

10

technika lotnicza i astronautyczna

Transport lotniczy jako czynnik polityki gospodarczej państwa

Żywienie astronautów w lotach kosmicznych

Zagraniczne i polskie szybowce w Lesznie 1968

Elektroniczne wyposażenie samolotu komunikacyjnego

Skrawanie w wysokich temperaturach

1968

40 lat

Zrzeszenia

Inżynierów

Lotniczych

W październiku 1968 roku mija czterdzieści lat od chwili, gdy polscy technicy lotnictwa zrzeszyli się w Związku Polskich Inżynierów Lotniczych.

Związek Polskich Inżynierów Lotnictwa powstał w roku 1928 z inicjatywy prof. Gustawa Andrzeja Mokrzyckiego oraz inżynierów Piotra Borejszy i Eugeniusza Rolanda. Założyciele ci, łącznie z inżynierami Z. Korytowskim i S. Krzyckowskim utworzyli też pierwszy Zarząd Związku pod prezesurą G. A. Mokrzyckiego.

Związek zrzeszał wówczas zaledwie 26 członków, lecz już w dziesięć lat później do związku należy około 220 inżynierów. Członkowie ZPIL zajmują liczne stanowiska w ważnych urzędach, instytucjach państwowych i społecznych oraz w przemyśle: w Dowództwie Lotnictwa i w Departamencie Lotnictwa Cywilnego, w Lidze Obrony Powietrznej Państwa i w Zrzeszeniu Polskich Przemysłowców Lotniczych, w Instytucie Technicznym Lotnictwa i w Instytucie Aerodynamicznym.

Do grona swego ZPIL powołał na członków honorowych dwóch profesorów: M. T. Hubera i C. Witoszyńskiego oraz dowódcę wojsk lotniczych gen. L. Rayskiego. Zgodnie ze statutem z 1930 r. do zadań ZPIL należało:

- popieranie i propagowanie wszelkich poczynąń zmierzających do rozwoju wiedzy lotniczej, przemysłu lotniczego, komunikacji lotniczej i samodzielnych wysiłków konstruktoryjnych,

- popieranie technicznego szkolnictwa lotniczego przez ułatwianie kształcenia się w kraju i za granicą,

- wzajemna pomoc koleżeńska, utrzymywanie kontaktów koleżeńskich i wymiana myśli między członkami Związku.

W późniejszych wersjach statutu, gdy powiększyła się baza materialna, poszerzyła się organizacyjna i wzrósł autorytet Związku, bardziej konkretyzuje się jego działalność i obejmuje:

- podejmowanie i popieranie wydawnictw technicznych, w szczególności wydawanie własnego organu, prowadzenie biblioteki i czytelní, organizowanie zebrań odczytowych i dyskusyjnych, kursów i wycieczek

- reprezentowanie polskich inżynierów lotniczych wobec społeczeństwa, władz państwowych oraz organizacji technicznych i społecznych, krajowych i zagranicznych
- obronę interesów zawodowych.

W roku 1937 Związek działa już nie tylko w stolicy, lecz również w kołach w Lublinie i Białej Podlaskiej.

Przypomnijmy nazwiska działaczy lotniczych i społecznych, którzy w kolejnych kadencjach przewodniczyli zarządowi:

1928/29 prof. G. A. Mokrzycki (obecnie przebywa w Kalifornii)

1929/30 inż. M. Kurman (obecnie przebywa w Kanadzie)

1931 inż. R. Bartel (obecnie członek Klubu Seniorów Lotnictwa w Warszawie)

1932/33 inż. R. Rosinkiewicz (zmarł w kraju)

1934/35 inż. S. Krzyckowski (obecnie przebywa w Montrealu)

1956 inż. A. Seńkowski (zmarł w Anglii)

1937/38 inż. W. Challier (obecnie przebywa w W. Brytanii)

1939 inż. J. Bukowski (obecnie poseł do Sejmu PRL).

Już w roku 1928 pierwszy Zarząd ZPIL zadeklarował współpracę ze Stowarzyszeniem SIMP. Prócz kontaktów na co dzień Związek nasz brał czynny udział w zjazdach SIMP:

w roku 1933; referaty z ramienia ZPIL wygłosili wówczas prof. G. A. Mokrzycki, inż. F. Peter, dyr. W. Rumbowicz, inż. A. Seńkowski i inż. W. Sochacki, w roku 1934 (był to VIII Zjazd, na którym zorganizowano Sekcję Lotniczą), podczas którego referaty wygłosili inżynierowie: A. Grzędzielski, B. Mielnikowa, F. Polturak i J. Tuszyński i

w roku 1936 na zjeździe referat wygłosił W. Challier.

Do zorganizowanej w roku 1936 Naczelnej Organizacji Inżynierów (NOI) od razu przystąpił ZPIL i brał żywy udział w jej pracach, we władzach i komisjach. Związek był współorganizatorem i współuczestnikiem I Polskiego Kongresu Inżynierów w roku 1937 we Lwowie (referaty wygłosili wówczas: inż. A. Karpiński oraz dyrektorzy W. Makowski i S. Piotrowski) oraz współtwórcą ustaw „o tytule inżyniera” i „o izbach inżynierskich”.

Należy podkreślić ożywioną działalność naukowo-wydawniczą i samokształceniową przedwojennego Związku Polskich Inżynierów Lotniczych.

W roku 1935 Związek ogłosił konkurs na pracę z techniki lotniczej, na który zgłoszono trzy opracowania (I nagrodę otrzymał inż. M. Awałow za pracę pt. „Metoda odwzorowania podobnego w aerodynamice w świetle doświadczenia”). Komisja odczytowa ZPIL w ostatnich latach przed II Wojną Światową organizowała rocznie około 25 zebrań odczytowo-dyskusyjnych (o frekwencji 30—60 osób).

Działalność odczytowa ZPIL systematycznie była propagowana na łamach czasopisma Związku, publikowano streszczenia referatów i dyskusji. Po długotrwałej tułaczce na łamach różnych pism, a więc „Przeglądu Technicznego”, „Lotu Polskiego”, „Przeglądu Lotniczego” i „Wiadomości Technicznych Lotnictwa” Związek zaczął wydawać własne pismo. Początkowo organem Związku był miesięcznik „Techniczne Nowości Lotnictwa”, który zaczął wychodzić w roku 1936, a od roku 1938 ukazuje się już pod nazwą „Technika Lotnicza” (obydwa pisma pod redakcją zasłużonego członka ZPIL inż. Jana Tuszyńskiego). Tu należy nadmienić, że na podstawie Uchwały Walnego Zebrania ZPIL prenumerata pisma była obowiązkowa dla członków i opłacana w ramach składki miesięcznej.

W roku 1938 Zarząd Związku uruchomił czytelníę czasopism we własnym lokalu. Dużym osiągnięciem kolejnych zarządów ZPIL było systematyczne organizowanie wycieczek zagranicznych, przede wszystkim na Salony Lotnicze do Paryża i Mediolanu. Odbiło się 5 wycieczek z przeciętną frekwencją 30 osób.

Wspomnieć jeszcze warto o wprowadzonych i cieszących się dużym powodzeniem spotkaniach klubowych połączonych ze wspólną wieczerzą.

Znaczenie ZPIL uwidoczniło się w dobitny sposób z okazji Jubileuszowego Zjazdu 10-lecia, zwołanego w Warszawie na jesieni 1938 roku.

TECHNIKA LOTNICZA I ASTRONAUTYCZNA

MIESIĘCZNIK
SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XXIII Październik 1968 Zeszyt 10

Adres Redakcji: Warszawa, ul. Czackiego 3/5,
tel. 27-25-53.

Wydawca: Wydawnictwa Czasopism Technicznych
NOT, Warszawa, ul. Czackiego 3/5.

Spis treści

	Str.
Z okazji Jubileuszu	1
B. Dostatni: Transport lotniczy jako czynnik po- lityki gospodarczej państwa	3
M. Jendyk: Żywnienie astronautów w lotach ko- smicznych	6
W. Stafiej: Zagraniczne i polskie szybowce w Lesznie 1968	10
W. Sołtyk: Jaki powinien być samolot rolniczy? Wpływ czynników ekonomicznych na konstrukcję	13
J. Janowski: Elektroniczne wyposażenie samo- lotu komunikacyjnego	16
A. Gołędzinowski: Skrawanie w wysokich tem- peraturach	19
Uchwała Zarządu Głównego Stowarzyszenia In- żynierów i Techników Mechaników Polskich z dnia 29 lipca 1968 r.	22
B. Piątkowski: Możliwość zastosowania odrzuto- wych samolotów dyspozycyjnych do szkolenia pilotów komunikacyjnych	23
IATA — Regionalna Konferencja Techniczna Europy i Środkowego Wschodu	26
NOWOŚCI TECHNICZNE	27
KRONIKA	32
POMOCE KONSTRUKTORSKIE TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRONAUTYCZNEJ: Pomoce Inżyniera prób w locie. Nomogram do przelicza- nia prędkości równoważnej na prędkość równo- ważną poprawioną i odwrotnie — cd. z nru 9/68	32 i III okł.
40-lecie Zrzeszenia Inżynierów Lotniczych	II okł.



WYDAWNICTWA
CZASOPISM
TECHNICZNYCH NOT
Warszawa,
Czackiego 3/5

Redaktor naczelny:
mgr inż. S. SULIKOWSKI
Sekretarz redakcji: M. K. SZURMAK
Redaktorzy działów:
dr B. DOSTATNI, mgr inż. A. GO-
LEDZINOWSKI, mgr inż. A. HA-
DRAWA, mgr inż. S. KOCHANSKI,
mgr inż. W. KORDZIŃSKI, mgr inż.
S. LASSOTA, mgr inż. W. ZAREM-
BA, inż. K. SZUMIELEWICZ
Redaktor techniczny: ALICJA BIL
RADA PROGRAMOWA
Prof. mgr inż. L. DULĘBA, mgr inż.
J. GRZEGORZEWSKI, mgr inż. H.
KRAJEWSKI, mgr inż. A. LEWKO-
WICZ, inż. R. MACHNOWSKI, mgr
inż. W. PIETRZAK, mgr inż. B.
TRALA, inż. J. WOJCIECHOWSKI

Zakład Kolportażu WCT NOT Warszawa, ul. Mazowiecka 12,
tel. 26-80-16.

Wrocławska Drukarnia Dzielowa. Zam. 1865/C — R-8.
Nakład 1500 egz. Papier druk. sat. kl. IV, 70 g, 61 × 86.

Cena pojedynczego egz. zł 12.— Prenumerata roczna zł 144.—

DOSTATNI B.

Воздушный транспорт в качестве фактора хозяйственной политики государства.

Интенсивное развитие воздушного транспорта требует определения характера перспективного развития этой отрасли транспорта. До настоящего времени развитие транспортной авиации определялось прежде всего с политической и обороноспособной точки зрения. В статье определен исторический очерк воздушного транспорта, рассмотрены характерные черты, отличающие авиацию от других видов транспорта и подчеркнуто хозяйственное значение воздушного транспорта, которое в свою очередь, влияет на обороноспособность страны и развитие международных отношений. Указаны индивидуальные факторы развития этой отрасли транспорта в разных странах.

629.19:612.39

JENDYK M.

Проблемы питания в космических полетах.

В статье рассмотрен вопрос питания космонавтов во внеземном пространстве. В случае кратковременных полетов вопрос уже разрешен благодаря применению пищи в виде паст, находящихся в тубах. Для длительных полетов предполагается применение системы, состоящей из человека, водорослей и некоторых съедобных ракообразных. Особенное внимание посвящено воде, которая является чрезвычайно важным фактором для жизни. Описан метод получения воды из кала и мочи. Рассмотрен также вопрос шока, вызываемого определенными бактериями и очень опасного для космонавтов, которые будут летать на другие планеты.

629.135.15:797.55(100)

STAFIEJ W.

Иностранные и польские планеры на XI первенство мира по планеризму.

Последнее первенство мира по планеризму подтвердило большие преимущества спортивных планеров, изготовленных из ламината. Такие планеры строят уже в ряде стран, например в Финляндии. Превосходными качествами отличались также американские металлические планеры серии ГП. В статье проведено сравнение иностранных планеров, особенно построенных из ламинатов, с польскими планерами с деревянной конструкцией. Указано на необходимость проведения в Польше аэродинамических исследований для разработки новых профилей, также работ над планерами из ламинатов.

629.138—473

SOŁTYK W.

Каким должен быть сельскохозяйственный самолет? Влияние экономических факторов на конструкцию сельскохозяйственного самолета.

Сельскохозяйственный самолет должен быть сконструирован при исключительном предназначении для сельскохозяйственных заданий. Узкая специализация в зависимости от рода сельскохозяйственных заданий не требуется. В статье обсуждено влияние таких факторов, как грузоподъемность самолета, ширина разбега, расстояние от аэродрома до поля, скорость самолета, длина разбега, а также цена и прочность самолета, стоимость проведения сельскохозяйственных работ. Автор пришел к выводу, что наиболее экономичным является самолет с грузоподъемностью 1500—2000 кг, с двигателем мощностью ок. 800 л. с.

621.9.016.2

GOŁĘDZINOWSKI A.

Резание металлов в высокотемпературных условиях.

Обработка резанием таких материалов как труднообрабатываемых сталей может быть значительно улучшена путем подогрева обрабатываемого предмета для его смягчения. Однако надо требовать подогрев только в поверхностном слое, чтобы исключить деформацию. В статье приведены основные принципы нового метода обработки. Обсуждены разные методы подогрева, между прочим теплом процесса резания. В статье приведены тоже области применения и результаты работы автора.



technika lotnicza i astronautyczna

MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH

W Okazji Jubileuszu

W tym roku mija 30 lat od ukazania się pierwszego numeru „Techniki Lotniczej”, wówczas organu Związku Polskich Inżynierów Lotniczych (działalność ZPIL kontynuuje Sekcja Lotnicza SIMP).

Tak już jest, że zgodnie z tradycją podkreśla się okolicznościowy charakter danego wydarzenia czy osiągnięcia. W naszym piśmie wydarzenia te są nader skromne i zaledwie symboliczne. Damy temu wyraz tylko w krótkich, poświęconych Jubileuszowi, słowach.

W okresie międzywojennym ukazywały się od 1935 r. z inicjatywy Związku Polskich Inżynierów i Techników publikacje o jego działalności. Były to streszczenia referatów i dyskusji zamieszczane na łamach „Przeglądu Technicznego”, „Lotu Polskiego”, „Przeglądu Lotniczego”. Dopiero w 1936 r. ukazał się pierwszy numer własnego organu ZPIL. Był nim miesięcznik „Techniczne Nowości Lotnicze”. Od 1 stycznia 1938 r. czasopismo zmienia nazwę na „Technika Lotnicza” i odtąd ukazuje się regularnie do wybuchu II Wojny Światowej. Redaktorem obydwu pism był zasłużony członek ZPIL inż. JAN TUSZYŃSKI.

Wybuch II Wojny Światowej na długo pozbawił nas nie tylko warunków jawnej działalności ZPIL, ale i możliwości korzystania z własnych publikacji fachowych. Zawieszona przez okupanta hitlerowskiego działalność wydawnicza oraz zerwana więź organizacyjna spowodowały duże spustoszenie w rozwoju wiedzy lotniczej.

Wreszcie nadeszła upragniona Wolność! Na umęczonej polskiej ziemi zaczęło się odradzać tak długo dławione życie.

Już w roku 1946 wznowia swą działalność Związek Polskich Inżynierów Lotniczych przy SIMP i we wrześniu 1948 roku staraniem jego działaczy ukazuje się pierwszy numer „Techniki Lotniczej”.

Tak więc po 9 latach przerwy dzięki moralnemu i finansowemu poparciu władz wojskowych „Technika Lotnicza” ponownie została przekazana Czytelnikom.

Intencją ówczesnego zespołu redakcyjnego było stworzenie pisma pożytecznego dla wszystkich inżynierów i techników lotnictwa, a także studentów wydziałów lotniczych szkół wyższych.

W okresie powojennym następuje dynamiczny postęp rozwoju techniki, a szczególnie lotniczej. W ostatnim dziesięcioleciu jesteśmy świadkami rozwoju techniki astronautycznej. Nie zapominajmy, że ta ostatnia wyrosła w oparciu o wiedzę i doświadczenie inżynierów i techników lotniczych.

Dla wypełnienia luki w roku 1966 wprowadziliśmy na łamy „Techniki Lotniczej” astronautykę i odtąd pismo ukazuje się pod nazwą „Technika

30 lat

Lotnicza i Astronautyczna". W każdym numerze publikujemy artykuł naukowo-techniczny oraz informacje z tej dziedziny w „Nowościach Technicznych”.

Był to już krok naprzód, ale naszym zdaniem konieczne są dalsze poczynania w kierunku systematycznego ulepszania profilu i poziomu pisma, uatrakcyjniania go i dostosowywania do potrzeb szerszego grona Czytelników.

Obecnie zrobiliśmy następny krok. Od bieżącego, październikowego numeru wprowadziliśmy dwa nowe działy: eksploatacji i ekonomiki transportu lotniczego, nie rezygnując jednak z reprezentowanych dotąd działów.

Wprowadzenie zmian możliwe było dzięki pomocy Dyrekcji Wydawnictw Czasopism Technicznych NOT. Otrzymaliśmy bowiem dodatkowy fundusz oraz papier na powiększenie objętości pisma. Od niniejszego numeru pismo będzie się ukazywać w objętości 32 stron.

Poza wprowadzeniem nowej tematyki zwiększamy ilość artykułów w każdym numerze kosztem ich objętości. Ponadto artykuły będą bogato ilustrowane, dzięki czemu również szata graficzna będzie bardziej atrakcyjna. Zamierzamy też zmienić okładkę.

Wprowadzone już innowacje nie są jeszcze na dużą skalę zakrojone ani zbyt rewelacyjne i nie przesłaniają pozostających w polu widzenia zespołu redagującego niedostatków, na które cierpi jeszcze czasopismo. Należałoby do nich zaliczyć choćby takie:

- zbyt mała różnorodność tematyki
- niezbyt wyraźne zróżnicowanie treści pod kątem różnych zainteresowań Czytelników, a zwłaszcza brak publikacji adresowanych do użytkowników sprzętu latającego
- nie dość wyczerpujący zakres informacji o osiągnięciach i planach naszego przemysłu lotniczego i pracach biur konstrukcyjnych
- zbyt mało informacji o życiu, działalności i osiągnięciach sekcji lotniczych SIMP i SITK, a w szczególności terenowych
- zbyt słabe powiązanie z odpowiednimi instytucjami lotnictwa wojskowego.

Chcielibyśmy jednak powiedzieć, że ambicją zarówno zespołu redakcyjnego, jak i wydawcy, jest dążenie do stałego ulepszania pisma. Skoro tak, należałoby zapoznać Czytelników z zamierzeniami, jakie redakcja pragnie urzeczywistnić w najbliższej przyszłości. Otóż zamierzenia te idą w następujących kierunkach:

- ściślejszego niż dotychczas powiązania się z przemysłem lotniczym, LOT-em, Aeroklubem, SZD w Bielsku-Białej, ITWL itd.
- częściowego przystosowania pisma do potrzeb pracowników technicznych eksploatujących sprzęt latający
- zapewnienia stałych informacji o nowych rozwiązaniach konstrukcyjnych zarówno krajowych, jak i zagranicznych
- wzbogacenia treści przez zapewnienie dopływu wartościowych opracowań przez dobór odpowiednich autorów
- podnoszenia walorów pisma przez uatrakcyjnienie go i przystosowanie do aktualnych zainteresowań Czytelników
- wprowadzenia artykułów popularyzujących nową technikę i organizację w przemyśle lotniczym
- zacieśnienia kontaktu z Czytelnikami (organizowanie okolicznościowych spotkań środowiskowych i ankietyzacji).

Realizacja tych i innych niedomówionych tu zamierzeń będzie w znacznym stopniu uzależniona od współdziałania Czytelników. O współdziałanie to gorąco apelujemy. Wdzięczni będziemy tym spośród Czytelników, którzy zechcą w nadesłanych wypowiedziach ocenić, w jakim stopniu nasz miesięcznik jest im pomocny i czy znajdują w nim to, czego oczekują.

R e d a k c j a

Transport lotniczy jako czynnik polityki gospodarczej państwa

Żywiolowy rozwój transportu lotniczego wymaga określenia docelowych form rozwojowych tej gałęzi transportu. Jak dotychczas, u podstaw rozwoju lotnictwa transportowego leżą przede wszystkim względy polityczne i obronne. W artykule przedstawiono zarys historyczny transportu lotniczego, omówiono cechy charakterystyczne wyróżniające lotnictwo od innych środków transportu i podkreślono gospodarcze znaczenie lotnictwa transportowego, które wpływa poza tym na obronność kraju i rozwój międzynarodowych stosunków politycznych. Wskazano na indywidualne czynniki rozwoju tej gałęzi transportu w różnych krajach.

Rola transportu w procesie dynamicznego i harmonijnego wzrostu gospodarczego jest na ogół właściwie oceniana. Oczywiście chodzi tu o pojęcie transportu w ujęciu kompleksowym, to znaczy o wszystkie jego rodzaje w funkcjonowaniu gospodarki narodowej.

W odróżnieniu jednak od wszystkich gałęzi transportu, transport lotniczy mimo dynamicznego rozwoju w okresie ostatnich kilkudziesięciu lat w dalszym ciągu stanowi pewną niedoskonałość w zakresie badawczym.

Lotnictwo należy do najmłodszych gałęzi transportu, a jego rozwój następował głównie w krajach, które dysponowały odpowiednią techniczną bazą przemysłową. Dodatkowym czynnikiem wpływającym na rozwój przemysłu lotniczego w poszczególnych państwach był również udział tych państw w wojnach XX wieku.

W 1966 r. w skali światowej (bez krajów socjalistycznych) w eksploatacji znajdowało się już około 200 tys. samolotów, w tym około 60 tys. samolotów wojskowych, 4800 pasażerskich, 116 tys. lekkich i 13 tys. śmigłowców. Według przewidywań w 1975 r. ogólna liczba samolotów wyniesie około 300 tys. sztuk.

Wartość zakupów samolotów pasażerskich w latach 1955—1961 wyniosła łącznie 17 mld dolarów. W latach 1965—1975 przewiduje się, że wartość zakupów ma wynieść 28—39 mld dolarów.

Wartość rocznej produkcji przemysłu lotniczego (samoloty, śmigłowce, rakiety i statki kosmiczne) wynosiła 14 mld dolarów w 1965 r., a w 1966 r. już 22 mld dolarów (bez krajów socjalistycznych).

W 1965 r. udział poszczególnych krajów kapitalistycznych w produkcji lotniczej przedstawiał się następująco:

Stany Zjednoczone	— 80%
Wielka Brytania	— 8%
Francja	— 5%
pozostałe kraje	— 7%

Zamówienia na samoloty zmuszają do stałego rozwoju tej gałęzi przemysłu, co z kolei stanowi wynik miary wzrostu użyteczności samolotu. Dotyczy to w szczególności sa-

molotu transportowego. Wieloletnie doświadczenia potwierdzają bowiem stały spadek kosztów transportu lotniczego w porównaniu z innymi rodzajami transportu, a przede wszystkim spadek kosztów eksploatacji samolotów nowoczesnych.

Wprowadzenie do eksploatacji nowych typów samolotów powoduje systematyczne obniżanie się taryf przewozowych. Wystarczy przytoczyć dwa typy samolotów będących w eksploatacji. I tak koszty na tonokilometr dla samolotu DC-3F lub CL-44 wynoszą tylko 3 centy, podczas gdy dla samolotu DC-3 wynoszą 21 centów.

Przedstawione typy samolotów reprezentują sprzęt aktualnie stosowany przez przedsiębiorstwa lotnicze, a jednocześnie ich właściwości techniczne ilustrują dynamikę przemian ostatnich lat. Samoloty specjalizowane przeznaczone do przewozu ładunków towarowych sprowadzają taryfy nawet do wielkości stawek w transporcie drogowym w relacjach międzynarodowych.

Szybki rozwój techniki lotniczej i usprawnienia organizacyjne przedsiębiorstwa lotniczego w sposób zasadniczy oddziałują na wzrost efektywności w transporcie lotniczym, a tym samym na zmianę orientacji zastosowania samolotu. Ogromne znaczenie w tym przypadku ma przedłużenie trwałości silni-

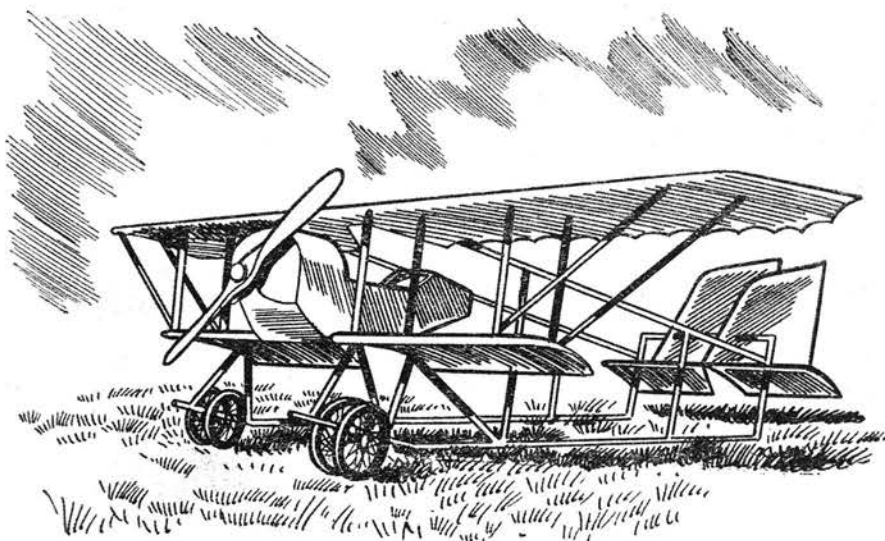
ków lotniczych, a także zmniejszenie jednostkowego zużycia paliwa. Jednak podstawowym czynnikiem warunkującym wzrost efektywności w transporcie lotniczym jest rozwój powierzchni handlowej samolotu.

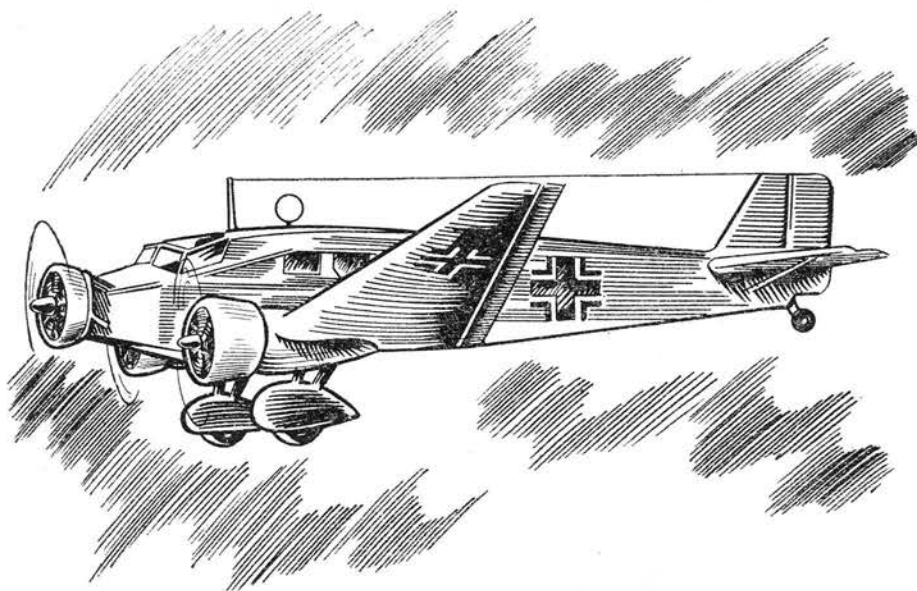
Jeśli przyjmiemy założenie, że samolot stał się opłacalnym środkiem transportu, to jednak do tej pory odczuwa się brak konkretnych docelowych form rozwojowych transportu lotniczego. Rozwój lotnictwa w ogóle, a lotnictwa transportowego w szczególności przypisać należy żywiolowi, u podstaw którego leżą przede wszystkim względy polityczne i obronne.

W transporcie lotniczym w dalszym ciągu odczuwa się brak opracowanych metod określania zadań techniczno-ekonomicznych, co utrudnia w dużej mierze ogromną ilość czynników wpływających na efekty końcowe przedsiębiorstwa. Taki stan rzeczy powoduje duże przybliżenie w przewidywaniu wyników rozwijającego się w zmiennych warunkach przestrzennych transportu lotniczego.

W 1958 r. rozpoczęła się era samolotów odrzutowych w cywilnej komunikacji lotniczej. Nowy sprzęt w rekordowo krótkim czasie wyeliminował samoloty o napędzie tłokowym. W 1966 r. samoloty odrzutowe i śmigłowce z silnikami turbinowymi miały już na swym koncie

Caudron





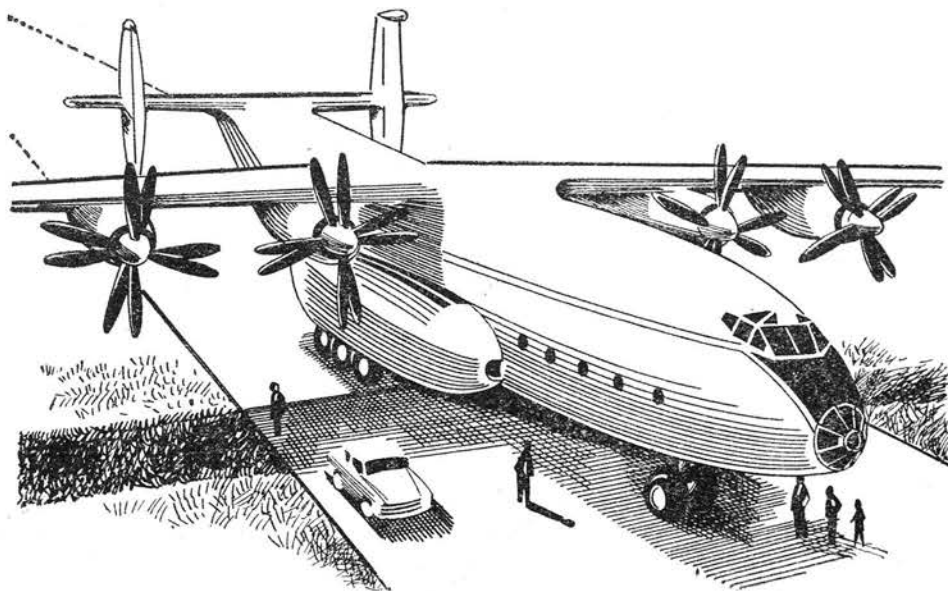
Junkers Ju-52

ponad 90% przewozów lotniczych. Obecnie przygotowuje się już druga rewolucja techniczna w cywilnej komunikacji lotniczej: autobusy powietrzne (aerobusy B-747) i samoloty o prędkości naddźwiękowej. Jesienią br. planuje się próbny lot 400-osobowego samolotu „Jumbo Jet”, a w roku następnym samolot ten obsługiwać będzie regularne linie lotnicze. W Związku Radzieckim trwają prace nad przystosowaniem 700-osobowego samolotu AN-22 do obsługi regularnego ruchu lotniczego. W początkach lat siedemdziesiątych na dalekich trasach międzykontynentalnych kursować będą samoloty o prędkości naddźwiękowej: francusko-brytyjskie „Concorde”, radzieckie Tu-144 oraz amerykańskie B-2707.

Określenie roli i miejsca transportu lotniczego w układzie docelowym to przede wszystkim sprecyzowanie jego gospodarczego, społeczno-politycznego i obronnego znaczenia.

W praktyce funkcjonowania przedsiębiorstwa lotniczego obowiązują odmienne prawa aniżeli w innych przedsiębiorstwach transportowych. W tym bowiem przypadku nieunik-

AN-22



nione są okresy, kiedy eksploatowany sprzęt ulega stosunkowo szybkiemu procesowi starzenia „moralnego”. Miernikiem takiego stanu rzeczy staje się poziom rentowności samolotu.

