



**technika
lotnicza
i astronautyczna**

8
1970

Poniżej podajemy skład osobowy Zarządu Głównego SIMP ukonstytuowany na kadencję lat 1969—1972. Przewodniczący Zarządu Głównego: kol. Sobiesław Zbierski.

Z-cy Przewodniczącego koledzy: Jerzy Modrzewski, Tadeusz Podgórski, Tadeusz Puff i Józef Talma.

Sekretarz Generalny: kol. Ryszard Gdulewski. Z-ca Sekretarza Generalnego: kol. Kazimierz Wawrzyniak.

Skarbnik: kol. Jerzy Wiekiera. Członkowie Prezydium ZG SIMP koledzy: Edward Demidowski, Stefan Kozeła, Eugeniusz Małkiewicz, Franciszek Tatar (z Oddz. Poznań).

Członkowie Zarządu Głównego koledzy: Zygmunt Andrzejewski, Leonard Cichocki, Stanisław Dietrich (z Oddz. Katowice), Jerzy Jabłkiewicz (z Oddz. Łódź), Antoni Kucharski, Stefan Manitius (z Oddz. Gdańsk), Stanisław Podkova (z Oddz. Lublin), Henryk Skowron (z Oddz. Skarżysko-Kamienna) i Stanisław Widłak. Z-cy członków Zarządu Głównego koledzy: Kazimierz Gielewski (z Oddz. Poznań), Stefania Janiga (z Oddz. Wałbrzych), Henryk Osuch (z Oddz. Kraków), Andrzej Uzarowicz, Stefan Wojciechowski.

Istnieją obecnie przy Zarządzie Głównym SIMP 24 sekcje naukowo-techniczne. W ubiegłym roku — jako ostatnia — została powołana do życia Sekcja Teorii Maszyn i Mechanizmów. Zgłaszane są propozycje zorganizowania Sekcji Pojazdów Szynowych oraz Sekcji Aparatury i Urządzeń Chemicznych.

Ustalony został podział wniosków redagowanych na Kongres Techników Polskich przez zespoły robocze poszczególnych sekcji Kongresu.

● Wnioski generalne dotyczące rozwoju gospodarki narodowej i rozwoju kadr technicznych

● Wnioski branżowe dotyczące metod realizacji zadań planowych oraz kierunków i tendencji rozwojowych wybranych gałęzi przemysłu

● Wnioski międzybranżowe dotyczące problemów interesujących więcej niż jedną branżę i wynikające w zagadnienia współpracy międzybranżowej

● Wnioski szczegółowe dotyczące wybranych, szczególnie ważnych przedsięwzięć gospodarczych w skali regionu, branży, zakładu itp.

● Wnioski dotyczące kierunków działalności stowarzyszeń naukowo-technicznych, organizacji społecznych i zawodowych

● Wnioski o innym charakterze.

Jedno z najbardziej czynnych lotniczych ogniw simpowskich — Oddział Sekcji Lotniczej w Bydgoszczy — zaplanował na I kwartał 1971 r. konferencję naukowo-techniczną na temat problemów naprawy sprzętu lotniczego w polowej sieci remontowej. Konferencja ta ważna dla wojsk lotniczych ma na celu zebranie i omówienie wniosków w sprawach: dokumentacji technicznej, organizacji pracy, oprzyrządowania i aparatury pomiarowo-kontrolnej oraz możliwości zwiększenia okresów międzyremontowych przyrządów pokładowych i wyposażenia.

Wnioski z konferencji zostaną wykorzystane — w trybie służbowym — przez odpowiednie instancje wojskowe.

Zarząd Sekcji Lotniczej przypomina o rozpisanych w ubiegłym roku dwóch konkursach technicznych i apeluje o wzięcie w nich udziału.

II OGÓLNOKRAJOWY KONKURS TECHNOLOGICZNOŚCI KONSTRUKCJI ogłoszony został przez Komitet Nauki i Techniki oraz NOT (stowarzyszenia branżowe: SIMP, SEP i STOP). Termin jego upływa z dniem 31 grudnia 1970 r.

Jest to konkurs na najlepsze opracowanie techniczne dotyczące poprawy technologiczności konstrukcji maszyn, urządzeń i innych wyrobów przemysłu maszynowego i elektrotechnicznego, umożli-

wiające rozszerzenie zastosowania wysokowydajnych procesów technologicznych. Przewidziano bardzo atrakcyjne nagrody w wysokości: 150 tys., 100 tys. i 50 tys. złotych, jak również wyróżnienia po 20 tysięcy złotych.

