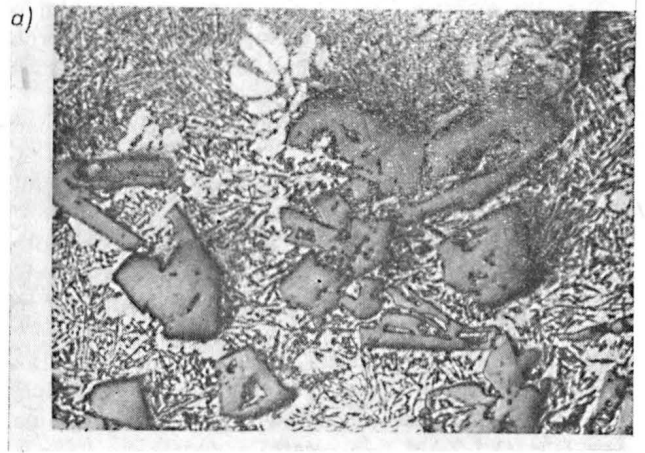
W stopach aluminiowych o strukturze roztworów stałych role modyfikatorów spełniają głównie tytan i bar, dodane w takich ilościach, aby ich zawartość w zmodyfikowanym stopie wynosiła 0,01 do 0,1%. Efekt drobnoziarnistości wywołują związki tych pierwiastków, jak np.  $TiC$ ,  $TiB_2$  i  $AlB_2$ , które spełniają w.w. wymagania stawiane aktywnym zarodkom krystalizacji dla czystego aluminium i aluminiowych roztworów stałych.

Znaczenie modyfikacji w produkcji odlewniczej uwidacznia się najwyraźniej na przykładzie stopów aluminium z krzemem, gdzie modyfikacja umożliwia

w ogóle techniczne wykorzystanie niektórych gatunków tego materiału.

Zawartość krzemu w stopach Al—Si zawiera się w granicach od 4 do 30%. Zagadnienie modyfikacji tych stopów należy traktować odrębnie w zakresie zawartości krzemu eutektycznej i podutektycznej oraz dla stopów nadeutektycznych.

W pierwszym przypadku proces modyfikacji opiera się na zasadzie przechładzania krystalizacji stopu przez wprowadzenie dodatków sodu pasywującego przypadkowe zarodki krystalizacji obecne w stopie. Efektem tego procesu jest znaczne rozdrobnienie ziarn eutektyki Al—Si (rys. 15a i b), co w konsekwencji powoduje wzrost wytrzymałości odlewów o ok. 50% oraz równocześnie kilkakrotny wzrost plastyczności i udarności.



16. Mikrostruktura siluminu nadeutektycznego AK20: a — bez modyfikacji, pow. 130X, b — po modyfikacji fosforem, pow. 130X

Modyfikacja siluminów nadeutektycznych oparta jest natomiast na zasadzie sztucznego zarodkowania, przy czym jako modyfikator stosuje się fosfor, który wprowadzony do ciekłego stopu tworzy aktywne zarodki krystalizacji w postaci związku AlP utworzonego z aluminium. Wtrącenia tego związku spełniają warunki wymagane do aktywnych zarodków krystalizacji dla krzemu, w związku z czym rozdrobnieniu ulegają tylko pierwotne kryształy Si (rys. 16a i b).

Dokończenie na str. 39



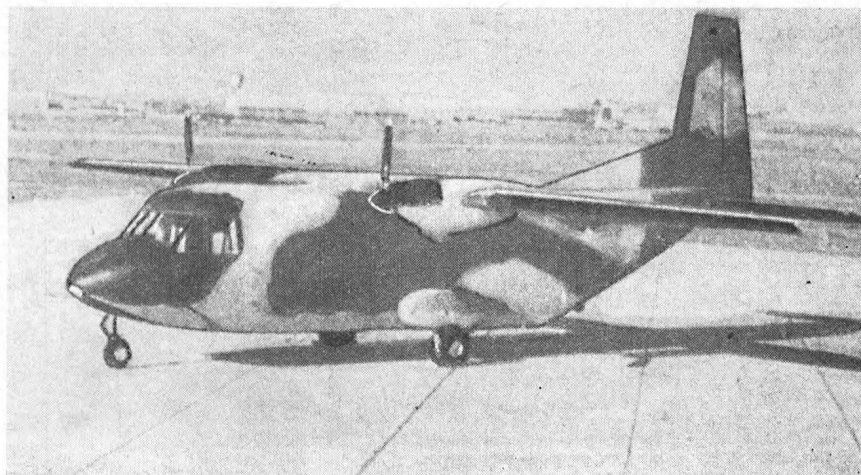
Lekki samolot transportowy krótkiego startu

**KONSTRUKCJA.** Dwusilnikowy wolno-nośny grzbietopłat o stałym podwoziu, konstrukcji metalowej wg zasady *fail safe*.

**Plat.** Wolno-nośny, trójdzielny, bez wzniosu i skosu. Skrzydło środkowe prostokątne, części doczepne — trapezowe. Końce skrzydeł równo obcięte (bez końcówek). Profil NACA 65-218. Konstrukcja dwudźwigarowa z pomocniczym dźwigarem na obszarze klap. Pokrycie gęsto podparte podłużniczkami. Połączenie części doczepnych ze środkową częścią płata — typu kołnierzewego (szerogiem śrub) przykryte jest owiewką. Lotki z kompensacją wewnętrzną, przy końcach mają wyważenie masowe. Na lewej lotce klapka wyważająca. Na krawędzi spływu lotek rozładowywacze elektrostatyczne. Klapy dwuszczelinowe, w dwóch segmentach z każdej strony, wychylane hydraulicznie za pośrednictwem rur skrętnych. Odladanie krawędzi natarcia pneumatyczne.

**Kadłub.** Konstrukcja półskorupowa. Przekrój zbliżony do zaokrąglonego prostokąta. W tylnej części u dołu duże dwudzielne drzwi ładunkowe; część przednia opuszczana jako rampa, zaś część tylna — podnoszona (do wnętrza kadłuba), uruchamiane hydraulicznie. Drzwi wejściowe z lewej strony za krawędzią spływu skrzydła oraz w przodzie kadłuba — drzwi dla załogi również z lewej strony. Wyjścia awaryjne: w dachu za kabiną załogi oraz w prawej ścianie bocznej naprzeciw tylnych drzwi. W dolnej środkowej części kadłuba krótkie wysięgniki do mocowania podwozia głównego. „Nos” kadłuba otwierany na zawiasach dla dostępu do urządzeń hydraulicznych i instalacji elektrycznych. Na szybach przednich wycieraczki. Boczne okna kabiny załogi odsuwane. Z prawej strony za kabiną załogi toaleta (przewidziana jako stałe wyposażenie). Kabina załogi dwumiejscowa; sterownice podwójne. Układ sterowania linkowy. Dla lotek i steru wysokości — linki zdwojone. Stery blokowane z kabiny załogi. Podłoga w kabine pasażerskiej wykonana jako przekładkowa z wypełniaczem ulowym. Wzdłuż podłogi biegną szyny do mocowania foteli. W wersji pasażerskiej 18 foteli (z możliwością zagęszczenia do 21 miejsc). W wersji spadochronowej miejsca dla 15 skoczaków. W wersji sanitarnej — do 10 noszy i trzy miejsca siedzące. Przekrój kadłuba umożliwia załadowanie samochodu „łazika”. Przewidziana jest również wersja fotogrametryczna.

**Usterzenia.** Obrys trapezowy, końcówki równo obcięte. Stateczniki konstrukcji dwudźwigarowej (bez podłużniczek).



Stery kryte blachą żłobkową, wyważone masowo. Na wszystkich sterach klapy wyważające. Krawędzie natarcia odladane pneumatycznie. Na krawędziach spływu sterów rozładowywacze elektrostatyczne.

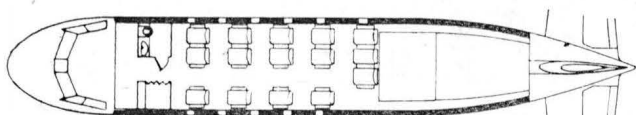
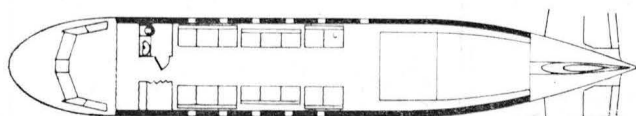
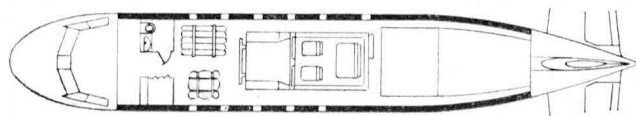
**Podwozie.** Trójkołowe z kołem przednim, stałe. Amortyzacja olejowo-powietrzna. Koło przednie sterowane mechanicznie i hydraulicznie. Golenie główne mocowane do krótkich wysięgników na kadłubie.

**Napęd.** Dwa silniki turbośmigłowe jednolowe Garrett-AiResearch TPE 331-5-251C o mocy startowej i maksymalnej trwałej 715 KM (na wale). Moc efektywna, z uwzględnieniem odrzutu, 775 KM. Silniki zabudowane na środkowej części płata. Śmigła trójłopatowe lub czterolopatowe Hartzell, o stałych obrotach, przestawialne w chorągiewkę. Zużycie paliwa jednostkowe około 0,285 kg/KM/h. Zbiorniki paliwa integralne po dwie sekcje w skrzydłach przyczepnych o łącznej pojemności do 2100 litrów. Każdy silnik zasilany jest przez zbiorniki po tej samej stronie samolotu, jednak umożliwiające jest zasilanie poprzeczne (jednego silnika ze wszystkich zbiorników, bądź obu silników z jednej grupy zbiorników). Tankowanie grawitacyjne (z góry) przez oddzielne wlewy dla każdego zbiornika.

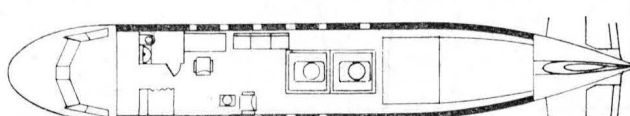
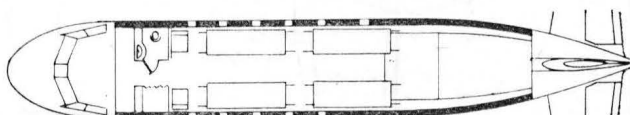
**Wyposażenie.** Instalacja hydrauliczna o ciśnieniu roboczym 140 kg/cm<sup>2</sup> zasila klapy, hamulce kół, sterowanie przednim kołem i otwieranie drzwi ładunkowych. Stała instalacja tlenowa dla załogi oraz awaryjna przenośna butla do

użytku pasażerów. Instalacja elektryczna zasilana jest z dwóch prądnic prądu stałego 30V o mocy 9 kW i dwóch baterii akumulatorów 24 V/24 Ah oraz dwóch przetwornic prądu zmiennego 300 V/400 Hz (i trzeciej rezerwowej) o mocy 300VA. Reflektory do lądowania i kołowania umieszczone w nosowej części kadłuba; światła antykolizyjne na szczycie statecznika pionowego oraz z przodu pod kadłubem. Gniazdko zasilania lotniskowego z lewej strony kadłuba z przodu. Wyposażenie elektroniczne obejmuje: radiostację UKF, VOR/ILS, odbiornik markera, radiobusole, transponder, telefon pokładowy i instalację nagłośnienia oraz układ kursowy i układ pilotażowo-nawigacyjny. Przewidziana możliwość zabudowy radiostacji KF, systemu TACAN, a także systemu rozpoznawania („swój-obcy”).

**ROZWÓJ KONSTRUKCJI.** Studia nad projektem CASA (Construcciones Aeronáuticas SA) 212 rozpoczęto w 1964 r., dla spełnienia warunków hiszpańskiego lotnictwa wojskowego na lekki samolot transportowy przewidziany do użytkowania w Hiszpanii oraz na Balearach i Wyspach Kanaryjskich. Kontrakt został podpisany w 1968 r. Pierwszy prototyp oblatano w marcu 1971, zaś drugi — w październiku 1971. Uruchomiono wstępna serię 12 sztuk dla wojska. Samolot ma zastąpić używane dotąd Ju 52, CASA 207 Azor i DC-3. W produkcji ma kooperować firma MBB z NRF, która będzie wykonywać środkową część płata z gondolami i klapami. Wojskowe oznaczenie samolotu jest T.12. Orientacyjna cena samolotu wynosi 500–650 tys. dolarów.



WARIANTY ROZPLANOWANIA WNETRZA



# CASA-212 Aviocar

## DANE TECHNICZNE

### Wymiary

Rozpiętość	19,0 m
Cięciwa płata — u nasady	2,5 m
— na końcach	1,25 m
Wydłużenie	9
Powierzchnia nośna	40,0 m <sup>2</sup>
Długość	15,2 m
Wysokość	6,3 m
Rozpiętość usterzenia poziomego	7,4 m
Rozstaw kół podwozia	3,1 m
Baza podwozia	5,5 m
Wymiary kabiny	
— długość przestrzeni ładunkowej	5,0 m
— maks. szerokość	1,7 m
— maks. wysokość	1,7 m
— powierzchnia podłogi	10,0 m <sup>2</sup>
— pojemność przestrzeni ładunkowej	14,5 m <sup>3</sup>
— pojemność całkowita	19,0 m <sup>3</sup>

### Ciążary

Maksymalny ciężar startowy	6300 kG
Maksymalny ciężar do lądowania	6100 kG
Maksymalny ciężar przy paliwie zerowym	5880 kG
Ciężar samolotu pustego wyposażonego	3250 kG
Maksymalny ciężar płatny	2000 kG
Maksymalny zapas paliwa	1680 kG (2100 l)

### Obciążenia

Obciążenie powierzchni	157 kG/m <sup>2</sup>
Obciążenie mocy	4,4 kG/KM

### Osiągi

(przy maksymalnym ciężarze startowym)

#### Prędkości:

— maksymalna	400 km/h (215 węzłów)
— maks. przelotowa na wysokości 3650 m	385 km/h (210 węzłów)
— ekonomiczna na wysokości 3000 m	310 km/h (167 węzłów)
— przeciągnięcia w konfiguracji gładkiej	152 km/h (82 węzły)
— przeciągnięcia na klapach (40°)	120 km/h (65 węzłów)

#### Wznoszenie maksymalne przy ziemi

— na dwóch silnikach	8,75 m/s
— na jednym silniku	2,0 m/s
Pałap praktyczny — na dwóch silnikach	7500 m
— na jednym silniku	4500 m

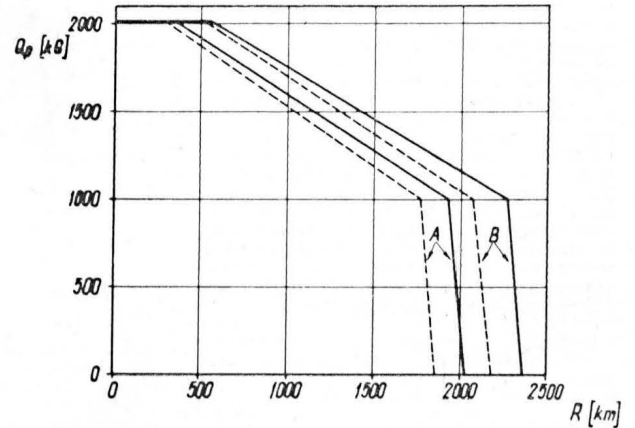
### Zasięg

— przy paliwie maksymalnym ( $H = 3000$ m, $Q_p = 1045$ kG)	1930 km
— przy maksymalnym ciężarze płatnym ( $Q_p = 2000$ kG)	630 km

### Starty i lądowania

— rozbieg — technika normalna	ok. 370 m
— technika STOL	ok. 300 m
— start do $h = 15$ m	ok. 550 m
— lądowanie z $h = 15$ m	375—475 m
— dobieg — technika normalna	ok. 250 m
— technika STOL	ok. 150 m

### ZASIĘG W ZALEŻNOŚCI OD CIĘŻARU PŁATNEGO



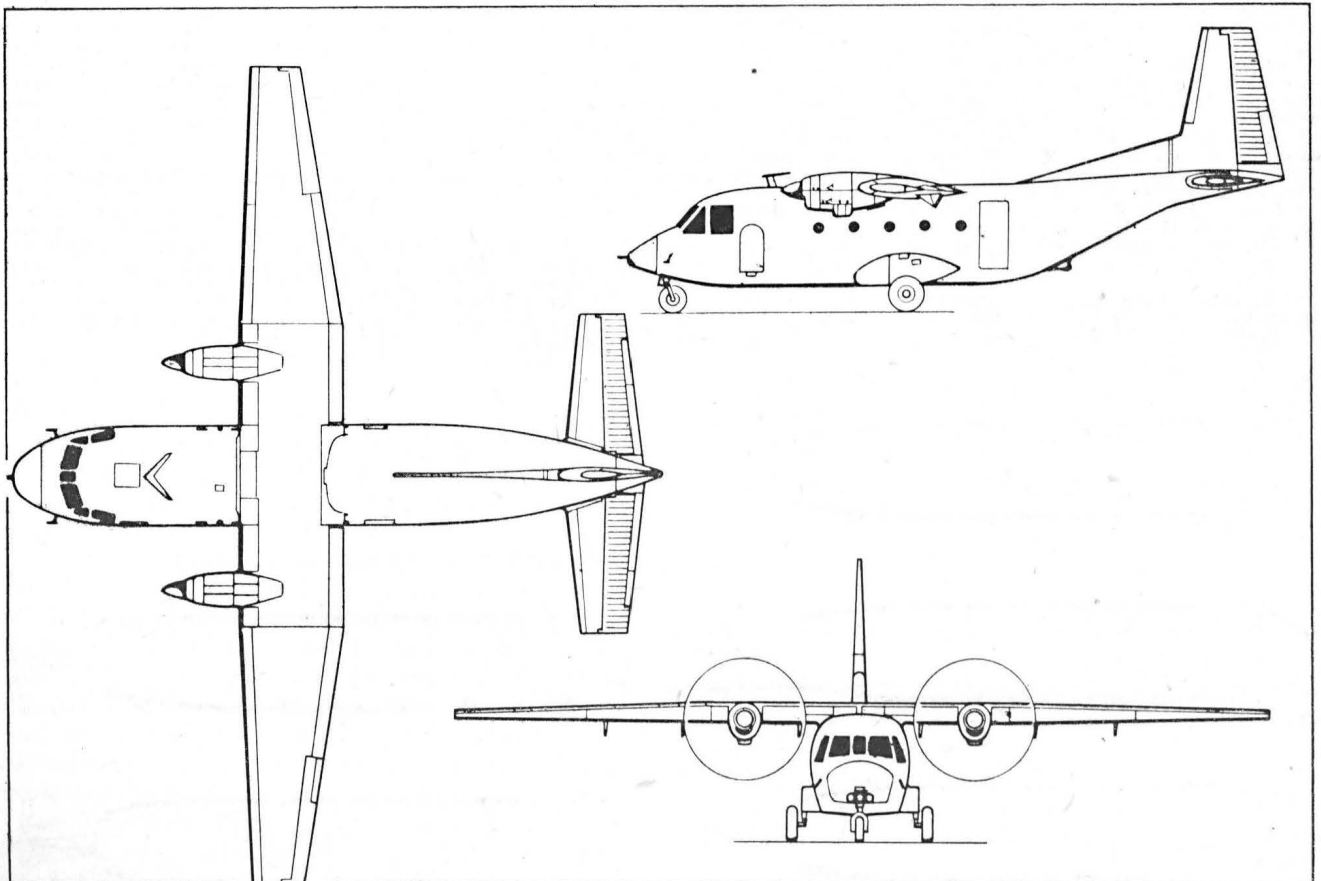
$R$  — zasięg [km]

$Q_p$  — ciężar płatny [kG]

### Warunki:

- średnia wysokość przelotowa 3800 m
- rezerwy paliwa na 30 minut oczekiwania na wysokości 1500 m plus 5% ciężaru startowego, bez wiatru.
- Linie ciągłe — dla 80% maksymalnej mocy przelotowej, linie przerywane — dla maksymalnej mocy przelotowej.
- Linie oznaczone A — z rezerwami paliwa; linie oznaczone B — bez rezerw.

K D.



Cztero-pięciomiejscowy samolot turystyczny

**KONSTRUKCJA:** Jednosilnikowy wolnonośny dolnopłat konstrukcji metalowej, z chowanym podwoziem.

**Plat.** Wolnonośny, dwudzielny, o obrysie prostokątnym z rozszerzeniem u nasady. Profil laminarny NACA 63-6-18.

Lotki bezszcelinowe, wyważone masowo, zawieszane są na zawiasach umieszczonych na górnej powierzchni skrzydła. Pokrycie lotek — z blachy. Układ sterowania lotkami linowo-popychaczowy.