Jak już zaznaczono poprzednio, na rynku lotniczym pojawiają się coraz bardziej atrakcyjne typy samolotów, charakteryzujące się korzystniejszymi wskaźnikami eksploatacyjnymi. Dlatego też przedsiębiorstwa lotnicze dla utrzymania swojej pozycji na rynku zmuszone są do stałego śledzenia ofert przemysłu i jego koncepcji rozwojowych.

Każda gałąź transportu ma swoje specyficzne cechy warunkujące jej przydatność gospodarczą i społeczną. Np. transport kolejowy charakteryzuje się dużą zdolnością przewozową w zakresie ładunków masowych, jednakże jego zasięg działania i usług jest ściśle wyznaczony układem liniowym drogi stałej, jaką w tym przypadku jest tor kolejowy. Transport lotniczy charakteryzuje się innymi cechami, które w miarę postępu technicznego ulegają systematycznej korekcie. Cechy te mają szczególne znaczenie

dla krajów dysponujących słabo rozwiniętą infrastrukturą transportową.

Do podstawowych cech wyróżniających transport lotniczy należy zaliczyć:

- dużą szybkość przewozów,
- zależność od rzeźby terenu i warunków atmosferycznych,
- dużą manewrowość i możliwość planowania dowolnych kierunków połączeń,
- doskonałość przystosowania się do różnych rozmiarów przewozów,
- dużą sprawność organizacyjną.

W polityce transportu lotniczego kryje się przede wszystkim czynnik militarny. Rozwój lotnictwa transportowego dla potrzeb militarnych datuje się właściwie od drugiej wojny światowej. Natomiast znawca problemów lotniczych i jeden z pierwszych jego teoretyków gen. Giulio Douhet już w 1919 r. w transporcie lotniczym widział zasadnicze cechy, które do dnia dzisiejszego nie straciły na wartości, a wręcz przeciwnie zostały spotęgowane.

W przekroju historycznym jako samoloty transportowe o przeznaczeniu wojskowym traktować już można dwumiejscowe samoloty typu Caudron zastosowane w 1916 r. Samoloty te wykorzystywano do zaopatrzenia wojsk będących w okrzepieniu.

W szerokim tego słowa znaczeniu wojskowy samolot transportowy zastosowano w latach 1935/1936 dla przerzutów wojsk włoskich do Abisynii. Z kolei gen. Franco wykorzystał samoloty transportowe typu Ju-52 do przewożenia wojsk marokańskich na teren Hiszpanii. Niemcy hitlerowskie rozpoczęły organizację lotnictwa transportowego już w 1937 r. (o przeznaczeniu wojskowym), a podstawowym typem samolotu będącym na ich wyposażeniu był samolot Ju-52. Organizacja linii lotniczych Lufthansa dostosowana była do potrzeb armii. Dyrektor Lufthansy po rozpoczęciu drugiej wojny światowej otrzymał zadanie wprowadzenia planu wykorzystania lotnictwa cywilnego dla potrzeb wojny.

Właściwy rozwój lotnictwa transportowego o przeznaczeniu militarnym przypada na okres drugiej wojny światowej. Przyczyną tego stał się przede wszystkim zakres prowadzonych operacji wojskowych w układzie przestrzennym. Np. w 1941 r. Stany Zjednoczone pod naciskiem zaistniałej sytuacji organizują tzw. wielkie mosty powietrzne za pośrednictwem ATC (Air Transport Command) dysponujące w 1942 r. trzema tysiącami samolotów, zaopatrujących wszystkie teatry działań wojennych w podstawowe materiały oraz przewożących rannych. Z Indii w kierunku Wielkiej Brytanii i Stanów Zjednoczonych przewożono surowce dla potrzeb przemysłu zbrojeniowego (np. rudy uranowe z Konga belgijskiego przeznaczone do produkcji pierwszych bomb atomowych).

Aktualnie rozwój wojskowego transportu lotniczego idzie w parze z rozwojem lotnictwa cywilnego, które traktować już należy jako środek przewozów masowych. Rozwój lotnictwa transportowego na całym świecie znajduje się pod ścisłym nadzorem organów wojskowych, a w okresie wojny jego tabor łącznie z całą infrastrukturą przejęty zostaje do celów przewozowych armii. Przypadki takie odnotować można nawet w ciągu ostatnich lat. W czasie wypadków kongijskich zawieszono częściowo działalność przedsiębiorstwa lotniczego „Sabena”, a samoloty wykorzystano do przewozów wojskowych. Podobny przypadek miał miejsce podczas wydarzeń w Iranie zachodnim, gdzie z kolei Holendrzy wykorzystali samoloty KLM. Typowym przykładem zastosowania samolotu transportowego w celach interwencyjnych są przewozy w najpoważniejszej fazie kryzysu berlińskiego w 1948 r.

Tak więc dochodzimy do ścisłej interpretacji roli, zadań i celów lotnictwa transportowego. Jak wykazała ostatnia wojna światowa — a szczególnie wypadki konfliktowe po drugiej wojnie światowej — lotnictwo transportowe zaczyna odgrywać coraz istotniejszą rolę, która niewątpliwie waży już na rozwoju międzynarodowych stosunków politycznych i gospodarczych.

Lotnictwo transportowe jest szybkim, długodystansowym środkiem przewozu ludzi, poczty i towarów, ponadto stanowi poważny i stale rozwijający się czynnik życia gospodarczego.

W słynnym orędziu prezydenta Kennedy'ego z kwietnia 1962 r. silnie zaakcentowano funkcje transportu międzynarodowego: lotniczego i morską. Kennedy akcentował rolę i znaczenie tych właśnie gałęzi transportu jako instrumentu handlu zagranicznego z jednoczesnym podkreśleniem ich roli dla potrzeb przewozowych wojska na wypadek wojny. W tym zakresie prowadzi się aktualnie w Stanach Zjednoczonych intensywne badania obejmujące szeroki wachlarz problemów techniczno-ekonomicznych oraz strategicznych. Badania te dotyczą przede wszystkim systemu transportowego jako całości oraz wzajemnych zależności między poszczególnymi gałęziami transportu. Podobnie jak w Stanach Zjednoczonych tak i w innych krajach, a szczególnie w Związku Radzieckim prowadzi się podobne badania.

Do niedawna szereg autorów uważało, że transport lotniczy nie jest jeszcze przystosowany do przewożenia ładunków w dużej masie. Zaprzecza temu załączona tablica przedstawiająca zdolność przewozową nowoczesnego samolotu transportowego w porównaniu z określonym typem statku handlowego.

Z tablicy tej widać, że samolot transportowy typu Super VC-10 (ostatnio zamówiony również przez siły zbrojne Wielkiej Brytanii) ma

Zdolność przewozowa nowoczesnych samolotów transportowych w porównaniu ze statkiem typu „France”

Parametry techniczno-eksploatacyjne	„Super” VC-10	Statek „France”	AN-22
Prędkość w km/godz.	940	67	680
Liczba miejsc pasażerskich (maksymalna)	222	2000	720
Zdolność przewozowa w pasażerokm/godz. /godz.	208 680	114 000	489 600

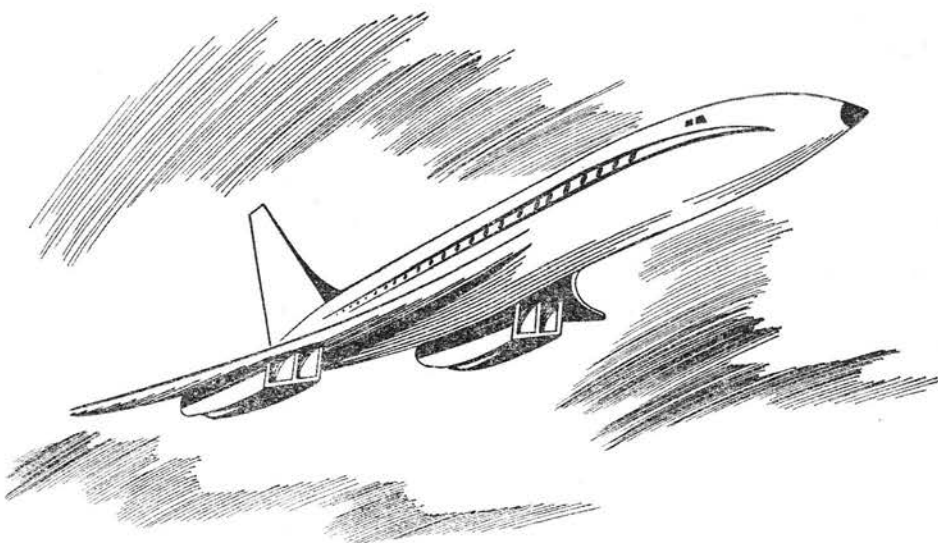
prawie dwukrotnie większą zdolność przewozową w porównaniu ze statkiem typu „France”. Jednak czynnikiem stanowiącym o wyższości samolotu jest nie tyle jego zdolność przewozowa, ile operatywność działania. Samolot dociera zazwyczaj bliżej miejsca przeznaczenia, szczególnie na obszarach o bogatej sieci lotnisk.

W istniejącym stanie rzeczy rozwój transportu lotniczego uzależniony jest od poziomu kosztów. Nakłady inwestycyjne na rozbudowę infrastruktury względnie import sprzętu przekraczają możliwości finansowe szeregu państw. Transport lotniczy spełnia aktualnie zasadnicze zadania przewozowe w obsłudze

transportu lotniczego ma indywidualne cechy w poszczególnych państwach. Na przykład kraje mające bogatą rzeźbę terenu, gdzie użyteczność transportu lądowego jest ograniczona w wyniku wydłużenia odległości transportowych czy zmniejszenia ładowności i prędkości, w samolocie dopatrują się środka wyjątkowo konkurencyjnego.

W polityce transportowej szeregu państw należy przewidywać następujące elementy rzutujące na perspektywy rozwojowe lotnictwa:

- samolot transportowy jest i będzie jedynym operatywnym środkiem komunikacji międzynarodowej, a w krajach o dużej powierzchni — również i wewnętrznej. Za pośred-



„Concorde”

pasażerów, gdzie jego wartość użytkowa jest bezsporna, szczególnie na dużych odległościach. Lotnicze przewozy ładunków towarowych przy stniejącym zapotrzebowaniu na dobra konsumpcyjne trwałego użytku są ograniczone z uwagi na obowiązujące jeszcze bardzo wysokie taryfy. Według badań przeprowadzonych przez Chacaturowa w Związku Radzieckim stosunek kosztów transportu lotniczego do morskiego przedstawia się jak 1:2. Natomiast w transporcie lotniczym i kolejowym ZSRR na odległościach powyżej 1000 km nastąpiło już zrównanie taryf. Dlatego też w ZSRR wykorzystanie samolotu ma charakter masowy, szczególnie w zakresie przelotów w celach służbowych. Na ten stan rzeczy wpływają przede wszystkim odległości. W planach zagospodarowywania przestrzennego Syberii układ sieci lotniczych zajmuje miejsce pierwszoplanowe. Tak więc polityka w zakresie rozwoju

nictwem samolotu rządy szeregu państw utrzymują więź polityczną i administracyjną z najbardziej odległymi obszarami.

- odległości transportowe, a szczególnie czas trwania podróży, powodują znaczne zwiększenie wartości usług transportu lotniczego działającego w interesie państwa, głównie zaś przy przerzutach specjalistów czy wartościowych przesylek,
- samolot transportowy nie może być traktowany przejściowo z perspektywą zastąpienia go przez inny rodzaj transportu. Rola samolotu będzie systematycznie wzrastała, dlatego też planowane inwestycje w tym zakresie muszą mieć charakter trwały i uwzględniać dynamikę rozwoju usług transportowych.

Reasumując należy stwierdzić, że właściwa ocena roli i zadań, jakie przypadają transportowi lotniczemu w rozwoju ekonomicznym wymaga gruntownych badań w odniesieniu do każdego z państw oddzielnie.

Żywienie astronautów w lotach kosmicznych

W artykule omówiono bardzo interesujące zagadnienie odżywiania astronautów w przestrzeni pozaziemskiej. W przypadku lotów krótkotrwałych problem ten został już rozwiązany dzięki zastosowaniu pokarmów w postaci past umieszczonych w tubach. Natomiast dla lotów długotrwałych przewiduje się stosowanie sposobu odżywiania opartego na tak zwanym systemie odpadkowo-zamiennym, w skład którego wchodzi człowiek, algi i pewne jadalne skorupiaki. Szczególną uwagę poświęcono wodzie, która stanowi niezwykle ważny czynnik dla życia. Przedstawiono metodę odzyskiwania wody z kału i moczu. Omówiono również tzw. szok bakteryjny, stanowiący istotne niebezpieczeństwo dla astronautów, którzy będą dokonywali lotów na inne planety.

Problem żywienia astronautów podczas lotów trwających kilkanaście dni lub tygodni został rozwiązany, i sposób żywienia nie stwarza żadnych zastrzeżeń, zarówno co do zawartości białka, tłuszczów, węglowodanów, witamin i soli mineralnych, jak też asortymentu potraw i ich właściwości smakowych.

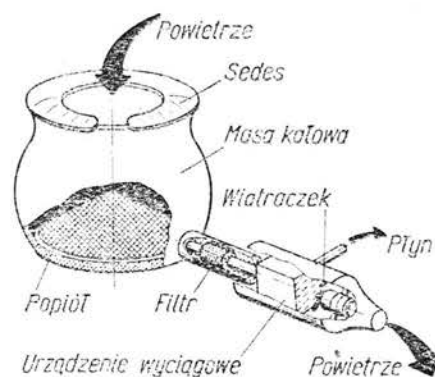
Zestaw produktów żywnościowych ujęty jest w głównej mierze pod postacią past umieszczonych w tubach, których zawartość mogą astronauta za pośrednictwem rurki ze sztucznego tworzywa wprowadzać wprost do ust. Potrawy zawarte w tubach składają się z różnych kombinacji pasztetów i wędlin, czekolady, miodu i orzechów, mleka skondensowanego i hydrolizatów białka. Hydrolizaty te uzyskane na drodze hydrolizy w środowisku kwaśnym charakteryzują się znaczną zawartością odżywczą, mają duży procent wolnych aminokwasów i stanowią jedną z najłatwiej przyswajalnych form substancji białkowych.

Oprócz tub zawierających substancje odżywcze astronauta dysponują tubami napełnionymi czarną kawą i herbatą oraz naturalnymi sokami owocowymi: borówkowym, porzeczkowym, truskawkowym, agrestowym i pomarańczowo-cytrynowym. Niektóre tuby zawierają półpłynne masy mięszone otrzymane z różnych gatunków jabłek oraz przetarte powidła z dodatkiem odpowiednich witamin.

Potrawy są tak dobrane, że nie tylko mogą zaspokoić głód i pragnienie, ale ponadto są one tak oczyszczone z błonnika, że prawie całkowicie ulegają wchłonięciu, wskutek czego przez kilka dni nie odczuwa się potrzeby defekacji.

Różne gatunki chleba, wypieczone pod postacią małych kuleczek stanowiących jeden kęs, zamknięte są między dwoma listkami celulozy nasyczonej 1,5% kwasem sorbowym lub jego solami wapniowymi. Zabezpieczony w ten sposób przed pleśnie-

niem i czerstwieniem chleb przez długie miesiące może zachować smak i zapach charakterystyczny dla świeżego pieczywa. Przy produkcji past powstały trudności nie tyle w doborze odpowiedniego smaku, składu czy kaloryczności, ile w uzyskaniu 100% jałowości w celu zapobiegnięcia fermentacji i niedopuszczenia do namnożenia się bakterii mogących spowodować tzw. zatrucie pokarmowe. Występująca w tym schorzeniu biegunka z bólami brzucha, gorączką i ogólnym osłabieniem mogłaby dać groźne i nieprzewidziane w skutkach następstwa. Osiągnięcie jałowości w potrawach zawartych w pastach nie należało do rzeczy łatwych, mimo stosowania nowoczesnej aparatury ograniczającej do minimum pracę ludzką i mimo przestrzegania aseptyki.



Rys. 1. Urządzenie toaletowe. Kał gromadzi się na siatce mającej kształt stożka. Płyn po oddaniu moczu i kału gromadzi się na dole i zostaje poprzez filtr i separator wciągnięty do kolby aparatu destylacyjnego dzięki stałemu przepływowi powietrza przez urządzenie toaletowe. Stały dopływ powietrza zapewnia umieszczony w urządzeniu wyciągowym wiatraczek. Przez podgrzanie drugiej siatki, która znajduje się w odległości kilkunastu mm poniżej i połączona jest ze źródłem prądu, zatrzymany na górnej siatce kał zostaje wysuszony i spalony, a popiół opada na dno urządzenia toaletowego. Stąd zostaje wciągnięty do filtra umieszczonego w aparacie wyciągowym.

Musiano bowiem zwalczyć nie tylko pierwotne zanieczyszczenie bakteryjne produktów wziętych do przygotowania potraw [3, 6], ale też wtórne zanieczyszczenia mające miejsce podczas rozcierania tych produktów w młynkach, oddzielania nieprzyswajalnych składników i stosowania innych zabiegów technologicznych.

Pokarmy i napoje zawarte w tubach, jak też różne produkty liofilizowane, rozwiązały problem odżywiania podczas przeprowadzanych dotąd kilkunastodniowych lotów kosmicznych oraz w projektowanej podróży na Księżyc. Są one tak dobrane, że po spożyciu dostarczają organizmowi ok. 60 G tłuszczów, 100 G białka i 600 G węglowodanów. Należy zaznaczyć, że można ograniczyć tłuszcz na korzyść węglowodanów, ale białka nie powinno się ograniczać poniżej 1 G/1 kg ciężaru ciała. Obniżenie białka poniżej tej wartości powoduje upośledzenie regeneracji komórek i tkanek oraz zaburzenie innych funkcji organizmu. Białko bowiem stanowi nie tylko niezbędny materiał do wzrostu i odbudowy tkanek, ale jest źródłem tworzenia się enzymów biorących udział w przemianie materii. Tłuszcz i węglowodany takiej roli nie odgrywają, stanowią raczej źródło energetyczne i zapasowe. W warunkach długotrwałej podróży międzyplanetarnej powinno się zabezpieczyć produkty przeznaczone na konsumpcję nie tylko od doraźnego zepsucia spowodowanego przez drobnoustroje, ale też uchronić od zewnętrznych czynników natury fizycznej i od pewnych wewnętrznych reakcji chemicznych mogących ujemnie wpływać na ich cechy organoleptyczne i odżywcze. Jelczeniu tłuszczów zapobiega butylowany hydroksyanizol oraz butylowany hydroksytoluen z dodatkiem wersenianu sodu.

Coraz liczniejsze zastosowanie znajdują preparaty enzymatyczne, jak diastaza i proteinaza ułatwiająca klarowanie produktów skrobiowych

i białkowych. Przy klarowaniu soków owocowych używa się pekty-nazy, która rozkłada pektynę znajdującą się w tych sokach. Dla regeneracji pierwotnego zapachu w suszach warzywnych lub owocowych daje się pewne związki enzymatyczne, które powodują odszczepianie się nowych substancji zapachowych z pozostałych w suszu rezerw, prekursorów zapachu, np. do suszu z rodziny krzyżowych (groch, fasola itp.) daje się syngrynę, do suszonej kapusty mirosulfatazę z tioglukozydazą. Dla usunięcia resztek tlenu z soków i suszów daje się glikozo-oksydazę.

Poza tym artykuły spożywcze muszą w większym stopniu spełniać postulaty wynikające z danych warunków życia tak pod względem ich opakowania, jak też uprzedniego spreparowania i sporcjonowania w celu ułatwienia procedury przyrządzania posiłków, urozmaicenia ich asortymentu oraz zapewnienia możliwie wysokiej ich wartości smakowo-odżywczej.

W badaniach nad sposobem skoncentrowania żywności dokonano obecnie dużego postępu, zwłaszcza od czasu wprowadzenia odwodnienia przez suszenie sublimacyjne metodą liofilizacji, albo przez suszenie rozpyłowe prądem gorącego powietrza lub promieniami podczerwonymi. Metoda polega na tym, że płynny, jak kawa, herbata, ekstrakty mięsne lub warzywne oraz zawiesiny koloidalne, jak białko, żółtko jaj, mleko itp. poddane uprzednio znacznemu rozpyleniu w chwili zetknięcia się z gorącym powietrzem lub obojętnym gazem, np. azotem, tracą prawie natychmiast wodę zachowując kolor, smak i zapach świeżego produktu. Wysoki stopień odwodnienia zapewnia prawie nieograniczoną trwałość, powodując odporność na działanie bakterii i powstrzymując przebieg niekorzystnych reakcji enzymatycznych. Zalanie koncentratu ciepłą wodą daje produkt o normalnym smaku i zapachu oraz dostatecznej zawartości witamin. Przy dawnym sposobie opartym na termicznym suszeniu żywności dochodziło nie tylko do denaturacji białka i karmelizacji cukru, ale też do znacznego obniżenia poziomu witamin.

Potrawy o stałej konsystencji, jak gotowe dania mięsne i węglowodanowe poddaje się procesowi liofilizacji, czyli zamrożeniu i suszeniu w próżni. Produkty liofilizowane są bardzo lekkie, wilgotność ich wynosi ok. 2%, a zatem jest 6-krotnie mniejsza od wilgotności maki. Cechują się prawie nieograniczoną trwałością i łatwością sporządzania z nich posiłków. Można je latami przechowywać, wymagają jedynie szczelnego opakowania, najlepiej z zastosowaniem próżni lub użyciem obojętnego gazu, np. azotu. Ciężar tych potraw jest kilkakrotnie mniejszy od ciężaru surowców o kilkudziesięciokrotnie mniejszej objętości.

A zatem problem odżywiania się astronautów w lotach krótko- i średniotrwałych jest rozwiązany i pozostaje do rozwiązania problem odżywiania się podczas podróży długotrwałych. Podróż na Wenus zaliczyć można do lotów średniej długości, gdyż może się ona odbyć w czasie krótszym niż 150 dni. Na dotarcie do Marsa trzeba poświęcić już 250 dni. Podróż jednak w obie strony wymaga dłuższego czasu niż to wynika z pomnożenia przez dwa liczby dni potrzebnych do przelotu w jedną i drugą stronę. Ziemia bowiem i planety są w ciągłym ruchu i trzeba czekać na Wenus 460 dni zanim zaistnieją korzystne warunki i statek powietrzny będzie mógł udać się w podróż powrotną. Pobyt na Marsie trwać musi 449 dni. Dlatego podróż na Wenus i z powrotem trwać będzie 25 miesięcy, a na Marsa 32 miesiące [12].

Zabranie zatem takiej ilości środków spożywczych, które zapewniałyby dostateczne odżywianie w czasie długotrwałego lotu w przestworzach, jest ze względu na znaczne obciążenie statku niemożliwe [1, 2]. Wobec tego postanowiono oprzeć się na innym sposobie odżywiania, który jest oparty na tzw. biologicznym systemie odpadkowo-zamiennym, w skład którego wchodzi człowiek, algi i pewne jadalne skorupiaki. Do tego składu dokooptować można małe zwierzęta, np. króliki lub ptactwo domowe [13].

Jeśli chodzi o algi i pokrewne im wodorosty, to w Japonii i Chinach od dawna wykorzystuje się różne ich odmiany do celów spożywczych, przy czym gatunek *Rhodomenia palmata* oraz pewien gatunek z rodzaju *Porphyra*, zwany w Japonii *Nori*, spożywane są masowo w charakterze warzyw.

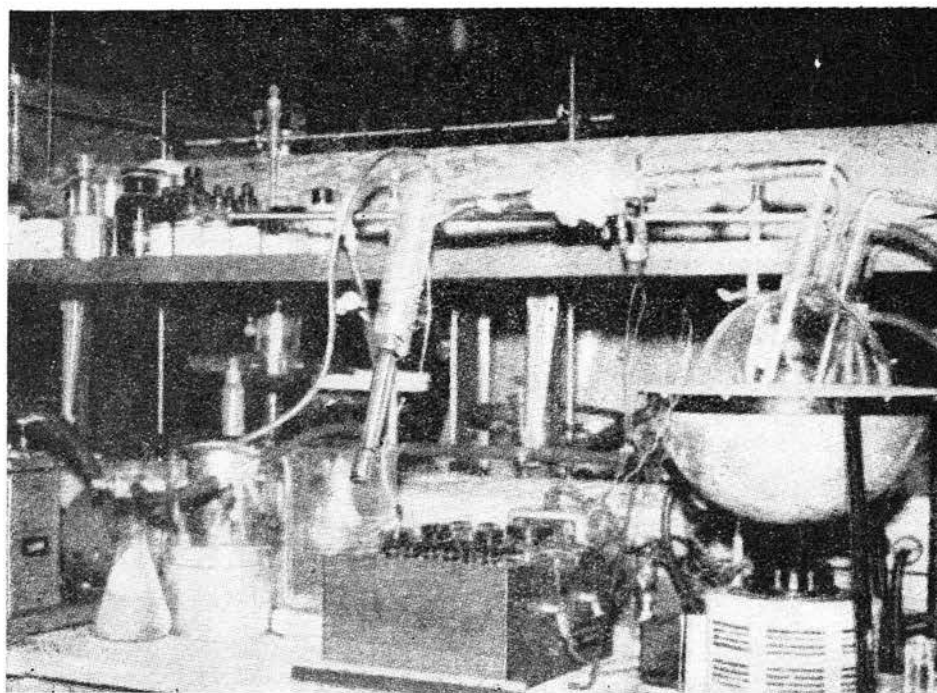
Sprawa sztucznej hodowli jednokomórkowych zielonych glonów z rodzaju *Chlorella* jest znana od 15 lat. W porównaniu z produkcją biomasy drożdżowej rozwój *Chlorelli* jako organizmu samożywnego dzięki chlorofilowi odbywa się w sposób bardziej ekonomiczny, głównie kosztem energii słonecznej, przy czym do swej syntezy korzysta ona ze składników mineralnych zawartych w wodzie, pobierając również CO₂ z powietrza, tak jak rośliny wyższe, mimo że organizm wielkością i kształtem przypomina drożdże. W sztucznej hodowli używa się gatunków *Chlorella pyrenoidosa*, *Chlorella vulgaris* oraz pokrewne gatunki, jak *Scenedesmus* i *Synechocystis*. Są to twory jednokomórkowe zawierające chloroplasty, czyli ciała zieleni bogate w białko, tłuszcze i węglowodany. Zawierają one karoteny oraz pokrewne im żółte ksantofile. Urządzenie do hodowli alg, złożone z trzech naczyń o łącznym ciężarze z płynem odżywczym 65 kG, może w warunkach optymalnych produkować na dobę 500 G planktonu w każdym naczyniu. Chemiczny skład glonów wg *Moysego* [9] zawiera — zależnie od gatunku — węglowodanów 5,7—37,5%, białek 8,2—88,2%, tłuszczy 4,5—85,6% i soli

mineralnych 3—4%. Białka *Chlorelli* zawierają ponad 20 różnych aminokwasów, w tym 10 egzogennych, przy czym tak jak u większości białek roślinnych mało jest w nich cystyny i metioniny. Tłuszcz otrzymany z *Chlorelli* nie została się w temperaturze pokojowej, ale zachowuje stan płynny z powodu nienasyconych tłuszczów, stanowiących 83% ogólnej ich ilości. Ilość węglowodanów jest nieduża. Świeże glony mają słabo trawiasty smak i zapach. Niektóre gatunki można spożywać na surowo przy równoczesnym przyjęciu odpowiednich enzymów w celu łatwiejszego trawienia i lepszej przyswajalności [12].

Dodawanie glonów świeżych do pożywienia w ilości 20% nie powodowało żadnych zaburzeń u zwierząt. W Wenezueli chorym na trąd dodawano do zupy suszonych glonów, dorosłym 15 G, a dzieciom 10 G [8]. W ciągu trzech lat takiego karmienia nie stwierdzono u nich zmian patologicznych, przeciwnie przybysiali na wadze i polepszało się u nich samopoczucie. Wobec tego w 1954 r. zaczęto w Japonii dodawać 6—10% suszonych glonów do zielonej herbaty, do zup, do chleba i bułek, a nawet do lodów [8]. Ilość ta, nie zmieniając zupełnie smaku i zapachu potraw, wzbogaca znacznie pokarm. Tą biomasą będzie można na statkach kosmicznych, oczywiście po uprzednim przyzwyczajeniu, karmić króliki, kaczki lub kury. Bardziej ekonomiczny jest drób, gdyż daje wysoki przyrost ciężaru na jednostkę pokarmową. Mięso zostanie wykorzystane w 62%, odpadki zaś, jak: wnętrzności, przeżelone kości i skorupy jaj, zostaną zużyte przez pozostałe przy życiu ptactwo. Należy zaznaczyć, że ptactwo zajmuje stosunkowo mało miejsca, mając zaś inkubator, można mieć zawsze nowe potomstwo. To samo odnosi się do kaczek, mniej zaś do królików [13].

Jeśli algi służyć będą astronautom, a przede wszystkim małym stworzeniom, jako środek odżywczy, a wydaliny w formie kału i moczu po odpowiedniej przeróbce będą użyte jako pożywka dla alg, to powstanie cykl biologiczny całkowity. Do tego zamkniętego cyklu biologicznego można włączyć też zooplankton złożony z drobnych skorupiaków, jak dafnie, artemie, krewety i langusty, których można użyć do odżywiania ptactwa. Zooplankton ma wysoką wartość odżywczą. Analizy wykazały, że zawiera on 7% tłuszczów, 59% białek, 20% węglowodanów i 14% soli związków chitynowych. Hodowany w 1 m³ wody daje dziennie 75—110 G przyrostu w postaci surowej masy [13]. Sztuczna hodowla zooplanktonu nie została jeszcze opracowana tak dokładnie jak sztuczna hodowla alg.

Hodowla alg też początkowo nie była łatwa. W czasie hodowli zauważono bowiem, że w pojemnikach z algami tworzy się duża ilość piany wpływającej ujemnie na szybkość wzrostu. Prócz tego stale trzeba było oczyszczać urządzenia dopływu



Rys. 2. Mały praktyczny aparat do destylacji moczu. Aparat składa się z kolby destylacyjnej, w której umieszczony jest katalizator z platyny w postaci siatki. Kolbę destylacyjną podgrzewa spirala z drutu kantelowego pokrytego gliną ogniotrwałą. Temperaturę spirali katalizatora mierzy się za pomocą ogniwa termo-elektrycznego. Dane techniczne dotyczące pracy i samego aparatu przedstawiają się następująco: temperatura katalizatora — 1100 °C, ciśnienie — 60 mm Hg, temperatura moczu — 40 °C, wydajność aparatu — 180 l/godz., ciężar katalizatora — 10÷18 G, przepływ powietrza — 9,5 l/godz.

powietrza i odpływu gazów powstających w czasie hodowli, gdyż urządzenia te stały się zatykały. Dodatek związków krzemowych — silikonów — usunął pianę, a użycie rur z tygonu i nalgonu pozwoliło na doskonałe przewietrzanie, nie wymagające przez dłuższy czas jakiegokolwiek interwencji. W jakiś czas potem zauważono zamieranie hodowli, słabło pochłanianie dwutlenku węgla, przerywało się wydzielanie tlenu. Przyczyną tego było zakażenie hodowli przez pałeczkę ropy błękitnej (*pseudomonas aeruginosa*). Hodowlę uratowało zastosowanie antybiotyków [4].