Wnioski konkursowe należy zgłaszać na adres redakcji „Przeglądu Technicznego” (Warszawa, ul. Czackiego 3/5, tel. 266131); szczegółowe informacje o Konkursie (tematyka, warunki, forma prac) do uzyskania tamże.

II KONKURS DOBREJ ROBOTY rozpisany został przez redakcję „Trybuny Ludu”, Komitet d.s. Radia i Telewizji oraz Centralny Urząd Jakości i Miar. Konkurs trwa do dn. 31 marca 1971 r.; warunkiem uczestnictwa było zadeklarowanie uczestnictwa przez zakład czy przedsiębiorstwo — do dnia 30 czerwca 1970. Celem Konkursu jest upowszechnienie stosowania w zakładach produkcyjnych metod i technik kompleksowego zapewnienia jakości produkcji.

Za najlepsze prace przyznane zostaną następujące nagrody:

— zespołowe: w wysokości 300 tysięcy, 200 tys. i 100 tysięcy złotych,

— indywidualne: 25 tysięcy, 15 tys. i 10 tysięcy złotych.

Regulamin Konkursu Dobrej Roboty opublikowano w swoim czasie — na łamach „Przeglądu Technicznego”, „Trybuny Ludu” oraz w „Biuletynie Informacyjnym SIMP” 1969 nr 194.

Wszelkich informacji udziela sekretariat Konkursu (Centralny Urząd Jakości i Miar, Warszawa, ul. Elekoralna nr 2, tel. 203031 w. 347), który przyjmuje również zgłaszane prace konkursowe.

Sekcje Lotnicze Zarządów Głównych Stowarzyszeń Inżynierów i Techników Komunikacji i Mechaników Polskich przygotowały wyczerpujące materiały na poradę naukowo-techniczną kadr pn. *Problemy Szkolenia Kadr Lotniczych*.

Materiały te obejmują:

— prelekcję profesora Leszka Dułęby pt. *Cele i metody szkolenia magistrów i inżynierów specjalności lotniczych*,

— referat mgra inż. Stanisława Orczykowskiego pt. *Problemy szkolenia specjalistów lotniczych dla potrzeb przemysłu lotniczego* oraz

— referat inż. Kazimierza Szumielewicza pt. *Szkolenie kadr lotniczych dla użytkowników sprzętu lotniczego*.

Referat prof. Dułęby informuje, że na Wydziale Mechanicznym, Energetyki i Lotnictwa istnieją trzy magisterskie specjalizacje lotnicze: samoloty i śmigłowce, silniki lotnicze oraz osprzęt i automatyka lotnicza.

Na pierwszej z tych specjalizacji są wykładane: aerodynamika, mechanika lotu, wytrzymałość konstrukcji cienkościennej, konstrukcja samolotów lub śmigłowców oraz technologia budowy samolotów; program uzupełnia wykład z silników lotniczych i osprzętu. Na specjalizacji w zakresie silników lotniczych wykładają się następujące przedmioty: spalanie i komory spalania, paliwa i oleje, silniki tłokowe, teoria i konstrukcja maszyn wirnikowych i silników odrzutowych, regulacja i osprzęt silników odrzutowych; uzupełnienie programu stanowi technologia silników lotniczych i budowa samolotów.

Na specjalności osprzętu i automatyki lotniczej wykładane są przedmioty: serwo mechanizmy i regulatory, układy pomiarowe i przeliczające oraz elementy mechaniczne i elektryczne instalacji automatycznych. Specjalność ta najbardziej odczuła spłycenie programu studiów lotniczych. Odpadły bowiem wykłady z: aerodynamiki, mechaniki lotu, budowy samolotów, silników lotniczych, instalacji samolotowych, śmigieł, technologii osprzętu (!) i lotniczych przyrządów pokładowych (!).

O korzyściach wynikających ze stosowania satelitów użytkowych pisze mgr inż. M. Mielczarska w artykule *Korzyści z badań kosmicznych*. Omawia korzyści związane z ubocznym wykorzystaniem materiałów i technologii opracowanych do celów kosmicznych oraz nakreśla dalsze kierunki praktycznego wykorzystania przestrzeni kosmicznej.