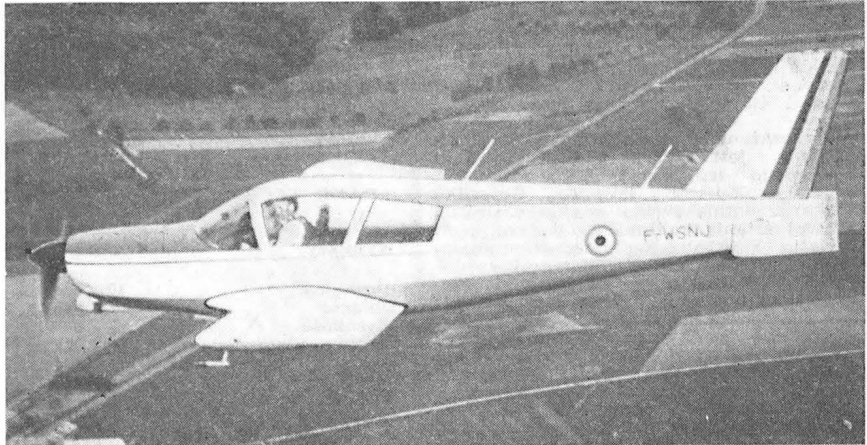
Kłapy o dużej rozpiętości i ciężarze stanowiącej 20% ciężkości skrzydła, szczelinowe, również kryte blachą. Wychyłanie kłap — elektryczne, za pomocą jednego wspólnego silnika, umieszczonego w kadłubie, bezstopniowo od 0 do 35°.

Skrzydła trzydźwigarowe; główny dźwigar znajduje się w 33% ciężkości; składa się ze ścianki i teowych pasów o przekroju zmiennym wzdłuż rozpiętości. Dźwigarek przedni, umieszczony w 3,2% ciężkości, wykonany jest w postaci ceownika giętego z blachy. Tylny dźwigar, w 65% ciężkości, tej samej konstrukcji. Pokrycie z blachy ze stopu AU4G o grubości 1,2 mm przed głównym dźwigarem i 1,6 do 0,8 mm — za dźwigarem, podparte jest nitowanymi podłużniczkami (3 do 4 sztuk). Główny dźwigar każdego skrzydła wchodzi do wnętrza kadłuba pod podłogą kabiny i łączy się śrubami ze wzmocnioną wręgą. Dodatkowe okucia ze sworzniami równoległymi do osi samolotu znajdują się na przednim i tylnym dźwigarze.

Końcówki skrzydeł, lekko zagięte do góry w tylnej części, wykonane są z laminatu poliestrowego.

**Kadłub.** Przekrój zaokrąglonego prostokąta o płaskich ścianach bocznych. W części tylnej ma konstrukcję półkorupową i kryty jest blachą ze stopu AU4G; pokrycie utworzone jest z powierzchni rozwijalnych.

Część kabinowa, ze względu na duże wykroje, ma charakter konstrukcji ramowej, usztywnionej dodatkowo kesonem, jaki tworzy pracująca podłoga z dolnym pokryciem kadłuba i dwa dźwigarki wzdłużne pod podłogą. Pokrycie całego kadłuba nitowane jest nitami wpuszczanymi. Górne pokrycie kabiny wykonane jest z laminatu poliestrowego. Wejście do kabiny z prawej strony; drzwi o zawiasach u góry (podnoszone), w położeniu otwartym są podtrzymywane przez mechanizm sprężynowy. Drzwi wykonane są również z



laminatu poliestrowego. Z prawej strony kadłuba za krawędzią splywu skrzydła znajdują się drzwiiczki bagażnika oraz stopień do wsiadania.

Kabina mieści dwa fotele z przodu oraz kanapkę dla dwóch do trzech osób z tyłu (z trzema kompletami pasów bezpieczeństwa). W tylnej części kabiny znajduje się przestrzeń bagażowa, dostępna również od zewnątrz. Przestrzeń w kabine pozwala w razie potrzeby wstawić zamiast bagażnika dwa dodatkowe fotele (przewiduje się wersję sześciomiejscową z silnikiem Rolls-Royce — Télédyne Tiara 285 KM lub Lycoming 290 KM). Po zdemontowaniu tylnej kanapki, przestrzeń ładunkowa wynosi około 2 m<sup>3</sup>. Przednie fotele są regulowane i mają wysokie oparcie o zmiennym pochyleniu, wyposażone w podgłówki. Kabina ma izolację cieplnodźwiękową oraz wentylację i ogrzewanie.

Sterownice podwójne, z wolantami. Układ sterowania kierunkiem i wysokością linkowy; sterowanie lotkami linkowe tylko w obrębie kabiny. Dźwignie sterowania silnikiem i śmigłem oraz kółka trymerów steru kierunku i steru wysokości umieszczone są na konsoli środkowej, wspólne dla obu pilotów.

**Ustrzenia.** Ustrzenie poziome płytowe. Konstrukcja jednodźwigarowa, kryta blachą; dźwigar umieszczony jest w 28% ciężkości, w części przykadłubowej ma przekrój skrzynkowy. W górnym i dolnym pokryciu pośrodku znajduje się trójkątny wykroj dla przepuszczenia

końcówki kadłuba. Całość zawieszona jest wahliwie na okuciach ostatniej wręgi. Pośrodku do dźwigara zamocowany jest wysięgnik zakończony przeciwwagą; do wysięgnika zaczepione są także linki sterowania wysokością w punkcie znajdującym się na przedłużeniu krawędzi natarcia usterzenia. Na krawędzi splywu usterzenia poziomego znajduje się klapka dociążająca („antitab”) do uzyskania prawidłowego przebiegu sił na sterownicach; spełnia ona również rolę klapki wyważającej.

Usterzenie pionowe skośne (37° na krawędzi natarcia) o obrysie trapezowym.

Statecznik pionowy konstrukcji dwudźwigarowej ma zaledwie trzy żebra: u nasady, pośrodku i u góry oraz po jednej podłużnicze z każdej strony. Dźwigary wykonane są w postaci ceowników giętych z blachy. Pokrycie nitowane do szkieletu.

Ster kierunku ma dźwigar rurowy i krawędź splywu z listwy drewnianej; żeberka pośrednie wycięte są z twardego tworzywa piankowego „klégcel” o grubości 14 mm i klejone są do metalowego pokrycia. Na całej długości splywu steru kierunku znajduje się klapka wyważająca (trymer). Położenie kłapek wyważających jest wskazywane w kabine.

**Podwozie.** Trójkołowe w układzie z kołem przednim; chowanie i wypuszczenie odbywa się za pomocą wciągników śrubowych uruchamianych przez wspólny dla wszystkich gołeni silnik elektryczny w kadłubie. Przewidziane jest awaryjne wypuszczenie ręczne za pomocą dźwigni, umieszczonej między fotelami pilotów.

Gołenie główne chowane są między dźwigarami — głównym i tylnym. Gołen wykonana jest w postaci kratownicy przestrzennej spawanej z rur stalowych, wewnątrz której umieszczony jest amortyzator olejowo-powietrzny, zaś u dołu mocowany jest wahacz z kołem. Skok amortyzacji 175 mm.

Przednia goleń teleskopowa, zakończona widelcem, sterowana jest hydraulicznie za pośrednictwem pedałów steru kierunku. Ciśnienie w oponach wynosi 2,4 kg/cm<sup>2</sup>. Hamulce sterowane hydraulicznie. Samolot ma także hamulce postojowy.

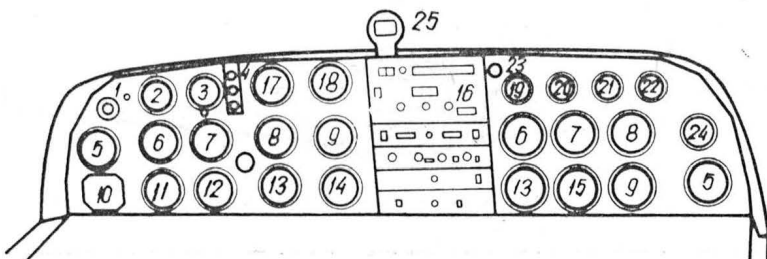
Napęd. Tłokowy 6-cylindrowy silnik płaski z wtryskiem paliwa Lycoming IO-540-C4B5 o mocy 250 KM. Śmigło Hartzell HC-C2 YK o zmiennym skoku. Łoże silnika kratownicowe, połączone jest ze wspornikiem podwozia przedniego. Kolektor wydechowy wyprowadzony jest w dół w przedniej części osłony silnika (w płaszczyźnie pierwszej pary cylindrów). Osłona silnika wykonana jest z laminatu poliestrowego. Chwył powietrza w dolnej części osłony zasila chłodnicę oleju oraz wentylację przestrzeni silnikowej i kabiny.

Zbiorniki paliwa umieszczone są w skrzydłach za głównym dźwigarem, w środkowej partii każdego

#### Wyposażenie na tablicy przyrządów

- 1 — potencjometr podświetlenia przyrządów
- 2 — zakrętomierz
- 3 — zegar czasowy
- 4 — lampką sygnalizacyjną markera
- 5 — miejsce na przyrządy dodatkowe
- 6 — prędkościomierz
- 7 — sztuczny horyzont
- 8 — wariometr
- 9 — wysokościomierz
- 10 — wskaźnik DME
- 11 — wskaźnik VOR
- 12 — stabilizator kursu
- 13 — wskaźnik VOR/ILS

- 14 — wskaźnik radiobusoli
- 15 — giroskopowy wskaźnik kursu
- 16 — radiostacja komunikacyjno-nawigacyjna i radiobusola
- 17 — przepływomierz paliwa
- 18 — obrotomierz
- 19 — termometr otoczenia
- 20 — termometr głowic
- 21 — termometr oleju
- 22 — manometr oleju
- 23 — sygnalizacja „reszty paliwa”
- 24 — amperomierz
- 25 — busola magnetyczna





# Cerva CE-43 Guepard

skrzydła (zbiorniki główne) i przy końcach skrzydeł (zbiorniki dodatkowe). Oddzielne wlewy dla każdego zbiornika znajdują się na górnej powierzchni skrzydeł. Łączna pojemność zbiorników wynosi 440 litrów.

**Wyposażenie.** Instalacja elektryczna zasilana jest przez prądnice prądu zmiennego trójfazową 14V przy 80A oraz akumulator 12V/40A. Gniazdko zasilania lotniskowego znajduje się na prawej ścianie kadłuba za bagażnikiem. Światło antykolizyjne (migacz) umieszczone jest na szczycie statecznika pionowego. Reflektory do lądowania zamontowano w końcówkach skrzydeł.

Możliwa jest zabudowa podwójnego zestawu przyrządów pokładowych dla lotów IFR. Rurka Pitota pod spodem przy końcu lewego skrzydła. Poza normalnym zestawem urządzeń radiowych (radiostacja UKF, radiobusola, VOR/ILS/marker) przewidziano możliwość zabudowy radiostacji KF, układu DME i transpondera. Samolot z pełnym wyposażeniem przewidziany jest m. in. do treningu nawigacyjnego przy przeszkalaniu pilotów przed przejściem na samoloty wielosilnikowe. Anteny radiostacji UKF i radiobusoli montuje się na kadłubie za kabiną, zaś antenę VOR — w górnej części statecznika pionowego.

Przewiduje się zabudowę lekkiego pilota automatycznego (dwu- lub trzyosiowego).

**ROZWÓJ KONSTRUKCJI.** Firma CERVA (Consortium Européen de Réalisation et de Ventes d'Avions) powstała w 1971 r. przez połączenie wytwórni Siren SA i Wassmer Aviation SA w celu produkcji i sprzedaży całkowicie metalowej wersji samolotu Wassmer Super 421 (który został oblatany w 1968 r. i jest nadal produkowany). Nowy samolot pod oznaczeniem CERVA CE-43 Guépard został oblatany 18.V.1971

i w tym samym miesiącu wziął udział w Salonie Paryskim. Certyfikat typu samolot uzyskał 1.VI.1972. Uruchomiono wstępną serię 10 szt. Wykonanie struktury płatowca należy do firmy Siren, zaś Wassmer wykonuje montaż, wyposażenie i próby w locie.

## DANE TECHNICZNE

### Wymiary

Rozpiętość	10 m
Długość	8,4 m
Wysokość	2,9 m
Cięciwa płata	1,6 m
Powierzchnia nośna	16 m <sup>2</sup>
Wydłużenie	6,25
Wznios skrzydeł	6°
Rozpiętość kłapy (jednej)	2,9 m
Rozpiętość lotki (jednej)	1,48 m
Rozpiętość usterzenia	3,46 m
Wychylenia usterzenia	
poziomego	0, 91 m
Cięciwa usterzenia	
poziomego	
— w górę	10°
— w dół	20°
Rozstaw kół podwozia	3,30 m
Baza podwozia	2,10 m
Wymiary kół — główne	420 × 150
— przednie	330 × 130
lub	360 × 125,7
Drzwi bagażnika	360 × 600 mm
Średnica śmigła	2,03 m

### Ciężary

Ciężar własny	845 kG
Ciężar całkowity — w kategorii U1460	1460 kG
— w kategorii 1	1600 kG
Udźwig bagażnika	100 kG

### Obciążenia

Obciążenie powierzchni	91,25 ÷ 100 kG/m <sup>2</sup>
	5,85 ÷
Obciążenie mocy	÷ 6,4 kG/M

### Osiągi

#### Prędkości

— maksymalna (w warunkach ISA, h = 0)	320 km/h (173 węzły)
— przelotowa maksymalna (75% mocy, h = 2000 m)	310 km/h (167 węzłów)
— przelotowa ekonomiczna	260 km/h (140 węzłów)
— maksymalna dopuszczalna (VNE)	340 km/h
— najlepszego wznieszenia	ok. 160 km/h
— wznoszenia przy ziemi	5,5 m/s
— przeciągnięcia — bez kłap	115 km/h
— z kłapami 15°	107 km/h
— z kłapami 35°	93 km/h

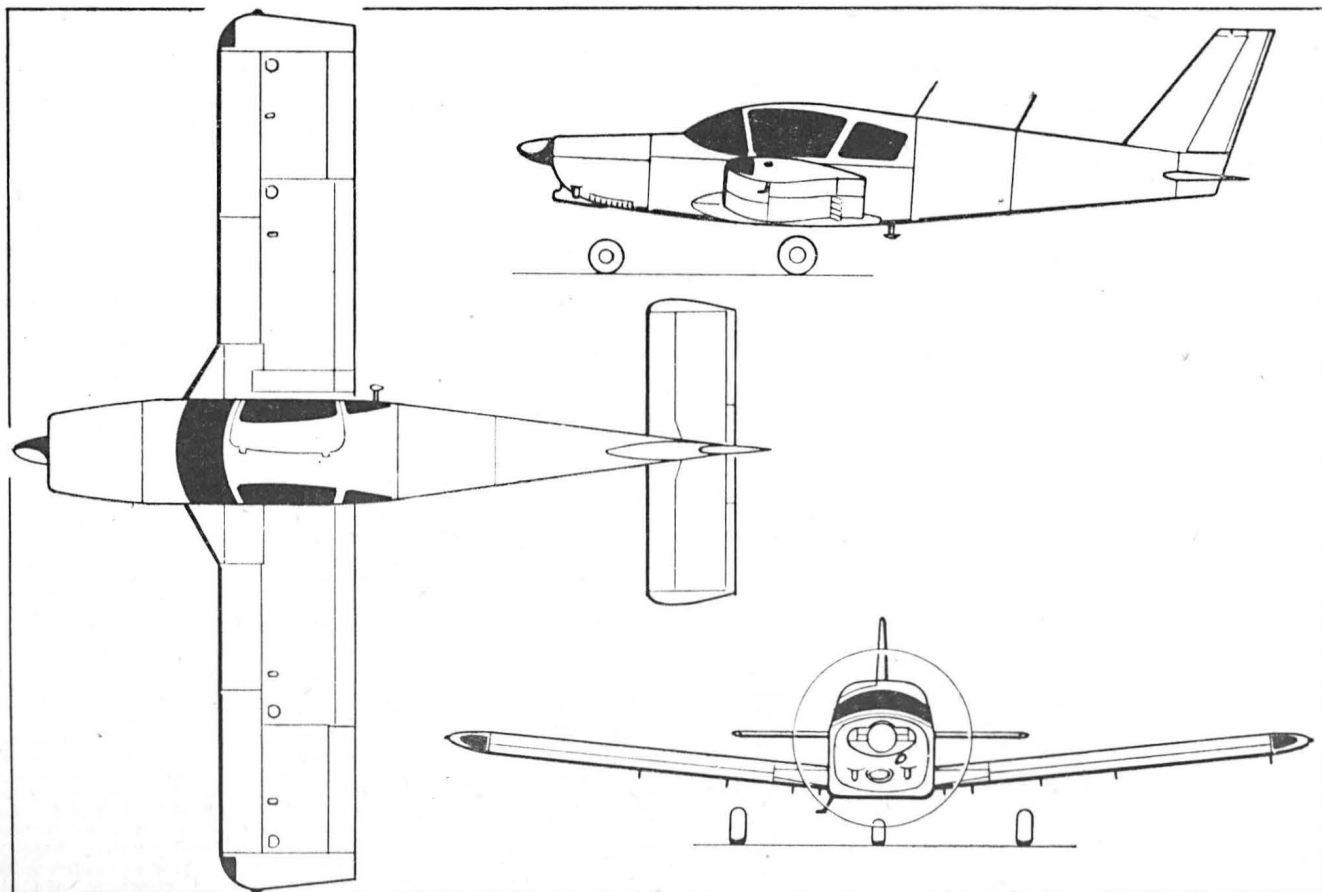
#### Starty i lądowania

Rozbieg	400 m
Start do wysokości 15 m	600 m
Lądowanie z wysokości 15 m	580 m
Dobieg	400 m
Zasięg — maksymalny	2900 km
— z rezerwą IFR (35 min. lotu)	2600 km
Pułap praktyczny	5300 m

#### Ocena współczynników aerodynamicznych

C <sub>x0</sub>	0,024
C <sub>z max</sub>	2,05

K. D.



W tablicach podano naprężenia krytyczne ( $\sigma_{kr}$ ) dla różnych smukłości rurowych prętów ściiskanych z różnych materiałów, dla końców pręta utwierdzonych, jak i przegubowych.

Oznaczenia:

$R_m$  — wytrzymałość doraźna

$R_e$  — granica plastyczności

$l$  — długość pręta

$$i = \sqrt{\frac{I}{F}} \text{ promień bezwładności}$$

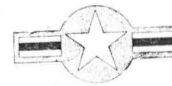
$I$  — moment bezwładności przekroju poprzecznego rury

$F$  — powierzchnia przekroju poprzecznego rury

$E$  — moduł Younga

Tablica 1. Końce pręta utwierdzone ( $c = 2$ )

Material	30HGSA	30HGSA	stal 20	D16	D1	
$R_m$ [kG/mm <sup>2</sup> ]	110,00	70,00	40,00	44,00	36,00	
$R_e$ [kG/mm <sup>2</sup> ]	78,33	46,60	22,00	25,00	22,70	
$E$ [kG/mm <sup>2</sup> ]	21 000	21 000	20 000	72 000	72 000	
$l/i$	$\sigma_{kr}$					$l/i$
0,00	108,00	59,00	35,25	40,00	32,40	0,00
2,50	108,00	59,00	35,25	39,63	32,04	2,50
5,00	108,00	59,00	35,25	39,22	31,69	5,00
7,50	108,00	59,00	35,25	38,78	31,33	7,50
10,00	108,00	59,00	35,15	38,29	30,98	10,00
12,50	108,00	58,81	35,04	37,76	30,62	12,50
15,00	108,00	58,62	35,00	37,20	30,27	15,00
17,50	108,00	58,35	34,90	36,59	29,91	17,50
20,00	107,90	58,10	34,75	35,95	29,56	20,00
22,50	107,80	57,66	34,50	35,06	29,20	22,50
25,00	107,55	57,36	34,25	34,20	28,85	25,00
27,50	107,30	56,90	33,75	33,35	28,49	27,50
30,00	107,05	56,40	33,35	32,52	28,14	30,00
32,50	106,70	55,85	32,90	31,71	27,78	32,50
35,00	106,20	55,46	32,35	30,91	27,43	35,00
37,50	105,60	54,76	31,75	30,14	27,10	37,50
40,00	105,00	54,10	31,10	29,38	26,72	40,00
42,50	104,00	53,44	30,30	28,70	25,97	42,50
45,00	102,50	52,76	29,50	28,02	25,22	45,00
47,50	100,80	52,06	28,75	27,35	24,47	47,50
50,00	98,50	51,20	28,20	26,67	23,72	50,00
52,50	96,50	50,45	27,50	26,00	22,97	52,50
55,00	93,80	49,71	26,75	25,33	22,22	55,00
57,50	90,60	48,86	26,00	24,67	21,47	57,50
60,00	87,40	48,20	25,50	24,00	20,72	60,00
62,50	83,40	47,22	24,75	23,34	20,24	62,50
65,00	79,35	46,36	24,00	22,68	19,76	65,00
67,50	74,30	45,39	23,50	22,02	19,28	67,50
70,00	70,30	44,50	23,00	21,36	18,80	70,00
72,50	66,20	43,46	22,25	20,71	18,32	72,50
75,00	62,30	42,46	21,75	20,05	17,84	75,00
77,50	58,70	41,50	21,25	19,40	17,36	77,50
80,00	55,20	40,50	20,75	18,75	16,87	80,00
82,50	51,75	39,53	20,25	18,09	16,39	82,50
85,00	48,70	38,40	19,75	17,43	15,91	85,00
87,50	45,80	37,41	19,30	16,78	15,42	87,50
90,00	43,20	36,25	19,00	16,14	14,93	90,00
92,50	40,70	35,06	18,50	15,50	14,45	92,50
95,00	38,40	34,41	18,00	14,87	13,96	95,00
97,50	36,60	33,08	17,75	14,24	13,47	97,50
100,00	35,60	32,00	17,50	13,62	12,98	100,00
102,50	33,70	31,03	17,25	12,60	12,40	102,50
105,00	32,50	30,10	17,00	12,00	11,87	105,00
107,50	31,60	29,24	16,75	11,60	11,41	107,50
110,00	30,60	28,40	16,50	11,20	11,00	110,00
112,50	30,00	27,60	16,25	10,70	10,71	112,50
115,00	29,20	26,80	16,10	10,40	10,42	115,00
117,50	28,60	25,86	16,00	10,00	10,19	117,50
120,00	28,20	25,20	15,90	9,50	9,96	120,00
122,50	27,80	24,83	15,80	9,10	8,43	122,50
125,00	27,50	24,75	15,70	8,60	8,00	125,00



USA

● NASA i US Army zamówią projekt śmigłowca latającego laboratorium. Dwa egzemplarze takiego śmigłowca mają służyć w pierwszym rzędzie do prób badań nowych typów wirników. Oprócz lepszych osiągnięć, nowe wirniki powinny zapewnić zmniejszenie poziomu hałasu, jak i zmniejszenie zawirowań. Śmigłowce laboratoryjne (RSRA) mają być śmigłowcami sprzężonymi i mieć dwa niezależne układy napędowe oraz płat o zmiennym kącie ustawienia. Mają być badane: wirniki o zmiennej średnicy, wadliwe lub przegubowe, o łopatkach z regulowaną sztywnością skrętną i wirniki o napędzie odrzutowym. Liczba łopat może się zmieniać od dwóch do sześciu.