Pierwsze próby żywienia wyhodowanymi algami, wykonane na myszach, wykazały obecność neurotoksyny, która pochodziła od bakterii pasożytujących na uszkodzonych komórkach alg. Po usunięciu przyczyny udowodniono, że sztucznie hodowane algi nie są trujące i można z powodzeniem stosować je jako pokarm dla zwierząt, ptactwa, a nawet i ludzi [12]. Algi we wspomnianym urządzeniu prócz biomasy dostarczały 875 G tlenu dziennie, co może zaspokoić potrzeby metaboliczne astronauty przez 24 godziny. W tym samym czasie mogą one przyswoić dla swych potrzeb 1085 G CO₂ wydalonego przez astronautę podczas oddychania. A zatem algi mogą służyć nie tylko jako pokarm, ale dzięki fotosyntezie mogą dostarczać tlen i pochłaniać CO₂. Energię potrzebną na procesy związane z fotosyntezą będą pobierać od słońca. W ten sposób mógłby odbywać się zamknięty krąg żywienia na pokładzie statku kosmicznego, jeśli cho-

dzi o pokrycie potrzeb własnych i całego zespołu tworzącego zamknięty cykl biologiczny. Do tego należy dodać, że długotrwałe loty są możliwe tylko w warunkach istnienia stałego krążenia wody na pokładzie statku kosmicznego.

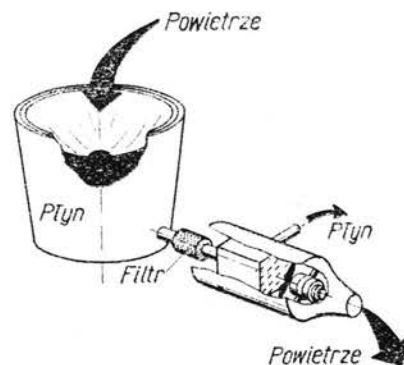
Woda obok pożywienia stanowi niezmierznie ważny czynnik dla życia. Jest ona częścią składową krwi i płynów ustrojowych. Znajduje się w każdej tkance, krąży w szczelinach międzykomórkowych i międzytkankowych, związana zaś z koloïdami jako składnik protoplazmy komórkowej odgrywa obok białka i innych związków rolę materiału budulcowego i plastycznego. Ustrój człowieka zawiera 60—70% wody. Jest ona składnikiem ogromnie ruchliwym, gdyż na dobę ustrój traci około 3 litrów wody, z tego połowę drogą nerek jako mocz, drugą połowę zaś przez płuca, w postaci pary wysycającej powietrze wydechu i przez skórę jako pot, przy widocznym i odczuwalnym oraz niewidocznym i nieodczuwalnym poceniu, wreszcie część wody przechodzi do kału.

Tę stratę ustrój musi stale uzupełniać, gdyż na brak wody jest on bardzo wrażliwy. O tej wrażliwości świadczą dane, jakie otrzymano z różnych fizjologicznych doświadczeń na zwierzętach. Śmierć wskutek wyczerpania następuje wówczas, kiedy ustrój straci prawie wszystkie tłuszcze i 50% całkowitej ilości białka. Przy utracie 10% ogólnej ilości wody zawartej w ustroju, co u osobnika o ciężarze 70 kg wynosi ok. 5 litrów, następują poważne zaburzenia czynnościowe, a utrata 15% czyli 7,5 li-

tra wody powoduje śmierć. Człowiek w głodzie całkowitym, lecz z podawaniem wody ginie w ciągu 50—70 dni, zaś bez podawania wody po 7 lub 10 dniach. Dlatego prócz korzystania z zapasów wody odpowiednio umieszczonej i zabezpieczonej środkami konserwującymi trzeba będzie odzyskać i wykorzystać parę wodną wydalaną przez skórę i płuca. Tą drogą w ciągu godziny wydala się z ustroju ok. 45 G pary wodnej w temperaturze pokojowej przy średniej wilgotności względnej i normalnym ciśnieniu atmosferycznym. Wydaloną ilość wody będzie można odzyskać przez skondensowanie jej na sztucznie oziębionych separatorach, a po oczyszczeniu użyć z powrotem do picia. Wodę przeznaczoną na potrzeby higieniczne, jak też do hodowli zoo- i fitoplanktonu, można będzie uzyskać przez destylację moczu, a mocznik i sole użyć do hodowli alg i wodorostów [13].

Jeśli chodzi o odzyskanie wody z moczu, to już w 1959 r. Sendroy i Collison [11] zaczęli destylować mocz po dodaniu do niego stężonego kwasu siarkowego i dwuchromianu potasu. Otrzymywali jednak destylat o amoniakalnym zapachu, i mimo kilkakrotnego przepuszczania destylatu przez węgiel aktywowany nie można było usunąć zupełnie tego zapachu, choć woda była bezbarwna i nie zawierała substancji szkodliwych dla zdrowia. Dopiero w 1963 r. Konikoff i Reynolds [5] podali metodę przystosowaną do użycia jej w przestrzeni kosmicznej. Wodę zdatną do picia odzyskiwali przez destylację moczu i kału w próżni i przepuszczeniu par destylatu przez katalizator platynowy ogrzany do 1100 °C. W czasie przechodzenia par przez platynową siatkę dokonuje się całkowite utlenianie amoniaku i lotnych substancji organicznych. W ciągu doby otrzymuje się 4,5 litra wody zdatnej do picia, bez barwy, smaku i zapachu.

Badania bakteriologiczne nie wykazały obecności bakterii wegetatywnych, giną one bowiem w czasie



Rys. 3. Urządzenie do odzyskiwania wody użytkowej. Wodę pochodzącą z mycia naczyń, kąpeli i codziennego mycia się poddaje się wstępnemu oczyszczeniu w tym urządzeniu. Płyn po przejściu przez umieszczoną w zbiorniku siatkę zostaje wciągnięty poprzez filtr i separator do aparatu destylacyjnego, skąd otrzymuje się zdatną do picia wodę.

przechodzenia pary wodnej przez ogrzaną do temperatury 1100 °C platynową siatkę katalizatora. Próby biologiczne oparte na pojeniu przez kilka miesięcy szczurów wodą odzyskaną z kału i moczu nie wykazały żadnego szkodliwego wpływu na ustrój. Również ciężarne szczury wydawały na świat normalne potomstwo, przy czym nie było różnicy w liczbie, rozmiarach, wzroście, zachowaniu się i ogólnym wyglądzie w porównaniu z grupą kontrolną pojoną wodą wodociągową. Sekcja tych zwierząt nie wykazała żadnych zmian w narządach, co potwierdziło również w badaniach histologicznych.

W ubiegłym roku Parsons i inni [10] przeprowadzili badania na ludziach w celu określenia następujących danych:

1. Czy można wodę uzyskaną z moczu i kału odróżnić od wody zwykłej lub destylowanej?

2. Czy zmiana ciepłoty wody ułatwia organoleptyczne odróżnienie wody destylowanej od wody odzyskanej?

3. Jaki jest wpływ czynników psychologicznych na człowieka przy picciu wody odzyskanej?

W badaniu wzięło udział 36 osób. Wodę każdy z uczestników badał indywidualnie w komfortowo urządzonej sieni. Każdy miał do dyspozycji 12 butelek oznaczonych odpowiednimi numerami. 4 z nich zawierały wodę zwykłą, 4 destylowaną i 4 odzyskaną z moczu i kału. Woda w 6 butelkach miała temperaturę pokojową, a w 6 była oziębiona. Badani mieli odróżnić, kierując się smakiem i powonieniem, te trzy rodzaje wody od siebie. Stwierdzono, że badający mogli odróżnić wodę normalną od wody destylowanej i odzyskanej, ale odróżnić wody destylowanej od uzyskanej z moczu i kału nie byli w stanie. Próbowali czy palenie papierosów lub oziębienie wody nie pomoże im w tym rozpoznaniu, ale na próżno, odzyskana woda była bez zapachu i smaku, tak jak woda destylowana.

W odpowiedzi na pytanie, czy badający mają jakieś zastrzeżenia ze względów psychologicznych co do picia wody uzyskanej z moczu i kału, 86% odpowiedziało, że nie, a 14%, że tak. Kiedy zaś zapytano, czy chcieliby przez długi okres czasu pić wodę odzyskaną, 67% odpowiedziało tak, a 33% — nie.

Zdawałoby się, że wszystko jest na dobrej drodze, że sprawa odżywiania podczas krótkich i średnich lotów jest już rozwiązana, a jeśli chodzi o długie loty, to wymaga tylko rozbudowania badań nad fotosyntezą, stworzenia miniatury ekologicznego, przyzwyczajenia do niego człowieka, małych zwierząt i ptaków oraz przekonania się, czy można żyć w takim środowisku przez dłuższy okres czasu. Okazuje się, że tak nie jest, zwłaszcza jeśli chodzi o średnie i długie loty.

Badania Luckego przeprowadzone w 1966 r. [7] wykazały, że przy dłuższym jednostajnym odżywianiu się może dojść do tzw. szoku bakteryjnego, czyli do gwałtownego i szkodliwego zadziałania na ustrój człowieka mikroflory przewodu pokarmowego. Mikroflora bowiem przewodu pokarmowego osób odżywianych się pokarmami złożonymi ze świeżych i różnorodnych produktów ma pewien określony skład, który obejmuje 100 bilionów bakterii.

Jednak ilość i różnorodność jej zależy nie tylko od rodzaju spożywanych posiłków, ale w dużej mierze od stałego nadkażania się pewnymi typami drobnoustrojów, które znajdują się w przyjmowanych napojach i produktach spożywczych.

W celu zapobieżenia i przeciwdziałania zagrożeniu bakteryjnemu astronauta będą musieli przyjmować pigułki zawierające bakterie, stanowiące normalną florę jelitową, dobrane w odpowiednim i proporcjonalnym do siebie składzie. Szczepy powinny odznaczać się małą wirulencją i wystarczającą inwazyjnością w celu stałego uaktywniania mechanizmów obronnych zarówno humoralnych, jak też komórkowych.

Obecnie zatem w okresie, w którym coraz lepiej rozwiązywane są trudności techniczne związane z lotem kosmicznym, wystąpił nowy biologiczny problem, który może mieć miejsce podczas lotów kosmicznych. Problem ten na szczęście został w

porę ujawniony, wymaga jednak wszechstronnego rozpracowania, bo tylko wtedy można będzie uniknąć „szoku bakteryjnego”, który potencjalnie może grozić astronautom, nie tylko podczas ich przyszłych podróży do odległych planet, ale też po ich powrocie na Ziemię.

Literatura

1. Briggs M.: J. of Brit. Interpl. Soc. 1960 r. Nr 9, str. 325.
2. Clark R. T., Clamann H. G. i Balke B.: „Medicine A. Review”, Aerospace Med. 1960 r. Nr 7, str. 553.
3. Flaumehbaum L.: „Teoreticzeskije osnovy stierilizacji konserwow” Izdat. Kijewskiego Uniwersytetu 1960 r.
4. Jorgenson J. i Convit J.: „Cultivation of Complexes of Algae with other Fresh-water Microorganism in the Tropics” 1953 r.
5. Konikoff J. J. i Reynolds L. W.: „Development of Water Recyclin Device with Special Reference to Space Application”, Aerospace Med. 1962 r., Nr 7, str. 622.
6. Liemarie K. P. i inni: „Konserwnaja i Owoszczesusznaja Promyslnost” 1962 r. Nr 8, str. 14.
7. Lucley T. D.: „Potential Microbic shock in Manned Aerospace Systems”, Aerospace Medicine 1966 r. Nr 12.
8. Morimura J. i Noburo F.: Food Technology 1954 r. Nr 3, str. 175.
9. Moyse A.: J. Annee Biologique 1956 r. Nr 8, str. 101.
10. Parsons S. O., Shavelson R. J., Semina J. L.: „Sensory Discrimination and Attitudes Toward Water Reclaimed from Urine”, Aerospace Medicine 1967 r. Nr 9, str. 905.
11. Sendroy J. i Collison H. A.: Potable Water Recycled from Urine. Aerospace Medicine 1969 r., Nr 9.
12. Strumza M. V.: La Bresse Med. 1961 r. Nr 39, str. 1697.
13. Uszkow A. S. i Byczkow W. P.: „Problemy Kosmической Biologii”, 1962 r. Tom II, str. 48.

WARTO PRZECZYTAĆ

O najciekawszych konstrukcjach tych szybowców, które brały udział w Szybowcowych Miistrzostwach Świata w Lesznie 1968

O przydatności przewozowej transportu lotniczego w relacjach handlu zagranicznego

O działalności „Aeroflotu”

O klimatyzacji kabin kosmicznych statków „Wostok”

— te i inne ciekawe artykuły będą opublikowane w listopadowym numerze „Techniki Lotniczej i Astronautycznej”

*Przypominamy,
że prenumeratę
na rok 1969*

przyjmuje do 15 grudnia br.

**ZAKŁAD KOLPORTAŻU WCT NOT
w Warszawie, ul. Mazowiecka 12.**

Zagraniczne i polskie szybowce w Lesznie 1968



Rys. 1. Centrum szybowcowe w Lesznie

Ostatnie Szybowcowe Mistrzostwa Świata w Lesznie potwierdziły duże zalety szybowców wykonanych ze zbrojonych (laminatowych) tworzyw sztucznych. Szybowce te są już budowane w szeregu krajów, m.in. w Finlandii. Doskonatymi osiągnięciami odznaczały się również amerykańskie szybowce metalowe serii HP. W artykule przeprowadzono porównanie między szybowcami zagranicznymi, w szczególności o konstrukcji laminatowej, a szybowcami polskimi o konstrukcji drewnianej. Wskazano na konieczność rozpoczęcia w Polsce badań aerodynamicznych w celu opracowania nowych profili oraz wznowienia prac nad szybowcami laminatowymi.

XI Szybowcowe Mistrzostwa Świata, rozegrane w tym roku w Lesznie Wlkp., pozwoliły na dokonanie bezpośredniej konfrontacji polskich osiągnięć w dziedzinie techniki szybowcowej z tym, czego dokonano dotychczas na całym świecie. Rekordowa liczba 106 uczestników mistrzostw świadczy o coraz bardziej wzrastającej popularności szybnictwa, a tym samym o rozwoju i postępie w technice szybowcowej.

Lotnisko lesznieńskie stało się niejako „salonem szybowcowym”, gdzie obok zasłużonych już konstrukcji pojawiły się i najnowsze przechodzące swój „chrzest bojowy”. Aby dokonać bardzo ogólnego przeglądu konstrukcji trzeba je podzielić na trzy zasadnicze grupy:

- konstrukcje z tworzyw sztucznych (33 szybowce),
- „ metalowe (11 szybowców),
- „ drewniane, najliczniej reprezentowane (62 szybowce).

Tworzywa sztuczne są dzisiaj niewątpliwie największą nowością techniczną i zyskują coraz większą popularność. W klasie otwartej startowały niemieckie: „Phoebus”-C, „Cirrus”, „Libelle”, BS-1, AS W-12 oraz szwajcarskie „Diamenty”. W klasie standard niemieckie St. „Libelle”, St. „Phoebus”, AS W-15 oraz fiński KK-1 UTU.

Wszystkie konstrukcje laminatowe mają nadzwyczaj gładkie powierzchnie zewnętrzne. Wysoka stabilność laminatu pozwala tutaj na wierne odtworzenie geometrii profilu. Ponadto powszechnie stosowany typ konstrukcji przekładkowej w budowie skrzydła jeszcze bardziej poprawia zalety laminatu jako tworzywa konstrukcyjnego. Wypełniaczem przekładek jest najczęściej balsa. Bryły kadłubów są w okolicy kabiny względnie szerokie, a w tylnej części bardzo wysmukłe; bardzo małe przekroje poprzeczne w okolicy usterzenia już na pierwszy rzut oka muszą budzić zastrzeżenia natury sztywnościowej. Bardzo rozpowszechnione jest usterzenie typu „T”. Daje ono niewątpliwie duże korzyści eksploatacyjne, chroniąc przed uszkodzeniami podczas przygodnego lądowania w wysokiej trawie czy zbożu, jednak stwarza niebezpieczeństwo natury flatterowej związane z obecnością dużej masy skupionej w znacznej odległości od środka skręceń kadłuba. Wniosek ten potwierdził się w Lesznie, gdy podczas rozgrywania konkurencji prędkościowych w kilku przypadkach wystąpiły drgania usterzenia.

Jakkolwiek laminat ma większy ciężar właściwy od drewna i sklejek, to jednak dzięki większej wytrzy-

małości właściwej ciężary szybowców laminatowych mieszczą się w granicach ciężarów konstrukcji drewnianych, a niejednokrotnie są od nich lżejsze. Wpływa na to fakt daleko posuniętej integracji konstrukcji i doskonałe wykorzystanie tworzywa. Sztynne przekładki laminatowo-balsowe pozwalają na stosowanie konstrukcji bezżebrowych albo rzadko użebrowanych. Ewentualne usztywniające wzmocnienie powłok wykonywane są bezpośrednio podczas procesu kształtowania skorupy jako jednej całości. W tej sytuacji odpada konieczność budowania i wklejania żeber, co oczywiście ma duży wpływ na sumaryczny ciężar konstrukcji. Podobnie przedstawia się sprawa wręg w kadłubie, które poza punktami węzłowymi, wprowadzającymi wysokie wartości sił skupionych, wykonywane są w formie szczątkowej, bądź też tylko jako kształtowe usztywnienie powłoki, po wewnętrznej stronie laminatowej okładziny przekładki.

Usterzenia o konstrukcji podobnej jak skrzydła mają uderzająco małe powierzchnie, szczególnie części ruchomych. Na pewno w szybowcach tych zrezygnowano z zapewnienia warunków poprawnej statycznej stateczności podłużnej w pełnym zakresie prędkości lotu na rzecz osiągnięć, wychodząc z założenia, że na szybowcu zawodniczym latający piloci wysokiej klasy i normalne kryteria bezpieczeństwa lotu mogą być tutaj potraktowane nieco luźniej.

Większość okuć w szybowcach laminatowych, nie łączona tradycyjnie za pomocą śrub czy nitów, lecz wlamowywana bezpośrednio w skorupę daje możliwość odpowiedniego ukierunkowania konstrukcji. Właściwy układ tkaniny szklanej oraz ukształtowanie przebiegu pasm rowingu szklanego to bardzo wdzięczne pole do działania dla konstruktora, albowiem struktura tworzywa da się formować tak, aby optymalnie rozprowadzała w skorupie układy sił.

Jednakże konstrukcje laminatowe mają także swoje wady. Przede wszystkim mała odporność laminatów na podwyższone temperatury wymaga w przypadku upałów bardzo troskliwej ochrony przed działaniem promieni słonecznych. Wyraźne zmiany własności wytrzymałościowych laminatu wraz z rosnącą temperaturą znacznie obniżają walory szybowców laminatowych jako sprzętu użytkowanego w każdych warunkach klimatycznych. Ponadto, aby szybowce te nie były za ciężkie, budowane są w tzw. „klasie specjalnej” o mniejszych wymaganiach współczynników obciążenia, nie stosowanych w przypadku konstrukcji drewnianej. W warunkach silnej turbulencji lotu holowany przy stosunkowo jeszcze małych prędkościach,

był dla zawodników zagranicznych startujących na szybowcach laminatowych już niebezpieczny, co stale podkreślali w rozmowach z holownikami.

Warto jeszcze dodać, że wszystkie konstrukcje niemieckie i szwajcarskie używały laminatów opartych na żywicach epoksydowych, podczas gdy w fińskim KK-1 UTU zastosowano żywicę poliestrową znacznie tańszą. Rozmowy z członkami ekip niemieckiej i fińskiej pozwalają na wysnucie wniosku, iż stwierdzenie, która z żywic jest korzystniejsza wymaga zdobycia jeszcze większych doświadczeń produkcyjno-eksplatacyjnych. Supremacja żywicy epoksydowej w konstrukcjach niemieckich wynika chyba raczej z tradycji technicznej i dużego doświadczenia zdobytego przy stosowaniu tego rodzaju żywicy.

Konstrukcje metalowe (zresztą tylko w klasie otwartej) reprezentowane były przez dobrze już wysłużone jugosłowiańskie „Meteory” oraz radzieckie A-15. Natomiast po raz pierwszy Polacy zetknęli się z amerykańską rodziną szybowców HP. Cechowała ją duża gładkość powierzchni skrzydła trudna do uzyskania w przypadku konstrukcji metalowej. Najbardziej charakterystyczną dla rodziny HP jest długa kłapa wyporowa, służąca przy pełnym, prostym dostrug wychyleniu jako hamulec aerodynamiczny (wg opinii zawodników niezbyt skuteczny przy lądowaniu) oraz fakt stosowania wszystkich typów usterzeń od motylka (HP-13M) poprzez „T” (HP-14) do układu klasycznego (HP-14S produkowany z licencji w Wielkiej Brytanii). Ostatni z typów HP-14S produkowany jest seryjnie i należy przypuszczać, że w przyszłych mistrzostwach będzie licznie reprezentowany. Jednakże metal nie zdobył dotychczas supremacji w szybownictwie i trudno mu dzisiaj stawiać horoskopy na przyszłość.

Najliczniej reprezentowane były konstrukcje drewniane, ciągle jeszcze najbardziej popularne z uwagi na swe niewątpliwie zalety: niska cena tworzywa, powszechność doświadczeń technologicznych, łatwość połączeń, a tym samym możliwość remontów nawet w prymitywnych warunkach. Powyższe cechy dają szansę szybowcom drewnianym w konkurencji z laminatem, szczególnie gdy chodzi o szybowce popularne i wykonywane w dużych seriach. Najlepszym dowodem potwierdzającym taką opinię jest fakt uzyskania pierwszego miejsca w konkursie OSTIV na szybowiec klasy standard przez polską „Fokę”-5 mającą konstrukcję drewnianą.

Jednakże dla szybowców zawodniczych, wykonywanych najczęściej jako egzemplarze unikalne, omówione wyżej cechy nie są tak istotne i dlatego drewno znalazło się dzisiaj w defensywie, broniąc się wprawdzie przed atakiem laminatu, ale z coraz bardziej malejącymi szansami.

Grupę nowych konstrukcji w klasie otwartej stanowiły: szwajcarski AN-66, czechosłowacka VSB-62 „Vega”, niemieckie SHK (w różnych wersjach), francuski Siren C-34 „Edelweiss” oraz polski „Zefir”-4 a w klasie standard: szwajcarski „Elfe” S-3, brazylijska „Urupema”, czechosłowacki M-35, brytyjski „Dart” 15W, niemieckie nowsze wersje Ka-6, francuski Siren C-30S, fińska „Vasama”, jugosłowiański „Delfin” oraz polska „Foka”-5 i „Foka”-45.

Szybowce drewniane mają gorszą jakość powierzchni zewnętrznej skrzydła, chociaż fakt zastosowania w „Elfe” S-3 cienkiej zewnętrznej warstwy laminatu znacznie stan ten polepszał. Standard konstrukcyjny szybowców drewnianych (poza „Delfinem”) był bardzo wyrównany. Charakterystycznym zjawiskiem jest poszukiwanie nowych dróg w zakresie rozwiązań hamulca aerodynamicznego: — od normalnych układów płytowych umieszczonych w pobliżu krawędzi spływu („Foka”-5) przez hamulce płytowe jako odchylana część partii spływowej („Elfe” S-3) aż do układów przypominających pionowo odchylaną kłapę (M-35). Daje się również zauważyć odwrót od niedawna jeszcze modnych usterzeń motylkowych (nieproporcjonalnie dużych we francuskim szybowcu Siren klasy otwartej czy w niemieckich SHK), w kierunku układu „T” albo konwencjonalnego.

W grupie szybowców drewnianych znalazły się polskie szybowce: „Zefir”-4 w klasie otwartej i „Foka”-5



Rys. 2. Uczestnicy Kongresu OSTIV przy laminatowym skrzydle

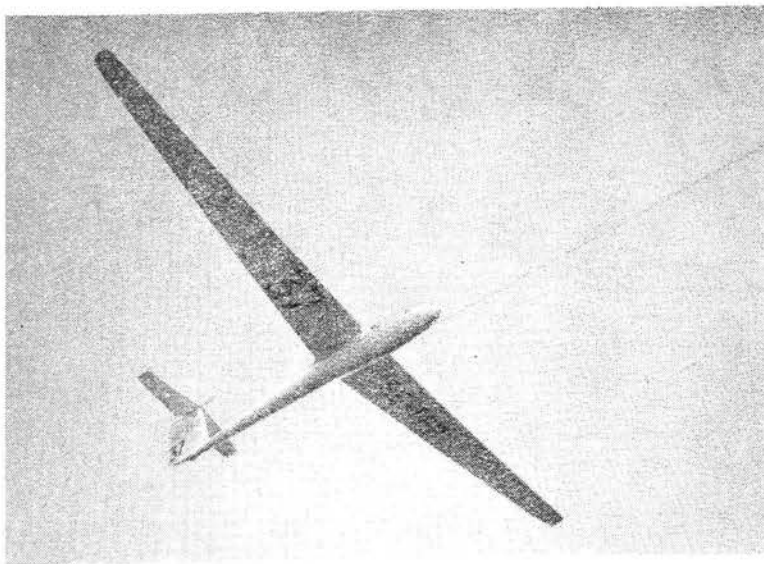
w klasie standard. Dla porównania ich z zagranicznymi niezbędny jest krótki opis konstrukcji.

SZD-31 „Zefir”-4 (konstr. mgr inż. Bogumił Szuba) jest szybowcem zawodniczym i rekordowym. Skrzydło o profilu laminarnym, bezdźwigarowe, ze skorupy sklejkowej o zmiennej grubości wzdłuż cięciwy. Kłapy szczelinowe, przekładkowe na całej rozpiętości skrzydła. Partie zewnętrzne pracują jako kłapo-lotki. Hamulce płytowe w skrzydle i awaryjny spadochron kadłubowy jednokrotnego użytku. Kadłub sklejko-laminatowy, pozycja pilota leżąca. Podwozie chowane w locie, usterzenie płytowe w układzie klasycznym. Płaski przebieg biegunowej prędkości daje dobre osiągi taktyczne w silnych warunkach termicznych. Maksymalna obliczeniowa doskonałość 42,4. Wstępne pomiary w locie wykazały doskonałość mniejszą, ale poprawa stanu powierzchni zewnętrznej skrzydła i pewna dodatkowa kosmetyka szybowca powinny doprowadzić do zgodności wartości teoretycznej z rzeczywistością tym bardziej, że na „Zefirze”-3 o tym samym profilu rozbieżności tej nie stwierdzono. Na marginesie warto zwrócić uwagę na mało doceniany dotychczas w Polsce fakt konieczności idealnego wprost zachowania stanu powierzchni, który był niejako dewizą wielu ekip zagranicznych. Szybowce w Lesznie (np. „Elfe” S-3) miały stale przed konkurencjami sprawdzane zachowanie konturu i regułą było szlifowanie skrzydeł drobnym papierem ściernym, mające na celu wyrównanie wszelkich niedokładności powstających po poszczególnych konkurencjach.

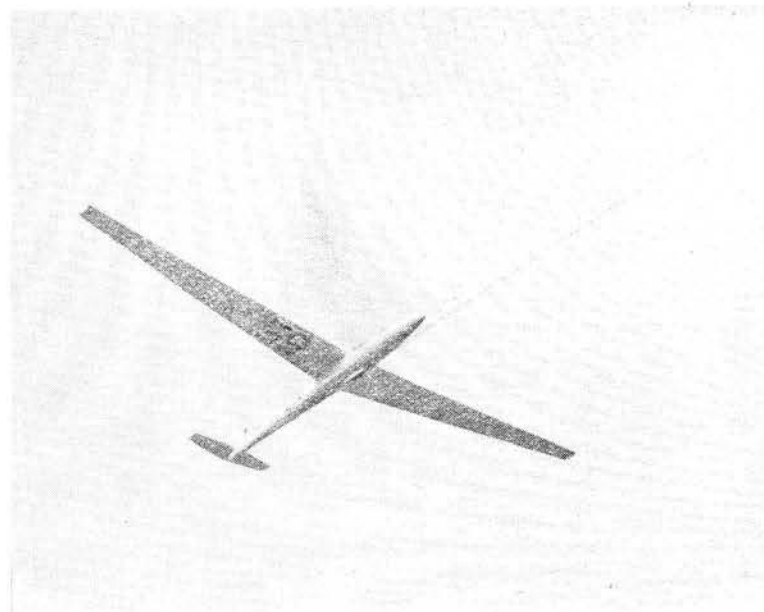
SZD-32 „Foka”-5 (konstr. inż. Władysław Okarmus) ma skrzydła laminarne z modyfikowanym noskiem dla poprawienia własności w krążeniu. Konstrukcja wielopodłużnicowa, gęsto uźebrowana, ze stosunkowo grubym pokryciem sklejkowym. Lotka bezszczelinowa, hamulce aerodynamiczne płytowe (płyty podwójne) bardzo skuteczne (cecha niezmiernie istotna i ujęta przepisami klasy standard, które w konstrukcjach zagranicznych raczej nie są spełnione). Kadłub sklejko-laminatowy, pozycja pilota półleżąca. Usterzenie w układzie „T”, ze skośnym statecznikiem kierunku i oryginalnym zawieszeniem płytowego steru wysokości. Maksymalna doskonałość teoretyczna i rzeczywista 36,3.

Krótką i sprowadzającą się tylko do najistotniejszych momentów charakterystyka szybowców polskich i zagranicznych pozwala na wyciągnięcie wniosków co do dalszych dróg rozwoju polskich konstrukcji szybowcowych.

Sprawą pierwszoplanową jest zagadnienie aerodynamiki, a więc problem profilu i poprawności aerodynamicznej całej bryły szybowca. Szeroko zakrojone teoretyczne prace aerodynamiczne prowadzone w

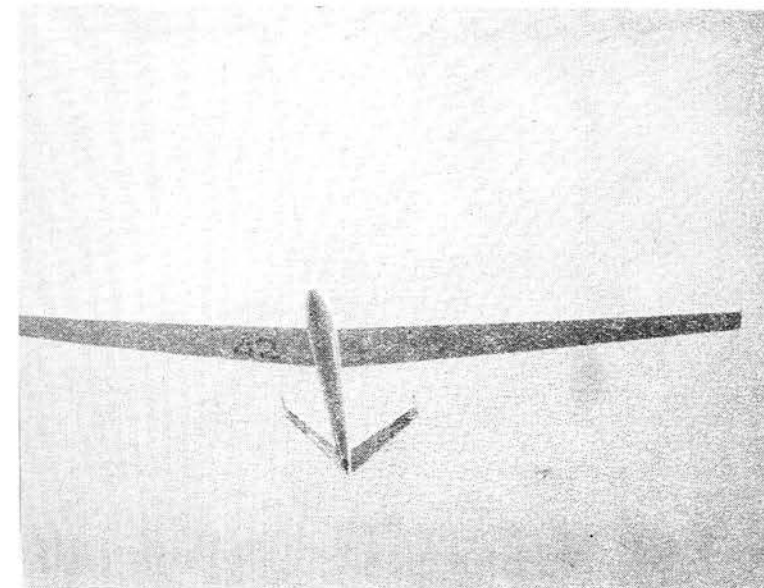


Rys. 3. Niemiecki laminatowy szybowiec klasy otwartej „Phoebus”



Rys. 4. Brazylijski szybowiec klasy standard „Urupema” o konstrukcji drewnianej

Rys. 5. Niemiecki szybowiec drewniany SHK-1
Fot. J. Roman



Niemczech przez Epplera i Wortmanna dały już dzisiaj wyraźne wyniki. Dokonano szeregu ulepszeń profili laminarnych i opracowano najkorzystniejsze kształty kadłubów. Sprawom tym poświęcono wiele uwagi w toku obrad Kongresu OSTIV. Wydaje się, że w Polsce musi nastąpić w tej dziedzinie zdecydowany przełom. Dopóki nie będzie własnych badań profili i kadłubów (a brak w Polsce tunelu o małej turbulencji), bądź też dostępu do nowości zagranicznych, konstrukcje polskie będą zawsze opóźnione w stosunku do zagranicy. Szczególnie istotnym w klasie otwartej jest problem opracowania profili przeznaczonych do współdziałania z klapą wyporowa. Na drodze skutecznej mechanizacji skrzydła udałoby się znacznie zwiększyć możliwość poprawy biegunowych prędkości, tym bardziej że klapa bezszczelinowa wychylana ku dołowi, a także ku górze, dawałaby możliwość polepszenia charakterystyki szybowca zarówno w krążeniu, jak też i w obszarze dużych prędkości przeskokowych.