Obok silników odrzutowych o ciągach do 20 000 kG, a nawet 30 000 kG w dalszym ciągu znajdują zastosowanie silniki odrzutowe — jedno- i dwuprzepływowe — o ciągach nie przekraczających 2000 kG. Napędzają one samoloty treningowe, samoloty typu COIN, lekkie samoloty myśliwskie i samoloty służbowe. W przyszłości również te silniki nie stracą swego znaczenia. Mgr inż. W. Kordziński w artykule *Kierunki i perspektywy rozwoju turbinowych silników odrzutowych o ciągu do 2000 kG* omawia silniki odrzutowe tej klasy i przedstawia przewidywane kierunki ich rozwoju.

W artykule *Spór o samolot sportowy* mgr inż. S. Orczykowski odpowiadając na pytanie: „czy potrafimy konstruować samoloty” próbuje sformułować program rozwiązania obecnych trudności sprzętowych, szczególnie niekorzystnych dla Aeroklubu PRL.

O sytuacji transportu i udziale lotnictwa w przewozach pisze mgr D. Kujawska w artykule *Rozwój transportu lotniczego*. Przedstawia koszty i wpływy przewoźników lotniczych w aspekcie zmniejszenia kosztów jednostkowych oraz wzrostu masy przewozu. Wskazuje kierunki rozwoju małych i średnich towarzystw na tle szybko postępującej modernizacji sprzętu lotniczego.

Przepisy ISO oraz RWPG dotyczące oceny hałasu w świetle ich praktycznego zastosowania na lotniskach omawia mgr inż. T. Rajpert w artykule *Określanie hałasów lotniczych w jednostkach PNdB w świetle wymagań RWPG oraz ISO dotyczących ochrony przeciwdźwiękowej pomieszczeń w budynkach*. Autor wskazuje na rozbieżności poszczególnych przepisów i metod, które prowadzą do sprzeczności w określaniu poziomu hałasu rzeczywistego i dopuszczalnego.

Trening ewakuacji awaryjnej samolotu przeprowadzony w PLL „Lot” opisuje inż. J. Wyganowski w artykule *Awaryjna ewakuacja samolotu*. Następnie na podstawie wyników uzyskanych w dyskusji formułuje nasuwające się uwagi oraz wnioski dotyczące systematycznego organizowania tego rodzaju trenin- gów.

technika lotnicza i astronautyczna

**MIESIĘCZNIK
SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH**

XXV

SIERPIEŃ

Zeszyt 8

Adres Redakcji: Warszawa, ul. Czackiego 3/5,
tel. 27-01-75

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

SPIS TREŚCI

	Str.
Z. Jethon: Metody badań wpływu przyspieszeń na organizm ludzki	1
S. Szczeciński: Możliwości oceny trwałości lotniczych silników turbinowych	5
R. Witkowski: Pewne problemy pilotowania śmigłowców	9
T. Wanat: Kilka uwag na temat stosowania badań nieniszczących w czasie eksploatacji samolotów	16
G. Potocki: Niektóre zagadnienia badania i optymalizacji eksploatacji statków powietrznych	18
D. Kujawska: Przyszły rozwój lotniczych przewozów dalekiego zasięgu	22
J. Kozak: Analiza dokładności kształtowania elektrochemicznego	24
Samolot wielozadaniowy „Arava” — W. K.	29
Elektroniczny system sterowania silnikami samolotu „Concorde” — W. K.	30
TERMINOLOGIA LOTNICZA	
Odpowiedź na „Krótką replikę dra A. Marksa” — W. Kordziński	31
Z HISTORII POLSKIEGO LOTNICTWA	
S. Januszewski: Koło Awiatorów przy Stowarzyszeniu Techników w Warszawie	32
SYLWETKI POLSKICH KONSTRUKTORÓW LOTNICZYCH	
Jerzy Stanisław Rudlicki — J. Kędzierski	34
TRYBUNA LOTNIKÓW	
Prace Koła Zakładowego SIMP przy WSK Świdnik związane z przygotowaniem materiałów na VI Kongres Techników Polskich	35
MYŚLI I WYPOWIEDZI O POLSKIM PRZEMYSLE LOTNICZYM	
WIADOMOŚCI Z TERENU	36
KRONIKA	37
NA PÓLKACH KSIĘGARSKICH	38
BIBLIOTECZKA ASTRONAUTYCZNA	39
OPRACOWANIA NAUKOWO-TECHNICZNE ZWIĄZANE Z ROZWOJEM TECHNIKI LOTNICZEJ	
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZEJ SIMP	II okł.
LOTNICZE PRZEDSIĘBIORSTWA ŚWIATA	
Japan Air Lines	IV okł.
CO PISZĄ INNI	skrz.