● Amerykańska firma Roberston Standard opatentowała śmigło o profilu nadkrytycznym Whitecoma. Spodziewane jest powiększenie sprawności śmigła o 15%, zaś — dzięki zmniejszeniu predkości obwodowej — zmniejszenie obciążenia silnika o 25%. Zwiększona grubość łopaty i zmniejszona średnica śmigła pozwoli uniknąć krytycznej liczby obrotów. Wynalazek wpłynie na zmniejszenie ciężaru i hałasu oraz przedłużenie trwałości śmigła.

● Wytwórnia Cessna spodziewa się, że sprzeda ponad 1000 samolotów dwusilnikowych w ciągu roku 1973. Ogólna produkcja wytwórni wyniesie ok. 7000 samolotów jedno i dwusilnikowych. Będzie zbudowany nowy odrzutowy samolot dyspozycyjny, nazwany Cessna 600 Fanjet, którego dostawy rozpoczną się w 1977 r. Równocześnie ma wzrosnąć produkcja samolotów Cessna Citation do 10 miesięcznie w końcu 1973 r.

● Silnik turbowentylatorowy Garrett Airesearch TFE 731-2 uważany jest przez wytwórcę jako „bezdymny”. Zużywa on 25—40% mniej paliwa niż podobne silniki o 1500 kG ciężarze. Obecnie produkcja wynosi 10 sztuk miesięcznie.

● Firma Avco System Division w USA jest jedną z nielicznych firm mających kompletne urządzenia do wytwarzania włókien i wstęp borowych. Wytwarza ona laminaty borowo-aluminiowe stanowiące bardzo istotne tworzywo dla lotnictwa. Jego zaletą są metaliczne własności i odporność na temperaturę do 320 °C, dzięki czemu stanowi konkurencję dla tytanu. Ponadto wytrzymałość właściwa i sztywność właściwa w podwyższonych temperaturach jest dwa razy większa niż dla tytanu.

● Na wszystkich liniach lotniczych w Stanach Zjednoczonych podjęto decyzję wydzielenia pomieszczeń dla pasażerów niepalących.



WŁOCHY

● Włochy zamierzają wejść w powiązania kooperacyjne z wytwórniami śmigłowcowymi. Ostatnio Aeritalia otrzymała zezwolenie włoskiego rządu na wszczęcie pertraktacji z już kooperującymi ze sobą francuską Aerospatiale i angielską wytwórnią Westland. Mówi się, że te trzy towarzystwa mają założyć koncern pod nazwą „European Helicopter”.

Tablica 2. Końce pręta przegubowe ( $\epsilon = 1$ )

Material	30HGSA	30HGSA	Stal 20	D16	D1	
$R_m$ [kG/mm <sup>2</sup> ]	110,00	70,00	40,00	44,00	36,00	
$R_e$ [kG/mm <sup>2</sup> ]	73,33	46,60	22,00	25,00	22,70	
$E$ [kG/mm <sup>2</sup> ]	21 000	21 000	20 000	7200	7200	
$l/i$	$\sigma_{kr}$					$l/i$
0,00	108,00	59,00	35,25	40,00	32,40	0,00
2,50	108,00	59,01	35,15	39,04	31,82	2,50
5,00	108,00	58,88	35,00	38,08	31,24	5,00
7,50	108,00	58,77	34,80	37,13	30,64	7,50
10,00	108,00	58,60	34,65	36,18	30,04	10,00
12,50	107,90	58,32	34,40	35,23	29,43	12,50
15,00	107,75	57,95	34,10	34,28	28,81	15,00
17,50	107,60	57,58	33,75	33,34	28,18	17,50
20,00	106,25	57,10	33,30	32,40	27,54	20,00
22,50	106,80	56,52	32,80	31,49	26,90	22,50
25,00	106,10	55,90	32,35	30,58	26,25	25,00
27,50	105,20	55,19	31,75	29,66	25,59	27,50
30,00	103,50	54,00	31,20	28,74	24,92	30,00
32,50	102,25	53,53	30,50	27,82	24,24	32,50
35,00	99,75	52,59	29,80	26,88	23,55	35,00
37,50	96,60	51,68	29,10	25,94	22,86	37,50
40,00	92,50	50,70	28,35	25,00	22,15	40,00
42,50	87,00	49,55	27,50	23,96	21,30	42,50
45,00	80,70	48,31	26,70	22,93	20,47	45,00
47,50	73,70	47,02	25,85	21,93	19,68	47,50
50,00	67,30	45,60	25,00	20,95	18,92	50,00
52,50	61,60	44,20	24,20	20,00	18,19	52,50
55,00	56,60	42,67	23,40	19,06	17,50	55,00
57,50	52,20	41,12	22,70	18,14	16,83	57,50
60,00	48,20	39,50	22,00	17,25	16,20	60,00
62,50	44,90	37,93	21,25	16,35	15,71	62,50
65,00	41,90	36,40	20,50	15,47	15,18	65,00
67,50	39,00	34,91	19,90	14,63	14,61	67,50
70,00	36,30	33,30	19,25	13,82	14,00	70,00
72,50	33,70	31,92	18,65	13,04	13,25	72,50
75,00	31,40	30,54	18,10	12,29	12,52	75,00
77,50	29,10	29,25	17,55	11,57	11,82	77,50
80,00	26,90	28,00	17,00	10,88	11,14	80,00
82,50	24,75	26,75	16,50	10,09	10,33	82,50
85,00	23,05	25,52	16,00	9,36	9,65	85,00
87,50	21,70	24,33	15,65	8,71	9,11	87,50
90,00	20,60	23,20	15,25	8,13	8,70	90,00
92,50	19,60	22,10	14,85	7,62	8,30	92,50
95,00	18,70	21,09	14,45	7,17	7,80	95,00
97,50	17,90	20,17	14,10	6,80	7,48	97,50
100,00	17,20	19,30	13,75	6,50	7,40	100,00
102,50	16,65	18,43	13,40	6,20	7,30	102,50
105,00	16,10	17,60	13,10	6,10	6,74	105,00
107,50	15,64	16,84	12,80	5,80	6,10	107,50
110,00	15,20	16,10	12,50	5,00	5,60	110,00
112,50	14,80	15,36	12,20	4,80	5,40	112,50
115,00	14,50	14,70	11,95	4,50	5,20	115,00
117,50	14,20	14,17	11,70	4,20	5,00	117,50
120,00	14,00	13,60	11,45	4,00	4,80	120,00
122,50	13,70	12,97	11,20	3,70	4,70	122,50
125,00	13,50	12,29	11,00	3,50	4,60	125,00

mgr inż. Lech Jarzębiński

## WARUNKI PRENUMERATY CZASOPISM WCT NOT

- Zgłoszenia na prenumeratę kwartalną, półroczną, roczną czasopism WCT NOT przyjmuje Dział Prenumeraty Wydawnictw Czasopism Technicznych NOT, ul. Mazowiecka 12,00-048 Warszawa, tel. centr. 26-80-16. Wpłaty należy dokonywać do dnia 1 miesiąca poprzedzającego okres prenumeraty, na konto PKO I O/M Warszawa, Nr 1-9-121697.
- Osoby prawne mogą zamawiać tzw. „prenumeratę ciągłą” czasopism WCT NOT. Zamówienie na prenumeratę ważne jest na czas nieograniczony pod warunkiem uiszczenia przez zamawiającego zapłaty za zaprenumerowane czasopisma najpóźniej do 31 stycznia roku w którym prenumerata ma być realizowana. Nieuiszczenie należności powoduje automatycznie wstrzymanie wysyłki czasopism. Zamówienia i wpłaty należy kierować jak w pkt. 1.
- Prenumeratę ze zleceniem wysyłki za granicę przyjmuje ARS Polona-Ruch, ul. Krakowskie Przedmieście 7, 00-068 W-wa.
- Wpłaty za zakup egzemplarzy archiwalnych należy dokonywać na konto PKO I O/M Warszawa, 1-9-120456.

### UWAGA!

Na podstawie Uchwały Zarządu Głównego NOT członkowie SNT NOT oraz nauczyciele, studenci i uczniowie szkół technicznych mają prawo do 33% rabatu z wyłączeniem czasopism popularno-technicznych.

Podstawę do uznania zasadności udzielania rabatu stanowi wskazanie przez zgłaszającego prenumeratę wystawcy (nazwa szkoły, organizacji SNT NOT) i nr legitymacji uprawniającej do zniżki.

**Prenumerata zapewnia regularne otrzymywanie pisma**

Obok podajemy warunki prenumeraty



## Kontrola i odbiór łopatek silników turbinowych

Opanowanie seryjnej i masowej produkcji łopatek umożliwiło przejście od silników turbinowych ze sprężarką odśrodkową do silników ze sprężarką osiową. Osobną gałęzią wiedzy związanej z technologią produkcji łopatek silników turbinowych jest kontrola, pomiar i odbiór łopatek.

Wchodzą tu:

- a) kontrola materiałowa
- b) kontrola geometrii łopatki w różnych jej stadiach technologicznych
- c) kontrola wad i uszkodzeń
- d) kontrola własności.

Kontrolę materiałową przeprowadza się w różnych fazach procesu technologicznego i obejmuje ona czynności od pomiaru twardości aż do prób temperaturowych.

1. Materiały przeznaczone do produkcji, mimo atestów poddaje się następującym próbom i określa: wytrzymałość doraźną w temperaturze pokojowej, wydłużenie, przewężenie oraz udarność, a materiały na łopatki turbiny dodatkowo poddaje się próbom na wytrzymałość doraźną w wysokich temperaturach.

2. Po przeprowadzeniu wszystkich operacji obróbki cieplnej przeprowadza się co najmniej kontrolę twardości.

3. Po kuciu przeprowadza się kontrolę wielkości ziarna, pomiary twardości i na próbkach własności wytrzymałościowe.

Ponadto w określonych stadiach procesu mogą dodatkowo występować pomiary własności czy kontrola struktury materiału ujęte osobnymi wymaganiami technicznymi.

Kontrola geometrii łopatki występuje w różnych fazach procesu i obejmuje pomiary gładkości powierzchni i pomiary kształtu i wymiarów. Szczególne miejsce zajmuje kontrola profilu pióra łopatki i jego położenie względem zamka. W tej dziedzinie opracowano wiele metod i wiele specjalnych, bardzo złożonych przyrządów i stanowisk kontrolnych, z których każdy dysponuje większą lub mniejszą liczbą zalet i wad oraz możliwości zastosowań.

Wykorzystywane są metody mechaniczne, optyczne, pneumatyczne, elektryczne, elektroniczne i in. W obecnej chwili nie istnieje uniwersalna jedna metoda i praktycznie w każdym zakładzie wytwarzającym łopatki stosowanych jest równocześnie kilka metod zależnie od rodzaju, kształtu i wymiaru mierzonych łopatek [1].

Każda łopatka w końcowej fazie procesu technologicznego poddawana jest kontroli wad powierzchniowych i uszkodzeń. Zależnie od materiału łopatki stosowane są głównie metody: magnetyczna, prądów wirowych czy fluorescencyjna, których celem jest wykrycie pęknięć, przypałów, włosowin i innych wad i uszkodzeń. Osobną grupę kontroli stanowią metody rentgenowskie, głównie do oceny prawidłowej geometrii otworów chłodzących w łopat-

*W artykule przedstawiono metody kontroli materiałowej w różnych fazach procesu technologicznego. Podano próby, jakim są one poddawane.*

*Na uwagę zasługuje omówienie metod kontroli własności łopatek, mało znanych i prawie nie stosowanych w Polsce. Autor podaje te informacje na podstawie własnych obserwacji produkcji i kontroli łopatek w kilku zakładach i firmach zagranicznych o dużym doświadczeniu w tej dziedzinie.*

kach. Stosowana jest często technika ultradźwiękowa do badania pęknięć wewnątrz łopatki.

Wymienione metody kontroli są znane. Mało znane i prawie nie stosowane w Polsce są metody kontroli własności łopatek.

Pragnę tu przytoczyć nieco informacji na ten temat opartych głównie na obserwacji produkcji i kontroli łopatek w kilku zakładach i firmach zagranicznych o dużym doświadczeniu w tej dziedzinie.

Metody kontroli własności łopatek są następujące:

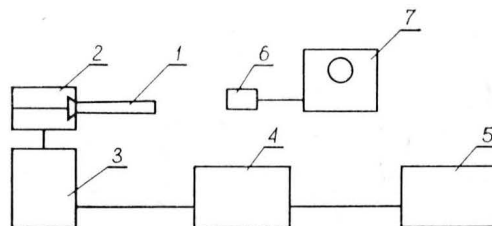
- 1) kontrola drgań własnych łopatek,
- 2) kontrola własności zmęczeniowych,
- 3) kontrola stanu warstwy wierzchniej łopatek.

Kontrola drgań własnych łopatek umożliwia określenie rzeczywistych drgań własnych łopatki i stwierdzenie, czy mieszczą się one w granicach dozwolonych przez warunki techniczne, a także umożliwia ewentualne doprowadzenie ich, za pomocą specjalnych zabiegów technologicznych, do zgodności z tymi warunkami.

Wartości liczbowe częstości drgań własnych oraz dozwolone odchyłki ustala konstruktor na podstawie rozważań teoretycznych i badań związanych z określeniem możliwych dla danego silnika częstości rezonansowych.

Dozwolone odchyłki są rzędu  $\pm 5\%$  częstości własnej. Częstości drgań własnych wyznaczane są dla wszystkich łopatek dla pierwszej postaci drgań własnych oraz dla wyższych postaci drgań dla łopatek niektórych stopni podanych w warunkach technicznych.

Powszechnie stosowanym sposobem jest umieszczenie łopatki w specjalnym zamku i wzbudzenie jej wraz z zamkiem za pomocą silnego wzbudnika elektromagnetycznego. Częstotliwość rezonansową określa się za pomocą mikrofonu i oscyloskopu lub na podstawie obserwacji linii węzłowych. Zabiegi te przeprowadzane są w specjalnych wzorcowanych zamkach z zaciskami hydraulicznymi o stałej sile docisku. Przebieg pomiarów produkcyjnych drgań własnych przewiduje wykonanie pięciu kompletów zamków i łopatek wzorcowych. Trzy używane są jako robocze, jeden do kontroli okresowej zamków roboczych (raz na miesiąc) i jeden do kontroli stoisk po zmianach oprzyrządowania i kontroli okresowej stoiska (raz na 6 miesięcy). Schemat stoiska pokazano na rysunku 1.



1. Schemat stoiska do kontroli częstości własnej łopatek: 1 — łopatka, 2 — uchwyt, 3 — wzbudnik elektromagnetyczny, 4 — wzmacniacz, 5 — generator impulsów, 6 — mikrofon, 7 — oscyloskop

Kontrola produkcyjna własności zmęczeniowych ujęta jest specjalną metodyką i obejmuje zwykle trzy rodzaje badań.

1. Badania prowadzone przy wdrażaniu nowego procesu technologicznego lub też wprowadzaniu istotnych zmian w istniejącym procesie. Celem ich jest określenie nieorganicznej wytrzymałości zmęczeniowej badanych łopatek. Przyjmuje się zwykle bazę  $2 \cdot 10^7$  cykli dla łopatek stalowych i  $10^8$  cykli dla łopatek ze stopów tytanu i stopów aluminium. W badaniach tych wyznacza się krzywą Wöhlera w układzie  $\log \sigma - \log N$  na podstawie badania 25 łopatek, na czterech poziomach naprężeń. Poziomy dobiera się tak, aby najwyższy dawał uszkodzenia po około  $10^5$  cykli.

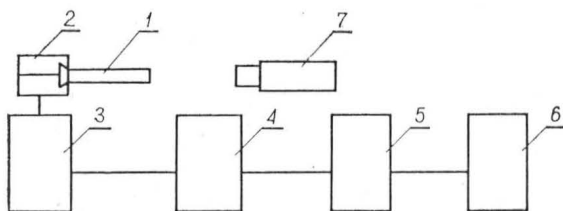
Za nieorganiczną wytrzymałość zmęczeniową  $\sigma_{-1}$  i  $p = 0,5$  uznaje się największy poziom naprężeń, przy którym wszystkie sześć badanych łopatek nie dozna uszkodzenia po bazowej liczbie cykli, przy czym przyjmuje się, że granica ta jest wyznaczona z prawdopodobieństwem  $p = 50\%$ .

2. Zmęczeniowe badania kontrolne prowadzi się na 6 łopatkach z każdej partii 500 sztuk dla sprawdzenia stabilności procesu technologicznego. Badania te prowadzone są tylko na jednym poziomie naprężeń równym  $0,8 \sigma_{-1}$  i  $p = 0,5$  przy bazie  $2 \cdot 10^6$  cykli. Warunkiem zwolnienia partii jest przejście z wynikiem pozytywnym wszystkich sześciu łopatek. W przypadku pęknięcia choćby jednej łopatki pobiera się z partii próbkę o podwójnej liczności (12 sztuk łopatek). Pozytywny wynik tej drugiej próby upoważnia do zwolnienia partii. W przypadku uszkodzenia choćby jednej łopatki należy przeprowadzić pełne badania zmęczeniowe (jak w p. 1) i zależnie od uzyskanych wyników zdecydować o losach ocenianej partii.

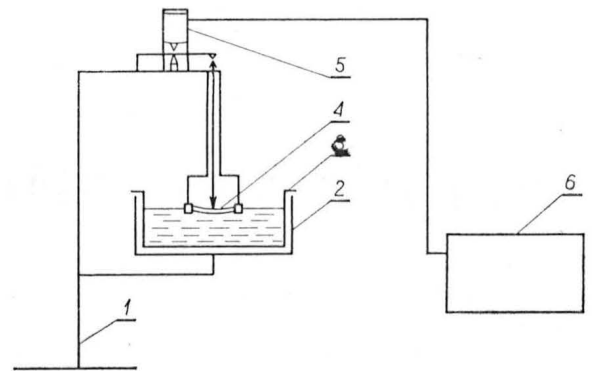
3. Dodatkowe badania zmęczeniowe prowadzone są również dla kontroli stabilności procesu technologicznego na sześciu łopatkach raz na kwartał. Prowadzi się je na jednym poziomie naprężeń równym  $1,3 \sigma_{-1}$  i  $p = 0,5$  przy bazie  $10^8$  cykli. Wyniki tych badań zbierane są do celów statystycznych.

Łopatki bada się na stoiskach wyposażonych w generator, wzmacniacz, układ sterujący i wzbudnik elektrodynamiczny (rys. 2). Kontrola naprężeń podczas próby przeprowadzana jest przez pomiar strzałki ugięcia końca łopatki za pomocą mikroskopu. Pomocniczo bywa stosowany mikrofon umieszczony w pobliżu łopatki, przekazujący sygnał na mierniki hałasu.

Zależność między strzałką ugięcia końca łopatki a naprężeniami ustala się przez skalowanie jedno-



2. Schemat stoiska do badania wytrzymałości zmęczeniowej łopatek: 1 — łopatka, 2 — uchwyt, 3 — wzbudnik elektromagnetyczny, 4 — układ sterujący, 5 — wzmacniacz, 6 — generator impulsów, 7 — mikroskop optyczny



3. Schemat urządzenia do pomiaru naprężeń własnych: 1 — statyw, 2 — wanna z elektrolitem, 3 — katoda, 4 — badana próbka, 5 — czujnik indukcyjny, 6 — rejestrator

razowe na co najmniej sześciu łopatkach za pomocą elektrycznych tensometrów oporowych naklejonych wzdłuż długości łopatki na grzbiecie i przy obu krawędziach od strony koryta.

Zalecane obszary skalowania obejmują naprężenia od 0,4 do  $1,0 \sigma_{-1}$   $p = 0,5$ .