Z zagadnieniami aerodynamiki wiąże się także problem konstrukcji. Skrzydła muszą być budowane z tworzywa stabilnego, pozwalającego na wierne odtworzenie i zachowanie geometrii profilu. Najlepiej spełniającym to zadanie tworzywem okazuje się, jak dotychczas, laminat zastosowany w formie konstrukcji przekładkowej. Polskie prace nad laminatem, rozpoczęte w SZD jeszcze w 1958 roku, były wówczas bardzo pionierskie (np. próby budowy skrzydła szybowca „Foka”-3 o laminatowej skorupie przekładkowej), napotykały jednak na nieprzychylny klimat. Pierwsze trudności w zastosowaniu nośnych laminatów sygnalizowane przez prasę zagraniczną spowodowały osamotnienie SZD w tej dziedzinie.

W przypadku konstrukcji laminatowych zagadnienie technologii łączy się z konstrukcją w nierozdzielnej całość, albowiem sposób konstruowania zależy od przyjętej technologii wykonania, a ta stwarza drugą kolejną barierę postępu, którą nie sposób jest przekroczyć bez uzyskania pewnej sumy doświadczeń, za które płaci się ceną czasu.

Polskie doświadczenia w tej dziedzinie zbierane były w oparciu o budowę sprzętu nadającego się do uruchomienia przyszłej produkcji seryjnej, a więc spełniającego wszystkie postulaty stawiane wyrobowi powszechnego użytku. Możliwość budowy szybowca wybitnie zawodniczego, a o taki w tej chwili przecież chodzi, wymaga zmiany filozofii w zakresie sposobu opracowywania prototypu, koniecznie przez wydzieloną grupę ludzi, nie obciążonych balastem spraw bieżącej produkcji.

Na koniec pozostaje do omówienia sprawa opiniodawstwa i dopuszczeń prototypów do lotu. Polskie przepisy budowy sprzętu lotniczego są w tym przypadku bardzo surowe. Konstrukcje zagraniczne są lżejsze od naszych, a korzystne własności w silnych warunkach termicznych uzyskiwane są przez stosowanie, nieobcego przecież polskim konstruktorom („Jaskółka”) balastu wodnego. Tę lekkość konstrukcji uzyskuje się dzięki stosowaniu mniejszych dopuszczalnych współczynników obciążeń, co zdecydowanie zmniejsza ilość niezbędnego wytrzymałościowo materiału i czyni konstrukcję lżejszą. Ceną tego jest pewne ryzyko zniszczenia szybowca w bardzo silnej turbulencji, ale w przypadku szybowca zawodniczego trzeba chyba ją zapłacić, tak jak czyni to zagranica. Wydaje się, że jedyną drogą dla polskich szybowców zawodniczych jest budowanie ich w klasie specjalnej i na tej bazie należy przyjąć inne niż dotychczas kryteria dopuszczeń szybowców do udziału w zawodach, chociażby na prawach prototypu z ograniczeniami.

Tych kilka uwag, skreślonych na gorąco*), bezpośrednio po konfrontacji dokonanej w Lesznie, nie można oczywiście traktować jako wyczerpującego omówienia kierunków rozwoju polskich konstrukcji. Jest to raczej jeden z głosów w dyskusji, jaka rozwinęła się i będzie rozwijać się nadal w gronie zainteresowanych problemami techniki szybowcowej.

*) Artykuł wpłynął do Redakcji w lipcu (przyp. red.).

Jaki powinien być samolot rolniczy?

Wpływ czynników ekonomicznych na konstrukcję

Samolot rolniczy powinien być zaprojektowany z przeznaczeniem wyłącznie do zadań rolniczych. Ścisła specjalizacja samolotów rolniczych — w zależności od rodzaju zabiegów rolniczych — nie jest pożądana. W artykule omówiono wpływ takich czynników, jak udźwieg samolotu, szerokość rozpylania, długość dolotu, prędkość lotu, długość startu oraz cena i trwałość samolotu — na koszty wykonywania zadań rolniczych. Stwierdzono, że najbardziej ekonomiczny jest samolot o udźwigu 1500—2000 kG, z silnikiem o mocy trwałej ok. 800 KM.

Podstawą osiągnięcia sukcesu przy tworzeniu jakiejkolwiek nowej konstrukcji jest właściwe dopasowanie parametrów technicznych i wskaźników ekonomicznych do specyfiki zadań, które ma realizować nowo projektowany sprzęt. Zasada ta odnosi się również i to w sposób wyraźny, do samolotu do prac rolniczych, który z punktu widzenia efektów działalności nie jest niczym innym, jak tylko bardzo specjalną maszyną rolniczą i wobec tego musi mieć podstawowe cechy, którymi powinna odznaczać się każda maszyna rolnicza, a mianowicie zapewniać:

- 1) prawidłowość wykonywanego zabiegu,
- 2) uzyskanie maksymalnego efektu działania przy minimum kosztów, tzn. ekonomię pracy.

Uzyskaniu optymalnych wartości dla obu tych właściwości muszą być podporządkowane „lotnicze” cechy sprzętu — muszą one wypływać z przesłanek agrotechnicznych i ekonomicznych.

Podstawowym pytaniem jest: czy samolot rolniczy ma być konstrukcją specjalną, opracowaną z myślą o pracy tylko w rolnictwie, czy też powinien być pomyślany jako samolot wielozadaniowy, który między innymi mógłby wykonywać zadania rolnicze.

Argumentem za koncepcją stosowania w rolnictwie samolotu wielozadaniowego jest możliwość wykorzystania go do celów pozarolniczych w okresie spadku nasilenia prac w rolnictwie, co dawałoby ogólną obniżkę kosztów eksploatacji. Zwolennicy takiego poglądu opierają swoje zdanie na aktualnych doświadczeniach krajowego lotnictwa rolniczego, które rzeczywiście wykazuje dość niski stopień wykorzystania samolotów. W Polsce większość prac agrolotniczych skupia się w okresie

wiosenno-letnim. Jest to bezspornie prawda, ale nie można zgodzić się, że jest to objaw prawidłowy i że można taki stan rzeczy tolerować w przyszłości. Zawężenie okresu eksploatacji sprzętu agrolotniczego wynika z niewykorzystywania w Polsce samolotów do nawożenia z powietrza, a ograniczania prac agrolotniczych do zabiegów ochrony roślin, które rzeczywiście przeprowadza się w okresie wiosenno-letnim. Taka sytuacja spowodowana jest przede wszystkim brakiem takiego sprzętu lotniczego, który mógłby prowadzić prace z dziedziny nawożenia z dobrym efektem ekonomicznym.

Rozszerzenie zakresu usług agrolotnictwa na sprawy nawożenia powoduje rozszerzenie okresu pracy na przynajmniej 3/4 roku dając jednocześnie wzrost nasilenia prac.

Przeciw stosowaniu samolotu wielozadaniowego do prac rolniczych argumenty ekonomiczne przemawiają w sposób zupełnie wyraźny. Analiza wykazuje, że koszt samolotu wielozadaniowego o udźwigu 1500 kG kształtuje się na poziomie 4,5—5 mln zł, a specjalnego samolotu rolniczego o tym samym udźwigu na poziomie 2 mln złotych.

Koszt eksploatacji samolotu wielozadaniowego wynosi 3600 zł/h, a samolotu rolniczego 2700 zł/h. Taki układ kosztów w sposób bezsporny dyskwalifikuje użycie samolotu wielozadaniowego do pracy w rolnictwie.

Drugim problemem, który wymaga rozstrzygnięcia jest kwestia, czy dla każdego z typowych zabiegów: opryskiwanie, opylanie, nawożenie należy budować specjalny samolot czy raczej oprzeć się o konstrukcję uniwersalną w tym zakresie. Pierwszą podstawą do decyzji powinno być rozeznanie, dotyczące ilości usług, wykonywanych w grupach: ochrony

roślin (opylanie, opryskiwanie), tzn. w pracach małymi wydatkami chemikaliów (rzędu 5—30 kG/ha) oraz nawożenia (duże wydatki — rzędu 100—400 kG/ha).

Statystyka wykazuje, że w większości rejonów świata znacznie ponad połowa masy środków chemicznych stosowana jest w postaci dużych dawek. Na podkreślenie zasługuje fakt, że w ostatnich latach zaznacza się na świecie wyraźny wzrost zainteresowania nawożeniem z powietrza. Jako przykłady można podać Argentynę, która do niedawna w ogóle nie stosowała nawożenia z powietrza, a w roku 1966 wprowadziła ten zabieg, oraz Nową Zelandię, gdzie w roku 1966 rozrzucono z powietrza ponad milion ton nawozów sztucznych. Ta sama tendencja zaznacza się w ZSRR, gdzie sprawom nawożenia przy użyciu lotnictwa poświęca się baczną uwagę, przewidując poważny wzrost tej gałęzi usług. Wynika stąd w sposób oczywisty, że w konstrukcji samolotu rolniczego musi być uwzględnione przeznaczenie go nie tylko do akcji ochrony roślin, ale również, i to nawet w większym stopniu, do usług z grupy nawożenia. Wydaje się również, że nie byłoby słusznym budowanie specjalnego samolotu do nawożenia i specjalnego do ochrony roślin. Wynika to z dużych wahań w zapotrzebowaniu na zabiegi z grupy walki ze szkodnikami i chorobami roślin, co pociągnęłoby za sobą okresowe niewykorzystanie sprzętu. Poza tym, jak wykazuje szczegółowa analiza techniczna tego problemu, uniwersalność w tym zakresie nie odbija się niekorzystnie na walorach sprzętu.

W dalszym ciągu artykułu omówiony będzie wpływ następujących parametrów technicznych:

- 1) udźwieg chemikaliów
- 2) szerokość rozrzutu

- 3) prędkość lotu
- 4) długość startu i lądowania
- 5) czas załadunku chemikaliów
- 6) dołot do pola
- 7) cena samolotu
- 8) trwałość samolotu.

Rozpatrywany będzie wpływ powyższych czynników na ekonomię pracy samolotu w rolnictwie, co pozwoli na optymalizację szeregu parametrów konstrukcyjnych samolotu.

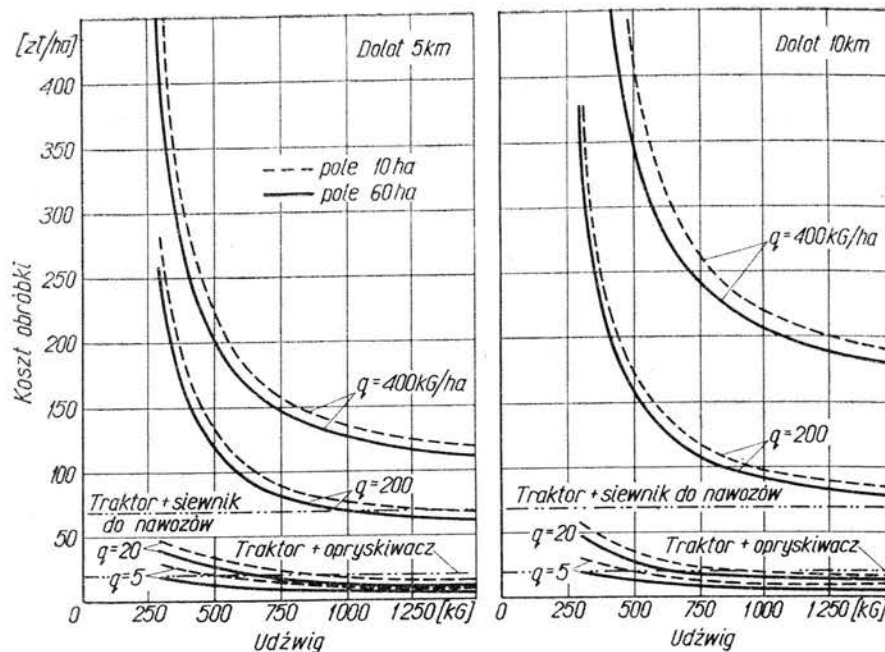
Wpływ udźwigu

W celu stwierdzenia wpływu wielkości ładunku chemikaliów na koszt obróbki 1 ha przeprowadzono obliczenia, których wyniki obrazuje rys. 1. Zostały na nim przedstawione krzywe zmienności kosztu obróbki 1 ha w funkcji udźwigu, wielkości obrabianego pola oraz wartości wydatków. Wykres ujmuje przebieg zjawiska przy odległości od bazy do pola (dołot) 5 km i 10 km. Na wykresach zaznaczony jest również koszt obróbki 1 ha zespołami maszyn naziemnych. Okazuje się, że już przy małym dolocie (5 km) samolot przeznaczony wyłącznie do zabiegów ochrony roślin musi mieć udźwig nie mniejszy niż 800 kG, a przy nawożeniu w zakresie wydatków do 200 kG/ha nie mniejszy niż 1500 kG. Zwrócić należy uwagę, że przejście z udźwigu 800 kG na 1500 kG obniża koszt obróbki 1 ha przy zabiegach ochrony roślin o 12%, co nie jest do pogardzenia, jeśli weźmie się pod uwagę duże wielkości obszarów podlegających tego rodzaju obróbce chemicznej. Jeśli weźmie się pod uwagę większy dołot — 10 km (bardziej realny w krajowych warunkach), to minimalne wartości wyniosą około 1000 kG udźwigu dla ochrony roślin, a około 2000 kG dla nawożenia. Należy przeto uznać za słuszne stwierdzenie, że dla samolotu rolniczego normalny udźwig chemikaliów powinien wynosić 1500 kG aż do 2000 kG (w wersji „przeciążonej”). Duży ładunek chemikaliów narzuca konieczność starannego umieszczenia zbiornika w miejscu działania wypadkowej siły aerodynamicznej dla uniknięcia skutków przesunięcia środka ciężkości przy pełnym załadunku zbiornika i jego opróżnieniu.

Wpływ szerokości rozrzutu

Zależność między szerokością rozrzutu chemikaliów a kosztem obróbki 1 ha przedstawia rys. 2. Dla podkreślenia zależności wykres sporządzony jest dla dwu wielkości powierzchni: małej — 4 ha i dużej — 60 ha. Widać z niego, że powiększanie szerokości rozrzutu daje silny spadek kosztu usługi. Zdawać sobie trzeba jednak sprawę z tego, że poszerzeniu pasa obrabianego towarzyszy poważny wzrost energii

*) Należy tu zwrócić uwagę na fakt, że znakomita większość stosowanych obecnie na świecie samolotów rolniczych ma udźwig poniżej 1000 kG (przyp. redakcji).



Rys. 1. Zależność kosztu obróbki ha od udźwigu samolotu

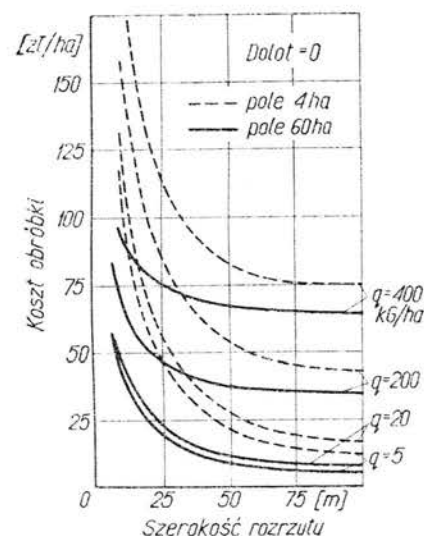
niezbędnej do rozrzucenia chemikaliów. Wydaje się, że słuszne byłoby przyjąć, że dla małych wydatków (rzędu 5—25 kG/ha) należy stosować szerokość rozrzutu rzędu 80 m, zaś dla dużych wydatków (200—400 kG/ha) — rzędu 40 m. Powiększenie rozrzutu ponad te wartości daje zysk finansowy stosunkowo niewielki, natomiast związane z tym trudności techniczne są poważne.

Omówiona powyżej właściwość wyznacza pewien kierunek w rozwiązywaniu konstrukcji samolotu. Dla uzyskania szerokiego rozrzutu pyłów stosuje się aktualnie układ ze „skrzydełkiem”. Oczywiście rzeczą jest, że włączenie skrzydła samolotu do roli drogi transportu poprzecznego pyłów dałoby maksymalną osiągalną szerokość rozrzutu, poprawiając przy tym aerodynamikę przez eliminację „skrzydełka”. Analogicznie przedstawia się sytuacja w odniesieniu do cieczy, a więc obecnie instalowane zewnętrzne rurociągi powinny być ukryte wewnątrz skrzydła. Jeśli chodzi o rozrzucanie dużych wydatków substancji chemicznych (nawozy), rozważanie powyższe sugerowałoby celowość zastosowania zamiast dotychczas używanego centralnego rozrzutnika pod kadłubem rozwiązania pozwalającego na wykorzystanie skrzydła jako drogi transportu. Wszystko to sugeruje dla samolotu rolniczego układ dolnopłata z dość dużą grubością profilu, aby można było pomieścić w nim przewody do transportu chemikaliów.

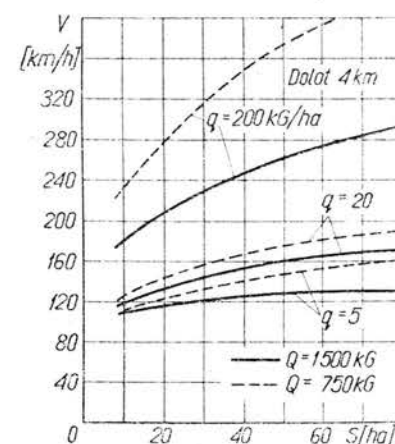
Wpływ prędkości lotu

Optymalna prędkość lotu roboczego uzależniona jest od szeregu czynników: wielkości i kształtu pola, udźwigu samolotu, wielkości dołotu, wydatku chemikaliów, szerokości pasa obrabianego, sposobu wykonania zabiegu.

Wyniki analizy przeprowadzonej dla dwu samolotów — o udźwigu 750 kG



Rys. 2. Zależność kosztu obróbki ha od szerokości rozrzutu



Rys. 3. Zależność prędkości optymalnej od wielkości pola

i 1500 kG — ujęto na rys. 3. Widać z niego, że optymalna prędkość lotu roboczego rośnie szybko zarówno ze wzrostem wielkości pola, jak i ze wzrostem wydatków. Charaktery-

styczne jest, że im mniejszy udźwig samolotu, tym prędkość optymalna większa, zwłaszcza dla większych wydatków i dolotów. Wzrost prędkości ze zmniejszeniem udźwigu jest tak poważny, że dla małych samolotów nie jest już właściwie możliwa eksploatacja na optymalnych warunkach, zwłaszcza przy zabiegach o większych wydatkach chemiczaliów. Dla samolotu o udźwigu 1500 kG optymalne prędkości lotu roboczego będą się kształtowały w zakresie 110–240 km/h. Mniejsze prędkości stosować się będzie przy małych wydatkach (ochrona roślin), czemu odpowiada lot na małych wysokościach. Większe prędkości odnoszą się do dużych wydatków, a więc do nawożenia. W tym przypadku lot nie musi być przeprowadzony na najniższym pułapie, zaś podwyższenie wysokości lotu ponad 30 m pozwala na wykonanie lotu z prędkością ponad 200 km/h bez powiększania stopnia niebezpieczeństwa (lot nad przeszkodami terenowymi, takimi jak drzewa, budynki itp.).

Podane tu przesłanki narzucają konieczność bardzo starannego opracowania samolotu pod względem aerodynamicznym. Sugerują one konstrukcję wolnonośnego jednopłata o gładkim, wrzecionowatym kadłubie, nadbudówkach (limuzynkach) ograniczonych do minimum pod względem wielkości powierzchni czołowej i o dobrze wystudowanym opływie. Z zagadnieniem prędkości lotu wiąże się kwestia doboru silnika. Przyjmując przeciętne współczynniki aerodynamiczne dla samolotu o udźwigu 1500 kG, o dość „gładkiej” konstrukcji i dość dobrym śmigle, zapotrzebowanie mocy do lotu z prędkością około 220 km/h wynosi około 650 KM. Licząc, że do napędu urządzeń rolniczych trzeba będzie około 150 KM otrzymuje się w wyniku konieczność zabudowy silnika o mocy trwałej około 800 KM.

Wpływ długości startu i lądowania

Długość startu i lądowania odzwierciedla się z punktu widzenia ekonomicznego jako jeden ze składników czasu przebywania samolotu na ziemi. Analiza problemu wykazuje, że czas startu i lądowania stanowi od 0,5% do 5% czasu cyklu roboczego (przyjmując długość startu ~ 120 m). Skrócenie czasu startu o 50% będzie powodowało konieczność podejścia konstrukcyjnego do samolotu według kryteriów zbliżonych do obowiązujących dla samolotów kategorii VTOL, co w efekcie da zysk na czasie cyklu roboczego rzędu 0,25% do 2,5%.

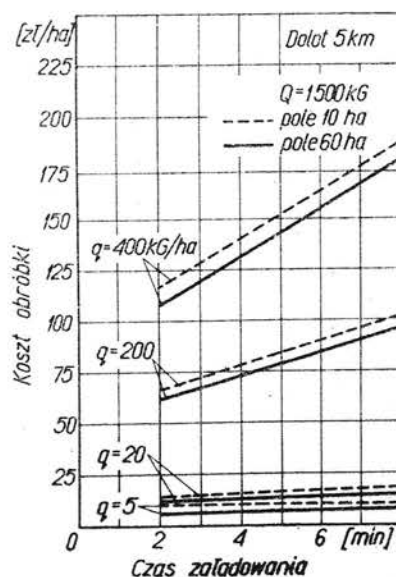
Jak widać efekt ekonomiczny jest znikomy. Natomiast działanie w kierunku VTOL odbija się niekorzystnie na szeregu czynników, prowadząc do pogorszenia ekonomii. Celowe natomiast jest utrzymanie startu i lądowania w zakresie umiarkowanym ze względu na dążność do umożliwienia operowania z niewielkich lotnisk o długości rzędu 300 m. Wydaje się, że utrzymanie

długości startu w granicach 100–120 m będzie rozwiązaniem prawidłowym eksploatacyjnie, a nie stwarzającym specjalnych trudności technicznych. Oczywiście, ze względu na możliwość operowania z lotnisk o niskiej jakości nawierzchni (gruntowych) konieczne będzie stosowanie niskociśnieniowego ogumienia o małych naciskach na podłoże. Należy jednak jednocześnie podkreślić, że nowoczesną tendencją w organizacji usług agrotechnicznych jest opieranie się nie o lotniska przygodne, lecz o lotniska o twardej nawierzchni (ze zlokalizowanymi przy nich zasobnikami — silosami na chemikalia). Takie postawienie sprawy umożliwia prowadzenie prac rolniczych niezależnie od stopnia nawilgocenia terenu (jesień, wiosna) i pozwala na rozszerzenie okresu wykorzystywania lotnictwa rolniczego.

Wpływ czasu załadunku

Problem ten ilustruje rys. 4. Sporządzony jest on dla samolotu o udźwigu 1500 kG chemikaliów. Widać z niego, że już nawet przy małych wydatkach wpływ czasu załadunku na koszt obróbki 1 ha jest bardzo poważny. Zestawienie wzrostu kosztu usług w procentach przy powiększeniu czasu załadunku z 2 do 8 minut dla różnych wydatków podaje rys. 5. Stąd wniosek konstrukcyjny, że samolot rolniczy powinien charakteryzować się łatwością załadunku chemikaliów, paliwa i prostotą obsługi między lotami (ta ostatnia powinna być ograniczona do minimum). Wiąże się to z dwoma czynnikami konstrukcyjnymi:

- łatwym dostępem do zbiorników (bez konieczności wchodzenia na samolot dla otwarcia pokryw wyspów i podłączenia urządzeń załadunkowych dla substancji ciekłych),
- zastosowaniem wysokowydajnych i łatwych w operowaniu urządzeń załadunkowych.



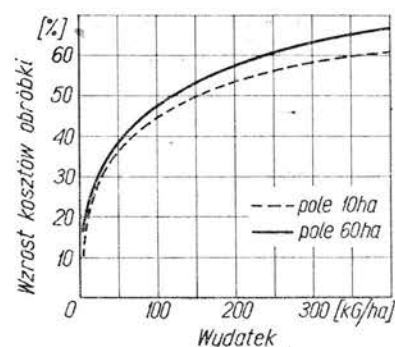
Rys. 4. Zależność kosztu obróbki ha od czasu załadunku samolotu

Wpływ dolotu

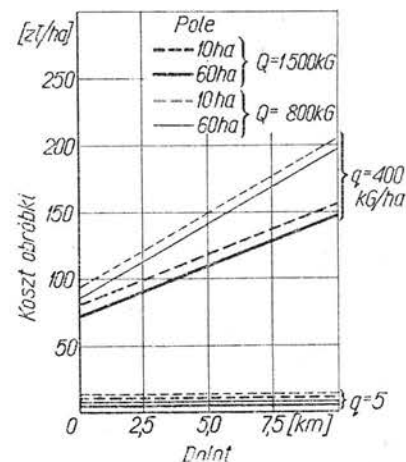
Wpływ dolotu na koszt obróbki 1 ha ilustruje rys. 6. Widać z niego, że powiększenie dolotu powoduje wzrost kosztu obróbki 1 ha, przy czym dla małych wydatków nie jest on istotny, natomiast dla większych wydatków wpływ dolotu jest bardzo poważny. Charakterystyczne jest również to, że szybkość wzrostu kosztów (kął nachylenia linii na wykresie) jest większa dla samolotu o udźwigu 800 kG niż dla samolotu o udźwigu 1500 kG.

Wpływ ceny samolotu

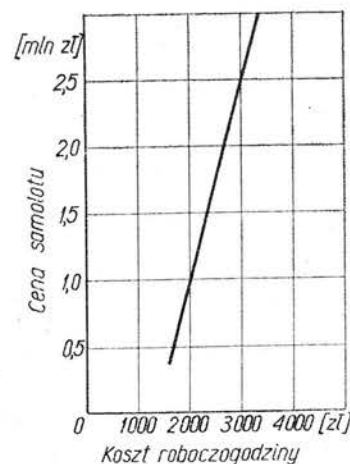
Problem wpływu ceny samolotu na koszt godziny eksploatacji ilustruje rys. 7. Widać z niego, że koszt godziny eksploatacji samolotu jest pro-



Rys. 5. Zmiana kosztu obróbki 1 ha przy wzroście czasu załadunku z 2 min do 8 min

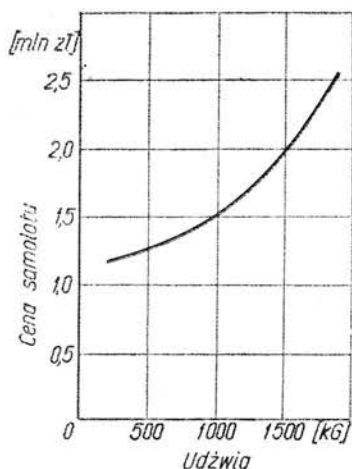


Rys. 6. Zależność kosztu obróbki ha od długości dolotu



Rys. 7. Zależność kosztu roboczogodziny od ceny samolotu

porcjonalny do jego ceny, przy czym zależność ta jest prawie dokładnie liniowa. Rysunek 8 przedstawia zależność ceny samolotu rolniczego od jego udźwigu. Pozwala on na zna-



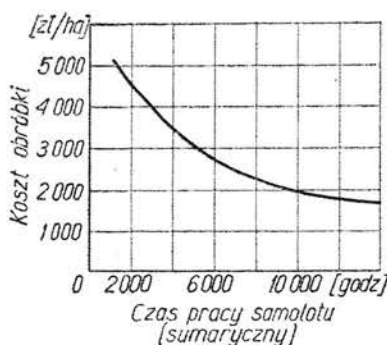
Rys. 8. Zależność ceny samolotu od udźwigu

czenie zakresu optymalnego zależności — kształtuje się on w obszarze ponad 1500 kG udźwigu chemikaliów.

Wpływ trwałości

Zagadnienie to obejmuje rys. 9. Analiza przeprowadzona została dla konkretnego samolotu o udźwigu 1500—2000 kG chemikaliów.

Charakterystyczny jest duży — ponad 20% — spadek w zakresie do 6000 godz. i ponad 10% spadek w zakresie od 6000—10 000 godzin. Wydaje się, że właściwe byłoby przyjmując 6000 godzin jako niezbędne mi-



Rys. 9. Zależność kosztu roboczogodziny od żywotności samolotu

nimum, a 10 000 godzin jako wartość zalecaną.

Reasumując powyższe można określić cechy samolotu przeznaczonego do pracy w rolnictwie, wyznaczone w oparciu o przesłanki ekonomii użytkowania.

Jest to samolot specjalny, przeznaczony do przeprowadzania pełnego wachlarza akcji agrochemicznych (opryskiwanie, opylanie, nawożenie); udźwieg samolotu 1500—1700 kG chemikaliów w wersji normalnej, 2000 kG w wersji „przeciążonej” (restricted category); konstrukcja — wolnonośny dolnopłat; silnik o mocy trwałej ~ 800 KM; prędkość lotu roboczego 110—200 (240) km/h; długość startu 100—120 m; żywotność 6000—10 000 h; skrzydło wykorzystane jako droga transportu poprzecznego chemikaliów; napęd urządzeń rolniczych — od silnika samolotu; szerokość rozrzutu chemikaliów — duże wydatki ~ 40 m, małe wydatki ~ 80 m.

629.135.066:629.132.5

Inż. JERZY JANOWSKI

Elektroniczne wyposażenie samolotu komunikacyjnego

Wyrażono kiedyś zdanie, że lotnictwo weszło obecnie w erę „czarnych pudełek”. Tą żartobliwą nazwą określa się skrzynki zespołów elektronicznego wyposażenia samolotu, skrzynki, które coraz szczelniej wypełniają wnętrze kabiny załogi i wykraczają poza nią, zajmując często specjalne przedziały, zwane „radio-wymi”. I choć dziś producenci tych skrzynek zarzucają coraz częściej tradycyjny i budzący szacunek czarny kolor, zastępując go jasnoszarym (dla rozjaśnienia wnętrza kabiny, bardzo mrocznym w samolotach sprzed kilkunastu lat), liczba pudełek nie maleje, a rośnie z przerażającą szybkością. Elektronika wyszła daleko poza ramy „czystego” radia w znaczeniu łączności radiowej i opanowała prawie wszystkie dziedziny wyposażenia samolotu. Daleko posunięty rozwój układów lampowych, półprzewodnikowych i magnetycznych oparty na nowych procesach technologicznych stwarza praktycznie nieograniczone możliwości

stosowania urządzeń elektronicznych. Z możliwości tych korzystają szeroko konstruktorzy samolotów komunikacyjnych. W związku ze specyficznym charakterem lotniczych pokładowych urządzeń elektronicznych przyjęto na zachodzie dla tej dziedziny zastosowań elektroniki określenie „avionics” w miejsce dawnego „electronics”. Opracowano specjalne normy (tzw. ATR) określające typowe wymiary skrzynek i podstaw amortyzacyjnych, na których mają one być mocowane w samolocie. Ma to na celu umożliwienie jak najekonomiczniejszego wykorzystania miejsca w samolocie przy instalowaniu w nim urządzeń elektronicznych produkowanych przez różne firmy w różnych krajach.

Ogromna różnorodność samolotowych układów i urządzeń elektronicznych spowodowała konieczność ustalenia międzynarodowych norm ujmujących wymagane charakterystyki zewnętrzne tych układów. Rzecz charakterystyczna, że normami objęto tylko te urządzenia, których zasięg działania wykracza poza pokład samolotu. W dziedzinie urządzeń pokładowych, takich jak np. wewnętrzne układy regulacyjne, aparatura automatyczna w różnych instalacjach samolotu, układy przekazujące itp. panuje pewna dowolność w granicach określonych przez bezpieczeństwo lotu i ujmowanych raczej w ramy przepisów państwowych niż międzynarodowych. Urządzenia stanowiące przedmiot norm międzynarodowych są to urządzenia radiowe, które albo wysyłają sygnały poza samolot, albo odbierają sygnały wysyłane z ziemi i innych samolotów. Są to urządzenia typowe dla samolotu komunikacyjnego w znaczeniu ogólnym i jako takie godne są nieco szerszego omówienia.