WYDAWNICTWA
CZASOPISM
TECHNICZNYCH NOT
Warszawa
Czackiego 3/5

Redaktor naczelny:
mgr inż. Stefan Sulikowski
Sekretarz redakcji:
M. Klara Szurmak
Redaktorzy działów:
dr B. Dostatni, mgr inż. A. Gołędziński, mgr inż. A. Hadrawa, mgr inż. W. Kordziński, mgr inż. S. Lasota, inż. K. Szumielewicz, mgr inż. W. Zaremba
Rada Programowa:
Prof. dr inż. W. Fiszdon, dr inż. H. Grzegorzczak, mgr inż. E. Kołodziński, mgr M. Kowleski, red. Jerzy R. Konieczny, mgr inż. J. Kucharski, mgr inż. A. Lewkowicz, prof. mgr inż. H. Muster, mgr inż. W. Nowakowski, mgr inż. W. Pietrzak, gen. dyw. pil. J. Raczkowski, mgr inż. M. Sikorski, mgr inż. S. Sulikowski, prof. dr I. Tarski, mgr inż. W. Wilanowski.

Zakład Kolportażu WCT NOT, Warszawa, Mazowiecka 12,
tel. 26-86-16

Wrocławska Drukarnia Dzielowa. Zam. 631/C — C-2.
Nakład 1750 egz. Papier druk. sat. kl. IV, 70 g, 60 × 86.

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

INDEKS 38006

Методы исследований влияния ускорений на человеческий организм

В статье дается общая характеристика влияния на человеческий организм и классификация ускорений в зависимости от направления действия силы. Представлены применяемые для испытаний пределы ускорений симуляторы ускорений, т.е. карусели, ракетные санки и катапульты. Дается характеристика программ испытаний ускорений на каруселях, где автор обращает внимание на трудности при сравнении результатов испытаний полученных при применении разных программ. Показаны возможности и способы проведения других испытаний вместо дорогостоящих испытаний на каруселях.

WITKOWSKI R.

629.735.45.012

Некоторые проблемы связанные с пилотированием вертолетов

В статье описываются некоторые особенности при выполнении поворота вокруг вертикальной оси на однороторных и двухроторных вертолетах, подчеркнуто преимущества при этом маневре двухроторных вертолетов. Кроме того в статье дается способ увеличения дальности полета двухмоторного вертолета категории В при полете с одним неработающим двигателем. Даются результаты испытаний проведенных в Институте Авиации касающихся влияния подвешенного груза на пилотажные свойства вертолета и описаны трудности связанные с эксплуатацией вертолетов на снегу.

KUJAWSKA D.

656.7.052.438.001.6

Перспективное развитие авиационных перевозок на далекие расстояния

Постоянно растет количество дальних пассажирских перевозок. В 1975 г. около 70%, а в 1970 г. около 73% из общей единицы пассажирокилометров будут рейсами дальнего следования. Серьезные изменения также будут иметь место в структуре летательного оборудования: 55% в 1975 г. и 83% в 1990 г. перевозок дальнего следования будет осуществляться воздушным транспортом и сверхзвуковыми самолетами. В восьмидесятых годах следует ожидать введения в эксплуатацию гиперзвуковых самолетов. Предусматриваемые изменения в структуре летательного парка должны наклонить польских хозяйственных деятелей к возможно быстрому открытию авиалиний дальнего следования. Открытие таких путей с опозданием потребует покупки значительно более дорогостоящего оборудования.

ROGOSKI G.

629.7.076.001.5

Некоторые вопросы исследований и оптимизации эксплуатации воздушных кораблей

В статье обсуждаются отдельные этапы и фазы системы оперативной и технической эксплуатации с целью повышения их качества и приспособления к существующим условиям. Кроме того даются некоторые подробности из проверенных такого рода испытаний в Техническом Институте Авиационных Войск.