Należy jeszcze zwrócić uwagę na rozbieżności między nieograniczoną wytrzymałością zmęczeniową na próbkach gładkich a tą wytrzymałością na łopatkach. Na przykład dla materiału WT3-1 dla próbki  $\phi 7,52$  mm na bazie  $10^7$  cykli wytrzymałość ta wynosi  $520 \text{ MN/m}^2$  ( $53 \text{ kG/mm}^2$ ) dla jednej z łopatek wykonanych z tego stopu —  $315 \text{ MN/m}^2$  ( $32 \text{ kG/mm}^2$ ) przy bazie  $10^8$  cykli [2].

Proces technologiczny przewiduje pomiar naprężeń własnych w warstwie wierzchniej. Kontrolę przeprowadza się na próbce wyciętej z pióra łopatki wybranej losowo z partii o liczności do 300 sztuk. Pomiar ten jest również traktowany jako metoda kontroli stabilności procesu technologicznego. Technika pomiaru polega na usuwaniu jednostronnym wierzchnich warstw materiału, z próbki na drodze elektrotrażenia oraz równoczesnym pomiarze strzałki ugięcia próbki wywołanego uwalnianiem naprężeń. Zależności teoretyczne umożliwiające określenie wielkości naprężeń własnych w zależności od strzałki ugięcia uzyskano z adaptacji metody Dawidenkowa do określonych warunków pomiaru.

Najbardziej odpowiednie do pomiarów są próbki o długości 40 do 80 mm, szerokości 4 do 6 mm i grubości 1,5 do 2,5 mm, wycinane metodą elektroiskrową. Warunki wykonania łopatek przewidują możliwość zwolnienia partii łopatek, jeśli badanie naprężeń stwierdzi brak na powierzchni łopatek naprężeń rozciągających (na głębokości 20  $\mu\text{m}$  mogą one mieć wartość do  $+12 \text{ kG/mm}^2$ ) oraz niewystępowanie na powierzchni naprężeń ściskających większych niż  $70 \text{ kG/mm}^2$ . W niektórych firmach warunki naprężeń przewidują zakres od  $-15$  do  $-35 \text{ kG/mm}^2$ . Pomiar naprężeń przeprowadza się na urządzeniu wg schematu, który ilustruje rysunek 3 [3].

Zastosowanie danych metod kontroli narzuca procesowi technologicznemu określone wymagania. Przy stosowaniu metod statystycznych konieczne jest utrzymanie jednakowych cech na poszczególnych łopatkach. Oznacza to m.in., że nie można stosować indywidualnego wykończania łopatek, szczególnie przez obróbkę ręczną. W końcowych operacjach procesu i jeszcze lepiej w całym procesie musi być wyeliminowany wpływ wykonawcy na jakość wykonywanej operacji.

# Niektóre problemy oceny czasu wybiegu silnika

Aby ocenić pracę turbinowego silnika odrzutowego należy zmierzyć wiele jego parametrów, takich jak: prędkość obrotowa, temperatura gazów przed turbiną, ciśnienie paliwa za główną pompą paliwową, ciśnienie oleju, temperatura oleju, czas przyspieszenia silnika niezbędny do przejścia silnika z prędkości obrotowej  $n_1$  do  $n_2$  ( $n_2 > n_1$ ) oraz czas wybiegu silnika.

Przez czas wybiegu silnika rozumiemy okres, jaki upłynie od chwili odcięcia dopływu paliwa do wtryskiwaczy do chwili całkowitego zatrzymania się pędni silnika.

Czas wybiegu jest mierzony praktycznie po każdym locie czy też próbie silnika przez personel obsługujący i pilotów. Porównanie zmierzonej wartości czasu silnika z wartością podaną przez zakład produkujący ma na celu wykrycie uszkodzeń silnika, np. uszkodzenia łożysk agregatów silnika, pędni silnika, zaciepania nurników pomp itp.

Ogólnie uszkodzenia te wywołują zwiększenie momentu koniecznego do pokonania strat mechanicznych, a tym samym prowadzą do zmniejszenia czasu wybiegu silnika. Istotne jest więc dokładne określenie wartości czasu wybiegu silnika przez zakład produkcyjny.

W artykule przedstawiono sposób obliczania czasu wybiegu turbinowych silników odrzutowych. Podano matematyczną definicję czasu wybiegu silnika, omówiono w przybliżony sposób procesy fizyczne zachodzące w czasie wybiegu silnika oraz przeanalizowano wpływ czynników, które wywołują zmiany wartości czasu wybiegu.

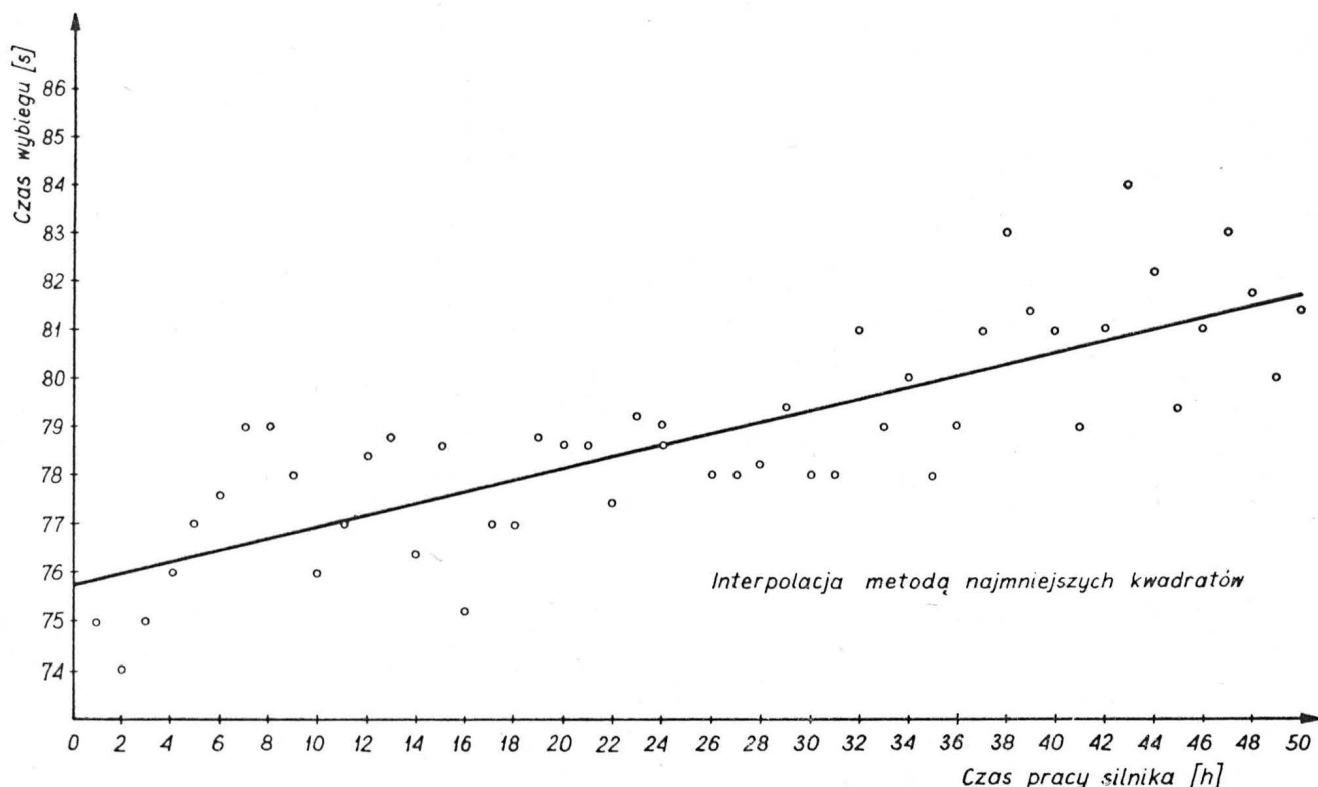
Przedstawiono metodę określania czasu wybiegu silników na podstawie doświadczeń uzyskanych w czasie eksploatacji.

Praktyka wykazuje, że zwykle występuje zwiększenie z różnych powodów sił tarcia różnych elementów silnika. W czasie eksploatacji mogą powstać usterki, które w istotny sposób zwiększą wartość mocy traconej przez silnik na pokonanie sił tarcia. Są nimi uszkodzenia łożysk, uszkodzenia kół zębatych, zmniejszone luzy pomp, osadzenie się „substancji smolistych” na podporze kulistej separatora.

Na rysunku 1 przedstawiono zmiany czasu wybiegu jednego i tego samego silnika mierzone co 1 godzinę pracy silnika w ciągu 50 godzin jego pracy. W silniku zainstalowano pompy paliwowe o dużym stopniu zanieczyszczenia osadami smolistymi wytrąconymi z paliwa. Zmierzona wartość czasu wybiegu przed próbą długotrwałą wyniosła 69 sekund. Następnie silnik ten hamowano na innym paliwie mającym własności rozpuszczania osadów smolistych, w związku z czym w czasie próby ilość substancji smolistych w pompach zmniejszała się. Wykres przedstawiony na rysunku 4 potwierdza fakt sprzężenia wartości czasu wybiegu ze szkodliwymi procesami zachodzącymi wewnątrz silnika, do jakich należy w danym przypadku zanieczyszczenie pomp.

W przypadku ciągłej pracy silnika na paliwie o dużej zdolności do wytrącania osadów następuje bar-

1. Zmiana czasu wybiegu pojedynczego silnika określonego typu mierzona co 1 godzinę pracy silnika





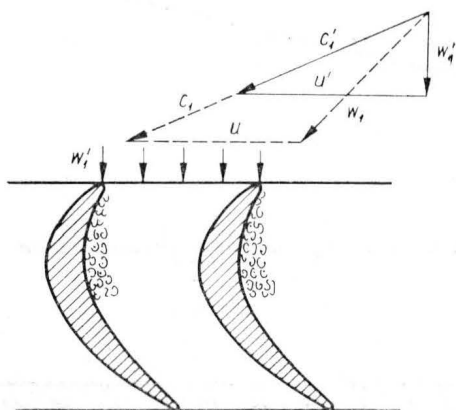
dzo znaczne zmniejszenie czasów wybiegu silnika w stosunku do wartości początkowej. Pomiar, jakie wykonano w ITWL na wielu silnikach, wykazały zmiany czasu wybiegu nawet do 20 s w ciągu kilku godzin pracy silnika na zanieczyszczonym paliwie. Na jednym z silników SOT-45F przeprowadzono celowe zmatowienie powierzchni opór kulistych separatorów pomp paliwowych, przy czym zmierzono czas wybiegu przed wykonaniem usterki i po jej wykonaniu. Czas wybiegu zmniejszył się z 89 sekund do 66 sekund, czyli o 23 sekundy.

Bardzo groźnym w skutkach zjawiskiem są uszkodzenia łożysk tocznych. Badania przeprowadzone w ZSRR wykazały, że czas wybiegu nowych łożysk ulega w ciągu 5—6 godzin pracy nieznacznemu zwiększeniu (ok. 10%). Początek uszkodzenia łożysk w postaci pełzania bieżni łożyska jest w zasadzie nieuchwytny ze względu na niewielkie zwiększenie strat tarcia na tle mocy pobieranej przez wszystkie łożyska silnika danego typu. Niemniej jednak, przy znacznym stopniu wykruszeń bieżni łożyska maleje do 75% wartości początkowej, a przy zniszczeniu koszyczka łożyska do 50% wartości początkowej. Tak więc powstanie uszkodzenia łożyska jest wykrywalne przez pomiar czasu wybiegu silnika przy znacznych uszkodzeniach łożysk, gdy uszkodzenie rozwija się bardzo szybko. W ciągu 3—4 godzin pracy uszkodzonego łożyska na stanowisku doświadczalnym wartość czasu wybiegu zmniejsza się ok. 2 razy [4].

Schemat stanowiska doświadczalnego, jak również bliższe dane na temat metodyki pomiarów można znaleźć w [4]. W podobny sposób można określić wpływ pozostałych uszkodzeń na wybieg silnika.

Prócz powyżej wymienionych czynników o charakterze ciągłego oddziaływania istnieją czynniki przypadkowe, które również powodują zmiany zmierzonych wartości czasu wybiegu. Podzielić je można na:

- czynniki niezależne od konstrukcji silnika np. zmiana temperatury otoczenia, zapylenie, zanieczyszczenie paliwa, oleju
- czynniki zależne od konstrukcji silnika, na przykład ogólny układ luzów łożyska
- błędy niedoskonałości pomiaru (odczytu i reakcji pilota).



2. Uderzenie strumienia o stronę wypukłą łopatek

Oznaczenia

- $C_1$  — bezwzględna prędkość napływu strumienia na łopatki turbiny [m/s]
- $W_1$  — względna prędkość napływu strumienia na łopatki turbiny [m/s]
- $U$  — średnia prędkość obwodowa łopatek turbiny [m/s]
- $C_1'$  } odpowiednio wartości prędkości strumienia dla za-
- $U_1'$  } kresu naruszenia stosunku  $U/C_1$  [m/s]
- $C_{14}$  — rzut bezwzględnej prędkości strumienia  $C_1$  na kierunek prędkości obwodowej  $U$  [m/s]
- $C_2$  — bezwzględna prędkość wypływu strumienia z łopatek turbiny [m/s]
- $W_2$  — względna prędkość wypływu z łopatek turbiny [m/s]
- $C_{24}$  — rzut bezwzględnej prędkości wypływu strumienia  $C_2$  na kierunek prędkości obwodowej  $U$  [m/s]
- $\alpha_1$  } odpowiednio kąty napływu strumienia na łopatki
- $\beta_1$  } turbiny [rad]
- $\alpha_2$  } odpowiednio kąty wypływu strumienia z łopatek
- $\beta_2$  } turbiny [rad]
- $\frac{d\omega}{d\tau}$  — przyspieszenie kątowe wirnika [1/s<sup>2</sup>]
- $I_0$  — zredukowany moment bezwładności wirnika [Nm/s<sup>2</sup>]
- $M_{tar}$  — moment tarcia łożysk pędu i pomocniczych zespołów silnika [Nm]
- $M_T$  — moment rozwijania przez turbinę [Nm]
- $M_S$  — moment potrzebny do napędu sprężarki [Nm]
- $n$  — prędkość obrotowa [obr/min]
- $n_{mg}$  — prędkość obrotowa „małego gazu” [obr/min]
- $a_3$  — kwadrat znormalizowanego współczynnika asymetrii
- $\alpha_4$  — znormalizowany współczynnik ekscesu

Matematyczna definicja czasu wybiegu silnika

Ogólne równanie przejściowych zakresów pracy silnika jest następujące:

$$M_T - M_S - M_{tar} = I_0 \cdot \frac{d\omega}{d\tau} \quad (1)$$

W przypadku gdy  $\frac{d\omega}{d\tau} > 0$  obserwujemy zjawisko przyspieszenia, gdy  $\frac{d\omega}{d\tau} < 0$  obserwujemy zjawisko ujemnego przyspieszenia.

Równanie ruchu pędni silnika w procesie wybiegu można przedstawiać w przybliżeniu równaniem ogólnym dla procesów przejściowych [1]. Czas wybiegu możemy obliczyć z całki:

$$\tau = \frac{\pi}{30} \cdot I_0 \cdot \int_{n_{mg}}^0 \frac{dn}{M_T - M_S - M_{tar}} \quad (2)$$

Aby obliczyć wartość czasu wybiegu silnika, należy wpięrw obliczyć zredukowany moment bezwładności  $I_0$ .

W celu uzyskania rozwiązania całki z równania (2) należy określić w sposób eksperymentalny przebieg następujących funkcji:

$$M_T = f(n); \quad M_S = f(n); \quad M_{tar} = f(n)$$

Po ustaleniu tych zależności i podstawieniu do równania (2) można otrzymać po scałkowaniu wartość czasu wybiegu. Wartość ta będzie jednak czasem wybiegu silnika obliczonym dla niepowtarzalnych warunków pracy silnika, które w pewnych granicach zmieniają się w sposób ciągły powodując zmiany czasu wybiegu oscylujące wokół pewnej wartości średniej.

Ogólnie biorąc, czas wybiegu silnika jest wartością zmienną, zależną od wielu czynników.

**Przybliżony model procesów fizycznych zachodzących w czasie wyłączenia turbiniowego silnika odrzutowego**

Przebieg procesu wyłączenia silnika można podzielić umownie na dwa okresy, różniące się od siebie głównie charakterem opływu łopatek turbiny przez strumień powietrza.

Pierwszy okres charakteryzuje się silnym zachwianiem stosunku  $\frac{U}{C_1}$  turbiny, co prowadzi w efekcie do uderzenia strumienia o stronę wypukłą łopatki turbiny, a tym samym wywołuje powstanie dużych strat ciśnienia.

Drugi okres charakteryzuje się ustabilizowaniem się stosunku  $\frac{U}{C_1}$  o wartości zbliżonej do obliczeniowej.

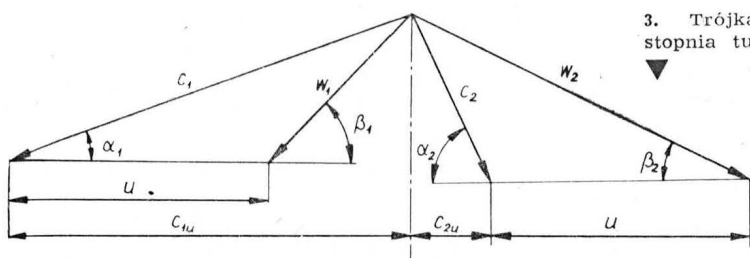
Uderzenia strumienia o łopatki turbiny przy zmianie zakresu pracy silnika nie występują, jeśli zakres pracy turbiny zmieni się tak, że stosunek  $\frac{U}{C_1}$  pozostanie stały. Mimo występowania zjawiska równoległej, jednoczesnej zmiany prędkości obrotowej wraz ze zmianą prędkości osiowej, występują chwilowe okresy w pracy silnika, gdy stosunek ten zmienia się. Przy pewnych wartościach zmian tego stosunku następuje uderzenie strumienia o łopatki turbiny [2].

Przebieg wystąpienia w czasie I okresu zjawiska uderzenia strumienia o łopatki turbiny jest oczywisty. W chwili pracy silnika na prędkości obrotowej „małego gazu” silnik pracuje na ustalonych zakresach, tzn. stosunek  $\frac{U}{C_1} = const.$  W chwili wyłączenia silnika przez odcięcie dopływu paliwa następuje gwałtowny spadek prędkości bezwzględnej  $C_1$  strumienia o tę wartość, jaką stanowi przyspieszenie strumienia podczas pracy silnika w komorze spalania.

Prowadzi to do znacznej zmiany stosunku  $\frac{U}{C_1}$ , a tym samym do zmiany kąta  $\beta_1$  napływu strumienia na łopatki turbiny. Trójkąt prędkości stopnia turbiny przedstawiony jest na rysunku 3.

Wartości oznaczone indeksem 1 odniesione do prędkości na wejściu do wieńca łopatek turbiny, oznaczone indeksem 2 odniesione są do prędkości na wyjściu z wieńca łopatek turbiny. Wielkość kąta  $\beta_1$  obliczamy z zależności:

$$\operatorname{tg} \beta_1 = \frac{\sin \alpha_1}{\cos \alpha_1 - \frac{U}{C_1}} \quad (3)$$



3. Trójkąt prędkości stopnia turbiny

Zmiana więc wartości  $\frac{U}{C_1}$  wywołuje oczywistą zmianę kąta  $\beta_1$ . Prędkości wypływu strumienia ze sprężarki odśrodkowej zawierają się w granicach 100—120 m/s. Podczas przepływu strumienia przez komorę spalania średnia wartość jego prędkości ulega zwiększeniu i w przekroju wejściowym turbiny osiąga prędkość rzędu 160—200 m/s.

Z danych tych wynika, że przyspieszenie strumienia na wyjściu z komory spalania w stosunku do wejścia stanowi 38—40% wartości prędkości bezwzględnej. W aparacie dyszowym turbiny, strumień ulega przyspieszeniu do wartości rzędu  $C_1 = 550$ —600 m/s. Zmniejszenie prędkości napływu strumienia na wieńiec łopatek kierujących turbiny musi wywołać oczywiście również spadek wartości  $C_1$ , a tym samym jak to wynika ze wzoru (3) znaczną zmianę kąta  $\beta_1$ . Prowadzi to w rezultacie do silnego zaburzenia, a nawet oderwania strumienia od łopatek turbiny, gdyż ze względu na dużą bezwładność mas wirujących, prędkość  $U$  zmienia się w pierwszym momencie nieznacznie.

Pierwszy okres wybiegu silnika jest stosunkowo krótki. Charakteryzuje go duże spadki prędkości obrotowej (rys. 4) spowodowane dużymi stratami mocy na napęd sprężarki oraz zaburzeniami przepływu. Na zewnątrz zjawisku temu towarzyszy charakterystyczny dźwięk.

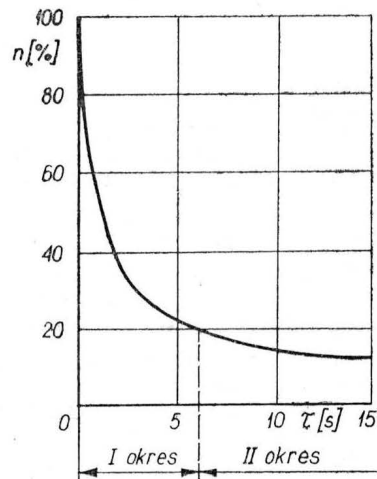
Drugi okres wybiegu silnika stanowi większą część ogólnego czasu wybiegu. Wpływ na wielkość tego okresu odgrywa również strata mocy na napęd sprężarki oraz strata mocy na napęd agregatów i pokonanie sił tarcia.