Urządzenia radiowe spełniają na pokładzie samolotu komunikacyjnego określone zadania, które w najogólniejszym ujęciu sprowadzają się do zapewnienia bezpieczeństwa przelotu, który trwa od chwili rozruchu silników do chwili ich wyłączenia po zakończeniu lotu.

We wszystkich tych fazach lotu środki radiowe stanowią pomoce, bez których bezpieczeństwo lotu przy obecnych prędkościach samolotów i rosnącym zagęszczeniu ruchu powietrznego stałoby pod znakiem zapytania. Należy przy tym zaznaczyć, że środki te powinny nie tylko pomóc doprowadzić samolot do portu przeznaczenia, ale również zabezpieczyć go we wszystkich fazach lotu przed kolizją z innymi samolotami, terenem i niebezpiecznymi zjawiskami atmosferycznymi.

W zależności od spełnianych funkcji lotnicze urządzenia radiowe można podzielić następująco:

- urządzenia łączności (radiokomunikacyjne),
- urządzenia do nawigacji na trasie (radionawigacyjne),
- urządzenia do kontroli ruchu,
- urządzenia do lądowania,
- radar meteorologiczny.

Dla radiowego wyposażenia lotniczego można przyjąć różne zasady podziału, można dzielić je na środki naziemne i pokładowe, autonomiczne i oparte na współpracy samolotu z „ziemią”, można wreszcie dzielić wg częstotliwości, zasięgu, zasady działania itd. itd. Najbardziej jednak przejrzysty wydaje się podział wg przeznaczenia (spełnianej roli) przy dodatkowym założeniu, że omówieniu podlegają urządzenia stosowane na samolotach bliskiego i średniego zasięgu eksploatowanych w polskim lotnictwie komunikacyjnym. Przy omawianiu poszczególnych urządzeń pokładowych wyniknie niejednokrotnie konieczność wspomnienia o współpracujących z nimi naziemnych odpowiednikach dla wytworzenia możliwie pełnego obrazu danego systemu złożonego z tych dwóch części.

Wszystkie urządzenia radiowe samolotu, które wymagają nasłuchu lub modulacji połączone są ze słuchawkami i mikrofonami członków załogi za pośrednictwem centralnego układu abonenckiego, który pozwala wszystkim przewidzianym członkom prowadzić łączność lub nasłuch za pomocą wybranego przełącznikiem na skrzynce abonenckiej urządzenia.

Łączność

Ogromna i podstawowa rola łączności w lotnictwie nie ulega wątpliwości. Przez cały czas trwania lotu, od chwili wejścia załogi na pokład do chwili opuszczenia przez nią samolotu, trwa wymiana ogromnej liczby rozmaitych informacji między załogą a pracującą na ziemi kontrolą ruchu lotniczego. Kontrola ta przyjmuje od załogi meldunek o gotowości do rozruchu silników, wyraża zgodę na wykołowanie, wyznacza kolejność startu, zezwala na start, przyjmuje od załogi meldunki z trasy (przewidywane i faktyczne czasy przelotu nad wyznaczonymi punktami), wydaje polecenia dotyczące trasy i wysokości przelotu, wyznacza kolejność do lądowania, zewala na lądowanie, wyznacza drogę kołowania itd. itd. Należy do tego dodać jeszcze przekazywanie załodze komunikatów meteorologicznych w czasie lotu.

Wydawałoby się na pierwszy rzut oka, że dla wspomnianych celów wystarczy stworzyć jednolity system łączności „samolot-ziemia” oparty na potężnych naziemnych i pokładowych radiostacjach o możliwie największym zasięgu i łączność będzie zapewniona. Tak jednak być nie może. Jeśli by na przykład taka ogromna liczba rozmów, jaka występuje w rejonie lotniska o dużym nasileniu ruchu, mogła być odbierana na największej odległości od tego rejonu, na jakiej łączność może być potrzebna, należałoby do tej łączności przydzielić tak dużą liczbę kanałów (wyznaczonych częstotliwości), by takie rejony nawzajem sobie nie przeszkadzały, a to nie jest fizycznie możliwe do zrealizowania. Współczesna łączność lotnicza opiera się na dwóch odpowiednio ze sobą współpracujących systemach. Jeden z nich to system łączności bliskiego zasięgu, stosowany w rejonach lotnisk i (gdzie to jest możliwe) na trasach o dużym nasileniu ruchu; drugi to system dalekiego zasięgu używany w rejonach oceanów lub nad innymi obszarami, gdzie bliski zasięg nie wystarcza.

Ważną rolę odgrywa w łączności sposób przekazywania informacji. Dawniej stosowano szeroko w lotnictwie radiotelegrafię opartą na alfabecie Morse’a. Pozwalało to odczytać prawidłowo informacje nawet przy silnych zakłóceniach i na bardzo dużych odległościach, ale przekazywanie tym sposobem zabierało ogromnie dużo czasu i wymagało wyspecjalizowanych operatorów. Dziś stosuje się prawie wyłącznie radiotelefonię, a jej gorsze osiągi są równoważone przez takie zalety, jak:

- bezpośredni kontakt organów kontroli ruchu z pilotem;
- większa szybkość i krótszy czas przekazywania informacji;
- jedyna wymagana umiejętność to znajomość specjalnych procedur i uproszczonego języka, która jest osiągalna dla pilota.

Ze względu na wciąż rosnące zagęszczenie ruchu lotniczego wydaje się, że bezpośrednia łączność „ziemi” z załogą będzie musiała być w znacznej części zastąpiona przez układy automatycznego przekazywania danych w postaci zakodowanej, bez udziału załogi, której obciążenie pracą na pokładzie nowoczesnego samolotu komunikacyjnego i bez tego jest poważne.

Łączność radiotelefoniczna bliskiego zasięgu

Od łączności tej, stosowanej w rejonach lotnisk i na trasach o dużym nasileniu ruchu, wymaga się maksymalnego zasięgu zbliżonego do odległości widzialnego horyzontu, tzn. około 150 km dla samolotu lecącego na wysokości 1500 m i około 350 km dla wysokości lotu rzędu 12 000 km. Jeśli z pewnych względów konieczne jest zwiększenie tego zasięgu w określonym kierunku, ustawia się na ziemi specjalne stacje przekaznikowe.

Ponieważ w zasadzie wymagana jest łączność tylko do granicy horyzontu, wybrano w tym celu częstotliwości, których prawdopodobieństwo odbicia od jonosfery jest bardzo małe, tzn. ponad 50 MHz. Na podstawie międzynarodowego uzgodnienia przyjęto dla łączności bliskiego zasięgu w lotnictwie cywilnym pasmo od 118,00 do 135,95 MHz i podzielono je na 360 kanałów z separacją 50 kHz między sąsiednimi kanałami. Ta, zdawałoby się, duża liczba kanałów okazuje

się już niewystarczająca i należy się w niedalekiej przyszłości spodziewać rozszerzenia pasma do 135,975 MHz i wprowadzenia podziału na 720 kanałów co 25 kHz.

Urządzenie pokładowe stosowane do tego rodzaju łączności musi być przystosowane do szybkiej i łatwej obsługi. Ustawianie odpowiedniego kanału musi być proste, a częstotliwość utrzymywana z dużą dokładnością.

Typowa radiostacja pokładowa jest wyposażona w zdalne sterowanie za pomocą skrzynki manipulacyjnej umieszczonej w zasięgu ręki pilota. Żądany kanał pilot wybiera przez pokręcenie odpowiednich pokręteł do chwili ukazania się w okienku na skrzynce liczby odpowiadającej częstotliwości danego kanału. Wtedy radiostacja zaczyna pracować jako odbiornik nastrojony na tę częstotliwość i pilot słyszy w słuchawkach wszystkie rozmowy prowadzone w tym kanale. Aby przejść na nadawanie, pilot musi jedynie nacisnąć na sterownicy umieszczony tam przycisk i mówić do mikrofonu znajdującego się przed jego ustami zamocowanego na wysięgniku przy słuchawkach.

Częstotliwość, na którą nastrojony jest nadajnik i odbiornik, jest stabilizowana kwarcami, co zapewnia jej zachowanie z dokładnością nie mniejszą niż $\pm 0,0035\%$. Moc nadajnika wynosi zazwyczaj około 20–25 W, a czułość odbiornika jest rzędu kilku mikrowoltów. Antenę (wspólną dla odbiornika i nadajnika) stanowi zazwyczaj dipol ćwierćfalowy.

Zgodnie z obecnymi wymaganiami na samolocie dopuszczonym do eksploatacji w ruchu międzynarodowym powinny się znadować dwie takie, niezależne od siebie radiostacje.

Łączność radiotelefoniczna dalekiego zasięgu

Zadaniem środków łączności radiowej dalekiego zasięgu jest umożliwienie zachowania łączności od chwili wyjścia samolotu poza zasięg łączności „bliskiej” aż do chwili wejścia w zasięg następnej naziemnej radiostacji bliskiego zasięgu. Wymagany od tych urzą-

dzeń zasięg dochodzi do 2000 km. Ze względu na konieczność utrzymania łączności na odległościach większych od odległości horyzontu konieczne jest wykorzystanie odbicia fal od jonosfery, a zatem zastosowanie częstotliwości mniejszych od 30 MHz. Nie jest możliwe użycie częstotliwości fal długich i średnich, ponieważ antena nadawcza o umiarkowanej nawet skuteczności przy tych częstotliwościach byłaby zbyt wielka, by można ją było zastosować na samolocie. Wynikło stąd przyjęcie optymalnego pasma fal krótkich o częstotliwościach od 2,8 do 18 MHz, z którego przydzielono lotnictwu cywilnemu szereg wycinków umiejscowionych około 3, 5, 8, 11, 13, 15 i 17 MHz.

Typowa pokładowa radiostacja krótkofalowa jest, równie jak poprzednio omawiana, urządzeniem zdalnie sterowanym. Przy jej wykorzystywaniu pilot używa tego samego zestawu słuchawek i mikrofonu oraz tego samego przycisku włączenia nadajnika, co w przypadku radiostacji bliskiego zasięgu, musi jedynie ustawić w odpowiednim położeniu przełącznik na swojej skrzynce abonenckiej.

Częstotliwość nadajnika i odbiornika jest stabilizowana kwarcami, strojenie (przełączanie zestrojonych wstępnie kanałów) dokonywane jest za pomocą wspólnych dla odbiornika i nadajnika pokręteł na skrzynce manipulacyjnej radiostacji. Dokładność utrzymania częstotliwości jest rzędu 1 kHz. Moc nadajnika wynosi około 100 W, a pełną moc akustyczną na wyjściu odbiornika osiąga się przy napięciu sygnału z anteny około 3 μ V. Wspólną dla nadajnika i odbiornika antenę stanowi zazwyczaj odpowiedniej długości odcinek przewodu rozpięty zewnątrz samolotu między wspornikami wzdłuż kadłuba (najczęściej jest przymocowany do statecznika pionowego), a na samolotach o dużych prędkościach coraz częściej wykorzystuje się odpowiednio wyodrębniony fragment metalowego pokrycia samolotu.

Samolot bliskiego i średniego zasięgu powinien mieć na pokładzie co najmniej jedną taką radiostację. Samoloty dalekiego zasięgu, latające w rejonach oceanicznych, muszą być wyposażone w dwie radiostacje krótkofalowe.

Errata

W nrze 5 z 1968 r. w artykule „Elektroniczne urządzenia zapłonowe do silników tłoków” wkradły się błędy:

Str.	Szp.	Wiersz	Jest	Powinno być
15	3	5 od dołu	$I_1 = \frac{U_{bat}}{r_1} \left[1 - \exp \left(\sqrt{-\frac{r_1}{L_1} \frac{120}{n c} \beta} \right) \right]$	$I_1 = \frac{U_{bat}}{r_1} \left[1 - \exp \left(-\frac{r_1}{L_1} \frac{129}{n c} \beta \right) \right]$
17	3	9 od góry	uzwojenia G	uzwojeniem G
17	3	12 od góry	tyrystorem	(tyrystorem)

Skrawanie w wysokich temperaturach

Obróbka skrawaniem takich materiałów jak stale trudno obrabialne może być znacznie ułatwiona przez nagrzewanie przedmiotu, w celu jego zmiękczenia. Pożądane jest jednak nagrzewanie tylko warstwy zdejmowanej, ażeby uniknąć deformacji. W artykule omówiono ogólne zasady nowej metody obróbki. Przedstawiono różne metody nagrzewania łącznie z nagrzewaniem ciepłem skrawania. Wspomniano o zakresie zastosowań i wynikach pracy autora.

Opracowywanie nowych materiałów konstrukcyjnych o wysokich, walo-
rach eksploatacyjnych prawie za-
wsze łączy się z pogorszeniem ich
charakterystyk technologicznych, a
zwłaszcza skrawalności. Wprowadze-
nie stali stopowych do pracy w wy-
sokich temperaturach, stopów żaro-
odpornych oraz stali w stanie ulep-
szonym spowodowało tak znaczne
pogorszenie obrabialności, że zaczę-
to gwałtownie poszukiwać nowych
wydajniejszych metod obróbki. W
roku 1957 zapoczątkowano badania
nad skrawaniem materiału podgrza-
nego do wysokiej temperatury. Cel-
lem tego zabiegu jest wykorzystanie
spadku twardości i odporności na
ściananie w materiale, który podda-
no podgrzewaniu, aby zwiększyć
prędkości skrawania lub przynaj-
mniej zwiększyć trwałość ostrzy.
Wprowadzenie tej metody wymaga-
ło zbadania wielu zjawisk i opano-
wania szeregu zabiegów.

Podstawowym elementem było opar-
cie właściwej metody nagrze-
wania przedmiotu obrabianego. Na-
grzewanie powinno spełniać nastę-
pujące wymagania:

- 1) zapewniać dużą intensywność
grzania dla utrzymania stałej żąda-
nej temperatury materiału przed
ostrzem,
- 2) nagrzewać tylko warstwę zbiera-
ną przez ostrze, ażeby uniknąć skut-
ków odpuszczania i deformacji,
- 3) być tanie w okresie uruchamia-
nia i eksploatacji,
- 4) być łatwe w obsłudze i sterowa-
niu,
- 5) być bezpieczne dla obsługującego
przy dowolnym sposobie użytkowa-
nia.

W toku prób dokonano oceny pra-
wie wszystkich dostępnych sposo-
bów nagrzewania metali.

Nagrzewanie na wskroś w piecach
gazowych i elektrycznych pozwala-
ło wykorzystać istotę metody skra-
wania na gorąco przy wszystkich
sposobach obróbki, m.in. przy wier-
ceniu i frezowaniu frezem palco-
wym. Podstawową wadą jest skurcz
w czasie stygnięcia i związane z tym
odkształcenia przedmiotu obrabia-
nego oraz duże trudności z transpor-
tem i mocowaniem przedmiotów go-
rących.

Grzanie oporowe normalnym prą-
dem sieciowym przy przepuszczaniu
go bezpośrednio przez przedmiot
lub z zastosowaniem pomocniczych
przrzędów grzejnych zlikwidowało
trudności transportu i obsługi gorą-
cych przedmiotów, jednak nie usu-
nęło wad związanych z ich stygnię-
ciem.

Nagrzewanie płomieniem za pomocą
palników umożliwiło powierzchnio-
we lokalne podwyższenie tempera-
tury przedmiotu, lecz było trudne
w sterowaniu i prowadziło wielo-
krotnie do nadpalenia i uszkodzeń po-
wierzchni już obrobionej.

Nagrzewanie łukiem, zwłaszcza przy
zastosowaniu osłony gazu obojętne-
go, pozwala na właściwą koncent-
rację ciepła na powierzchni i w
głębi przedmiotu. Wadą tego syste-
mu są trudności sterowania, mała
stabilność i konieczność stosowania
osłon przed jaskrawością łuku.

Można stosować nagrzewanie lam-
pami kwarcowymi na promienie
podczerwone, jeśli dysponuje się
ulepszonymi lampami i reflektorami.
Obecnie dla uzyskania właści-
wego nagrzewania trzeba stosować
napięcia większe od zalecanych, a
więc przeciążać lampy skracając
wyraźnie ich trwałość.

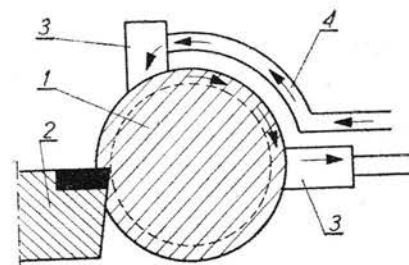
Nagrzewanie indukcyjne jest jedną
z najkorzystniejszych metod pomi-
mo dużego kosztu oprzyrządowania.
Do nagrzewania stosuje się cewki
otaczające przedmiot lub umieszczo-
ne po jednej stronie przedmiotu
obrabianego. Metoda ta nie może
być stosowana do materiałów nie-
magnetycznych. Z uwagi na niewiel-
kie głębokości nagrzewania wystę-
pują trudności w przeprowadzeniu
niektórych operacji, np. wiercenia.
Głębokość przenikania prądów w
stali wynosi 0,05 mm przy ich czę-
stotliwości 1000 kHz lub 0,5 mm
przy 10 kHz.

Żadna z wymienionych metod nie
spełnia właściwie wszystkich wy-
magań i dlatego podjęto badania
nad opracowaniem nowej. Najbar-
dziej korzystna okazała się metoda
grzania oporowego prądami o wiel-
kiej częstotliwości. Droga strumie-
nia prądu o tej częstotliwości może
być sterowana dzięki temu, że ply-

nie on po drodze o najmniejszej im-
pedancji¹⁾.

Gdy umieści się dwa przewody obok
siebie, z których jeden wykonany
jest z materiału magnetycznego i w
przewodach tych będzie płynął prąd
elektryczny w przeciwnych kierun-
kach, to impedancja będzie naj-
mniejsza w materiale magnetycz-
nym, wówczas, gdy te dwa prze-
wodniki znajdują się najbliżej siebie.
Korzystając z tego zjawiska można
sterować drogą prądu przez właści-
we ukształtowanie drugiego prze-
wodnika.

Układ nagrzewania prądami w.c.z.
przy toczeniu pokazano na rys. 1
i 2.



Rys. 1. Przepływ prądu o wielkiej czę-
stotliwości przy nagrzewaniu oporowym
w czasie toczenia. Prąd płynie tuż pod
powierzchnią materiału.

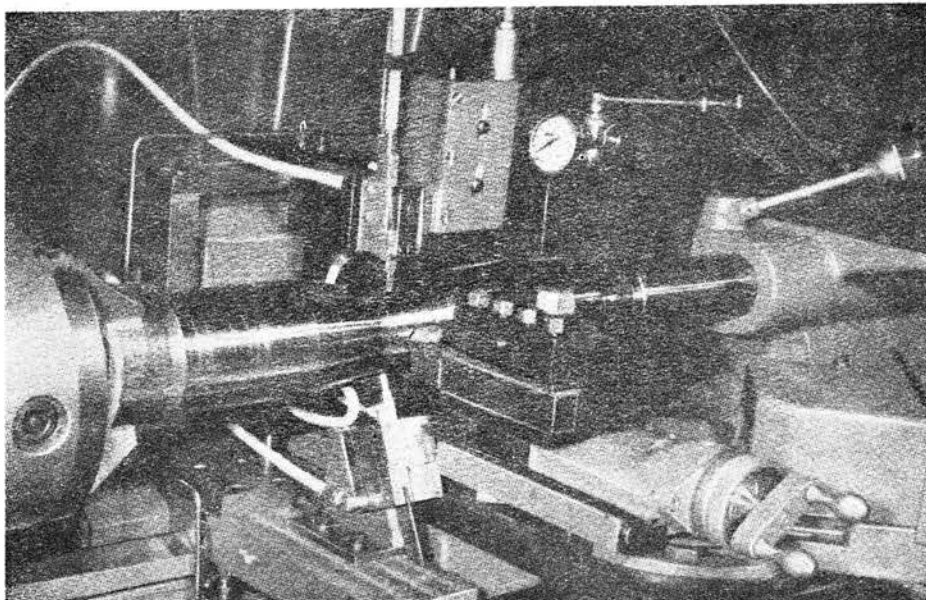
1 — przedmiot, 2 — narzędzie, 3 — elek-
trody, 4 — przewód powietrzny

Inny sposób nagrzewania przez na-
rządzie pokazano na rys. 3.

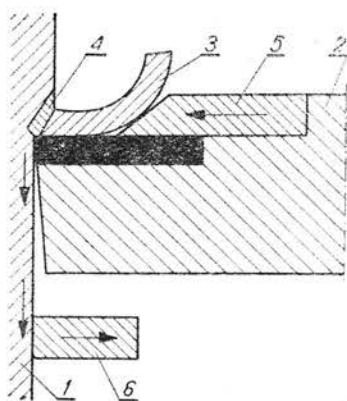
Na rys. 4 pokazano rozmieszczenie
elektrod i przewodnika przy frezo-
waniu kanałków frezem palcowym.

We wszystkich przypadkach elek-
trody dociskane są do przedmiotu
nagrzewanego najczęściej za pomo-
cą cylindra pneumatycznego przy
ciśnieniu powietrza 1 kG/cm². Dzię-
ki temu eliminuje się prawie zupeł-
nie iskrzenie i zmniejsza straty ener-
gii elektrycznej. Należy dodać, że
nagrzewanie oporowe prądami w.c.z.
jest skuteczne tylko dla materiałów
magnetycznych. Materiały niema-

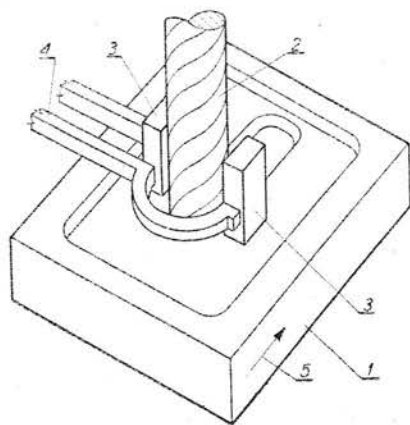
¹⁾ Impedancja — oporność pozorną — su-
ma wektorowa oporności rzeczywistej,
indukcyjnej i pojemnościowej.



Rys. 2. Układ grzejny do toczenia gołeni podwozia samolotu. Operacja wg schematu na rys. 1, przeprowadzana jest na tokarko-kopiarce



Rys. 3. „Idealny” przepływ prądu przy nagrzewaniu oporowym. Prąd i ciepło skupione są w strefie ścinania. 1 — przedmiot, 2 — narzędzie z ostrzem ze spieków, 3 — wiór, 4 — strefa ścinania, 5 — elektroda i równocześnie łamacz wiórów, 6 — elektroda



Rys. 4. Frezowanie kanałka frezem palcowym przy zastosowaniu nagrzewania oporowego prądami o wielkiej częstotliwości. 1 — przedmiot, 2 — frez palcowy, 3 — elektrody, 4 — przewód powrotny, 5 — kierunek posuwu stołu

gnetyczne, jak stopy na osnowie kobaltu i niklu oraz stopy ognioodporne muszą być nagrzewane za pomocą łuku plazmowego lub łuku elektrycznego przy użyciu elektrod wolframowych i osłony gazów obojętnych, gdyż wymagają nagrzewania do wyższych temperatur niż stale węglowe czy niskostopowe.

Procesowi nagrzewania towarzyszą różnorodne zjawiska bezpośrednio i skutki uboczne. Dopiero zestaw wszystkich efektów decyduje o możliwości zastosowania tej metody obróbki lub o zakresie parametrów warunkujących obszar jej stosowania.

Badaniami przeprowadzonymi w firmie The Cincinnati Milling Machine Co objęto cztery rodzaje stali: 1) niskostopową martenzytyczną (AISI 4340), 2) matrycową do pracy na gorąco (Thermold J); 3) i 4) nierdzewne, utwardzane dyspersyjnie (17-7 PH i 17-4 MO). Materiały te podlegały obróbce cieplnej do twardości od 35 HRC do 55 HRC.

Obserwacje poczynione w zachowaniu się tych materiałów umożliwiają przybliżoną ocenę możliwych wariantów wpływów nagrzewania. Do zjawisk towarzyszących nagrzewaniu i mających istotny wpływ na obrabialność należy zaliczyć:

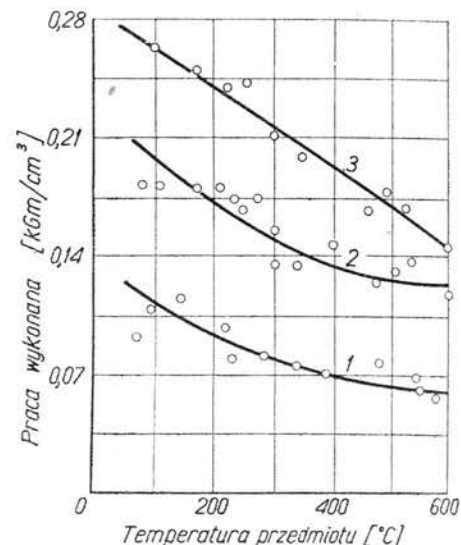
- 1) zmianę wytrzymałości na ścinanie,
- 2) zmianę sił tarcia (głównie wióra) o powierzchnię narzędzia,
- 3) wzrost temperatury narzędzia i związane z tym zmniejszenie jego twardości,
- 4) zjawiska zacierania, przywierania i zgrzewania się wióra z powierzchnią narzędzia.

Podwyższenie temperatury przedmiotu o 540 °C spowodowało wzrost temperatury narzędzia o 120 do 175 °C — dla materiału Thermold J,

o 370 do 540 °C dla AISI 4340; o 150 do 370 °C dla 17-7 PH i o 310 do 590 °C dla 17-4 MO.

Tarcie między przedmiotem a narzędziem może pozostawać stałe, wzrastać lub maleć zależnie od zestawienia pary materiałów narzędzia i przedmiotu. Dla materiałów Thermold J i 17-4 MO współczynnik tarcia zasadniczo nie zmienia się ze wzrostem temperatury do 540 °C.

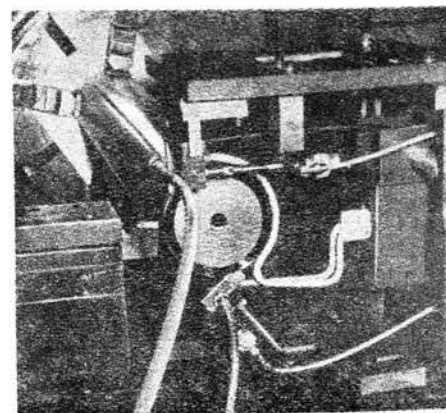
Podstawową ideą, która przemawia za stosowaniem obróbki w wysokich temperaturach, jest zmniejszenie wytrzymałości na ścinanie. Ocenia się, że ze wzrostem temperatury do 540 °C następuje spadek wytrzymałości na ścinanie od 40 do 60%. Zależności te ilustruje rys. 5.



Rys. 5. Wpływ temperatury przedmiotu na ilość pracy potrzebnej do skrawania stali matrycowej Thermold J. 1 — ścinanie, 2 — pokonywanie tarcia, 3 — skrawanie

Do prób toczenia zastosowano tokarkę Cincinnati z urządzeniem grzewczym o mocy 30 kW pracującym w paśmie częstotliwości 1,2 MHz. Na rys. 6 przedstawiono tokarkę z urządzeniem grzewczym. Wpływ wzrostu temperatury w war-

Rys. 6. Tokarka z zainstalowanym urządzeniem grzewczym pracującym na wielkiej częstotliwości

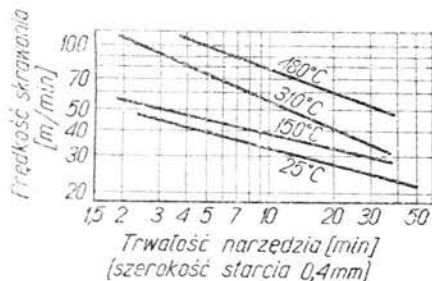


stwie skrawanej na prędkość skrawania i trwałość ostrza ilustruje rys. 7.

Naświetlając zalety procesu należy równocześnie bliżej poznać jego niedostatki, ażeby prawidłowo wyznaczyć obszar uzasadnionych zastosowań.

Przy ocenie próby wprowadzenia tej metody obróbki należy brać pod uwagę następujące czynniki:

- 1) ukształtowanie części musi umożliwiać zainstalowanie urządzeń grzewczych,
- 2) materiał części musi mieć taką charakterystykę, która umożliwia



Rys. 7. Wpływ temperatury na prędkość skrawania i trwałość ostrza. Materiał skrawany AISI 4340. Nagrzewanie indukcyjne. Posuw 0,2 mm/obr. Głębokość skrawania 2,5 mm. Ostrze z węglików spiekanych

zwiększenie szybkości skrawania ze wzrostem temperatury,

- 3) część musi być rzeczywistym elementem produkcji o typowych kształtach i stanowić rzeczywisty problem produkcyjny,
- 4) część lub zespół części podobnych musi występować w dostatecznie dużym programie produkcyjnym,

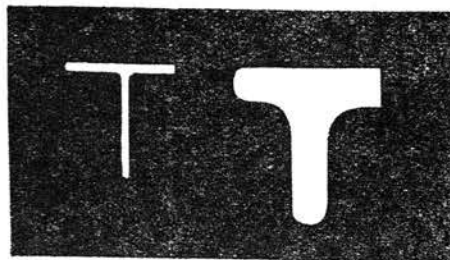
- 5) z uwagi na to, że skrawanie na gorąco skraca czas obróbki, na przedmiocie powinny występować dostatecznie duże nadatki usprawniające wprowadzenie tej metody,

- 6) część musi być dostatecznie prosta, żeby już trudności klasycznego procesu nie przekreślały możliwości zastosowania skrawania na gorąco.

Kierując się powyższymi kryteriami wytypowano dwie części do ekonomicznej oceny przydatności tej metody.

Pierwszą jest goleń podwozia samolotu wykonana ze stali AISI 4340 na tokarko-kopiarce (rys. 2). Po dobraniu optymalnych parametrów skrawania i wykonania operacji przeprowadzono analizę czasów i kosztów wykonania. Stwierdzono, że oszczędność w kosztach ustawienia wyniosła 13% w stosunku do operacji konwencjonalnej, a oszczędność na obróbce mechanicznej 21%. Stwierdzono ponadto, że zastosowanie mocniejszej tokarki (o dwukrotnie większej mocy silnika napędowego) pozwoliłoby na zwiększenie oszczędności w obróbce mechanicznej do 29%.

Drugim przedmiotem był teownik z materiału 15-7-MO PH zastosowany jako usztywnienie pokrycia na samolocie B-70. Wymiary teownika przed i po obróbce ilustruje rys. 8. Do nagrzewania zastosowano układ używany przy toczeniu goleni pod-



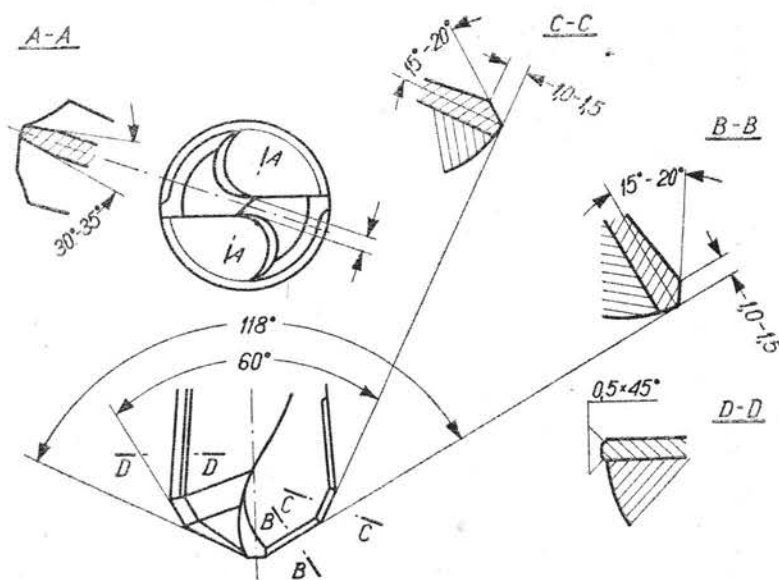
Rys. 8. Przekrój teownika przed i po obróbce ilustruje właściwe proporcje wymiarowe

wozia. Analiza kosztów procesu obróbczego w dotychczasowym wydaniu i w wysokiej temperaturze wykazała oszczędność 36% w kosztach wyprodukowania 1 metra teownika nową metodą. Próby powyższe zdecydowały o wprowadzeniu obróbki na gorąco do przemysłu lotniczego i pokrewnych.

Dla pełni obrazu należy dodać, że przeprowadzono próby toczenia i frezowania nową metodą materiałów żaroodpornych. Stwierdzono, że efekty polepszenia skrawalności przy podwyższeniu temperatury przedmiotu przekreślane są przez efekty wtórne. Wolfram i molibden wykazują zwykle łuszczenie się i wy-

ściwie powodują silną koncentrację ciepła w miejscu styku wióra z narzędziem, a w konsekwencji obniżenie trwałości narzędzia. Wszystkie próby z materiałami żaroodpornymi wykazały właściwie niewielki lub żaden zysk polepszenia skrawalności przez nagrzewanie przedmiotu. Problem ten pozostaje dotychczas nie rozwiązany, a przenoszenie doświadczeń obróbki na gorąco z materiałów trudno skrawalnych niskostopowych, na żaroodporne jest zupełnie nieuzasadnione.

Doświadczenia politechniki w Bratysławie wskazują na możliwość doprowadzenia ciepła wyłącznie przez narzędzie skrawające. Próby frezowania wykonano na stali zawierającej 1,3% węgla i 12% molibdenu frezem z ostrzami z płytek z węglików spiekanych. Stwierdzono, że stosowanie prędkości skrawania 20—40 m/min powoduje zbyt szybkie zużycie narzędzia. Zmieniono geometrię ostrza stosując załamanie krawędzi tnącej o wymiarach 1—2 mm pod kątem -20° . Zwiększono prędkości skrawania do wartości 90—220 m/min i uzyskano zdecydowany wzrost trwałości ostrza i gładkości powierzchni. Jednakże prędkości większe od 180 m/min powodują powstawanie barwnego nalotu na powierzchni obróbczej. Jako parametry ustalono: prędkość skrawania 145—175 m/min, posuw na ząb 0,35—0,45 mm, głębokość skrawania 5 mm, tj. po 1 mm na każdy z pięciu stopniowo ustawionych ostrzy. W tych warunkach trwałość ostrzy między ostrzeniami wynosi 20—30 minut.



Rys. 9. Geometria ostrzy wiertła krętego do obróbki na gorąco

kruszenie z odlupywaniem przy obróbce przerywanej. Tantal i niob wykazują tendencje do zacierania, zgrzewania i odrywania wióra, co wybitnie skraca trwałość narzędzia. Stopy tytanu również wykazują tendencje do zgrzewania. Mała przewodność cieplna i małe ciepło wła-

Próby wiercenia prowadzono na stali Hadfielda. Wiercono otwory o głębokości 25 mm przy średnicach od 14 do 26 mm. Ostrza wiertel wykonane były z płytek z węglików spiekanych i ukształtowane jak na rys. 9. Wiercenie prowadzono z prędkością skrawania 40—60 m/min. Ob-

serwacja wióra wykazała wyraźną zmianę struktury od początkowej fazy wiercenia — wiór nieciągły poszarpany, do fazy normalnej pracy (po około 10 sekundach) — wiór ciągły, regularny, gładki. Badanie tego procesu wiercenia wykazało, że temperatura w cienkiej warstwie tuż przed ostrzem sięga 650—700 °C. Ponadto stwierdzono, że po początkowym okresie nagrzewania siła posłowa wiertła maleje czterokrotnie, a moment oporowy dwukrotnie. Przy prędkości skrawania równej 44 m/min, i posuwie 0,1 mm/obr. osiągnięto dokładność wykonania otworów w klasie 9 i 10.

Tę samą ideę wykorzystania samego narzędzia do wytworzenia odpowiedniej temperatury warstwy skrawanej zastosowano przy mechanizacji prac ręcznych, a zwłaszcza w pilnikach rotacyjnych. Budowa ręcznych pilnikarek („biaksy”) o prędkościach obrotowych rzędu 50 000 do 80 000 obr./min umożliwia uzyskiwanie prędkości skrawania rzędu 1000—2000 m/min (tj. 17 do 33 m/sek). Zastosowanie pilników rotacyjnych wykonanych ze spieków i prędkości skrawania podanych wyżej pozwala na wydajną obróbkę nawet bieżni łożysk tocznych o twardości 62—64 HRC.

Podobne zjawisko wykorzystał autor z powodzeniem przy obróbce skali węglowej ulepszonej do twardości 45—50 HRC. Zastosowanie przy toczeniu prędkości rzędu 50 m/min, posuwu rzędu 0,05 mm/obr. i głębokości skrawania 1 mm umożliwiło wydajną obróbkę nożem z węglików spiekanych. W procesie tym uzyskano gładkość 8 klasy i dokładność wykonania 7 klasy. Równocześnie stwierdzono, że mimo, iż wióry miały temperaturę kilkuset stopni, to powierzchnia obrabianego przedmiotu pozostała zimna (nie można było stwierdzić wzrostu temperatury przedmiotu). Wydaje się, że przy odpowiednim doborze parametrów geometrycznych narzędzia, parametrów obróbkowych, a szczególnie materiału narzędzia można poważnie poprawić ekonomię procesów skrawania materiałów trudno skrawalnych. Można sądzić, że opanowanie obróbki skrawaniem na gorąco z nagrzewaniem ze źródła zewnętrznego i nagrzewaniem przez ciepło procesu skrawania rozwiąże zagadnienie obróbki materiałów trudno skrawalnych i materiałów w stanie twarde. Procesy te trudno na obecnym etapie uznać za przebadane i trzeba będzie jeszcze wielu lat badań i doświadczeń, aby stały się procesami powszechnego zastosowania.

Już jednak obecne wyniki upoważniają do stwierdzenia ich dużej przydatności.

Literatura

1. The Tool and Manufacturing Engineer nr nov./1960 r.
2. The Tool and Manufacturing Engineer nr march/1963 r.
3. Machinery nr 2888 vol. 112 z 1968 r.

„... Tezy zjazdowe, jako dokument partyjny, noszą charakter ogólnonarodowy. Przeto i prawo do dyskusji nad problematyką objętą tezami ... powinno mieć taki sam charakter...”

Wł. Gomułka

W dn. 29 lipca br. odbyło się nadzwyczajne plenarne zebranie Zarządu Głównego SIMP, na którym Kol. Zbiński wygłosił referat pt. „Zadania SIMP w zakresie dyskusji nad tezami V Zjazdu PZPR”. Po referacie odbyła się dyskusja, po czym jednogłośnie została przyjęta następująca uchwała.

UCHWAŁA*

Zarządu Głównego Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Mechaników Polskich z dnia 29 lipca 1968 r.

w sprawie udziału w dyskusji nad tezami V Zjazdu Polskiej Zjednoczonej Partii Robotniczej

W dotychczasowych kolejnych etapach odbudowy i rozbudowy kraju inżynierowie i technicy odegrali obok klasy robotniczej — dominującą rolę. Dla obecnej fazy rozwoju społecznego, gospodarczego i kulturalnego najistotniejsza problematyka życia Partii i kraju określona została w tezach V Zjazdu.

W zadaniach tych szczególnie ważną rolę do spełnienia mają masowe organizacje społeczne, w tym także przeszło 30-tysięczna rzesza naszych członków.

My, Polscy Mechanicy jesteśmy z Partią, jesteśmy z klasą robotniczą i chcemy mieć swój udział w budowie wielkiej, potężnej, socjalistycznej Ojczyzny.

Zarząd Główny zwraca się z apelem do wszystkich inżynierów i techników mechaników, aby wzmogli wysiłek w codziennej pracy, aby swoją wiedzę fachową i doświadczenie zawodowe wnieśli zarówno w dyskusję przedzjazdową, jak i w realizację Uchwał V Zjazdu Polskiej Zjednoczonej Partii Robotniczej.

Podstawowym ogniwem, gdzie będzie się koncentrowała praca w zakresie dyskusji przedzjazdowej w zagadnieniach ekonomicznych i gospodarczych będą przedsiębiorstwa przemysłowe (zakłady pracy) i dlatego szczególnie odpowiedzialne zadania przypadają kołom zakładowym Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Mechaników Polskich, które winny współdziałać z innymi stowarzyszeniami naukowo-technicznymi oraz związkami zawodowymi, organizacjami młodzieżowymi, Polskim Towarzystwem Ekonomicznym, Towarzystwem Naukowej Organizacji i Kierownictwa.

Dyskusja przedzjazdowa prowadzona winna być w oparciu o tezy XII Plenum Komitetu Centralnego Polskiej Zjednoczonej Partii Robotniczej i Uchwałę Rady Głównej Naczelnej Organizacji Technicznej z 21.VI. 1968 r. W dyskusji należy uwzględnić popularyzację tez oraz politykę Partii i osiągnięcia gospodarcze przedsiębiorstw, regionów i kraju. W ocenie prawidłowości proponowanych w tezach kierunków należy zwrócić uwagę na dziedziny naszego zawodowego zainteresowania w ścisłym jednak powiązaniu z ogólną sytuacją kraju i stosunkami międzynarodowymi, które mają istotny wpływ na aktualne kształtowanie polityki gospodarczej.

Dyskusję należy skoncentrować na węzłowych problemach technicznych, organizacji produkcji i zarządzania. W szczególności należy popularyzować, zgłaszać uwagi i wnioski uwzględniające:

- programy rekonstrukcji branż i przedsiębiorstw,
- zadania kadry technicznej w przechodzeniu na intensywne formy gospodarowania,
- koncentrację zaplecza naukowo-technicznego na węzłowych zagadnieniach postępu technicznego,
- rolę i uściślenie zakresu zadań kadr technicznych we wdrażaniu do praktyki opracowań naukowych,
- więź placówek naukowo-badawczych z przemysłem,
- szkolenie i wykorzystanie kadr technicznych z uwzględnieniem doskonalenia i podnoszenia poziomu kadr,
- podniesienie na wyższy poziom informacji naukowo-technicznej,
- rolę Stowarzyszenia w kształtowaniu patriotycznej postawy obywatelskiej, socjalistycznego stosunku do pracy, oraz włączenie do prac Stowarzyszenia młodych inżynierów i techników,
- organizację pracy i zarządzania w przedsiębiorstwach; w tym między innymi: rytmiczność produkcji, planowanie wewnętrzne, organizacja stanowisk pracy, wykorzystanie czasu pracy,
- programy poprawy organizacji pracy w przedsiębiorstwach,
- rozwijanie i doskonalenie ruchu socjalistycznego, współzawodnictwa pracy i racjonalizacji.

*) przytaczając tekst uchwały redakcja opuściła jej część końcową (zawierającą zalecenia dla ogniw n. Stowarzyszenia, dotyczące form podjęcia dyskusji), ujętą w specjalnych okólnikach ZG SIMP.

Możliwość zastosowania odrzutowych samolotów dyspozycyjnych do szkolenia pilotów komunikacyjnych

Wysokie wymagania stawiane pilotom nowoczesnych samolotów komunikacyjnych mogą być spełnione w drodze długotrwałego i starannego szkolenia, które zwłaszcza w końcowej fazie powinno się odbywać w warunkach zbliżonych do warunków przyszłej pracy pilota. Najbardziej celowe byłoby więc odbycie możliwie dużej ilości lotów na tym samym typie samolotu, na którym przewiduje się następnie zatrudnienie przeszkolonych pilotów. Niestety jest to metoda bardzo kosztowna, ponieważ eksploatacja dużego nowoczesnego samolotu komunikacyjnego jest b. kosztowna a zastosowanie takiego samolotu do celów szkoleniowych oznacza jednocześnie oderwanie go od normalnej pracy przewozowej. Dlatego czas szkolenia tą metodą ogranicza się do niezbędnego minimum stosując w zamian inne tańsze metody szkolenia. Tak więc zastosowanie znajdują starsze i lżejsze typy samolotów o napędzie tłokowym lub turbośmigłowym, które zasadniczo różnią się od dużych samolotów odrzutowych techniką pilotażu, zakresem użytkowych prędkości i wysokości lotu oraz wyposażeniem i jego rozmiesz-

ceniem w kabinie. Ewentualne modyfikacje tylko częściowo mogą te braki usunąć i ze względu na koszty są rzadko stosowane. Znaczne rozpowszechnienie zyskała metoda szkolenia za pomocą symulatorów lotu, która jest również stosowana do treningu i kontroli już przeszkolonych, czynnych zawodowo pilotów. Nowoczesne symulatory lotu są urządzeniami pozwalającymi nie tylko na szkolenie w samej technice pilotażu, lecz umożliwiają naukę posługiwania się wyposażeniem radiowym, nawigacyjnym i innym. Imitują one warunki istniejące w kabinie samolotu pod względem wyposażenia i wpływu zjawisk towarzyszących poszczególnym fazom lotu oraz zapewniają całkowite bezpieczeństwo. Jednak koszt szkolenia na symulatorze nie jest bynajmniej mały, chociaż mniejszy niż na samolocie, który zastępuje, a bezpieczeństwo szkolenia, mimo iż może to brzmieć paradoksalnie, uważa się za wadę. Szkolący się bowiem pilot jest świadom, że nie znajduje się w powietrzu i ze względu na poczucie bezpieczeństwa i brak odpowiedzialności nie zawsze potrafi się zdobyć na pełną koncentrację. Dla-

tego też symulator nawet najbardziej złożony nie może w całej rozciągłości zastąpić szkolenia na rzeczywistym samolocie.

Ogólna charakterystyka odrzutowych samolotów dyspozycyjnych

W ostatnich latach pojawił się cały szereg lekkich, dwusilnikowych samolotów odrzutowych i wydaje się, że będą one mogły z powodzeniem wziąć na siebie poważną rolę w szkoleniu pilotów dla komunikacji lotniczej. Są one budowane jako samoloty dyspozycyjne, jednak na ogół jest przewidywana możliwość zastosowania do innych celów, na przykład do szkolenia.

W tablicy 1 podano niektóre podstawowe dane liczbowe kilku samolotów tej kategorii. Mimo bowiem, iż ich największy ciężar do startu waha się w dość szerokich granicach, to podobieństwa są tak znaczne, że traktowanie tych samolotów jako jedną kategorię wydaje się usprawiedliwione. Mają one zbliżone wymiary gabarytowe, podobny zasięg i pojemność kabiny pasażerskiej wynoszącą 8 do 12 osób, prędkość prze-

Tablica 1

Ogólna charakterystyka odrzutowych samolotów dyspozycyjnych

Samolot	Największy ciężar startu [kg]	Ciężar samolotu pustego [kg]	Ilość i ciąg silników [kg]	Prędkość przelotowa (maks. zalecana [km/h])	Zasięg z największym ładunkiem handl. rez. 45 min [km]	Rozpiętość [m]	Długość [m]	Wysokość [m]	Cena z wyposażeniem radiowym [US \$]
Lear Jet 24	5 900	3 290	2 × 1295	818	2 840	10,80	13,20	3,83	650 000
Jet Commander	7 600	4 330	2 × 1295	809	2 440	13,20	14,53	4,81	750 000
Piaggio 308	8 160	4 540	2 × 1525	838	1 985	13,20	12,85	4,50	850 000
North American Sabre Linder	8 450	4 450	2 × 1360	850	2 830	13,60	13,40	4,88	825 000
HFB 320, Hansa	8 510	4 510	2 × 1290	821	2 320	14,50	16,60	4,93	600 000 (bez wypos. radiowego)
Hawker Siddeley — HS-125	9 525	5 510	2 × 1525	804	2 490	14,32	14,42	5,03	990 000
Marcel Dassault — Fan Jet Falcon	11 600	6 680	2 × 1900	860	2 530	15,40	17,50	5,34	1 200 000

łotową 800—860 km/godz. na wysokości 10 000—12 000 m.

O podobieństwie świadczy również cena jednostkowa, która waha się w granicach 180 do 200 dolarów za kilogram. Wszystkie one mogą być określone jako miniatury odrzutowców latających na liniach komunikacyjnych. Wszystkie wymienione w tab. 1 mają silniki umieszczone po bokach tylnej części kadłuba, skośne zaś powierzchnie nośne i skośne usterzenie a także usterzenie o układzie T, chociaż nie stosowane jako reguła, występują w wielu konstrukcjach tej kategorii samolotów.

Kabina załogi i wyposażenie

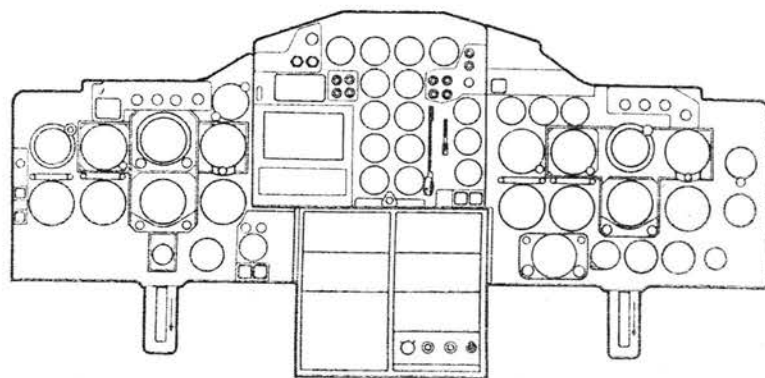
Zewnętrzne podobieństwo do dużych odrzutowców nie będące zresztą wynikiem przypadku ani mody, lecz wypływające z podobieństwa prędkości i wysokości lotu oraz dwusilnikowego napędu nie jest oczywiście wystarczające, aby ocenić samolot jako przydatny do celów szkoleniowych. Decydującym czynnikiem jest rozwiązanie wnętrza kabiny załogi, które powinno być dostatecznie duże, aby nie tylko pomieścić niezbędny zestaw wyposażenia, lecz także aby zainstalować go tak jak na dużym samolocie. Odrzutowe samoloty dyspozycyjne warunk ten spełniają: jako przykład omówiony zostanie bliżej Hawker Siddeley 125. Kabina tego samolotu mieści, jak inne dwóch pilotów, ponadto przewidziane jest umieszczenie dodatkowego siedzenia, które może być wykorzystane przez instruktora. Możliwe jest więc jednocześnie prowadzenie szkolenia lub treningu zespołu dwóch pilotów. Fotele pilotów są regulowane w kierunku podłużnym i pionowym, regulowane są również pedały. Kolumna sterownicza przypomina kolumnę samolotu Trident i w minimalnym stopniu zasłania widok na tablicę przyrządów pokładowych. Dźwignie sterowania silnikami, napęd klap, kłapek wyważających i hamulców aerodynamicznych są umieszczone w pulpicie między pilotami. Przyrządy pokładowe i kontrolne poszczególnych instalacji są rozmieszczone w dużej tablicy przedniej, pulpicie górnym, dwóch pulpiciach bocznych oraz na ścianie za plecami drugiego pilota. O obszerności kabiny załogi świadczy, że przewidziano schowki na mapy, instrukcje, podręczniki, podstawki na filiżanki, haczyki na

ubranie, popielniczki tak, jak to bywa na większych samolotach.

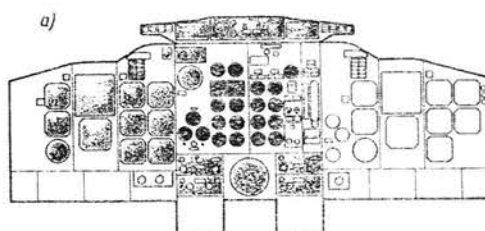
Standardowa tablica przyrządów pokładowych (rys. 1), chociaż niewątpliwie rozplanowana starannie i logicznie odpowiada jedynie potrzebom wersji dyspozycyjnej według uznania firmy Hawker Siddeley. Natomiast rozwiązania stosowane w poszczególnych typach samolotów komunikacyjnych są odmienne i różnorodne, bywają także dodatkowo modyfikowane według wymagań towarzystw lotniczych. Dlatego do celów szkoleniowych przewidziano dla HS 125 stosunkowo łatwą i taną przeróbkę tablicy przyrządów na życzenie nabywcy a także z góry opracowano warianty odpowiadające niektórym typom szeroko stosowanych samolotów. Jak dalece osiągnięto podobieństwo rozmieszczenia zasadniczych przyrządów, przedstawiają rysunki 2 i 3.

Pod względem wyposażenia elektrycznego odrzutowe samoloty dyspozycyjne tylko niewiele ustępują dużym samolotom. Zazwyczaj mają one dostateczny zapas miejsca, aby zainstalować taki zestaw urządzeń, z którym uczeń-pilot spotka się w przyszłej pracy na pokładzie samolotu komunikacyjnego. I tak na przykład samolot HS-125 może mieć wyposażenie skompletowane z następujących urządzeń:

- radiostacja krótkofalowa,
- dwie radiostacje ultrakrótkofalowe,
- dwa odbiorniki VOR/ILS,
- odbiornik markera,
- dwa radiokompasy,

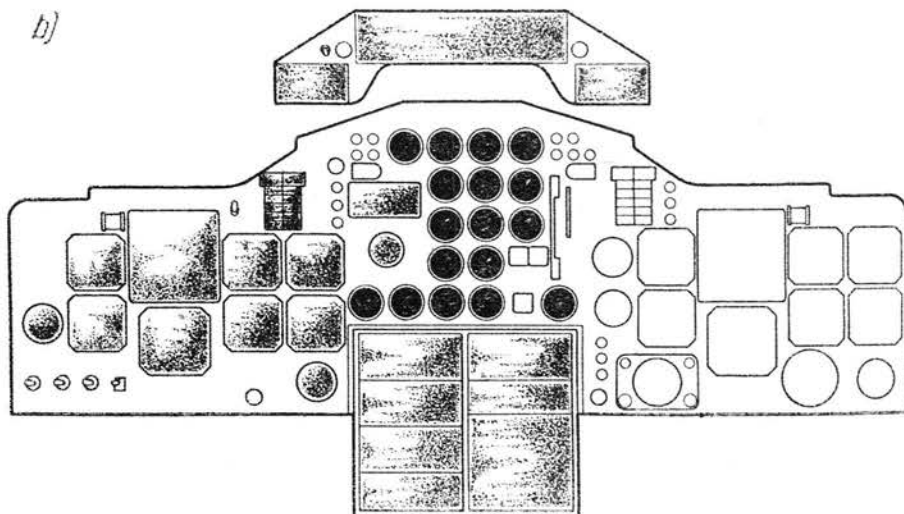


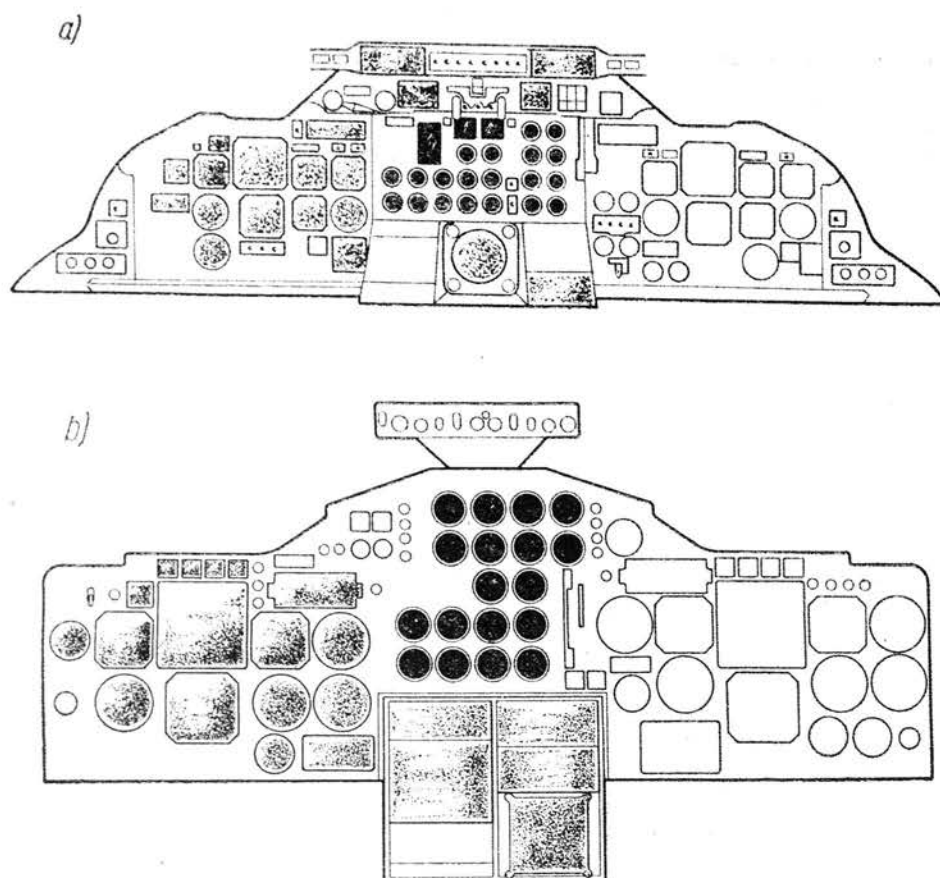
Rys. 1. Standardowa tablica przyrządów pokładowych samolotu HS-125



Rys. 2. Przystosowanie tablicy przyrządów pokładowych samolotu HS-125 do samolotu Boeing 737:

- a — tablica samolotu Boeing 737
- b — przystosowana tablica samolotu HS-125





Rys. 3. Przystosowanie tablicy przyrządów pokładowych samolotu HS 125 do samolotu DC-9:

a — tablica samolotu DC-9

b — przystosowana tablica samolotu HS-125

- transponder,
- radioodległościomierz,
- radiowysokościomierz,
- radar,
- pilot automatyczny,
- zespół pilotażowo-nawigacyjny,
- rejestrator parametrów lotu,
- rejestrator rozmów w kabinie załogi,
- selektywne urządzenie wywoławcze,
- telefon pokładowy,
- urządzenie głośnikowe.

Jako wyposażenie specjalne dla instruktora może być w prawym bocznym pulpicie zainstalowane urządzenie pozwalające symulować pew-

ną ilość usterek wyposażenia nawigacyjnego. Urządzenie to jest niewidoczne dla pilota siedzącego na lewym fotelu a symulowane usterki mogą być w szybki sposób kasowane.

Własności pilotażowe

Jak już poprzednio powiedziano, zakres prędkości odrzutowych samolotów dyspozycyjnych jest bliski prędkościom odrzutowych samolotów komunikacyjnych; niektóre charakterystyczne prędkości zebrano dla porównania w tablicy 2. Podobieństwo prędkości w połączeniu z podobnymi warunkami widoczności z

Tablica 2

Porównanie charakterystycznych prędkości lotu odrzutowych samolotów dyspozycyjnych i komunikacyjnych

Samolot	HS-125	Piaggio-808	Tu-134	BAC-111	DC-9
Prędkość					
M_D — największa obliczeniowa liczba Macha	0.835	0.84	0.87		0.89
M_{MO} — największa użytkowa liczba Macha	0.765	0.75	0.82	0.78	0.84
V_{LO} — największa prędkość wypuszczenia podwozia [km/h]	—	425	400	442	550
V_{FE} — największa prędkość z klapami wypuszczonymi do lądowania [km/h]		352	340	333	333

kabiny załogi i podobnymi kątami pochylenia kadłuba podczas lądowania stwarza bardzo dogodną możliwość nauki tej trudnej fazy lotu na małym samolocie tak, jak gdyby odbywała się na dużym.

Sily, jakie występują na sterownicach samolotów dyspozycyjnych są oczywiście mniejsze, jednak można ogólnie stwierdzić, że istnieje większe podobieństwo do samolotów komunikacyjnych niż do myśliwskich. Wydaje się, że dodatkowe „dociążenie” sterów może być bardzo pożyteczne przy przeszkalaniu na cięższe typy samolotów komunikacyjnych i w niektórych przypadkach nie wymaga nawet modyfikacji. Jako przykład może znowu służyć samolot HS-125, który wymaga niewielkich sił na pedalach podczas lotu na jednym silniku. Jest to spowodowane umieszczeniem silników blisko osi kadłuba oraz przez urządzenie, które automatycznie uruchamia wzmacniacz napędu steru kierunku w przypadku, gdy spadnie ciąg na jednym tylko silniku. Kiedy więc zachodzi potrzeba naśladowania warunków lotu na samolocie wymagającym dużych sił na pedalach przy jednym lub dwóch silnikach niepracujących należy jedynie na HS-125 odłączyć automat uruchamiający wzmacniacz steru kierunku.

Zakres zadań szkoleniowych

Dzięki korzystnym własnościom w locie zakres zadań szkoleniowych, które można wykonywać przy zastosowaniu odpowiednio wyposażonego odrzutowego samolotu dyspozycyjnego jest bardzo szeroki. Obejmuje on:

- przejście z samolotów o napędzie tłokowym i turbośmigłowym na odrzutowe,
- przejście z samolotów jednosilnikowych na dwusilnikowe,
- przejście na określony typ samolotu odrzutowego,
- trening w lotach na samolotach odrzutowych obejmujący loty w dzień i w nocy, loty w warunkach IFR,
- szkolenie i trening w posługiwaniu się urządzeniami łączności i nawigacji,
- zapoznanie się z innymi urządzeniami i instalacjami, np. z instalacją klimatyzacyjną, tlenową, pomocniczym źródłem mocy, hamulcami aerodynamicznymi itp.,

Tablica 3

Porównanie bezpośrednich kosztów eksploatacji odrzutowych samolotów dyspozycyjnych i samolotów komunikacyjnych

Samolot	Koszt amortyzacji	Koszt paliwa i obsl. techn.	Razem
	US \$	US \$	US \$
Douglas DC-3	120—195	416—690	536—885
Convair 440	116—164	483—505	601—669
Boeing 707	138—203	372—509	510—717
Boeing 727	113—221	272—366	385—587
Douglas DC-6	0—31	212—279	212—369
HS-125	42	99	141
Piaggio 603	—	—	160
Symulator lotu	—	—	250—450

- zapoznanie się z nowymi trasami i lotniskami,
- loty kontrolne.

Koszt eksploatacji

Bezpośrednie koszty eksploatacji dyspozycyjnych samolotów odrzutowych są wbrew rozpowszechnionemu mniemaniu małe pod warunkiem, że będą one wykorzystane do szkolenia znacznie intensywniej, niż bywają zwykle samoloty używane wyłącznie do celów dyspozycyjnych. Koszty będą wtedy kilkakrotnie mniejsze niż koszty eksploatacji dużych samolotów odrzutowych a także niż koszty eksploatacji starych,

już zamortyzowanych samolotów o napędzie tłokowym i koszty szkolenia za pomocą symulatora lotu. Koszty podane w tablicy 3 dla samolotów komunikacyjnych pochodzą ze statystyk amerykańskich i odnoszą się do wykorzystania rocznego ponad 2500 godzin a koszty samolotów dyspozycyjnych są podane przez wytwórcę i obliczone dla rocznego wykorzystania 2000 godzin. Tak wysoki stopień wykorzystania jest ze względów technicznych możliwy dzięki prostej obsłudze technicznej i dużemu stopniowi niezawodności tych samolotów. Ponieważ jednak loty szkolne i treningowe w warunkach towarzystwa lotniczego nie mo-

gą mieć zbyt regularnego charakteru, konieczne jest wykorzystanie tych samolotów do innych celów w czasie, gdy szkolenie nie odbywa się. Wymaga to dużej elastyczności planowania lotów i może obejmować następujące zadania:

- przewóz ważnych osobistości (VIP),
- przewozy czarterowe małych grup pasażerów,
- uzupełnienie przewozów regularnych: przewiezenie małej grupy pasażerów, dla której brak miejsca w samolocie przewidzianym przez rozkład,
- zastąpienie dużego samolotu przewidzianego rozkładem w przypadku małej ilości pasażerów,
- przewóz własnego personelu przedsiębiorstwa, np. personelu dyrekcyjno-administracyjnego, zmian załogi, ekip technicznych do usuwania usterek itp. — tego rodzaju przewozy kosztują zwykle więcej niż na regularnych liniach, jednak gdy brak jest dogodnych połączeń, zysk na czasie ma decydujące znaczenie,
- przewozy sanitarne,
- loty fotogrametryczne.