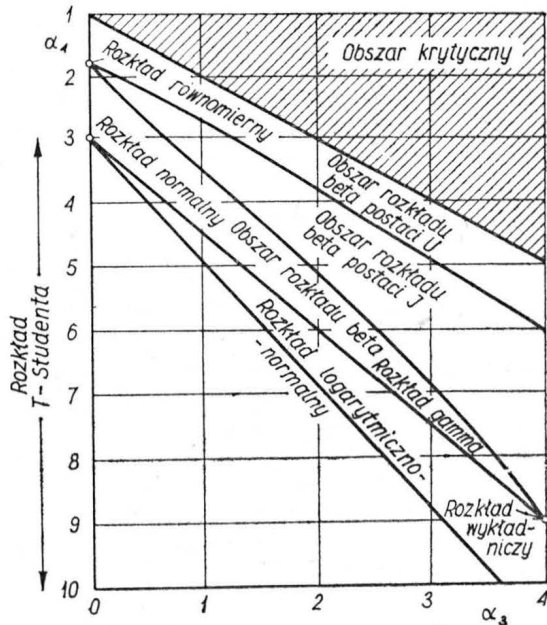
Jakkolwiek strata mocy silnika na pokonanie sił tarcia oraz napędu agregatów stanowi zaledwie 3—5% ogólnej mocy silnika na zakresach roboczych, to niewielka zmiana tej mocy w drugim okresie wybiegu silnika wywiera istotny wpływ na wartość czasu wybiegu w tym okresie, a tym samym i ogólnego czasu wybiegu.

**Statystyczna metoda określania czasu wybiegu silników**

Ze względu na zmiany czasu wybiegu silnika w znacznym zakresie w stosunku do obliczeniowego powstaje istotny problem określenia zakresu tych zmian dla danego typu silnika, innymi słowy okreś-

4. Charakter zmiany obrotów silnika po jego wyłączeniu





5. Obszary stosowalności poszczególnych rozkładów wyrażone we współrzędnych  $\alpha_3$  i  $\alpha_4$

lenia rozkładu zmiennej losowej  $X$  czasu wybiegu silnika. Problem ten jest istotny w naszym przypadku dla dolnych wartości czasów wybiegu silnika, gdyż w tym zakresie mamy do czynienia z równoległym działaniem dwóch łańcuchów przyczynowych. Na jeden, nazwijmy go pierwszym, składają się zdarzenia przypadkowe, które przy pewnym niekorzystnym dla silnika zbiorowym jednoczesnym wystąpieniu mogą znacznie zmniejszyć czas wybiegu silnika nawet poniżej obliczeniowego. Drugi łańcuch przyczynowy, który w efekcie prowadzi również do zmniejszonych wartości czasu wybiegu silnika, składa się z bodźców kumulujących się, a więc bodźców ujawniających się wskutek zużycia. Niekiedy zużycie ma charakter szybko wzrastający i wówczas czynnikiem dominującym, sprowadzającym czas wybiegu silnika poniżej obliczeniowego, będzie zużycie.

Z podanych względów istotne jest określenie tej tolerancji wahań w kierunku mniejszych wartości czasu wybiegu silnika od czasu wybiegu obliczonego dla warunków standardowych, normalnych. Postąpić tu można w następujący sposób. Drogą eksperymentalną przez próby hamowniane określić charakter wpływu poszczególnych czynników na czas wybiegu, przy czym określić wartość czasu wybiegu, który odpowiada początkowi zaprogramowanych celowo usterek, np. zbyt małych luzów pomp olejowych, początku pełzania łożysk, uszkodzeń koszyczka, uszkodzeń łopatek sprężarki, zakoksowań opory kulistej separatora itd. Z wielu tych czynników drogą analizy ich wpływu na czas wybiegu można wybrać jeden najbardziej niekorzystny, który w sposób dominujący określa czas wybiegu silnika w przypadku trwałych niebezpiecznych zmian w silniku. W ten sposób można w przybliżeniu określić niebezpieczną wartość czasu wybiegu. Dając odpowiedni zapas bezpieczeństwa, można określić techniczną wartość czasu wybiegu. Tak więc na drodze obliczeń teoretycznych

i prób hamownianych można ustalić techniczną wartość czasu wybiegu silnika  $T_p$ .

Potwierdzenie słuszności obliczeń i podjętych założeń należy szukać w statystyce, tzn. należy dla silników już eksploatowanych znaleźć rozkład, jakiemu podlega zmienna  $X$  czasu wybiegu silnika i określić prawdopodobieństwo, z jakim silnik danego typu osiągnie czas wybiegu mniejszy od obliczonego  $T_p$ .

Do obliczeń należy wziąć możliwie silniki jednorodne pod względem konstrukcyjnym (najlepiej produkowane bez zasadniczych zmian konstrukcyjnych przez jeden zakład) o zbliżonych nalotach godzinowych. Rozwiązaniem, którego szukamy, jest więc określenie dystrybuanty zmiennej losowej  $X$  czasu wybiegu silnika lub inaczej funkcji spełniającej równanie:

$$F(x) = P(X < T_p)$$

gdzie:

$T_p$  — ustalony na podstawie obliczeń czas wybiegu silnika.

W celu określenia typu rozkładu zmiennej  $X$  czasu wybiegu silnika konkretnego typu, należy zebrać odpowiednią ilość realizacji i określić następujące parametry:

wartość średnią:

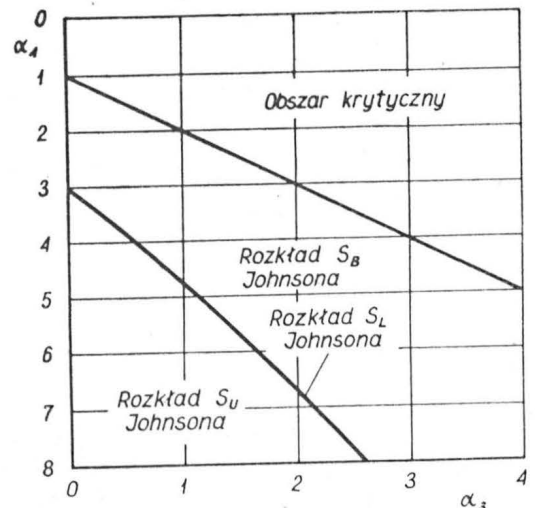
$$\bar{x} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n x_i \quad (i = 1, 2, \dots, n)$$

drugi moment centralny:

$$m_2 = \frac{\sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})^2}{n}$$

trzeci moment centralny:

$$m_3 = \frac{\sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})^3}{n}$$



6. Obszary stosowalności rozkładów Johnsona



czwarty moment centralny:

$$m_4 = \frac{\sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})^4}{n}$$

współczynnik asymetrii:

$$\sqrt{a_3} = \frac{m_3}{(m_2)^{3/2}}$$

kwadratowy współczynnik asymetrii:

$$a_3 = (\sqrt{a_3})^2$$

współczynnik ekscesu:

$$a_4 = a_4 = \frac{m_4}{(m_2)^2}$$

Ocenę wstępną określenia rodzaju rozkładu można przeprowadzać na podstawie histogramu lub też za pomocą siatki rozkładów we współrzędnych  $a_3$  i  $a_4$ . Wygodnie jest zastosować do oceny rozkładu grafik rozkładów Johnsona (rys. 6) ze względu na to, że siatka ta ujmuje wszystkie typy rozkładów podstawowych, jak rozkład logarytmiczno-normalny, rozkład  $\gamma$ , rozkład  $\beta$ , normalny, wykładniczy:

gdzie:  $a_3$  — kwadrat znormalizowanego współczynnika asymetrii

$a_4$  — znormalizowany współczynnik ekscesu

Porównując rysunek 5 i rysunek 6 widzimy, że rodzina rozkładów Johnsona określa znacznie większy obszar we współrzędnych  $a_3$  i  $a_4$  niż którykolwiek z rozkładów wymienionych na rysunku 5. Ogólnie biorąc, mamy trzy rodzaje rodzin rozkładów Johnsona: typu  $S_b$ ,  $S_L$  i  $S_u$  określone drogą przeobrażeń standaryzowanej zmiennej losowej o rozkładzie normalnym.

Sposobu określenia funkcji i gęstości poszczególnych rodzin rozkładów Johnsona nie będziemy tu przytaczać, gdyż jest to nieistotne. Wyczerpujące wiadomości na ten temat można znaleźć w [3]. Aby ocenić, którą z trzech rodzin rozkładów Johnsona należy wykorzystać do aproksymacji danych eksperymentalnych, należy znaleźć empiryczne wartości  $a_3$  i  $a_4$  za pomocą wzorów wymienionych uprzednio i wykorzystać je zamiast  $a_3$  i  $a_4$ . Jeśli punkt  $(a_3, a_4)$  znajduje się w pobliżu krzywej przedstawionej na rys. 5, to rozkład empiryczny należy aproksymować rodziną rozkładów  $S_1$ ; jeśli punkt znajduje się nad krzywą to rodziną  $S_B$ ; jeśli pod krzywą, wówczas do aproksymacji należy zastosować rodzinę rozkładów  $S_u$ .

Dobór typu rozkładów można przeprowadzić również poprzez obliczenie i porównanie wartości  $a_4$  i  $a_{kr}$  z  $a_4$  według programu elektronicznej maszyny cyfrowej:

gdzie:

$$a_{kr} = a_3 + 1$$

Można tu skorzystać z programu John — 1 opracowanego w ITWL [5]. W opracowaniu tym ujęte są również podstawy teoretyczne programu. Dobór typu rozkładu polega na porównaniu:

$$\begin{aligned} a_4 > a_4 & \text{ — rozkład } S_u \\ a_{kr} < a_4 < a_4 & \text{ — rozkład } S_B \\ a_4 = a_4 & \text{ — rozkład } S_L \\ a_4 < a_{kr} & \text{ — obszar krytyczny} \end{aligned}$$

Postępując w sposób opisany przykładowo ustalono, że czas wybiegu turbinowych silników odrzutowych określonego typu ze sprężarką odśrodkową można aproksymować rozkładami rodziny  $S_u$  Johnsona o parametrach:

$$\gamma = -0,64$$

$$\eta = +2,72$$

$$\lambda = +22,29$$

$$\varepsilon = +86,41$$

gdzie:

$\gamma$  i  $\eta$  — parametry kształtu

$\lambda$  — parametr skali

$\varepsilon$  — parametr środka rozkładu.

Parametry charakteryzujące tę rodzinę rozkładów  $S_u$  oblicza się za pomocą programu John-2 na ZAM 41, opracowanego w ITWL [6]. Szczegółowy sposób obliczenia parametrów poszczególnych rodzin rozkładów Johnsona jest umieszczony [3].

Znając typ rozkładu, a więc i jego gęstość  $f(x)$ , można obliczyć dystrybucję, a tym samym uzyskać odpowiedź na pytanie postawione na wstępie, tj. określenie prawdopodobieństwa zdarzenia, że czas wybiegu silnika będzie mniejszy od obliczonego  $T_p$ .

Problem sprowadza się więc w naszym przypadku do obliczenia całki o ogólnej postaci:

$$F(x) = \int_{-\infty}^x f(x) dx$$

gdzie:  $f(x)$  — gęstość rozkładu Johnsona typu  $S_u$  wyrażona wzorem ogólnym:

$$\begin{aligned} f(x) = \frac{\eta}{\sqrt{2\pi}} \cdot \frac{1}{\sqrt{(x-\varepsilon)^2 + \lambda^2}} \cdot \exp \left[ -\frac{1}{2} (\gamma + \right. \\ \left. + \eta) \ln \left\{ \frac{x-\varepsilon}{\lambda} + \left[ \left( \frac{x-\varepsilon}{\lambda} \right)^2 + 1 \right]^{1/2} \right\} \right] \end{aligned}$$

Z przesłanek fizycznych wynika, że czas wybiegu silnika nie może być wartością ujemną. Dlatego przyjmując dolną granicę całkowania jako 0 zamiast „ $-\infty$ ” nie robiąc dużego błędu. Wartość tego błędu można ocenić praktycznie po obliczeniu dystrybucji. Przy obliczeniach dystrybucji zmiennej  $X$  czasu wybiegu silników funkcja przyjmuje więc postać:

$$F(x) = \int_0^x f(x) dx$$

Do obliczenia dystrybucji ze względu na skomplikowaną postać funkcji gęstości, należy wykorzystać maszynę cyfrową. Zalecany krok całkowania 0,2 s.

Ze względów praktycznych do potwierdzenia słuszności lub niesłuszności obliczonego czasu wybiegu  $T_p$  wystarczy obliczyć dystrybucję do wartości np. 0,5.

Dokończenie na str. 39

Domański J.: **Samolot myśliwski MiG-15**. Seria: *Typy broni i uzbrojenia* nr 17, Wydawnictwo MON, Warszawa 1972, str. 16+IV, cena 7 zł.

W książeczce opisane zostały dzieje rozwoju samolotu MiG-15, dokładny opis jego konstrukcji, wersje MiG-15 (LiM-1), MiG-15 bis (LiM-2) oraz MiG-15 UTI (SBLiM-1 i SBLiM-2), zastosowanie samolotu i dane techniczne jego wersji. Książeczkę bogato zilustrowano zdjęciami i rysunkami oraz barwnymi planszami z przekrojem samolotu, rysunkami w rzutach oraz różnymi odmianami malowania. Na rysunkach nie przedstawiono różnicy między MiG-15 i MiG-15 bis oraz nie pokazano wszystkich wersji, np. wersji rozpoznawczej MiG-15 bis R. Na drugiej stronie okładki do rysunku dwumiejscowego UTI MiG-15 błędnie dano podpis MiG15 bis (SD). Rysunek perspektywiczny na okładce jest dość nieudolny i mało przypomina MiGa-15.

Glass A.: **Samolot rozpoznawczo-bombardujący PZL-23 Karaś**. Seria: *Typy broni i uzbrojenia* nr 19, Wydawnictwo MON, Warszawa 1973, str. 16+IV, cena 7 zł.

W książeczce przedstawiono samolot PZL-23 Karaś, w który wyposażonych było 12 naszych eskadr we wrześniu 1939 r. Dzieje rozwoju i użycia samolotu oraz jego konstrukcję opisano dokładniej, niż w dotychczasowych publikacjach na ten temat. Dane techniczne samolotu podano rzeczywiste, a nie reklamowe, jak to czyni wiele wydawnictw opisujących nasze samoloty z 1939 r. Na rysunkach i barwnych planszach pokazano wersje samolotu i różne rodzaje jego malowania oraz znaki eskadrowe umieszczane na Karasiach. Podpis pod dolnym rysunkiem na str. 4 jest błędny; rysunek nie przedstawia trzeciego prototypu, lecz egzemplarz doświadczalny z trójłopatowym śmigłem. Rysunek PZL-43B na II str. okładki powinien mieć znacznie przedłużony chwyt powietrza do gaźnika. W podpisie do zdjęcia na str. 3 błędnie podano znaki rejestracyjne SP-BMF zamiast BFM. Barwa samolotu na pierwszej stronie okładki jest niewłaściwa; powinna być khaki, a nie jasnobrązowa.

Tapper O.: **Armstrong Whitworth Aircraft since 1913**. Putnam, London 1973, str. 390, cena 6 £.

Książka jest nową pozycją z cyklu monografii samolotów angielskich wytwórni lotniczych. Zawiera ona opisy samolotów Armstrong Whitworth oraz dzieje wytwórni, która podczas swej 50-letniej (1913—1963) działalności wyprodukowała 11 150 samolotów. Największa produkcja oczywiście przypada na lata I i II wojny światowej. Interesujące jest jak wytwórnia przestawiała się z produkcji wojennej na pokojową, jak wiązała swą produkcję silników lotniczych z produkcją płatowców, czy też jak przestawiała się na produkcję pocisków raketowych. Książka m.in. wyjaśnia, dlaczego wszystkie angielskie wytwórnie lotnicze po I wojnie światowej budowały samoloty wojskowe o konstrukcji stalowej, podczas gdy w USA i Europie dość wcześnie przystąpiono do produkcji samolotów duralowych.

Główną część książki stanowią opisy samolotów, na które składają się dzieje rozwoju i użycia samolotu, zdjęcia, rysunki w trzech rzutach i dane techniczne. Opisane są wszystkie samoloty Armstrong Whitworth, począwszy od konstrukcji FK-1, przez produkowane podczas I wojny światowej FK-3 i FK-8, produkowane w latach międzywojennych Siskin III, Atlas, Atlanta czy Ensing, znane z II wojny światowej Whitley i Albemarle, aż po powojenne AW 52, Apollo i Argosy. Techniczne dzieje poszczególnych samolotów pokazują, jakie trudności musieli pokonywać konstruktorzy i przemysł, co było przyczyną sukcesów takich samolotów jak Siskin czy

Whitley, czy też niepowodzenia samolotu Apollo. Przedstawione są również nie zrealizowane projekty tej wytwórni oraz samoloty produkowane z licencji.

Autor dzięki doskonałej znajomości tematu w miastych interesujący sposób przedstawił mechanizmy działania przemysłu lotniczego oraz drogi rozwoju technicznego samolotów. W wyniku — powstała fascynująca książka dla inżynierów konstruktorów, pracowników i kierownictwa przemysłu oraz wszystkich żywo interesujących się lotnictwem.

A. G.

Szpiliew K. M., Krugłow A. B.: **Samolot i przyrodno-klimatyczne warunki**, Wojeizdat, Moskwa 1972, str. 176, cena 50 kop. (5 zł)

W książce rozpatrzono wpływ warunków przyrodniczo-klimatycznych na stan techniczny i eksploatację współczesnych statków latających, przeanalizowano główne czynniki klimatyczne utrudniające eksploatację sprzętu lotniczego i ich występowanie w różnych geograficznych strefach kuli ziemskiej. Autorzy wykorzystując jawne materiały radzieckie i zagraniczne pokazali właściwości eksploatacji w strefach o różnych warunkach przyrodniczo-klimatycznych szybowców, samolotów, śmigłowców, silników, wyposażenia elektrycznego i radiowego oraz przyrządów pokładowych, a także eksploatacji lotnisk i naziemnych środków obsługi; przeanalizowali poza tym cechy konstrukcji wyposażenia statków latających przeznaczonych do eksploatacji w wyjątkowo trudnych warunkach przyrodniczo-klimatycznych. W zakończeniu przedstawiono wiele zaleceń dotyczących konstrukcji samolotów, śmigłowców, silników, wyposażenia pokładowego i wyposażenia naziemnego oraz metody badań sprzętu lotniczego w warunkach symulujących oddziaływanie czynników przyrodniczo-klimatycznych.

Książka jest przeznaczona dla personelu latającego i inżynierów technicznego zajmującego się eksploatacją i remontami sprzętu lotniczego. Może być przydatna również dla pracowników przemysłu lotniczego oraz dla słuchaczy szkół wojskowych i studentów wydziałów lotniczych.

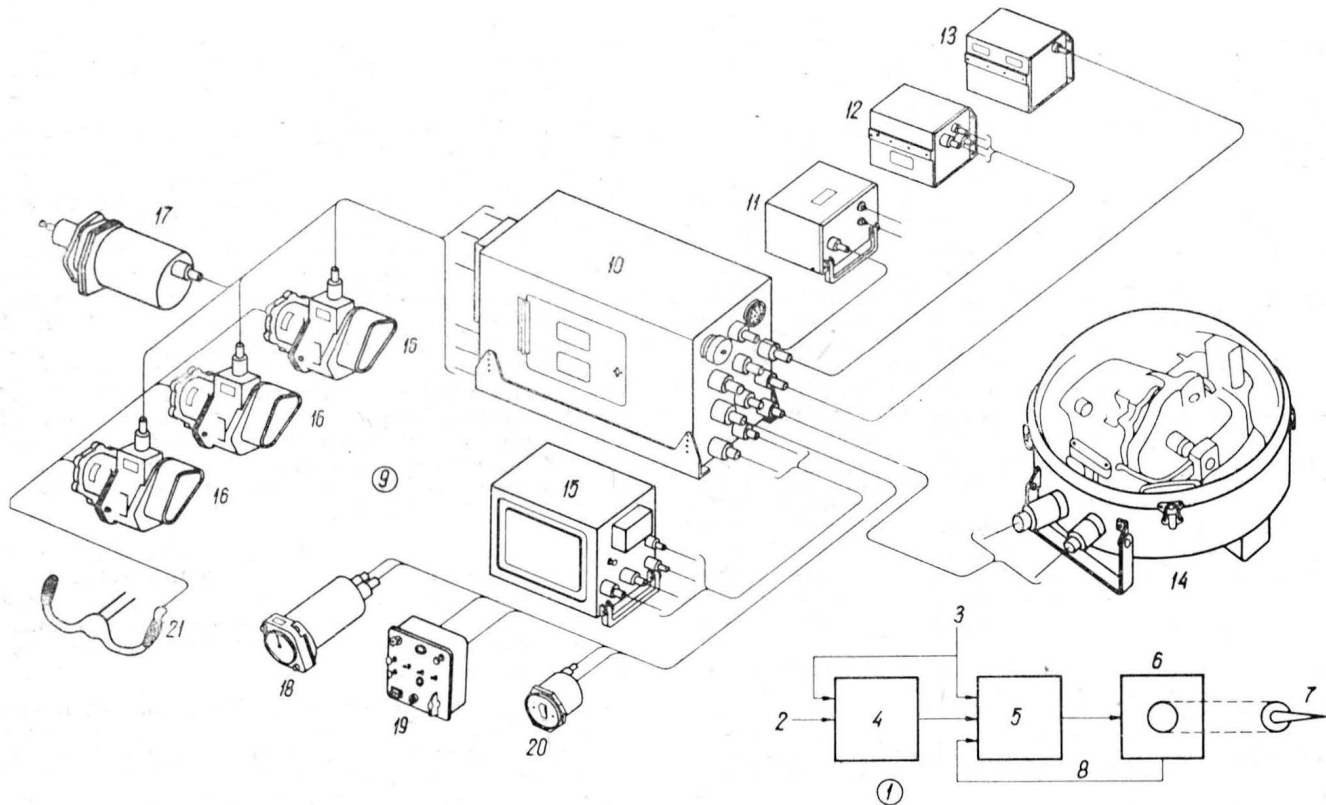
W. K.