Dzięki krótszym długościom pasów potrzebnych do startu i lądowania odrzutowe samoloty dyspozycyjne mogą korzystać również z mniejszych lotnisk niedostępnych dla dużych samolotów.

IATA —

Regionalna

konferencja techniczna

Europy

i Środkowego Wschodu

W styczniu br. w Londynie odbyła się regionalna konferencja techniczna, w której wzięli udział przedstawiciele 24 towarzystw lotniczych oraz delegat ICAO.

W poważnej części konferencja stała pod znakiem następujących po niej zebrań ICAO i wynikającej stąd potrzeby przygotowania stanowiska IATA w poszczególnych sprawach. Z tego zakresu omawiano więc np.: plan rozmieszczenia w regionie nadajników VOR oraz dyskutowano sprawę wyposażenia samolotów w urządzenia pokładowe DME. W tej ostatniej sprawie niektóre towarzystwa (np. PANAM, SAS i in.) zainteresowane są w instalowaniu w Europie naziemnych urządzeń DME, aby mogły z nich korzystać samoloty tych towarzystw wyposażone w urządzenia pokładowe DME. Na marginesie tej sprawy należy przypomnieć, że w USA w skład obowiązującego wyposażenia samolotu komunikacyjnego wchodzi pokładowe urządzenie DME, wyjaśnia więc to podane wyżej stanowisko przytoczonych towarzystw lotniczych.

Omawiano także sprawę zmiany obowiąz-

ującej separacji częstotliwości UKF z 50 na 25 kHz. Konferencja odniosła się negatywnie do tej propozycji motywując swe stanowisko tym, że jest obecnie jeszcze dużo niezamortyzowanego sprzętu UKF z separacją 50 kHz, zaś zagęszczenie „tłoku w eterze” — na który cierpi się w niektórych rejonach — należy szukać głównie na drodze organizacji kontroli lotów, dążąc do zmniejszenia obowiązującej ilości meldunków, co będzie miało jeszcze tę dodatkową korzyść, że odciąży załogi samolotów.

Na konferencji przedstawiono również obszernie i interesujące opracowanie dotyczące opóźnień samolotów z winy ATC. Opracowanie obejmowało cztery porty lotnicze: Londyn, Rzym, Kopenhagę i Zurych. W każdym z tych portów inne czynniki są powodem opóźnień, niektóre z nich zaś są wspólne dla pewnych portów lotniczych. Postanowiono kontynuować podjętą pracę również dla innych portów lotniczych regionu.

Wśród wielu innych spraw omówiono również bieżące sprawy operacyjne regionu.

Amerykański autobus powietrzny na średnie trasy Lockheed L-1011

Firma Lockheed przed ponownym włączeniem się do produkcji samolotów pasażerskich przeprowadziła szczegółowe badania struktury tras wszystkich większych linii lotniczych w USA i przewidywanych ilości przewożonych przez nie w przyszłości pasażerów. Badania te wykazały potrzebę budowy dużego samolotu na krótkie i średnie trasy, który charakteryzowałby się małymi kosztami eksploatacyjnymi, głównie dzięki zastosowaniu nowoczesnych silników, zapewniając jednocześnie dużą elastyczność eksploatacji mimo znacznej ilości miejsc pasażerskich. Zrealizowano program obliczeniowy obejmujący 66 różnych rozwiązań samolotu, które mogłyby spełniać powyższe wymagania. W wyniku powstał projekt wspomnianego już w „Nowościach” autobusu powietrznego L-1011.

Najistotniejszymi cechami tego samolotu jest pojemny kadłub o średnicy 5,97 m, napęd za pomocą trzech silników, z których dwa są zabudowane pod skrzydłem, a trzeci w

miniowego, złożonej z pokrycia, podłużnic i rozstawionych co 50,8 cm wręg.

Sześć drzwi kabiny pasażerskiej i ogólny jej układ umożliwiają opuszczenie samolotu przez 300 pasażerów w ciągu 90 sek. — zgodnie z obecnymi przepisami FAA. Skrzydło o powierzchni 292,6 m² i skosie 32° ma jako elementy nośne dźwigar i keson skrzynekowy, podzielony na cztery integralne zbiorniki paliwowe. Na krawędzi natarcia znajdują się na wewnętrznych częściach skrzydła kłapy Krügera, a na zewnętrznych — skrzela. Na krawędzi spływu umieszczono dwuszcelinowe kłapy Fowlera. Poza tym skrzydło jest zaopatrzone w spoiler, które służą do wspomagania lotu, jako hamulce aerodynamiczne oraz do regulacji siły nośnej w czasie podchodzenia do lądowania. Regulacja taka pozwala na dokładne utrzymanie toru podejścia bez konieczności zmiany położenia samolotu, co ma duże znaczenie ze względu na przystosowanie samolotu do

automatycznego lądowania we wszystkich warunkach meteorologicznych.

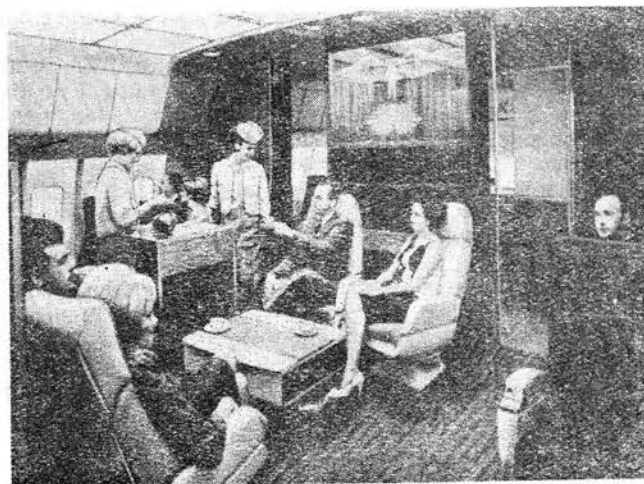
Zastosowany na samolocie sposób zabudowy silników daje optymalne wyważenie momentów względem środka ciężkości, zmniejsza udział ciężaru płatowca i zapewnia odpowiedni kompromis między bezpieczeństwem a ekonomią. Sposób zamocowania wszystkich trzech silników jest jednakowy, a obie gondole podskrzydłowe są wzajemnie wymienialne. Na trzy silniki zdecydowano się głównie ze względu na przewidywane zwiększenie udźwigu i zasięgu samolotu. Duży zainstalowany ciąg ($3 \times 15\,000 \div 16\,000$ kG) umożliwia lot z pełnym ładunkiem na dwóch silnikach na wysokości 6000 m i na jednym silniku na wysokości 1800 m. W razie konieczności samolot może być przerzucony do bazy naprawczej na dwóch silnikach, co znacznie upraszcza zagadnienie magazynowania części zamiennych.

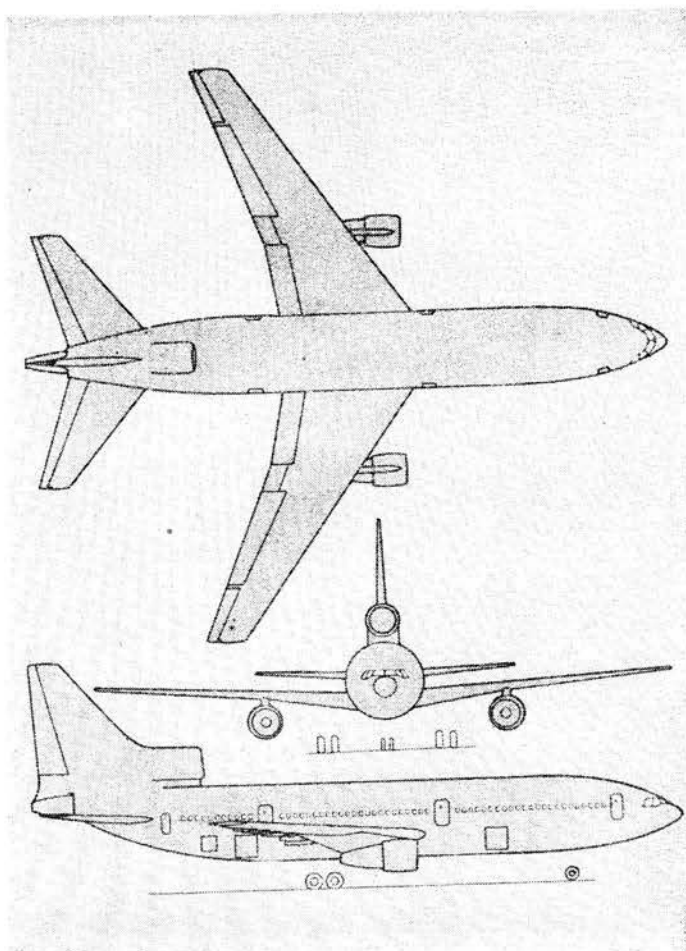
Z uwagi na konieczność częstych startów i lądowań zastosowano możliwe najprostsze instalacje pokładowe. Cztery niezależne układy hydrauliczne o ciśnieniu roboczym 210 kG/cm² są zasilane czterema pompami napędzanymi przez silniki, dwiema pompami napędzanymi przez turbiny powietrzne i dwiema pompami napędzanymi silnikami elektrycznymi na prąd stały. Do klimatyzacji kabiny wykorzystuje się powietrze z trzech silników. Na ziemi w czasie startu, wznoszenia i lądowania do kabiny jest doprowadzane powietrze z pomocniczego agregatu umieszczonego w ogonowej części kadłuba. Do odladzania wlotów powietrza i krawędzi natarcia skrzydła



ogonowej części kadłuba, oraz wyjątkowo duża trwałość elementów płatowca, którego naprawy będą się odbywać w oparciu o kontrolę aktualnego stanu technicznego. Do zapewnienia dużej trwałości płatowca ma się przyczynić m.in. łączenie pokrycia za pomocą nitoklejenia, utrzymanie niskiego poziomu naprężeń we wszystkich dynamicznie obciążonych elementach oraz szeroki program badań zmęczeniowych poszczególnych części, grup konstrukcyjnych i całego samolotu. Szczególnie ważne są tu doświadczenia uzyskane w czasie budowy samolotów C-130, C-141 i C-5A „Galaxy”.

Kadłub jest zbudowany z konwencjonalnej półskorupy ze stopu alu-

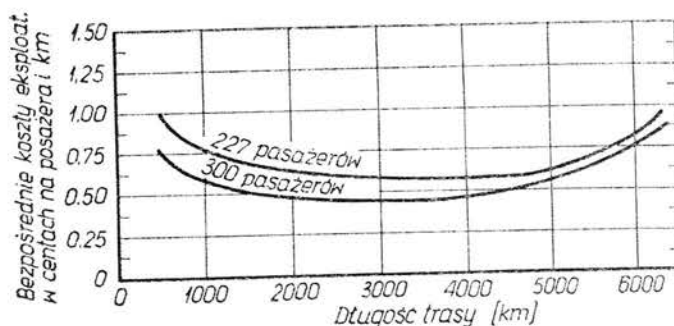




samolot będzie wprowadzony do eksploatacji w 1972 r. Wprowadzenie samolotu do eksploatacji nie będzie wymagać żadnych zmian w portach lotniczych. Cena samolotu ma wynosić 15 600 000 dol. Na wykresie przedstawiono bezpośrednie koszty eksploatacyjne samolotu L-1011.

Dane samolotu

Rozpiętość	45,0 m
Długość	50,4 m
Wysokość	18,0 m
Maks. ciężar startowy	145 000 kG
Maks. ciężar przy lądowaniu	120 000 kG
Ciężar własny	84 100 kG
Maks. ciężar handlowy	27 200 kG
Długość startu na 10,7 m przeszkodę	2330 m



służy gorące powietrze ze sprężarek silnikowych. System elektryczny jest typowy dla samolotów pasażerskich: układ główny (115/220 V) jest zasilany przez cztery prądnice trójfazowe o mocy 60/90 kVA i częstotliwości 400 Hz. Trzy prądnice są napędzane przez silniki, czwarta — przez agregat pomocniczy. Uzupełnienie stanowi układ na prąd stały o napięciu

28 V. Końcówki do ciśnieniowego tankowania (ciśnienie tankowania 3,52 kG/cm²) umożliwiają przepompowanie do zbiorników 4540 l w ciągu minuty. Nie jest potrzebne przepompowywanie paliwa w celu utrzymania położenia środka ciężkości lub dopuszczalnego obciążenia skrzydła. Zakładając, że do lata 1968 r. wpłynie wystarczająca ilość zamówień,

Długość lądowania z wysokości 10,7 m	1740 m
Prędkość lądowania	235 km/h
Prędkość przeciągnięcia	215 km/h

Warto dodać, że autobus powietrzny o podobnym układzie co samolot L-1011 zamierza budować również firma McDonnell Douglas.

W.K.

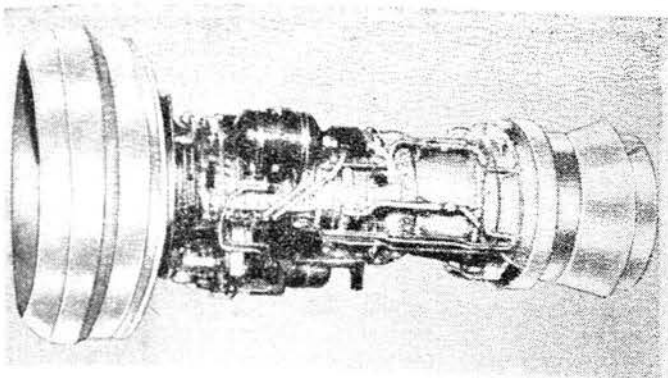
Silniki do amerykańskich autobusów powietrznych

Trzy przodujące firmy silnikowe — General Electric, Pratt and Whitney i Rolls-Royce — ujawniły szczegóły konstrukcyjne nowej generacji silników dwuprzepływowych, przeznaczonych do napędu amerykańskich trzysilnikowych autobusów powietrznych na krótkie i średnie trasy Lockheed L-1011 i Douglas DC-10, które mają być wprowadzone do eksploatacji na początku lat siedemdziesiątych. Ciąg tych silników jest zawarty w granicach od 15 000 do 16 000 kG.

Silnik zaprojektowany przez General Electric i noszący oznaczenie CF6/34 (rys. 1 i 2) ma ciąg startowy 15 400 kG, stosunek wydatków 6:1 i ciężar 3160 kG (stosunek ciągu do ciężaru 4,9:1). Charakterystyczne cechy silnika to: mała hałaśliwość, duża trwałość i prosta obsługa. Konstrukcja jest oparta na doświadcze-

niach uzyskanych w czasie rozwoju silnika doświadczalnego GE1/6 oraz silnika TF39 o stosunku wydatków 8:1, przeznaczonego do napędu samolotu transportowego C-5A „Galaxy”. Zastosowano układ dwuwłowy z 7 łożyskami. Wentylator (2) ma jeden pełny stopień i stopień szczytkowy w kanale wewnętrznym, jednozespolowa sprężarka (3) o sprężu 16,8:1 składa się z 16 stopni, z których 7 ma kierownice z przestawialnymi łopatkami, komora spalania (4) jest pierścieniowa, turbina wysokiego ciśnienia (5) z chłodzonymi łopatkami (temperatura przed turbiną wynosi ok. 1200 °C) ma 2 stopnie, a turbina niskiego ciśnienia (6) — 5 stopni. Wentylator został zaprojektowany z uwzględnieniem czynników zmniejszających wytwarzany przez niego hałas. Nie ma on kierownicy wlotowej, a łopatki peł-

nego stopnia (w liczbie 38) odznaczają się dużą cięciwą i małym zwięzieniem oraz stosunkowo małą prędkością obwodową (381 m/sek). Wydatek wentylatora wynosi 625 kG/sek, a spręż w kanale wewnętrznym 1,5:1. Modułowy sposób budowy silnika ułatwia wymianę głównych zespołów silnika, podczas gdy dzielone obudowy poszczególnych modułów (np. obudowa wentylatora składa się z szeregu tytanowych pierścieni) zapewniają łatwy dostęp do wnętrza silnika. Poszczególne łopatki wentylatora, sprężarki i turbiny niskiego ciśnienia można wymieniać bez demontażu wirników. Ciąg przelotowy silnika na wysokości 10 500 m i przy $Ma = 0,86$ wynosi 3700 kG, a jednostkowe zużycie paliwa w tych samych warunkach — 0,610 kG/kGh. Wydanie świadectwa zdolności FAA jest przewidziane na połowę 1970 r.,



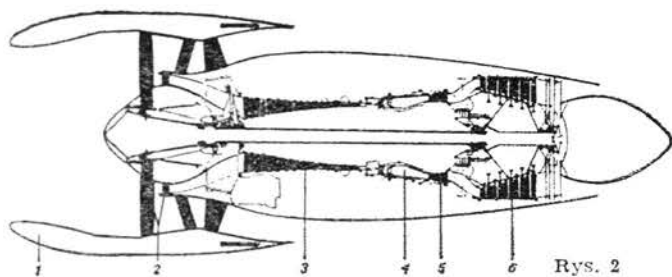
Rys. 1

a dostawy pierwszych seryjnych silników — na koniec 1970 r. Cenę silnika ustalono na 635 000 dol. Silnik firmy Pratt and Whitney — JT18D (rys. 3) — ma ciężar 15 800 kG i stosunek wydatków 5:1. Pod względem układu podobny jest do silnika JT9D (o ciągu ok. 20 000 kG). Za jednostopniowym wentylatorem — bez kierownicy wlotowej — znajdują się 3 stopnie sprężarki niskiego ciśnienia. Łopatki kierownicy wlotowej sprężarki niskiego ciśnienia mogą być ustawiane pod dwoma różnymi kątami. Sprężarka wysokiego ciśnienia jest 11-stopniowa, a łopatki jej kierownicy wlotowej i kierownicy trzech pierwszych stopni są przestawialne. Pierścieniowa komora spalania jest zaopatrzona w 20 wtryskiwaczy. Łopatki kierownicy i

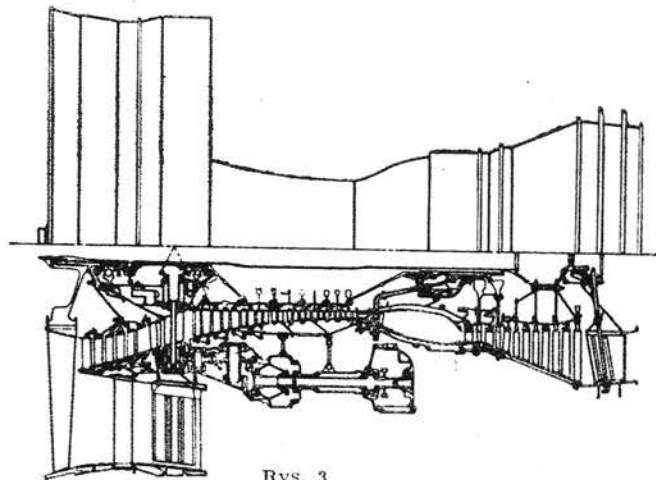
nika, jednak bez dzielonych korpusów sprężarki i turbin, wskutek czego tylko łopatki wentylatora mogą być wymieniane bez demontażu całego silnika. Wgląd do wnętrza zapewniają 24 otwory na światłowodowy. Ciężar silnika z długim kanałem zewnętrznym wynosi 3380 kG (stosunek ciągu do ciężaru 4,7:1), z krótkim kanałem — 2960 kG (stosunek ciągu do ciężaru 5,4:1). Pozostałe

sprężarki wysokiego ciśnienia — 10:1; spręż ogólny — 21,5:1; temperatura przed turbiną — 1100 °C. Cenę silnika oszacowano na 710 000 dol.

Trzeci silnik przewidziany do napędu autobusów powietrznych na krótkie i średnie trasy, Rolls-Royce RB.211 o ciągu 15 050 kG, jest zmniejszonym geometrycznie silnikiem RB.207 (ciąg 21 500 kG). Jest to więc silnik o układzie trójwałowym, z jednostopniowym wentylatorem — bez kierownicy wlotowej — napędzanym 3-stopniową turbiną niskiego ciśnienia, z 7-stopniową sprężarką niskiego ciśnienia, napędzaną jednostopniową turbiną średniego ciśnienia, z 6-stopniową sprężarką wysokiego ciśnienia, napędzaną jednostopniową turbiną wysokiego ciśnienia o chłodzonych łopatkach i z pierścieniową komorą spalania. Silnik ma 8 łożysk głównych, które są umieszczone w 4 oddzielnych obudowach. Konstrukcja silnika jest typu modułowego. Do wewnętrznej kontroli stanu silnika



Rys. 2

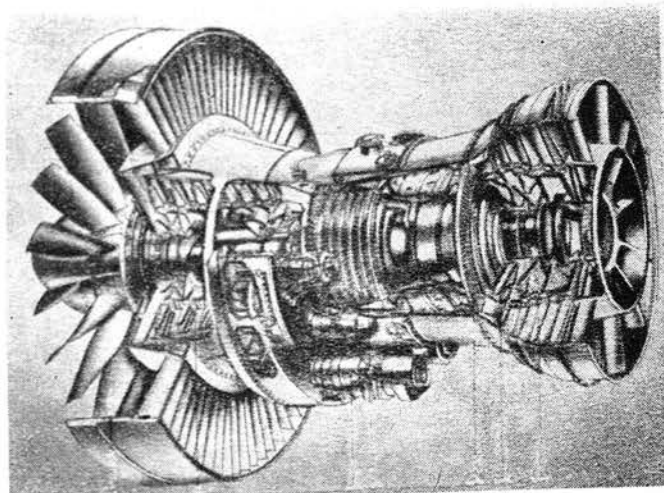


Rys. 3

łopatki wirnikowe pierwszego stopnia 2-stopniowej turbiny wysokiego ciśnienia są chłodzone. Turbina niskiego ciśnienia jest 4-stopniowa. Oba zespoły wirujące — wysokiego i niskiego ciśnienia — są ułożyskowane na dwóch podporach. Zastosowano modułowy sposób budowy sil-

nik: ciąg przelotowy na wysokości 10 700 m i przy $Ma=0,9$ — 3670 kG; jednostkowe zużycie paliwa w tych samych warunkach — 0,644 kG/kGh; wydatek powietrza — 535 kg/sek (250 kG/sek w warunkach przelotowych); spręż wentylatora w kanale zewnętrznym — 1,5:1; spręż

służą otwory do wprowadzania światłowodów, umożliwiających przegląd wszystkich stopni sprężarkowych i turbinowych oraz ścian komory spalania i wtryskiwaczy; drążone wały pozwalają na przeprowadzanie izotopowej radiografii wzdłuż całego silnika. Podobnie jak w przypadku silnika RB.207, stosunek wydatków wynosi 5:1, a spręż ogólny 27:1. Pozostałe dane silnika: ciąg przelotowy na wysokości 10 700 m i przy $Ma = 0,85$ — 3680 kG, jednostkowe zużycie paliwa w warunkach przelotowych 0,623 kG/kGh; ciężar — 2850 kG (stosunek ciągu do ciężaru 5,3:1); średnica — 218 cm; długość wytwornicy gazu — 289 cm. Stały ciąg startowy silnika jest utrzymywany do temperatury otoczenia 32 °C. Silnik odznacza się płaskim przebiegiem jednostkowego zużycia paliwa w szerokim zakresie zmian ciągu (prędkości obrotowej). Oczekuje się, że pierwszy seryjny silnik będzie gotowy w grudniu 1970 r., a jego cena będzie wynosić 511 000 dol. (541 000 dol. z cłem).



Rys. 4

W.K.

Rozwój czwartego stopnia rakiety nośnej „Europa” 2

W ramach europejskiej organizacji badań kosmicznych ELDO powołano konsorcjum SETIS (Société Européenne pour l'Etude et l'Integration des Systèmes Spatiaux) składające się z 11 europejskich firm i mające za zadanie koordynację prac nad czwartym stopniem rakiety nośnej „Europa” 2. Rakieta ta ma umieścić na orbicie stacjonarnej (24-godzinnej) satelitę o ciężarze 150–190 kg. Pierwsze starty rakiety przewidziane są na rok 1970 lub 1971. W ramach programu rozwojowego będą przeprowadzone następujące prace: modyfikacja rakiety „Europa” 1 łącznie z zaopatrzeniem trzeciego stopnia w bezwładnościowy system nawigacyjny; budowa urządzeń startowych w Kourou (francuska Guyana); budowa zespołu silników PAS do wyniesienia satelity na niską orbitę (perigeum motor), a następnie do umieszczenia go na orbicie stacjonarnej (apogeum motor), przy czym zespół ten będzie wypróbowany na rakiecie „Europa” 1; budowa próbnego satelity z silnikiem napędowym na paliwo stałe i z silnikiem na paliwo ciekłe do utrzymania pozycji; budowa urządzeń naziemnych.

W programie uczestniczą następujące firmy: Association Belge pour les Programmes Spatiaux — urządzenia do śledzenia toru satelity, urządzenia telemetryczne i urządzenia do zdalnego sterowania; Sud-Aviation — silnik wynoszący czwarty stopień na niską orbitę; CNES — próby balistyczne mające na celu wypróbowanie zespołu silników napędowych czwartego stopnia i satelity przy użyciu rakiety nośnej VEMPA; Engins Matra — zasobnik z przyrządami; Compagnia Industriale Aerospaziale — satelita; Aerfer — dolna osłona i urządzenie do oddzielania czwartego stopnia; Bombrini-Parodi-Delfino — silnik wynoszący satelitę na orbitę stacjonarną; firmy holenderskie — system sterowania położenia; Bölkow i ERNO — modyfikacja trzeciego stopnia rakiety „Europa” 1; Rolls-Royce Bristol — silniki rakietowe do utrzymania pozycji.

W.K.

Włoski satelita „San Marco” C

Włochy i Stany Zjednoczone pracują nad trzecim wspólnym projektem kosmicznym, „San Marco” C, który przewiduje umieszczenie satelity w roku 1969/70 na orbicie równikowej. Wystrzelenie satelity odbędzie się z pływającej platformy zakotwiczonej u wybrzeży Kenii (satelita „San Marco” 1 został wystrzelony w 1964 r. z Wallops Island, a „San Marco” 2 — w 1967 r. ze wspomnianej platformy u wybrzeży Kenii). Włosi budują satelitę i przeprowadzają jego próby, mają dostarczyć wagę Broglia oraz są odpowiedzialni za wystrzelenie satelity i zebranie danych pomiarowych. Stany Zjednoczone dostarczą dwóch spektrometrów masowych i

pozostałe przyrządy naukowe oraz szkołą włoski personel, który będzie brał udział w wystrzeleniu satelity. Satelita ma służyć do pomiarów temperatur i gęstości powietrza.

W.K.

Niemiecki satelita „Azur”

Termin wystrzelenia pierwszego zachodnoniemieckiego satelity badawczego „Azur” został ustalony na 1.10. 1969 r. Satelita będzie wystrzelony z Western Test Range w Kalifornii za pomocą rakiety „Scout” zaopatrzonej w czwarty stopień FW-45. Satelita będzie krążył po orbicie synchronicznej względem Słońca o perigeum 365 km i apogeum 2600 km, o inklinacji 101,35° i okresie obiegu 115 min wykonując w ciągu roku pomiary w wewnętrznym pasie promieniowania oraz w pierścieniowych strefach wokół obszaru polarnego w czasie występowania zorzy polarnej.

W.K.

Trening astronautów programu „Apollo” przy użyciu symulatorów

Do treningu astronautów programu „Apollo” zastosowano dwa różne symulatory — AMS (Apollo Mission Simulators) i LMS (Lunar Mission Simulators). Symulatory zostały zbudowane przez zakład Link firmy General Precision Systems Inc. Pierwszy z nich ma szerokość 19,8 m, długość 31,4 m, wysokość 9 m i ciężar 40 T, drugi odpowiednio — 18,3 m, 31,4 m, 9 m i 45 T.

W.K.

Urządzenie do „kompresji danych” pomiarowych

Każde pomyślne wystrzelenie pojazdu kosmicznego dostarcza tak dużej ilości danych technicznych, które następnie należy opracować, że daje się już odczuwać brak miejsca na ich magazynowanie, a naziemna sieć przekazywania informacji osiąga punkt nasycenia. Ograniczone okazały się również możliwości urządzeń do opracowywania danych. Wynikiem tych trudności jest przedłużający się cykl przedstartowej kontroli rakiet i pojazdów kosmicznych oraz wzrost kosztów eksperymentów kosmicznych. Problem ten częściowo rozwiązuje metoda „kompresji” danych, nad którą badacze z firmy Lockheed Aircraft Corp. pracowali od 1960 r. Początkowo metoda powyższa była stosowana tylko do danych opracowanych już w maszynach liczących, obecnie używa się jej również do „kompresji” danych przed ich wprowadzeniem do maszyny liczącej oraz do danych przekazywanych bezpośrednio z pojazdów kosmicznych. „Kompresja” danych polega na eliminowaniu danych powtarzających się i mniej ważnych. Stosunek ilo-

ści wszystkich danych pomiarowych do ilości istotnych danych nazywa się stopniem kompresji.

Prace badawcze firmy Lockheed doprowadziły do zbudowania urządzenia do „kompresji” danych telemetrycznych, które przetwarza dane z 1024 oddzielnych kanałów. Sygnały z układu telemetrycznego lub ze stacji dekomutacyjnej są opracowywane bezpośrednio, z prędkością 50 000 słów na sekundę. Poza danymi telemetrycznymi urządzenie to może komprimować również inne sygnały, jak np. sygnały odtwarzające fotografie.

Obecnie osiąga się stopnie kompresji 4:1 do 6:1. Dalsze udoskonalenie metody pozwoli na uzyskanie stopnia 50:1 i więcej bez pogorszenia jakości informacji.

W.K.

MADAR — system do ciągłej kontroli stanu samolotu

Na największym samolocie świata — Lockheed C-5A „Galaxy”, który swój pierwszy lot ma odbyć jeszcze w 1968 r. — będzie zastosowany system pokładowy MADAR (Malfunction Detection Analysis and Recording) służący do wykrywania i rejestrowania usterek urządzeń samolotu. System ten został opracowany przez firmę Lockheed w celu ułatwienia i udoskonalenia planowania przeglądów i napraw samolotów.

System MADAR składa się z szeregu urządzeń, które przeprowadzają pomiary, przeliczają i rejestrują automatycznie informacje na temat dziesiątków urządzeń samolotu w oparciu o ponad sto punktów pomiarowych. System kontroluje i rejestruje aktualny stan techniczny ważniejszych urządzeń samolotu przeliczając i porównując istotne dla bezpieczeństwa samolotu parametry. W przypadku wykrycia niesprawności jakiegoś urządzenia system rejestruje jego numer łącznie z datą i czasem wystąpienia niesprawności, informuje mechanika pokładowego o niesprawności i podaje wskazówki odnośnie natychmiastowej naprawy urządzenia.

W określonych odstępach czasu system MADAR dokonuje pomiarów i rejestracji zależności między różnymi parametrami w celu określenia tendencji do zmian w tych zależnościach. Po opracowaniu przez urządzenia naziemne informacje te mają być wykorzystywane do określania zadań, jakie samolot może bezpiecznie wykonać, i do planowania cyklu obsługi.

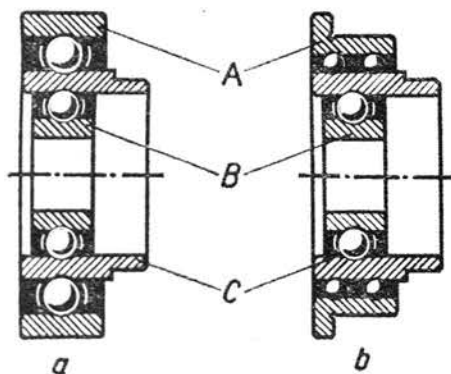
Znaczenie systemu MADAR polega, obok możliwości wykonywania napraw w locie, na zapewnieniu lepszego wykorzystania samolotu. Pełny obraz stanu technicznego samolotu zwiększa dokładność oceny jego gotowości, a w locie ułatwia, w przypadku wystąpienia niesprawności jakiegoś urządzenia, podjęcie decyzji, czy zadanie może być kontynuowane, czy należy go przerwać.