Tichomirow W. I. i in.: **Organizacja i planowanie produkcji na awiawygatielestroitielnych zawodach**, Maszynostrojenije, Moskwa 1972, str. 448, cena 1 rb. 25 kop. (12,50 zł)

W książce omówiono zagadnienia wchodzące w zakres kursu *Organizacji i planowania produkcji w wytwórniach silników lotniczych*. Rozpatrzono cechy charakterystyczne procesu produkcji silników lotniczych, produkcyjną i organizacyjną strukturę zakładu, metody kierowania produkcją z wykorzystaniem środków techniki obliczeniowej i mechanizacji prac personelu inżynierów technicznych, organizację konstrukcyjnego i technologicznego przygotowania produkcji, metody kontroli jakości produkcji, systemy organizacji technicznej obsługi produkcji z wykorzystaniem środków kompleksowej mechanizacji i automatyzacji prac pomocniczych, organizację techniczno-ekonomicznego planowania produkcji, podstawowe kierunki rozwoju nieprzemysłowej działalności przedsiębiorstwa mającej na celu zwiększenie wydajności pracy, podwyższenie kulturalnego poziomu zatrudnionych w zakładzie pracowników i polepszenie zaspokajania ich potrzeb bytowych. W książce przytoczono przykłady postępowych poczyną radzieckich wytwórni silników i przeanalizowano działalność zakładów zagranicznych.

Książka jest przeznaczona dla studentów wydziałów wytwarzania silników wyższych szkół technicznych, mogą z niej jednak korzystać również pracownicy inżynierów technicznych wytwórni silników lotniczych.

W. K.



## PILOT AUTOMATYCZNY

- 1 — schemat strukturalny
- 2 — parametr sterowany
- 3 — ingerencja pilota (oddziaływanie sterujące)
- 4 — element mierzący
- 5 — wzmacniacz-przelicznik
- 6 — element wykonawczy
- 7 — powierzchnia sterowa
- 8 — sprzężenie zwrotne
- 9 — schemat blokowy
- 10 — wzmacniacz
- 11 — automat wysokości i prędkości
- 12 — centrala kursu
- 13 — blok sygnałów radiowych
- 14 — platforma giroskopowa
- 15 — przelicznik (wylicznik)
- 16 — serwomechanizmy sterowe
- 17 — silnik napędowy trymera steru wysokości
- 18 — nastawnik kursu
- 19 — skrzynka manipulacyjna (pulpit sterowania)
- 20 — wskaźnik włączenia pilota i stanu trymera
- 21 — wyłącznik awaryjny

## AUTOPILOT

- 1 — structural diagram
- 2 — controlled variable
- 3 — pilots input (command input)
- 4 — detector (measuring unit)
- 5 — amplifier-computer
- 6 — servoelement
- 7 — control surface
- 8 — feedback circuit
- 9 — autopilot layout
- 10 — amplifier
- 11 — height and/or speed lock
- 12 — heading unit
- 13 — radio coupling unit
- 14 — gyro unit (gyro platform)
- 15 — computer
- 16 — rudder servomotor
- 17 — elevator trim tab servomotor
- 18 — heading selector
- 19 — flight panel
- 20 — engage and trim indicator
- 21 — instinctive switch

## АВТОПИЛОТ

- 1 — структурная схема
- 2 — управляющее воздействие
- 3 — Управляющее воздействие
- 4 — измерительное устройство
- 5 — усилительно-вычислительное устройство (усилитель-вычислитель)
- 6 — исполнительный орган
- 7 — рулевая поверхность
- 8 — обратная связь
- 9 — блок-схема
- 10 — усилитель
- 11 — корректор высоты и скорости
- 12 — блок сигналов курса (блок связи с курсовой системой)
- 13 — блок радиосигналов
- 14 — гиро-вертикаль
- 15 — вычислитель (счётно-решающее устройство)
- 16 — рулевые машинки
- 17 — привод триммера руля высоты
- 18 — задатчик курса
- 19 — пульт управления
- 20 — сигнализатор включения АП и состояния триммера
- 21 — аварийный выключатель (совмещённое управление)

## DER FLUGREGLER AUTOPILOT

- 1 — das Blockschaltbild (der Blockschaltplan)
- 2 — die Regelgröße
- 3 — die Führungsgröße
- 4 — das Messgerät
- 5 — der Verstärker-Rechner
- 6 — das Stellglied
- 7 — die Steuerflosse
- 8 — die Rückführung
- 9 — das Blockschaltbild (der Blockschaltplan)
- 10 — der Verstärker
- 11 — der Höhen- und Geschwindigkeitsregler
- 12 — die Kurszentrale
- 13 — die Zentrale der Radiosignale
- 14 — der Gyroskopstabilisator (die Zentrale Kreiseltaktikale)
- 15 — der Rechner
- 16 — die Rudermaschine
- 17 — der Servomotor der Höhenruddertrimklappe
- 18 — der Kurswähler
- 19 — das Bedienpult
- 20 — der Einschalt- und Trimmanzeiger
- 21 — der Notschalter

**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**



● Экспериментальный прототип реактивного сельскохозяйственного самолета М-15 выполнил первый полет в г. Мелец 30 мая 1973 г.

● 12 июля с.г. Эдуард Герек и Петр Ярошевич посетили авиационный завод ВСК в г. Мелец. Гостей сопровождали: министр Машиностроительной Промышленности Тадеуш Вжащик, директор Объединения Авиационной Промышленности Анджей Единак и технический директор ВСК Мелец Здислав Ткачик. ВСК Мелец ведет постройку прототипов польско-советского сельскохозяйственного самолета М-15. В текущем году ВСК Мелец выпустил сверх плана 42 транспортных и сельскохозяйственных самолета стоимостью 130 мил. зл. Во время визита ВСК получил переходное знамя Председателя Совета Министров и Центрального Совета Профсоюзов за победу в общегосударственном соревновании труда а также лучшие производственные результаты в машиностроительной промышленности за 1972 г. Э. Герек и П. Ярошевич во время беседы с партийно-хозяйственным активом Завода, указали растущие задачи авиационной промышленности, а особенно Мелецкой ВСК. Перед Заводом открываются широкие перспективы развития и технической модернизации, истекающие из широкого сотрудничества и кооперации с СССР.

● По поводу II Конгресса Польской Науки была издана Книга достижений польской науки п.з. „Наука—родине”, в которой описываются важнейшие наши актуальные научные достижения. В книге записаны следующие работы по авиации и космонавтике:

- университет им. М. Коперника г. Торунь: Исследование радиоволнового излучения Солнца; участие в польско-советском космическом эксперименте на искусственном спутнике Земли „Интеркосмос Коперник-500”.
- Институт авиации, ЗОПАН и Отдел ПАН в г. Торунь: Радиоспектрограф РС-500К для измерения радиоволнового излучения солнечной короны, установленный на искусственном спутнике Земли „Интеркосмос Коперник-500”.
- Технический Институт ВВС (ИТВЛ): разработка вместе с программой Програмного Тренажера Воздушной Обстановки.
- Промышленный Институт Телекоммуникации: Разработка прототипа и введение в производство современной радиолокационной станции.
- Технический Институт ВВС (ИТВЛ): Определение сортов грунта с помощью аэрофотосъемки на черно-белых материалах, используется при проектировании покрытия дорог и аэродромов.
- Технический Институт ВВС (ИТВЛ): Разработка применения метода радиоизотоповой рентгеновской флюоресценции для исследования износа подшипников поршневых и газотурбинных авиадвигателей.
- Военный Институт Авиамедицины: Исследования биологических эффектов воздействия микроволн и влияние работы в их присутствии на состояние здоровья, с определением допускаемых величин и основных принципов безопасности и гигиены труда.

● В июне месяце состоялась в Варшаве XIV Конференция по авиационной медицине социалистических стран, в которой участвовали делегации: Болгарии, Чехословакии, ГДР, Польши, Румынии, Венгрии и СССР. Особый интерес представлял доклад Е. М. Юганова „Влияние шума на авиационный персонал”.

● Чехословакия закупила польские турбинные вертолеты Ми-2 для контроля дорожного движения.

● Председатель Объединенного Командования Вооруженных Сил Перу ген. дивизии Артуро Каверо Каликто во время визита в Польшу навестил I Полк Истребительной Авиации „Варшава”, где познакомился с учебнотренировочным самолетом ТС-II Искра.

● An experimental prototype of the M-15 agricultural jet biplane was first flown by Ing. Ludwik Natkaniac in Mielec on May 30.

● Edward Gierek and Piotr Jaroszewicz visited the aircraft factory at Mielec on July 12. The accompanying persons were the Minister of Heavy Industry, Tadeusz Wrzaszczyk; Director of the Aircraft Industry Union, Andrzej Jedynak; and the Technical Director of the WSK-Mielec, Zdzislaw Tokarczyk. The WSK-Mielec is responsible for works on prototypes of a Polish — Soviet agricultural jet aircraft designated M-15. This year the factory has turned out 42 transport and agricultural aircraft above its plan output. Edward Gierek and Piotr Jaroszewicz were discussing assignments rising before the aircraft and metal industries and particularly the assignments of the Mielec aircraft factory. The WSK-Mielec has great perspectives of extension and technical modernization resulting from wide collaboration and cooperation with the Soviet Union.

● On the occasion of the Second Congress of Polish Science, an Achievement Book of Polish Science entitled „Science To Its Country” has been composed from our present scientific achievements. The following works from the aviation field have been published in the book:

- University of Torun: Research on solar radiation: a participation in the joint Polish-Soviet space experiment on the „Intercosmos — Copernicus 500” artificial earth satellite.
- Aviation Institute, ZOPAN and Section of the Polish Academy of Sciences in Torun: RS-500K Radio spectrograph for measuring the radiation of solar corona, mounted in the „Intercosmos — Copernicus 500” artificial earth satellite.
- Technical Institute of the Army Air Forces: Surge warning device used in aircraft powered by turbine engines.
- Technical Military Academy: Ruby ranging laser.
- Technical Military Academy: Radio communication equipment for commanding air planes and helicopters at low altitudes.
- Technical Institute of the Army Air Forces: Programmed air situation simulator.
- Industrial Institute of Telecommunication: Design and construction of a prototype and entering into production a modern Radar Station.
- Technical Institute of the Army Air Forces: Ground recognition by means of black-n-white aerial photographs. Application in the design of pavements of roads and airfields.
- Technical Institute of the Army Air Forces: Development of a radiographic fluorescent radioisotope methods for checking the wear of bearings in piston and turbine engines.
- Military Institute of Aviation Medicine: Studies of biological effects of microwaves and the effect of work in their range on health.

● The XIVth Conference of Aviation Medicine of the European Socialistic Countries was held in June in Warsaw. The participating delegations were such countries as Bulgaria, Czechoslovakia, German Democratic Republic, Poland, Romania, Hungary and the Soviet Union. Extremely interesting was found Mr. E. M. Yuganov's paper „Influence of Noise on the Personnel”.

● Czechoslovakia has purchased Polish Mi-2 turbine helicopters for traffic control.

● During his stay in Poland, President of the Joint Command of the Army of Peru, General Arturo Cavere Calixto, visited the WARSZAWA fighter regiment and was shown our TS-11 Iskra basic trainer.

H. W.

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

## Samolot szkolno-treningowy PWS-26

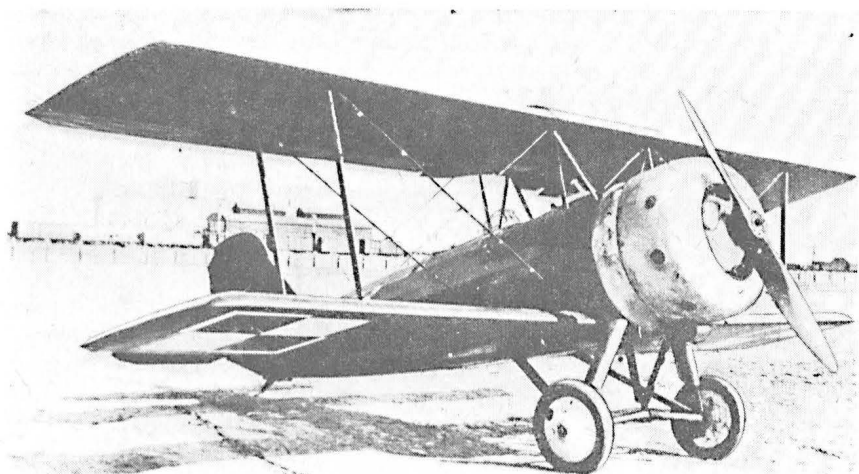
W 1928 r. inż. Antoni Grzędzielski i inż. August Bobek zaprojektowali w Podlaskiej Wytwórni Samolotów w Białej Podlaskiej dwupłatowy, drewniany samolot szkolno-treningowy PWS-12 przeznaczony również do akrobacji. Samolot projektowany był równocześnie z PWS-11 i miał z nim wiele wspólnych elementów: kadłub, podwozie oraz podobną konstrukcję płata i usterzenia. W 1929 r. Departament Aeronautyki MSWojsk zamówił w wytwórni dwa prototypy samolotu oraz egzemplarz do prób statycznych. W październiku 1929 r.

końcu samolot otrzymał wykrzyżowanie słupków między płatami w kształcie litery N zamiast linek. W tej postaci pierwszy prototyp przeszedł w 1930 r. próby w Instytucie Badań Technicznych Lotnictwa. Samolot miał o 60 kG przekroczony ciężar własny w stosunku do projektu. PWS-12 oznaczany był także PWS-12 SP, gdzie litery SP oznaczały szkolny przejściowy (tj. treningowy).

W 1930 r. został zbudowany drugi prototyp, zewnętrznie bardzo podobny do ostatniej postaci pierwszego prototypu. Został on oznaczo-

ny PWS-12 bis. Samolot ten miał ciężar własny o 20 kG mniejszy od pierwszego prototypu. PWS-12 bis ze śmigłem metalowym przeszedł próby w IBTL w zimie 1930/1931.

Najbardziej znany był egzemplarz PWS-12 (oznaczany także PWS-12 bis), który nosił cywilną rejestrację SP-AKE i nr fabr. 358. Był to samolot akrobacyjny, dostosowany do lotów odwróconych. Miał on płaskie boki kadłuba dla ułatwienia wykonywania niektórych figur akrobacji oraz lotu w głębokim przechyleniu. Samolot został wykonany w 1930 r. Prawdopodobnie był on przeróbką drugiego prototypu. W marcu 1931 r. mjr J. Długoszewski wziął udział na SP-AKE w rajdzie Aeroklubu Warszawskiego do Estonii na trasie Warszawa — Wilno — Ryga — Tallin i z powrotem. Samolot SP-AKE znany był z brawurowej akrobacji i lotów odwróconych por. pil. J. Orłowskiego i nazywany był PWS-12 Orłowskiego. W kwietniu 1933 r. por. J. Orłowski na SP-AKE wziął udział w rajdzie bałkańskim na trasie Warszawa — Lwów — Czerniowce — Jassy — Bukareszt — Sofia — Belgrad — Zagrzeb — Wiedeń — Bratysława — Praga — Brno — Warszawa dając pokazy akrobacji. W 1931 r. PWS-12 bis z założonym trójłopatowym śmigłem metalowym RS o

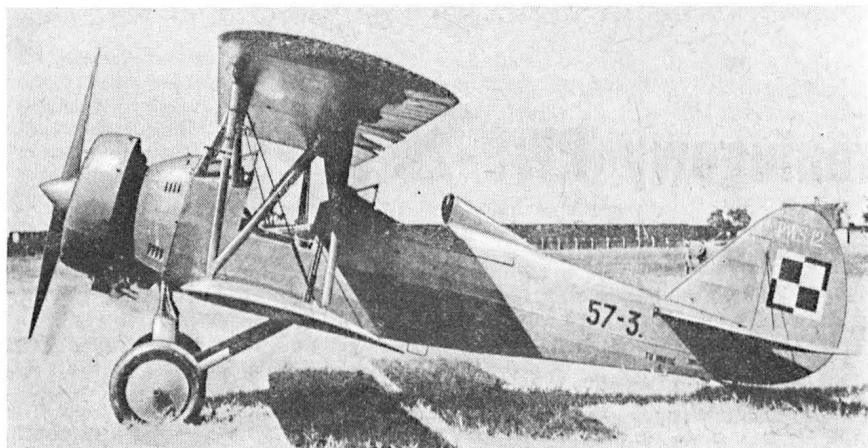


Pierwszy prototyp samolotu PWS-12 w swej pierwotnej postaci. Fot. ze zbiorów A. Zdaniewskiego

płatuwiec przeszedł próbę statyczną. Prototypy PWS-12 i PWS-11 były budowane równocześnie. Prototyp PWS-12 oblatał F. Rutkowski w listopadzie 1929 r. Na podstawie wniosków z prób PWS-11 prototyp PWS-12 został zmodyfikowany otrzymując owalny przekrój kadłuba przez oprofilowanie listwami i pokrycie płótnem, a silnik otrzymał szeroką osłonę NACA. Samolot początkowo miał prostokątne końcówki płata, później otrzymał zaokrąglone końce płata (co zwiększyło jego rozpiętość z 8,6 m do 9 m), a osłonę silnika zamieniono na pierścień Townenda. W

PWS-12 SP-AKE znany z pokazów akrobacji J. Orłowskiego





Seryjny PWS-14, przemianowany na PWS-12. Fot. ze zbiorów J. Cynka

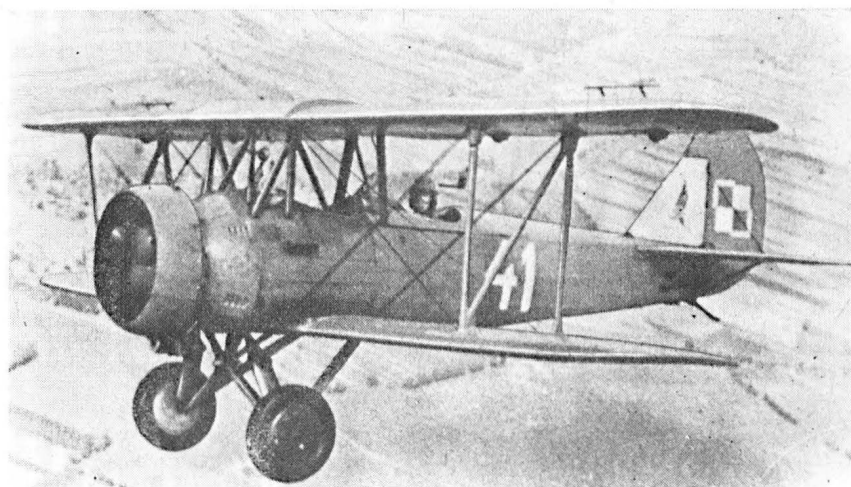
średnicy 2,5 m służył w IBTL do pomiarów rozkładu ciśnień za śmigłem. Jeden z prototypów i SP-AKE były przez kilka lat samolotami dyspozycyjnymi Dywizjonu Doświadczalnego IBTL, a później zostały odstawione do magazynu w Dęblinie.

Gdy na początku 1931 r. lotnictwo wojskowe zamówiło serię 20 PWS-12 inż. A. Bobek opracował ulepszoną odmianę tego samolotu, oznaczoną PWS-14. Ponieważ w tym czasie wytwórnia opanowała technologię spawania rur stalowych — samolot otrzymał kadłub kratownicowy spawany z rur stalowych. Zmodyfikowano osłonę przodu kadłuba i silnika. Usterzenie samolot otrzymał jak u SP-AKE. Wejście do przedniej kabiny ułatwiały drzwiczki. Wzmocniono konstrukcję płatów. Samolot miał przednią cabinę niżej, tylną dla lepszej widoczności — wyżej; rozwiązanie to w samolotach treningowych zostało za granicą zastosowane po II Wojnie Światowej. Departament Aeronautyki zamówił jeden PWS-14 oraz budowę 20 PWS-12 o konstrukcji ulepszonej, jak w PWS-14, i o spawanych kadłubach, co przyniosło straty finansowe wytwórni, która już rozpoczęła produkcję drewnianych kadłubów do PWS-12. W 1932 r. wykonano serię 20 PWS-14. Ponieważ wytwórnia miała zamówienie na PWS-12, samolotom namalowano na usterzeniu PWS-12 i dostarczono lotnictwu wojskowemu i dlatego były one później znane pod tym oznaczeniem. Samoloty te nosiły numery fabryczne od 57—1 do 57—20, gdzie 57 oznaczało numer typu nadany przez lotnictwo wojskowe. Seryjne PWS-12 używane były od 1933 r. w Centrum Wy-

szkolenia Oficerów Lotnictwa w Dęblinie, a pojedyncze egzemplarze były w użyciu do wybuchu wojny w 1939 r. Dalszą ewolucją PWS-14 był PWS-16.

W 1933 r. inż. August Bobek opracował w Podlaskiej Wytwórni Samolotów odmianę rozwojową samolotu PWS-14 oznaczoną PWS-16. Samolot ten przy zachowaniu wy-

glądu bardzo zbliżonego do PWS-14 był dostosowany do wykonywania lotów plecowych. Miał on nieco zmieniony kształt skrzydła oraz klapki odciążające nad lotkami. Prototyp, który prawdopodobnie był zmodyfikowanym egzemplarzem PWS-14, w końcu 1933 r. i w 1934 r. przeszedł próby w Instytucie Badań Technicznych Lotnictwa w



PWS-16 w Centrum Wyszkozenia Lotniczego w Dęblinie. Fot. ze zbiorów J. Cynka

Prototyp PWS-16. Fot. ze zbiorów A. Zdaniewskiego







Seryjny PWS-26

Warszawie. Samolot dość długo przebywał w próbach z powodu drgań usterzenia. Badali go piloci J. Rzewnicki, J. Orłowski i A. Włodarkiewicz. Seria 20 samolotów PWS-16 o numerach 59-1 do 59-20, została wyprodukowana w 1934 r., lecz z powodu braku silników Wright, których produkcję przerwały Polskie Zakłady Skody, a wytwórnia Avia dopiero uruchomiła ich produkcję, czekały blisko rok na zabudowę silników. W 1935 r. samoloty weszły do użytku w wojskowych szkołach lotniczych, głównie w Centrum Wyszkożenia Oficerów Lotnictwa w Dęblinie. W trakcie eksploatacji zmieniono w samolotach podwozie z osią łamaną na podwozie zbliżone do trójgoleniowego. W 1937 r. po remoncie wszystkie 20 PWS-16 zostało sprzedane do Portugalii.

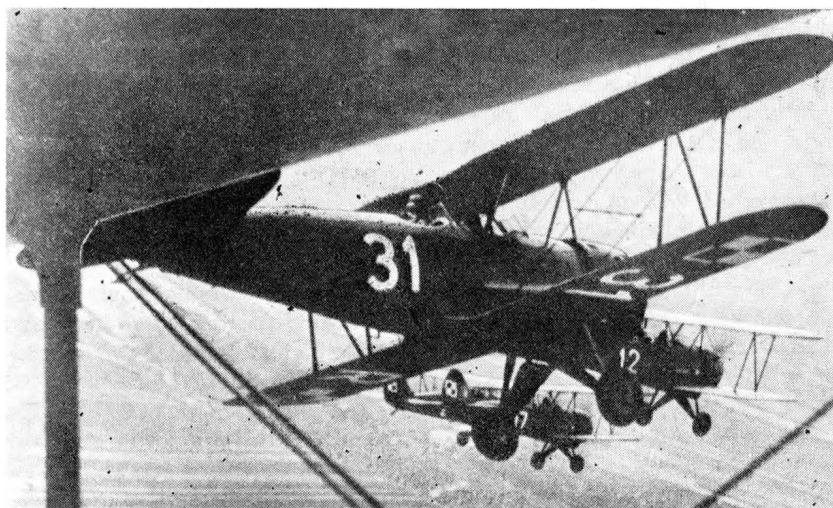
W 1934 r. konstruktor gruntownie zmodernizował samolot dostosowując go równocześnie do nauki strzelania i bombardowania. Samolot został ulepszony aerodynamicznie przez staranne oprofilowanie wszelkich wystających okuć, przejść skrzydło-kałdub, zmianę pierścienia osłony silnika na szerszy, lecz o mniejszej średnicy z wypukłościami na osłony zaworów silnika i oprofilowanie gaźnika sterującego pod silnikiem oraz pogrubienie tyłu kałduba. Równocześnie zmieniono obrys usterzenia, a podwozie zmieniono na trójgoleniowe z amortyzatorami podpartymi do boków kałduba z goleniami przednimi zamocowanymi do piramidki ukrytej w oprofilowaniu gaźnika. Samolot dość poważnie zmienił swój wygląd, lecz otrzymał nazwę PWS-16 bis. W 1934 r. wytwórnia otrzymała za-

mówienie na 20 PWS-16 bis. Prototyp przeszedł próby w IBTL na jesieni 1934 r. i na początku 1935 r. W 1935 r. zbudowano przeszło 20 seryjnych PWS-16 bis, których dostawy rozpoczęły się w końcu 1935 r. Samolot — jak i jego poprzednicy — został użyty w wojskowych szkołach lotniczych, przede wszystkim w Dęblinie zastępując samoloty BM-5. W czerwcu 1936 r. PWS-16 bis nr fabr. 24 został zarejestrowany przez wytwórnię jako pierwszy cywilny egzemplarz tego typu otrzymując znaki SP-BCX. W listopadzie 1936 r. jeden PWS-16 bis był użyty na cywilnym kursie akrobacji w Warszawie. W lipcu 1937 r. trzy PWS-16 bis zostały użyte przez polską ekipę szybowcową do holowania szybowców na Międzynarodowych Zawodach Szybowcowych w Rhön w Niemczech. Samolot miał zaczep do holowania mocowany przy płozie ogonowej. W 1937 r. Bułgaria zakupiła około 3—

—5 samolotów PWS-16 bis. W Polsce samoloty tego typu były używane do wybuchu wojny w 1939 r.

W 1935 r. inż. August Zdaniewski Bobek opracował udoskonaloną odmianę PWS-16 bis oznaczoną PWS-26. Aby samolot mógł służyć do treningu w lotach nurkowych i do bombardowania z lotu nurkowego, sprawdzono obliczeniowo wytrzymałość i wzmocniono konstrukcję płatowca. Przystosowano go do lotów odwróconych przez zastosowanie pompy paliwowej, do nauki strzelania myśliwskiego przez zabudowanie k.m. w kałdubie oraz foto—k.m. na lewym dolnym skrzydle, do bombardowania z lotu nurkowego przez zabudowę wyrzutników bomb pod dolnym płatem oraz odsłanianych okienek obserwacyjnych w spodzie kałduba i do szkolenia w pilotażu bez widoczności. Ponadto zastosowano klapki wyważające na sterze wysokości, regulowane orczyki, koła z hamulcami,

PWS-y-26 w Dęblinie





Egzemplarz PWS-26, który po wojnie ze znakami SP-AJB służył w aeroklubach, a obecnie znajduje się w Muzeum Lotnictwa i Astronautyki w Krakowie

łatwo odemowane osłony itp. Samolot zewnętrznie od PWS-16 bis przede wszystkim różniło oprofilowanie goleni podwozia. Samolot przeszedł próby w Instytucie Technicznym Lotnictwa i w 1936 r. wszedł do produkcji seryjnej. W 1937 r. samoloty weszły do użytku w wojskowych szkołach lotniczych, a następnie w eskadrach szkolno-treningowych pułków lotniczych. W latach 1936—1938 wyprodukowano przeszło 260 samolotów PWS-26. Nosiły one numery fabryczne począwszy od 81-1, z których 81 było wojskowym oznaczeniem typu. Samoloty ostatnich serii były też nazywane PWS-26 bis. Cena płatowca wynosiła 47 000 zł bez silnika, cena silnika około 30 tys. zł.

Po wybuchu wojny we wrześniu 1939 r. większość samolotów PWS-26 uległa zniszczeniu nie uczestnicząc w działaniach wojennych. Jeden PWS-26 wykorzystywał zorganizowany przez kpt. pil. E. Piorunkiewicza pluton obsługujący Samodzielną Grupę Operacyjną gen. F. Kleeberga w dniach 24.IX. — 4.X. 1939 r. Kilkanaście PWS-26 przeleciało 18.IX.1939 r. na Łotwę, a 10 w dniach 17—18.IX.1939 r. do Rumunii (m.in. egzemplarze o numerach fabrycznych 81-20, 81-21, 81-22, 81-23, 81-114 i 81-310). Były one później używane przez rumuńskie lotnictwo nosząc znaki rejestracyjne od YR-REA do REF oraz YR-BCE i BCF. Spośród 50 lekko uszkodzonych PWS-26, zdobytych przez lotnictwo niemieckie w Centrum Wyszkożenia Lotniczego w Dęblinie, 30 sztuk na wiosnę 1940 r. zostało wyremontowane w kierownictwie przez Niemców w wytwórni lotniczej w Mielcu. Równocześnie samoloty uległy małej przeróbce: fotele dostosowano do spadochronów siedzeniowych przez obniżenie, a sterowanie przepustnicą silnika

zmieniono z systemu francuskiego na niemiecki, tzn. tak by zwiększenie obrotów silnika powodował ruch dźwigni do przodu, a nie do tyłu. Z tych samolotów dwa otrzymały znaki niemieckie i zostały zabrane do prób do Niemiec (prawdopodobnie do ośrodka doświadczalnego w Rechlin), 28 zaś otrzymało znaki rumuńskie i zostały przez Niemców sprzedane do Rumunii. Kilkadziesiąt PWS-26 przejęło lotnictwo radzieckie. Piloci radzieccy mieli bardzo dobrą opinię o samolocie. Jeden PWS-26 (nr fabr. 81-123, zbudowany w 1937 r.) pozostawiony w 1945 r. przez Niemców koło Czarnkowa w Poznańskim został odremontowany w Okręgowych Warsztatach Lotniczych w Poznaniu i po uzyskaniu znaków rejestracyjnych SP-AJB był używany przez polskie lotnictwo sportowe w okresie XI. 1949 — XII. 1953 r. Następnie został przekazany do zbiorów muzealnych i obecnie znajduje się w Muzeum Lotnictwa i Astronautyki w Krakowie, z namalowanymi szachownicami.

PWS-26 był bardzo udanym samolotem treningowym. Powstał on zgodnie z prawami rozwoju techniki, przez stopniowe ulepszanie tej samej konstrukcji (PWS-12, PWS-14, PWS-16). Pod względem liczby wyprodukowanych egzemplarzy samolotu polskiej konstrukcji — znajduje się na drugim miejscu po RWD-8.

#### Konstrukcja

PWS-26 to dwumiejscowy samolot szkolno-treningowy (do nauki akrobacji, strzelania i bombardowania) mieszanej konstrukcji, o układzie dwupłata.

Kadłub kratownicowy spawany z rur stalowych, usztywniony w tylnej części cięgnami, oprofilowa-

ny listwami drewnianymi, kryty w przedniej części blachą duralową, w tylnej — płótnem. Kabiny otwarte, osłonięte z przodu wiatrochronami. Sterownica podwójna. Przednia kabina — instruktora, tylna — ucznia. Przednia tablica przyrządów wyposażona w kontroler lotu (prędkościomierz, zakrętomierz i chyłomierz poprzeczny), wysokościomierz, chyłomierz podłużny, zegar czasowy i obrotomierz. Tablica tylnej kabiny wyposażona ponadto w busołę, paliwomierz, manometr oleju, termometr oleju i manometr paliwa. Na lewej burcie tylnej kabiny — kółko napędu klapki wyważającej. Za tylną kabiną — bagażnik. Podwozie główne trójgoleniowe, z amortyzatorami olejowo-powietrznymi Avia, z goleniami podkadłubowymi oprofilowanymi blachą. Koła z hamulcami. Płoza ogonowa ze stalowej sprężyny piórowej.

Płaty prostokątne, drewniane, płat górny nie dzielony, dolny dzielony, dwudźwigarowe, z noskiem i spodem części międzyczwiarowej krytymi sklejką 1,5 mm, a ponadto całe kryte płótnem lnianym, usztywnione między sobą kropłowymi słupkami z rur stalowych o układzie N oraz stalowymi cięgnami profilowymi, płat górny mocowany do piramidki z rur stalowych. Ciężarówka górnego płata 1,53 m, dolnego — 1,43 m. Profil płatów PWS-A. Lotki drewniane, z dźwigarem z rury stalowej, kryte płótnem, wychyłane różnicowo (w górę 30°, w dół 19°). Usterzenie drewniane, stateczniki kryte sklejką, stery — płótnem. Stateczniki poziomy, dzielony, podparty zastrzałami, statecznik pionowy usztywniony cięgnami. Napęd lotek i sterów — linkami. Napęd kłapek wyważających na sterze wysokości — łańcuchem rowerowym i linkami.

**Uzbrojenie.** Jeden k.m. 7,7 mm pilota Vickers wz. 33 w prawym boku kadłuba zsynchronizowany ze śmigłem. Na lewym dolnym skrzydle foto k.m. K-28. Pod skrzydłami dwa pneumatyczne wyrzutniki

bomb 1 X 12 wz. 37 na bomby 12 kG — tylko w samolotach przystosowanych do nauki bombardowania.

Silnik chłodzony powietrzem, 9-cylindrowy gwiazdowy Avia-Wright Whirlwind J5 o mocy nominalnej 220 KM przy 1800 obr/min, mocy startowej 240 KM i o ciężarze silnika 250 kG. Łoże sil-

nika spawane z rur stalowych. Osłony silnika z blachy duralowej. Śmigło dwułopatowe, drewniane, stałe, Szomański. Zbiornik na 150 l paliwa z blachy cynkowej, przed kabiną, za ścianą ogniową. Przelotowe zużycie paliwa 50—55 l/h.

**Malowanie.** Samoloty były malowane na kolor zielonooliwkowy, lub srebrnogrnatowy.

## Dane techniczne

		PWS-12 (1 prototyp)	PWS-12 bis (2 prototyp)	PWS-12 SP-AKE	PWS-14 (seryjny)	PWS-16 bis	PWS-26
Rozpiętość	[m]	8,6	9,0	9,0	9,0	9,0	9,0
Długość	[m]	6,55	6,75	6,9	6,9	7,0	7,03
Wysokość	[m]	2,8	2,7	2,85	2,85	2,7	2,87
Powierzchnia nośna	[m <sup>2</sup> ]	23,6	24,5	25,0	25,0	25,0	25,0
Ciężar własny	[kG]	747	728	785	775	830*	885
Ciężar użyteczny	[kG]	313	336	335	325	320*	285 (maks. 355)
Ciężar całkowity	[kG]	1060	1064	1120	1100	1130*	1170 (maks. 1240)
Obciążenie powierzchni	[kG/m <sup>2</sup> ]	44,2	43,4	45	44	45*	47
Obciążenie mocy	[kG/KM]	4,8	4,8	5,1	5,0	5,1*	5,3
Prędkość maksymalna	[km/h]	177	180	190	190	206	201
Prędkość przelotowa	[km/h]	155*	160*	175*	175*	175*	172
Prędkość minimalna	[km/h]	75*	75*	75	75	75*	78*
Wznoszenie	[m/s]	3,6	4,5	4,3	4,3	4,5	4,1*
Pułap	[m]	4000	4950	4750*	4500	4400	4200*
Zasięg	[km]	600*	620*	650*	650*	500*	460
Współczynnik obciążenia niszczonego	—	11,8	11,8	...	...	...	...

U w a g a : \* — dane przybliżone

## Dokończenie ze str. 18

## INŻYNIERIA MATERIAŁOWA...

W efekcie znacznego rozdrobnienia kruchych i twardych kryształów Si uzyskuje się znaczne polepszenie skrawalności odlewów, co stanowi warunek wykorzystania tego stopu, przede wszystkim jako doskonałego materiału na tłoki do silników spalinowych.

Podane przykłady świadczą z jednej strony o dużym postępie i osiągnięciach z zakresu inżynierii materiałowej w skali światowej, jak również z drugiej strony mówią o konieczności innego i bardziej zdecydowanego podejścia do tych zagadnień u nas w kraju.

## Literatura

- Gillam E.: *Materials under Stress*, Butterworths, London 1969.
- Kalinowski L.: *Perspektywy zastosowania stali w świetle inżynierii materiałowej*, Konferencja Problemowa Komitetu Materiałów Budowlanych, Nowy Sącz 1969 r.

- Rozenberg W. M.: *Połucziest mietalłow*, Izd. Mietałhurgia, Moskwa 1967.
- Winters R. F. (editor): *Newer Engineering Materials*, McMillan.
- Freeman R. R.: *The Properties and Applications of Commercial Arc-Cast Molybdenum and — Its Alloys*, Plansee Proceedings 1958, High-Melting Metals Plansee Seminar 3.
- Picarczy J. B., Versnyder L. F.: *A Breakthrough in Making Turbine Components. Directional Solidification and Single Crystals*, „Metal Progress”, November 1966, s. 66.
- Davies G. J. i inni: „Journal of Materials Science” 1970, vol. 5, s. 1091.
- Nicholson R. S.: „Engineering” 1969, vol. 207, nr 5367, s. 401.
- Presniakow A. A.: *Szwercplasticznost mietalłow i spławow*, Wyd. Alma-Ata, 1969.
- Chęcińska H.: „Postępy Fizyki” 1970, nr 5, s. 651.
- Misiólek Zb., Turoń J.: „Rudy i Metale Nieżelazne” 1971, nr 12, s. 587.
- Szumner A.: „Zeszyty Problemowe Przeglądu Technicznego”, 1970, nr 6, s. 24.

## Dokończenie ze str. 31

## NIEKTÓRE PROBLEMY...

## Literatura

- Ałabin M., Kac B., Litwinow J.: *Zapusk awiacyjnych gazoturbinnych dwigatielej*, Izd. Maszynostrojenije, Moskwa 1968.
- Stieczkin B., Kazandżam P.: *Tieoria rieaktywnych dwigatielej*, Izd. Gosudarstwiennoje izdatielstwo oboronnoj promyszlennosti, Moskwa 1956.
- Han G., Shapiro S.: *Statisticeskije modeli w inżeniernych zadaczach*, Izd. „Mir”. Moskwa 1969.

- Eroszkin J., Maksimow W., Samylin E. A.: *Mietody diagnostiki powieżdzenia podszypanikow kaczenia. Sbornik statiej — Procznost i dinamika awiacyjnych dwigatielej*, Izd. Maszynostrojenije, Moskwa 1970.
- Wieremiejczyk W.: *Dobór typu rozkładu Johnsona, Programy John, John-1, ITWL 1972.*
- Wieremiejczyk W.: *Oszacowanie parametrów rozkładu Johnsona SU program John-2, ITWL 1972.*



WPŁYW MODERNIZACJI...

1. Efektywność ekonomiczna modernizacji obliczona jako odniesienie kosztu całkowitego do oferowanej pracy przewozowej była w badanym okresie znaczna, zwłaszcza na liniach międzynarodowych, na których główny udział w pracy przewozowej od 1962 roku miał samolot Ił-18.

2. Efektywność ekonomiczna modernizacji obliczona przez odniesienie kosztu do rzeczywiście wykonanej pracy przewozowej była w okresie lat 1960—1969 nieznaczna: niewielkiemu procentowi zmniejszenia kosztu tonokilometra wykonanego, uzyskanego na liniach międzynarodowych, towarzyszył pewien wzrost kosztu na liniach krajowych. W rezultacie zmniejszenie przeciętnego kosztu tonokilometra wykonanego w obu zasadniczych rodzajach działalności eksploatacyjnej łącznie osiągnęło zaledwie 1% w roku 1969 w stosunku do roku 1960. Zasadniczą przyczyną tak małego zmniejszenia kosztu eksploatacji tonokilometra wykonanego był spadek współczynnika wykorzystania ciężaru handlowego samolotów.

3. Wprowadzenie oprocentowania taboru lotniczego do oceny ekonomicznej efektywności modernizacji pogarsza dodatkowo wyniki roku 1969 w porównaniu z rokiem 1960. W tych warunkach zarówno na liniach krajowych, jak i na liniach międzynarodowych nastąpiłby wzrost kosztu tonokilometra wykonanego, natomiast koszt tonokilometra oferowanego nadal pozostałby w roku 1969 znacznie mniejszy niż w roku 1960. Przyczyną pogorszenia wyników w zakresie kosztu tonokilometra wykonanego jest szybszy wzrost wartości brutto taboru lotniczego przedsiębiorstwa niż wzrost wielkości rzeczywiście wykonanej pracy przewozowej<sup>3)</sup>.

4. Porównanie poziomu jednostkowego kosztu rzeczywistego w końcu badanego okresu z kosztem alternatywy — bez przeprowadzenia modernizacji, jaka miała miejsce w latach 1960—1969, wskazuje, że koszt alternatywy byłby znacznie większy od rzeczywistego, zarówno w zakresie tonokilometra oferowanego jak i wykonanego, także liczonych z oprocentowaniem środków trwałych (taboru lotniczego).

W konkluzji — uogólniając — można stwierdzić, że modernizacja taboru lotniczego jest nie tylko wynikiem dynamicznego i w dużej mierze autonomicznego rozwoju technicznego w przemyśle lotniczym oraz następstwem toczącej się między przedsiębiorstwami lotniczymi walki konkurencyjnej, której jednym z głównych środków, a jednocześnie — rezultatów jest podnoszenie standardu usług przewozowych. Modernizacja jest również nośnikiem postępu ekonomicznego. Zapewniając mniejszy jednostkowy koszt oferowanej pracy przewozowej modernizacja taboru lotniczego stwarza możliwość postępu ekonomicznego, której przekształcenie w rzeczywisty postęp ekonomiczny wymaga wnikliwej polityki inwestycyjnej oraz prowadzenia przez przedsiębiorstwo lotnicze skutecznej działalności eksploatacyjnej spełniającej wymagania starej, ale aktualnej do dziś dewizy: „trzymajcie wasze samoloty w powietrzu i trzymajcie je pełnymi”.