Poza tym system MADAR przyczynia się do zmniejszenia kosztów eksploatacji samolotu dzięki skróceniu czasów usuwania niesprawności i zmniejszeniu wymagań odnośnie kwalifikacji mechaników.

W.K.

Nowy rodzaj łożysk do przyrządów giroskopowych

Francuska firma ADR produkuje, na zamówienie, specjalny rodzaj łożysk, które odznaczają się b. małym momentem tarcia i dzięki temu nadają się szczególnie do przyrządów



dów giroskopowych. Rysunek przedstawia dwa typy łożysk a i b. Są to łożyska podwójne z pierścieniem pośrednim B wprawianym w obrotowy ruch oscylujący, którego częstość może być różna w zależności od stosowanego napędu (przeważnie elektrycznego). Pierścień zewnętrzny A służy tylko jako podparcie pierścienia pośredniego. Dzięki temu moment bezwładności osadzonego na wale roboczym pierścienia wewnętrznego C może być b. mały — wynosi on ok. 1/10 momentu bezwładności b. lekkiego łożyska klasycznego.

Ponieważ łożyska te są budowane tylko na specjalne zamówienie, ich cena jest b. wysoka, w związku z czym znajdują one zastosowanie tylko do najbardziej precyzyjnych przyrządów.

W.K.

Nowy mikroskop elektronowy do badań metalograficznych

Niezmiennie złożone zależności między wewnętrzną mikrobudową ciała a jego właściwościami zmuszają do intensywnych badań mikrostruktury materiału. Istotną rolę w tych badaniach odgrywa metalografia, zwłaszcza przy zastosowaniu mikroskopów elektronowych. Zastosowanie tych urządzeń umożliwia badanie drobnych szczegółów granic ziarn, wtrąceń i zanieczyszczeń, co ma podstawowe znaczenie dla określenia przydatności technicznej, własności fizycznych i chemicznych. Wprowadzenie nowego mikroskopu elektronowego, opracowanego w

Centralnym Laboratorium Badań Podstawowych w Monroeville w USA, zwiększa możliwość penetracji i obniża granice wielkości rozpoznawalnych szczegółów. Dotychczasowe mikroskopy elektronowe pracowały przy napięciu 100 000 V. Obecnie zastosowano do obserwacji strumień elektronów o napięciu 1 miliona volt. Podwyższenie napięcia zmniejszyło długość fali, a co za tym idzie zwiększyło odpowiednio rozdzielczość obrazu. Mikroskop o napięciu 100 kV umożliwia obserwację obiektów odległych o 2,5 Å i siatki krystalicznej o wymiarze 1 Å. Nowy mikroskop o napięciu 1 MV umożliwia obserwację odpowiednio 1 Å i 0,5 Å. Pozwala on więc na obserwację pojedynczych atomów.

Zwiększenie napięcia poprawiło również zdolność przenikania strumienia elektronów, a więc umożliwiło prawdziwie trójwymiarową obserwację mikrostruktury metalu. Próbki stosowane do mikroskopów o napięciu 100 kV mają grubość 0,1 do 0,2 μ. Natomiast w nowym typie mikroskopu można używać próbek 5 do 10 razy grubszych. Zastosowanie nowego mikroskopu to przede wszystkim podstawowe badania metalograficzne. Wiadomo, że zmniejszenie ziarnistości stali podwyższa jej wytrzymałość, odporność uderzeniową i inne własności. Jednakże same granice ziarn stwarzają potencjalne źródła osłabień i mogą ograniczać osiągi stali w temperaturach bardzo niskich i bardzo wysokich. Dzięki nowemu mikroskopowi można będzie prowadzić przeszerstrenne badania nad drobnymi wtrąceniami klinującymi płaszczyzny poślizgów.

Wprowadzenie tego nowego narzędzia badawczego nie rozwiąże do końca wszystkich problemów metalografii i nie da odpowiedzi na wszystkie zagadki mikrostruktury i jej związków z własnościami materiału. Pozwala ono jednak na uczynienie dużego kroku w kierunku poznania wszystkich tajemnic budowy krystalicznej metali.

A.G.

Pomiar z dokładnością do 0,005 mikrona

W miarę rozwoju techniki rośnie potrzeba zwiększania dokładności pomiarów. Do oceny m.in. przyrządów pomiarowych typu mechanicznego zastosowano w firmie Moore Special Tool Co. w Anglii metodę kontroli za pomocą włókien światłowodowych. Metoda polega na zastosowaniu wiązki włókien światłowodowych, z których połowa przewodzi światło, a druga połowa w odwrotną stronę przewodzi odbicie tego światła. Jeżeli w niewielkiej odległości rzędu 0,025 mm umieścić kostkę pomiarową, działającą jako zwierciadło, to nawet niewielkie zmiany wielkości tej szczeliny powodują zmianę intensywności światła odbitego. Na drugim końcu wiązki światłowodowej umieszczona jest

mała fotokomórka, która rejestruje najmniejsze zmiany w intensywności światła odbitego. Impulsy odbierane przez fotokomórkę przekazywane są na oscyloskop i silnie wzmacniane. Odchylenie linii na oscyloskopie jest proporcjonalne do zmian szczeliny między czołem wiązki włókien a zwierciadłem. Obraz oscyloskopu pokazuje zmiany wzajemnego położenia w powiększeniu do 400 000 razy. Dzięki temu można rejestrować zmiany odległości rzędu 0,005 μ. Metoda omówiona powyżej umożliwia dokonywanie pomiarów średnic, wzajemnego położenia, gładkości powierzchni, prostoliniowości przewodnic, prostokątowości czoł itp.

Urządzenie wykorzystujące tę metodę staje się potężnym narzędziem dla kontroli i oceny elementów o najwyższej dokładności.

A.G.

Obróbka strumieniem ściernym

Dla dokładnego usunięcia małych ilości twardego, kruchego i trudnoobrabialnego materiału, bez zniszczenia delikatnego przedmiotu obrabianego, metodą często jedyną jest obróbka strumieniem ściernym. W procesie tym dokładna dysza kieruje na przedmiot obrabiany strumień ostrokrawędziowych cząsteczek ściernych napędzanych sprężonym gazem. Urządzenie takie pracuje w firmie Comstock and Westcott w Cambridge w USA.

Proces ten służy do cięcia (przy szerokości szczeliny nawet do 0,12 mm) lub ścierania materiału z określonej powierzchni pola. Poza tym z dobrym skutkiem może być stosowany do oczyszczania, gratowania i innych operacji wykańczających. Urządzenie składa się z komory mieszania, wprawianej w ruch drgający wibratorem o regulowanej amplitudzie, instalacji ciśnieniowej doprowadzającej gaz do komory mieszania, pistoletu z dyszą oraz całej instalacji układu sterowania.

Urządzenie działa na zasadzie porywania przez gaz cząsteczek ściernych z komory mieszania, nadawania im określonej prędkości (energii kinetycznej) i kierowania w miejsce obróbki. Dla ułatwienia procesu porywania ścierniwa komora mieszania poddana jest drganiom. Zwiększanie prędkości cząsteczek odbywa się przez regulację ciśnienia gazu, a zwiększanie ilości cząsteczek ścierniwa w gazie przez wzrost amplitudy drgań komory. Jako ścierniwa używa się tlenku aluminium, węgla krzemu, szkła i innych o wymiarach ziarn rzędu 10 do 50 μ.

Czynnikami decydującymi o procesie obróbki są:

- skład ścierniwa, jego wymiary i prędkość wypływu,
- skład i ciśnienie gazu,
- geometria dyszy, kąt jej ustawienia i odległość od powierzchni przedmiotu obrabianego.

Zalety procesu to możliwość obróbki kruchych materiałów bez ich zniszczenia, wykonywanie różnych operacji, przyspieszanie wykonywania prac w miejscach trudnodostępnych, brak wydzielania ciepła. Do ujemnych stron należy zaliczyć małą wydajność procesu. Dla szkła

wynosi ona 16 mm³/min. Zastosowanie tej metody obróbki może mieć miejsce w zabiegach samodzielnych lub jako uzupełnienie obróbki mechanicznej, szczególnie, gdy wymagana jest duża dokładność, gładkość itp. Poza stosowaniem tej metody do obróbki takich materiałów,

jak szkło, ceramiki, spieki i inne materiały bardzo twarde i kruche, używa się jej również do lokalnego usuwania chromu, twardej warstwy anodowej i do wielu zabiegów o specjalnym charakterze.

A.G.

KRONIKA

● Ostatnio na lotnisku Okęcie w Warszawie wylądował radziecki odrzutowiec pasażerski „Il-62”. Samolot zabiera na pokład pasażerski do 186 osób; ma również dolny pokład bagażowy. Jego całkowity udźwig wynosi 23 tony. Zasięg samolotu wynosi 9 tys. km. Przelot odbywa się na wysokości 13 tys. m, z prędkością około 900 km/godz. Samolot może wykonywać automatyczne lądowania. Liniowiec został na pewien czas wydłużony przez przedsiębiorstwo Air France, które eksploatować go będzie na trasie Moskwa — Paryż.

● Kanadyjskie linie lotnicze „Canadian Pacific Air Lines” otworzyły swoje biuro w hotelu „Europejskim” w Warszawie. Przedsiębiorstwo jest zainteresowane żywymi kontaktami jakie utrzymuje Polonia amerykańska z krajem.

● Dyrektor Izby Rozrachunkowej IATA (Clearing House) przeprowadził z kierownictwem PLL „Lot” rozmowy dotyczące przystąpienia „Lotu” do tej pożytecznej i zorganizowanej dla wygody przewoźników instytucji. Korzyści wynikające z członkostwa polegają przede wszystkim na oszczędności czasu przy rozliczaniu się przewoźnika z licznymi partnerami i w różnych walutach. Z ogólnej liczby 103 towarzystw lotniczych, członków IATA, do „Clearing House” należy 75.

● Realizując 3-letni program badań meteorologów z PIHM wystrzelili 80 polskich rakiet „Meteor” 1. PIHM zwrócił się do Instytutu Lotnictwa w Warsza-

wie o opracowanie nowych, ulepszonych typów rakiet, przystosowanych do badań warstw atmosfery na wysokości 55—60 tys. m. Specjaliści z Instytutu pod kierunkiem mgra inż. J. Haraźnego wykonali 3 wersje rakiety „Meteor”-3 opierając się na wypróbowanym już silniku „Metora”-1. Najciekawszą wersją jest rakietka „Meteor”-3, 3-metrowej długości i ciężarze 33 kg, przystosowana do odstrzeliwania z samolotu odrzutowego na wysokości powyżej 5 tys. metrów.

● Wicedyrektor do spraw prognoz PIHM doc. dr St. Rafałowski przewiduje w niedalekiej przyszłości:

— zastosowanie rakiet do badania górnych warstw atmosfery,
— większe wykorzystanie informacji nadawanych przez satelity meteorologiczne,
— szerokie wykorzystanie danych meteorologicznych z całego świata przez przetwarzanie w komputerach.

NOTATKI ZE



WIATA

■ Nasi szybownicy, startujący w mistrzostwach szybowcowych Czechosłowacji we Vrchlavi, odnieśli znaczne sukcesy. S. Kluk zdobył na „Foce” drugie miejsce i uzyskał tytuł wicemistrza CSRS, a A. Kmítek na „Piracie” zajął 6 miejsce. W mistrzostwach brało udział 40 pilotów czechosłowackich.

■ W Moskwie zmarł w 65 roku życia wybitny konstruktor silników lotniczych inż. A. Iwczenko. Kierował on od 1946 r. pracami biura badawczo-konstrukcyjnego. Silniki tłokowe konstrukcji A. Iwczenki noszące oznaczenia AI-14R oraz AI-26W (LIT-3) były produkowane na licencji w Polsce.

■ Na podstawie umowy zawartej między rządami ZSRR i USA dn. 15. VII. br. otwarte zostało bezpośrednie połączenie lotnicze między Nowym Jorkiem a Moskwą. Linie tę obsługują samoloty „Aeroflotu” i „Pan American World Airways”. Ze strony radzieckiej latają samoloty „Tupolew”-114 i „Iljuszyn”-62, a ze strony amerykańskiej „Boeing”-707. Trasa lotu wynosząca 7500 km przebiega przez Biegum Północny. Po drodze samoloty lądują w Montrealu i Kopenhadze. Cena biletu lotniczego na przelot z Nowego Jorku do Moskwy, włącznie odwrotnie, wynosi w pierwszej klasie 854 dolary, a tam i z powrotem 1110 dolarów. W klasie turystycznej odpowiednio 384 i 730 dolarów.

■ Przedstawiciele 51 zagranicznych towarzystw lotniczych, których samoloty lądują w Heathrow — międzynarodowym porcie lotniczym Londynu — postanowili zgodzić się na żądania zarządu portu, który podniósł opłaty za lądowanie samolotów.

Początkowo zagraniczne przedsiębiorstwa lotnicze zdecydowały się nie płacić podwyższonych opłat, następnie jednak ustąpiły w wyniku ultimatum wystosowanego do nich przez zarząd portu. Zgoda pomiędzy stronami nastąpiła w wyniku interwencji IATA.

Dla przykładu podajemy, że samolot „Boeing”-707, przylatujący ze Stanów Zjednoczonych będzie musiał płacić 581 dol. (czyli tyle, ile przed zdevaluowaniem funta szterlinga) zamiast 498 dol., które wpłacał w grudniu ub. r.

■ Praga otrzymała nowoczesny port lotniczy, który może odprawić w ciągu godziny 1380 krajowych i 890 zagranicznych podróży. Port sprawia imponujące wrażenie: od szklanych drzwi, otwierających się automatycznie dzięki fotokomórkom, poprzez zautomatyzowanie transportu bagaży, aż po piękne wyposażenie wnętrz dzielami sztuki laureatów nagród państwowych. Lotnisko może przyjąć 17 samolotów typu „Il”-18, „Il”-62, „Boeing”-707 i „DC”-8.

W uroczystości otwarcia portu, która odbyła się 15 czerwca br. wziął udział prezydent Czechosłowacji L. Svoboda.

■ W Barcelonie zbudowano nowy budynek portu lotniczego o szczytowej zdolności odprawy 1200 pasażerów w ciągu godziny. Port lotniczy dysponuje płytami postojowymi dla 68 samolotów.

■ Brytyjskie linie lotnicze zamierzają zrealizować projekt zapewnienia całkowitego bezpieczeństwa w komunikacji lotniczej między Europą a Ameryką. W tym celu przewiduje się umieszczenie na północnym Atlantyku czterech sztucznych, pływających wysp rozlokowanych wzdłuż linii biegnącej z Gander (Nowa Fundlandia) do Oban (Szkocja) dla zapewnienia przez całą dobę kontroli radarowej, radiowej i meteorologicznej korytarza powietrznego nad Atlantykiem północnym. Ponadto wyspy te zostaną połączone z podwodnym kablem, łączącym Gander z Oban. Pływające wyspy będą cylindrami o wysokości 90 m, z czego tylko 27 m ma wystawać nad wodą. W nadbudowie przytwierdzonej do górnej części cylindra mają być rozmieszczone urządzenia i pomieszczenia dla obsługującego personelu. Nad konstrukcją wznosić się będzie lądowisko dla helikopterów oraz anteny radiowe i radarowe. Przewiduje się także zapewnienie współdziałania aparatury pływających wysp z instrumentami satelity łącznościowego, wprowadzonego na orbitę stacjonarną nad Atlantykiem.

POMOCE KONSTRUKTORSKIE „TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRONAUTYCZNEJ”

Pomoce inżyniera prób w locie
Nomogram do przeliczania prędkości równoważnej
na prędkość równoważną poprawioną i odwrotnie

Dokończenie z nru 9/68 —▶

DOSTATNI B.

The air transport — the factor of government economical politics

Spontaneous development of the air transport calls for determining of final forms of this transport branch. The main factors of transport aviation development are as yet politics and defence problems. In this paper the air transport story is presented shortly and the factors distinguishing the aviation from other kinds of transport are discussed. The economical importance of transport aviation — affecting defence potential and development of international politics also — is emphasized. The individual development factors of this branch of transport in different countries are pointed.

629.19:612.39

JENDYK M.

Feeding astronauts during space flights

In this paper the problem of feeding the astronauts in the space is discussed. In the case of short — time flight this problem was solved by the use of food in the form of paste contained in tubes.

For long duration space flights the refuse — exchange system will be used. This system is based on man, algae and some kinds of crustacea. The method of regenerating the water from excrements and urine is described.

„Bacteriological shock” presenting real danger for astronauts performing interplanetary missions is discussed also.

629.135.15:797.55(100)

STAFIEJ M.

Foreign and polish gliders at Leszno

The latest World Gliding Championships at Leszno confirmed high advantages of laminated plastic gliders. At present such gliders are produced in many countries, for example in Finland. Also the american metal gliders series HP demonstrated during the championships high performances. In this article the foreign gliders especially of laminated plastics structure and polish gliders of wooden structure are described in short. According to author's meaning it is desirable to initiate in the Poland the aerodynamic research on new aerofoils for gliders and to restore the experimental work in the field of laminated plastic gliders.

629.133—473

SOŁTYK W.

Agricultural aircraft desing philosophy-the influence of economical factors on agricultural aircraft design

Agricultural aircraft should be designed for agricultural duties only. More detailed specializing these aircraft — according to types of agricultural operation — is not desired. In this paper the influences of aircraft payload, chemicals distribution width, distance from take-off place, aircraft cruise speed, take-off length and aircraft price and life on the agricultural operation costs are discussed. The results of this analysis show that most suitable is the agricultural aircraft of 1500-2000 kg payload and 800 hp engine continuous rating.

621.9.016.2

GOŁĘDZINOWSKI A.

Hot machining

Machining operations on such work materials as steel of low machineability are facilitated by heating the workpiece to produce softening. However, it is desirable that the heat-affected layer should be limited as closely as possible to that which is to be removed during machining operation, to avoid the risk of distortion. In this article the general principles of new machining method are given. Different heating methods including tool-induced heating are described. It is mentioned some applications and author's results on this field.

Co piszą inni...

Jak zdobyć informacje o dorobku japońskiego przemysłu

Odczytanie symboli pisma japońskiego przedstawia nie lada trudność, tym bardziej że istnieje kilka rodzajów tego pisma. A pamiętajmy, że Japonia ma poważny dorobek w wielu dziedzinach techniki, jest poważnym udziałowcem światowego postępu technicznego. Wystarczy powiedzieć, że Japoński Urząd Patentowy udziela rocznie ok. 27 000 patentów za wynalazki, w tym ok. 34% cudzoziemcom. O sposobie korzystania z japońskiej literatury patentowej pisze „Wynalazczość i Racjonalizacja w nrze 7/8 z 1968 r.

W walce ze szkodliwym działaniem hałasu

stosuje się indywidualne ochrony słuchu, które skutecznie tłumią dźwięki docierające z zewnątrz do ucha. Mogą to być wkładki do uszu z materiału twardego (nieprzepuszczalnego) lub z materiałów miękkich, sprężystych, porowatych, nauszniki lub też hełmy. Opis konstrukcji różnych rodzajów ochrony słuchu produkowanych w kraju znajduje się w nrze 7 z 1968 r. „Ochrony Pracy”. Warto tu dodać, że krajowe nauszniki pod względem skuteczności tłumienia nie ustępują nausznikom zagranicznym.

Wyniki pomiarów hałasu

wykonane metodą pomiaru w odległości 1 m od konturów badanego źródła hałasu dają charakterystyki porównywalne z taką samą dokładnością jak w przypadku metod laboratoryjnych. Metodą tą można wykonywać pomiary w hałach fabrycznych lub na wolnej przestrzeni. Jest to jedna z czterech metod zalecanych przez normę RWPG RS 61166. Pozostałe metody to: wykonywanie pomiarów w swobodnym polu akustycznym, w rozproszonym polu akustycznym i wreszcie pomiary wykonane z użyciem pomocniczego źródła dźwięku. Artykuł na ten temat opublikowano w nrze 6 z 1968 r. „Pomiary, Automatyki i Kontroli”.

Przemieszczenia osi konika tokarki

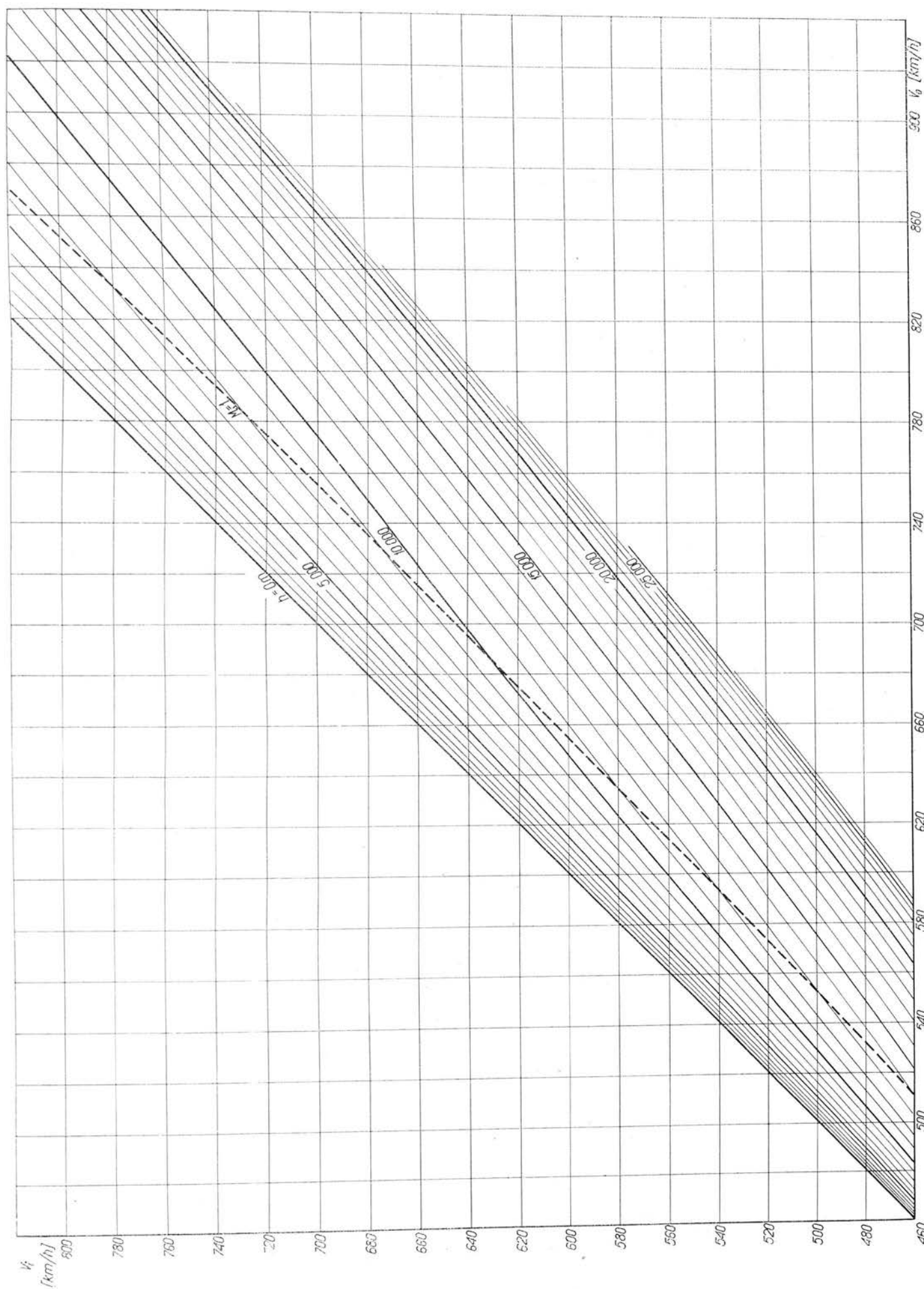
Zagadnienie sztywności układu konik-łożo nie objęte jest jeszcze normami. O wynikach badań przemieszczania się osi konika pod wpływem siły wywieranej przez śruby mocujące konik do łoża tokarki pisze „Przegląd Mechaniczny” w nrze 15 z 1968 r.

Terminologia i określenie zużycia uszkodzeń zębów kół w przekładniach zębatych

Od 1 stycznia 1969 r. będzie obowiązywać nowa polska norma terminologiczna w zakresie zużycia zębów: PN-67/M-88506 „Przekładnie zębate. Zużycie i uszkodzenia. Nazwy i określenia”. W nrze 14 z 1968 r. „Przeglądu Mechanicznego” podane są definicje podstawowych rodzajów uszkodzeń, przyczyny powstawania uszkodzeń oraz postać, w jakiej się ujawniają.

Chemiczna obróbka metali

Zasady i narzędzia stosowane w chemicznej obróbce metali metodą wytrawiania obrysowego (kształtowego) omawiają „Wiadomości Elektrotechniczne” w nrze 8 z 1968 r. Omówione zostały zalety i wady tej metody ograniczające upowszechnienie jej stosowania.



Starszym Kolegom, niegdyś Zpilowcom, dziś członkom Sekcji Lotniczej SIMP przypomnijmy parę, historycznych już, momentów z tego Zjazdu. Był to okres, gdy prezesem był inż. Wilhelm Challier, a sekretarzem inż. Eryk Kosko.

W obradach Zjazdu uczestniczyli przedstawiciele władz państwowych, wojskowych i świata naukowego w osobach: wiceministra komunikacji prof. dra J. Aleksandrowicza, dowódcy lotnictwa i jego zastępcy (generałów L. Rayskiego i J. de Beaurain), prorektora Politechniki Warszawskiej prof. dra M. T. Hubera oraz profesorów: B. Stefanowskiego, K. Taylora i C. Witoszyńskiego.

Na Zjeździe wygłoszono następujące referaty:

„Uwagi o charakterze pracy badawczej w lotnictwie” — prof. C. Witoszyński,
 „O potrzebie reformy studiów lotniczych” — inż. W. Challier,
 „Współczesne kierunki rozwojowe w budowie płatowców” — inż. W. Jakimiuk,
 „Rzut oka na obecny stan i tendencje w konstrukcji silników lotniczych” — inż. K. Ksiński.

Z chwilą wybuchu wojny zerwała się więź organizacyjna ZPIL. Pozostali w kraju członkowie żyli w konspiracji, chroniąc się przed przymusową pracą na rzecz okupanta. Nie mamy dokładnych danych, ilu z nich współpracowało z Tajną Organizacją Inżynierów, ilu dostało się do obozów.

Wielu wybitnych działaczy ZPIL znalazło się poza granicami kraju (głównie we Francji, w Wielkiej Brytanii i Turcji). W Anglii Zpilowcy włączyli się do międzybranżowego Stowarzyszenia Techników Polskich (STP powstało we wrześniu 1940 r.), zachowując jednak bliższe kontakty między sobą.

Gdy szeregi STP powiększyły się po inwazji Francji, powstały sekcje i podsekcje, wśród nich: Sekcja Mechaniczna i Lotnicza. Powstały też różne komisje, m.in. Komisja Wojskowa o dużym dorobku. Większość członków STP służyła w szeregach Polskich Sił Zbrojnych. Ważnym osiągnięciem STP było doprowadzenie do powołania wielu ważnych instytucji, m.in. Biura Lotnictwa i Wojskowego Instytutu Technicznego i zatrudnienie w nich swoich członków.

Liczna grupa polskich inżynierów lotników skupiła się w Biurze Tłumaczeń Instrukcji przy Dowództwie Lotnictwa. W skład pracowników tego Biura wchodził też znany Zpilowcy: Mokrzycki, Grzeszczyk, Dąbrowski, Łopatniuk, Polny. Pod koniec wojny wielu dawnych członków ZPIL zostało członkami Royal Aeronautical Society.

Niestety, ani redakcja „Techniki Lotniczej i Astronautycznej”, ani Zarząd Sekcji Lotniczej SIMP nie mają bliższych informacji o ściślejszych powiązaniach Zpilowców w kraju i za granicą w okresie wojny. Apelujemy więc do osób, które mogłyby podać krótką monografię (lub przyczynki do niej) środowiska polskich inżynierów lotniczych za okres lat 1939—1955. Napiszcie do naszej redakcji.

Ze szczególnie usilną prośbą w tej sprawie zwracamy się do Komisji Historycznej Klubu Seniorów Lotnictwa, prosimy o podjęcie inicjatywy i zebranie materiałów. Ten okres życia środowiska lotniczego, życia w czasie okupacji i na emigracji, postaramy się możliwie najszerzej odtworzyć i zachować dla historii.

Najnowsze dzieje zrzeszenia inżynierów lotniczych, to dzieje Sekcji Lotniczej Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Mechaników Polskich.

Jak bowiem pisaliśmy w numerze 4 1968 naszego miesięcznika, Sekcja Lotnicza kontynuuje działalność przedwojennego Związku Polskich Inżynierów Lotniczych. Po wojnie, począwszy od jesieni 1946 r., działacze lotnictwa zorganizowali się w „Kołach Lotniczych” SIMP.

W roku 1947 w dniu 10 maja odbyło się zebranie organizacyjne w Warszawie, w którym wzięło udział 30 inżynierów i techników lotniczych, w tym większość członków ZPIL sprzed wojny. Zebrani postanowili wznowić działalność Związku, przy czym ze względów organizacyjnych uchwalono, by przyłączyć się do Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Mechaników Polskich. Dla zadokumentowania kontynuacji dawnego ZPIL postanowiono przyjąć nazwę Związek Polskich Inżynierów i Techników Lotniczych. Równocześnie wybrano Zarząd pod przewodnictwem mgra inż. R. Romickiego (w skład Zarządu weszli następujący Koledzy: Z. Brzoska, J. Gubrynowicz, W. Boliński, Z. Jakubowski, J. Paczoski i J. Pindera). Zarząd zweryfikował 68 czynnych członków związku. Wkrótce też (we wrześniu 1948 r.) wznowiono wydawanie organu Związku (Kola Lotniczego SIMP) czasopisma „Technika Lotnicza”.

Przez następne lata jednak — w okresie stalinizmu — brak było niezbędnej atmosfery do szerszej działalności w lotnictwie. Społeczna praca aktywistów tej branży koncentrowała się w zakładowych kołach simpowskich. W okresie późniejszym działa już Sekcja Lotnicza SIMP.

Podajemy niżej nazwiska kolejnych przewodniczących Zarządu Sekcji Lotniczej przy Zarządzie Głównym SIMP:

prof. Franciszek Misztal od II.1953 do III.1955 r.
 mgr inż. Stanisław Fisz od III.1955 do VI.1956 r.
 mgr inż. Justyn Sandauer od VI.1956 do V.1958 r.
 mgr inż. Stefan Sulikowski od V.1958 do IV.1961 r.
 mgr inż. Jan Paczoski od 25.IV.1961 do swej tragicznej śmierci 18.XII.1965 r.
 mgr inż. Jan Staszek od XII.1965 do 3.VI.1966 r.
 mgr inż. Tadeusz Kostia od 3.VI.1966 do chwili obecnej.

Możemy dziś powiedzieć, że nurt działalności lotniczej reprezentowany przez Sekcję Lotniczą SIMP stale przybiera na znaczeniu i sile, do czego przyczynia się jej pięć oddziałów liczących 500 członków.

Zdajemy sobie sprawę, że przedstawiona tu historia 40 lat istnienia zrzeszenia polskich fachowców lotniczych stanowi tylko zarys monografii tego środowiska. Ten fragmentaryczny szkic historyczny dowodzi jednak, że pomimo okresów osłabienia więzi organizacyjnej inżynierów i techników lotniczych, czterdziestolecie naszej branżowej organizacji na tle 50-lecia niepodległości Polski stanowi jubileusz o dużym znaczeniu.

I nie wątpimy, że w wyniku dyskusji przed V Zjazdem PZPR wśród też zjazdowych znajdują się dezyderaty, których realizacja nada lotnictwu w Polsce podbudowę ideologiczną i należną mu rangę.