<sup>3)</sup> Wartość brutto taboru lotniczego PLL LOT w okresie lat 1960—1969 wzrosła około 10 razy, a wykonana praca przewozowa — około 5 razy.

WCT/1423/K/73

Dokończenie ze str. 11

SAMOLOT PASAŻERSKI...

Składowe ciężaru handlowego

Liczba miejsc	72	76
Ciężar pasażerów [kG]	5400	5700
Ciężar bagażu [kG]	1150	1250
Wyposażenie bufetu [kG]	100	100
Ciężar poczty i frachtu [kG]	1050	1150
Ciężar handlowy razem [kG]	7700	8200

**Osiągi.** Dla ciężaru startowego 45 T długości rozbiegu i startu są dla Tu-134 i Tu-134A praktycznie identyczne. Przy zwiększeniu ciężaru startowego Tu-134A do 47 T wymagana długość drogi startowej wzrasta o kilkanaście procent, natomiast przy lądowaniu dobieg i wymagana długość drogi startowej są dla Tu-134A krótsze nawet dla maksymalnego ciężaru do lądowania.

Prędkości wznoszenia przy nominalnym zakresie pracy silników i maksymalnym ciężarze startowym są oczywiście mniejsze dla Tu-134A w porównaniu z odpowiednimi osiągnięciami Tu-134. Dla poprawienia wznoszenia w tych warunkach przewidziane jest zwiększenie ciągu nominalnego silników. Przewidywaną poprawę prędkości wznoszenia pokazano na wykresie. Podobnie jak przy starcie, prędkości wznoszenia Tu-134 i Tu-134A są praktycznie identyczne dla tych samych ciężarów w locie.

Porównanie zależności ciężarów handlowych od zasięgu wskazuje, że Tu-134A ma lepsze własności eksploatacyjne (dodatkowo 4 pasażerów) na trasach poniżej 1700 km. Na odległościach od 2000 do 2800 km oba samoloty są praktycznie równorzędne. Oczywiście powyższe wywody są słuszne, jeżeli warunki lotniska pozwalają na start Tu-134A z maksymalnym ciężarem.

Maksymalna prędkość podróżna dla średniego ciężaru 42 T, przy nominalnym zakresie pracy silników, na wysokości  $h = 10$  km 885 km/h  
 Zakres ekonomicznych prędkości podróży 750—850 km/h  
 Pułap praktyczny przy ciężarze startowym 47 T 11 900 m  
 Zasięg praktyczny przy ciężarze startowym 47 T, prędkości podróży 850 km/h, na wysokości  $h = 11$  km i rezerwie paliwa na 1 h lotu, prędkości wiatru  $W = 0$

— z maksymalnym ciężarem handlowym 1740 km  
 — z maksymalną ilością paliwa 2770 km  
 Potrzebna długość drogi do startu dla maksymalnego ciężaru startowego, warunki standardowe, kłapy 20° 2440 m  
 Potrzebna długość drogi do lądowania wg BCAR, maksymalny ciężar do lądowania, kłapy 33°, warunki standardowe 2240 m  
 (ze wstępnym ciężarem)

CZOWNICKI J.

**The effect of the aircraft fleet modernization on the LOT's operational costs in 1960—69**

In this paper are presented the results of the investigation of the effect of the aircraft fleet modernization on operational costs in the sixties, when have been introduced into operation the turboprop- and turbojet aircraft. The assumptions of the investigations, the analysis of the specific direct operational cost variations, the analysis of the ton — kilometre cost variations and the costs in the case of unmodernized aircraft park are given. The conclusions resulting from these analysis are included.

FORTUŃSKI M.

**Tu-134A passenger aircraft**

In this paper the most important constructional changes introduced into Tu-134A aircraft in comparison with Tu-134 aircraft are discussed. There are among other, crew cockpit modification, local wing strengthening, fuselage stretching, main carriage strengthening, using the wheels with brakes of Il-18 aircraft, applying the auxiliary power unit, applying the thrust reverses and pneumatic engine starters. The technical data of D-30 by-pass engine and TA-8 auxiliary power unit and performance of Tu-134 and Tu-134A aircraft are given. The comparison of payload versus range for both aircraft versions demonstrates better operation properties of Tu-134A aircraft.

JAŻWIŃSKI ST. T., CHODOROWSKI J., GRONEK T., KALINOWSKI L., KAPUŚCIŃSKI J., PONIEWIERSKI Z.

**The material engineering**

In this article the fundamental problems of the material engineering illustrated by many examples based upon modern technology are discussed. The development trends of materials and their properties in regard to high strength metals, pure metals, alloys, monocrystals, reinforced resins, superplastic metals and alloys and modified alloys are presented.

GOŁĘDZINOWSKI A.

**The checks of gas turbine engines blades**

In this article the methods of material checks in various stages of manufacturing process of gas turbine engines blades are presented and the tests being carried out during these checks are described. The methods of blades properties checks little known and seldom used in Poland are emphasized. The author gives these informations according to his own observations of production and checks of blades in some foreign factories and firms having great experience in this field.

SZCZEPANIK R.

**Some problems of determining turbojet acceleration time**

In this paper the method of calculating turbojet acceleration time is presented. The mathematical definition of turbojet acceleration time is given, physical processes arising during turbojet acceleration are discussed in short and factors that affect acceleration time are analysed. A method of determining turbojet acceleration time based upon operation practice is presented.

## Co piszą inni...

### **Czynniki ograniczające możliwości wykrywania i zwalczania celów**

Dośkonalenie metod i środków wykrywania i zwalczania celów na małych i bardzo małych wysokościach jest przedmiotem intensywnych studiów i doświadczeń.

W artykule podano czynniki, od których uzależnione jest wykonywanie lotów bojowych na małych i bardzo małych wysokościach. Przytoczono wypowiedzi niektórych specjalistów na temat możliwości i celowości wykonywania lotów bojowych na koszących i małych wysokościach. Przedstawiono czynniki ograniczające możliwości zwalczania celów powietrznych, działających na małych wysokościach z dużą prędkością, które w rezultacie zmniejszają efektywność działania aktywnych środków OPL (OP).

„Wojskowy Przegląd Lotniczy” 1973 nr 6

### **Psychologiczne problemy przystosowania do działalności lotniczej**

Powodzenie w zawodzie pilota zależy od zespołu właściwości, które umożliwiają mu osiągnąć określony poziom funkcjonowania zawodowego nie tylko dzięki wiedzy i kwalifikacjom, ale również dzięki indywidualnym cechom psychicznym.

Od cech osobowości pilota zależy przystosowanie do zawodu. Do najważniejszych czynników warunkujących przystosowanie należą motywacja oraz czynniki emocjonalne.

W artykule omówiono pojęcie przystosowania i nieprzystosowania w psychologii, objawy przystosowania lub nieprzystosowania oraz przystosowanie do działalności lotniczej, które uwarunkowane jest osobowością pilota.

„Wojskowy Przegląd Lotniczy” 1973 nr 6

### **Kompleksowy system obsługi samolotów**

Usprawnienie obsługi sprzętu lotniczego jest jednym z podstawowych problemów służby inżynieryjno-lotniczej. Wykonanie niezbędnych czynności wymaga dużej operatywności działania.

W artykule przedstawiono osiągnięcia polegające na wprowadzeniu nowych rozwiązań technicznych, które zapewniają sprawniejszą i oszczędniejszą obsługę sprzętu, m.in. udoskonalenie filtracji paliwa lotniczego, ulepszenie procesu technologicznego przygotowania do użycia paliwa w okresie zimowym.

„Wojskowy Przegląd Lotniczy” 1973 nr 6

### **Wpływ pyłu na pracę silnika turbinowego**

Do silnika turbinowego wraz z powietrzem dostaje się pył, kawałki lodu i inne twarde cząsteczki. Pył powoduje erozję części w kanale przepływowym oraz przykleja się do jego powierzchni, zanieczyszcza uszczelnienie labiryntowe i dostaje się do oleju.

W artykule podano wymagania stawiane filtrom powietrzynym stosowanym w śmigłowcach. Zwrócono uwagę, że najbardziej właściwy do stosowania w lotniczych silnikach turbinowych jest filtr powietrza bezwrotnikowy, tzw. filtr bezwładnościowy.

Na zakończenie podano wskazówki eksploatacyjne.

„Wojskowy Przegląd Lotniczy” 1973 nr 6

### **Problemy miniaturyzacji lotniczych złączy elektrycznych**

Omówiono nowoczesne metody umożliwiające produkcję złączy miniaturywnych niezbędnych do podzespołów układu automatycznego i elektronicznego, jakim jest współczesny samolot.

Omówiono złącze elektryczne klasycznej konstrukcji z lutowanym przyłączeniem przewodów do kółka stykowego i gniazdek produkcji USA oraz złącze elektryczne z połączeniem styków z nakładką produkcji W. Brytanii.

„Wojskowy Przegląd Lotniczy” 1973 nr 6



### Wyniki eksploatacyjne silników PT6

Do połowy 1972 r. dostarczono 5072 silniki UACL PT6A (wersja śmigłowa) z 6101 zamówionych. Były one eksploatowane na 1900 samolotach przez 680 użytkowników w 82 krajach, w tym przez 105 przedsiębiorstw komunikacji lokalnej, i przepracowały łącznie 8 300 000 h. Uruchamia się produkcję nowych samolotów z silnikami PT6A, jak brazylijski Embraer „Bandeirante” i kanadyjski Saunders ST-27. Wyposażony w silnik PT6A-28 wysokościowy samolot obserwacyjny LTV L-450F osiągnął wysokość 15 540 m i ustanowił rekordy świata w 13 klasach. Zwiększenie trwałości międzyna-prawczej do 6200 h w samolotach komunikacji lokalnej znacznie obniżyło koszty eksploatacyjne, a stale realizowany program podwyższania jakości silników zwiększył ich niezawodność.

Osiągnięte wyniki eksploatacyjne: przedterminowe wybudowanie silników w ciągu 12 miesięcy eksploatacji 0,101/1000 h; wyłączenie się silników w locie w ciągu 12 miesięcy eksploatacji 0,013/1000 h; trwałość międzyna-prawcza 2400 h w przypadku samolotów służbowych i wielozadaniowych oraz 3000–6200 h w przypadku samolotów komunikacji lokalnej; największe wykorzystanie silnika w locie 325 h na miesiąc; największy całkowity czas pracy silnika 12 105 h.

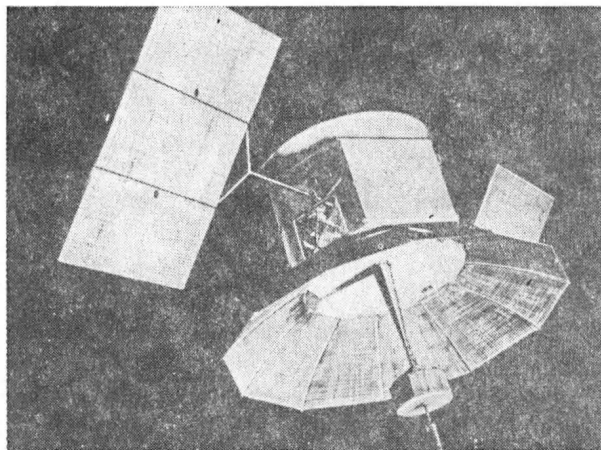
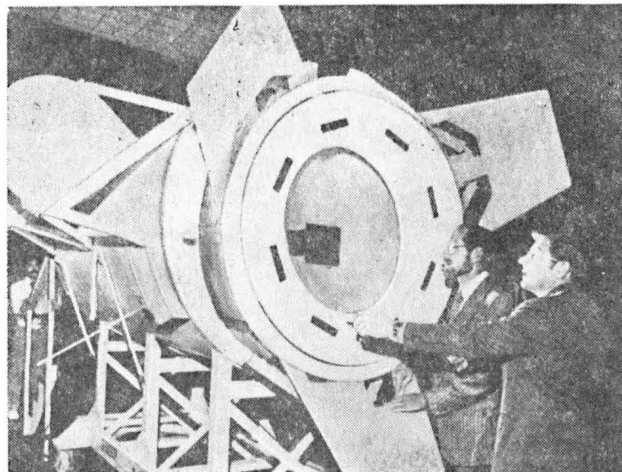
Do połowy 1972 r. znajdowało się w eksploatacji w 22 krajach 300 śmigłowców cywilnych i wojskowych napędzanych silnikami PT6T-3 Twin Pac. Silniki te są również stosowane w poduszko-cach Bell Aerospace Voyager. Ogółem dostarczono 451 silników z 541 zamówionych. Docelowa trwałość międzyna-prawcza ma wynosić 1800 h dla silnika i 1000 h dla przekładni. Już po przepracowaniu przez silniki w ciągu 1,5 roku eksploatacji 110 000 h osiągnięto, odpowiednio, trwałości 800 i 1000 h. Po przepracowaniu 220 000 h ma być zatwierdzona dla silnika trwałość 1800 h. Warto przypomnieć, że silniki PT6T-3 przepracowały w czasie prób cyklu rozwojowego 30 031 h, a przekładnie — 12 997 h.

W. K.

### Budowa członu łączącego dla statków Apollo i Sojuz

Firma North American Rockwell opracowuje na zlecenie NASA człon łączący, który będzie zastosowany do połączenia ze sobą statków Apollo i Sojuz w ich wspólnym locie w 1975 r. Załączona fotografia przedstawia makietę naturalnej wielkości tego urządzenia.

W. K.



### Satelita łącznościowy dla US Navy

Firma TRW Systems otrzymała od US Navy zamówienie w wysokości 36 mln dol. na projekt, rozwój, budowę i próby satelity łącznościowego FLTSAT-COM (Fleet Satellite Communications System).

Satelita ma sześciokątny korpus o średnicy 2,4 m i wysokości 1,5 m. Na jego czołowej powierzchni zamocowana jest paraboliczna antena główna, której reflektor jest spleciony z drutu. Na stronie przeciwnej znajduje się silnik na stały materiał pędny służący do wprowadzania satelity na orbitę synchroniczną. Energię elektryczną będą wytwarzać ogniwa słoneczne umieszczone na dwóch obrotowych płytach. Satelita jest stabilizowany za pomocą wirującego krążka napędzanego silniczkami odrzutowymi na hydrozynie.

W skład systemu łącznościowego obejmującego swym zasięgiem wszystkie ważniejsze okręty US Navy oraz pewną ilość samolotów US Navy i USAF łącznie z kilkoma stacjami naziemnymi będą wchodzić cztery satelity umieszczone na synchronicznych względem Ziemi równikowych orbitach.

W. K.

### Urządzenia radarowe odporne na zakłócenia

Firma Hughes opracowuje w ramach własnego programu lekkie i tanie urządzenie radarowe, na którego ekranie nie będzie widać żadnych zakłóceń. Jest ono przeznaczone do myśliwca F-15, lecz najpierw będzie zastosowane na myśliwcu Northrop P-530. Na samolocie tym radar będzie służył do kierowania ogniem działek, raketami i bombami. Duży nacisk kładzie się na ograniczenie obsługi urządzenia do minimum.

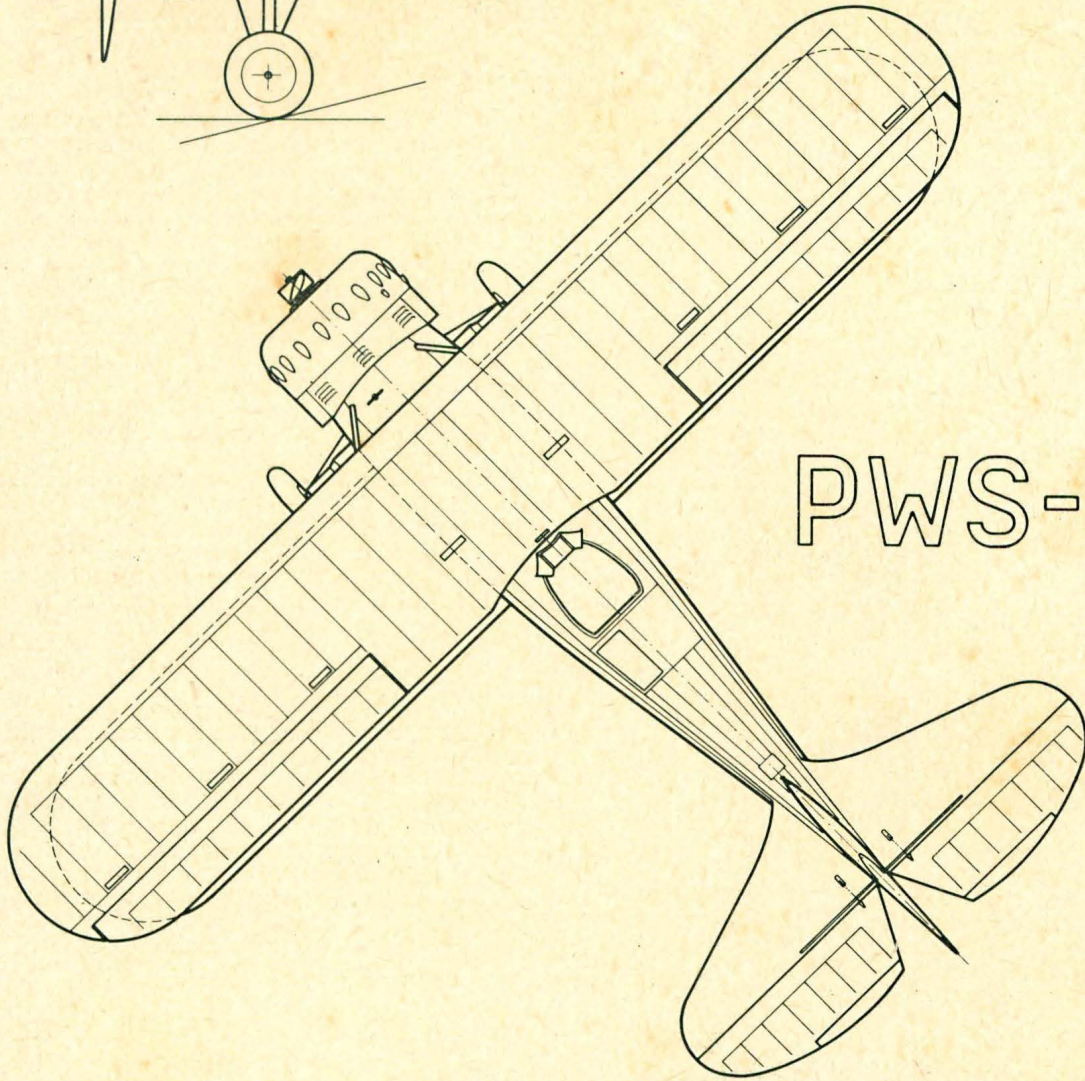
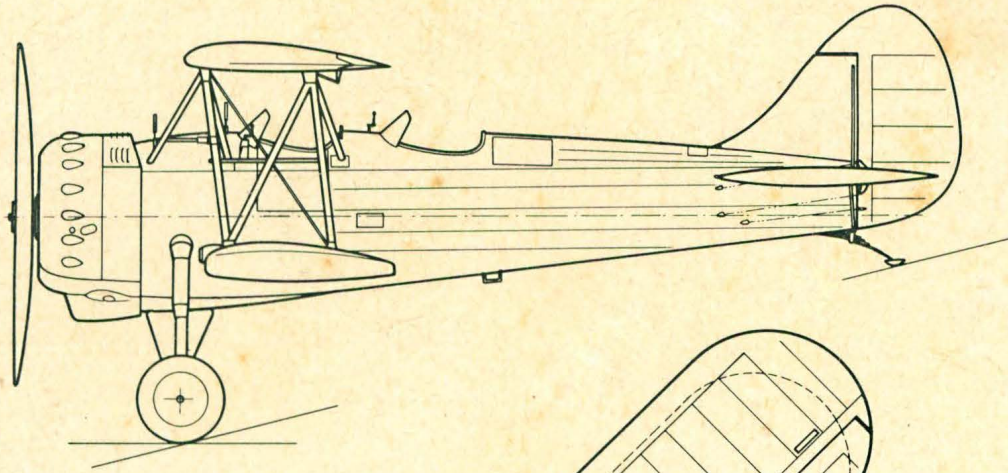
W. K.

### System chłodzenia urządzeń elektronicznych

Skomplikowane systemy elektroniczne współczesnych samolotów muszą być odporne zarówno na duże obciążenia od przyspieszeń, jak i na duże ilości ciepła wywiązującego się w tych urządzeniach. W celu rozwiązania tego problemu firma Hughes opracowuje dla USAF stabilizowane cieplnie elementy elektroniczne, które są zaopatrzone w przewody cieplne o zmiennych współczynnikach przewodzenia i wykorzystują czynniki chłodzące podlegające przemianom fazowym. Urządzenia te, mające zwiększyć niezawodność systemów elektronicznych, mogą chłodzić elementy elektroniki przez 30 min bez wykorzystywania głównych urządzeń chłodniczych samolotów. Są one tak skonstruowane, że samoczynnie zaczynają odprowadzać ciepło, wówczas gdy staje się to potrzebne.

W. K.





PWS-26