WANAT T.

629.735.076:620.179

Примечания на тему применения неразрушающих испытаний во время эксплуатации самолетов

В статье даются характеристики разных методов неразрушающих испытаний усистематизированных в соответствии со степенью обнаружения дефектов если их применить в разных фазах производства и во время эксплуатации.

KOZAK J.

621.357.621.794

Анализ точности электрохимической обработки

В статье дается анализ точности электрохимической обработки плоскими неподвижными электродами, а также электродами, перемещающимися с постоянной скоростью. Определены соответствующие ошибки, а в особенности ошибки формы обрабатываемой поверхности, вызванной изменением условий в щели между электродами.

SZCZECIŃSKI S.

621.431.75:629.7.036.34.004.15

Возможности оценки долговечности авиационных газотурбинных двигателей

В статье автор коснулся весьма существенной эксплуатационной проблемы, а именно прогнозирования срока безотказной работы ротора авиационного газотурбинного двигателя на основании выполненных замеров минимальных зазоров между корпусом и концами вращающихся лопаток. Поступающее в процессе эксплуатации постепенное уменьшение этих зазоров вызвано остаточной деформацией лопаток, дисков, корпусов и валом подшипников. Предложенный автором способ замера минимального радиального зазора позволяет производить текущую оценку степени безотказной работы двигателя.



technika lotnicza i astronautyczna

MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH

Dr hab. med. ZBIGNIEW JETHON

613.64:531.113.001.5

METODY BADAŃ WPŁYWU PRZYSPIESZEŃ NA ORGANIZM LUDZKI

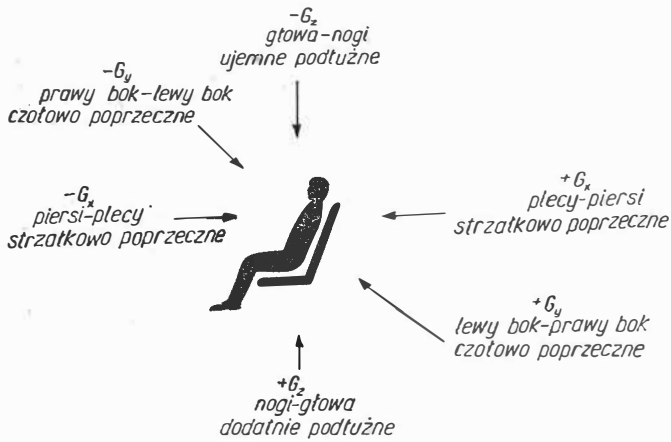
W artykule podano ogólną charakterystykę wpływu przyspieszeń na organizm człowieka i klasyfikację przyspieszeń w zależności od kierunku ich działania. Przedstawiono stosowane do badań tolerancji przyspieszeń symulatory przyspieszeń, tj. wirówki, sanie raketowe i kaptuły. Scharakteryzowano programy badań przyspieszeń na wirówkach zwracając uwagę na trudności porównywania wyników uzyskanych przy stosowaniu różnych programów. Omówiono możliwości zastąpienia kosztownych badań na wirówkach przez próby czynnościowe.

Działalność człowieka jest nieodłącznie związana z wpływem przyspieszeń na jego organizm. Stosunkowo największe wartości przyspieszeń działających na człowieka przez długi czas spotykane są przede wszystkim w lotnictwie i astronautyce. Jest to czynnik występujący niemal we wszystkich lotach, które są wykonywane na szybowcach, samolotach sportowych, gospodarczych, a zwłaszcza na wojskowych samolotach myśliwskich, szturmowych i przechwytyjących oraz na statkach kosmicznych. Powstające w tych warunkach przyspieszenie może osiągać poziom bliski wartości krytycznej dla człowieka, której przekroczenie wywołuje trwałe uszkodzenie organizmu lub śmierć.

Po poznaniu w latach trzydziestych przez medycynę lotniczą znaczenia przyspieszenia rozpoczęto intensywne badania jego wpływu na organizm. W krótkim czasie stwierdzono, że kierunek działania przyspieszenia ma zasadnicze znaczenie dla charakteru powstających zaburzeń wewnątrzustrojowych, mimo tych samych w zasadzie zjawisk patogenetycznych. W patogenezie zaburzeń powstałych wskutek działania przyspieszenia głównymi zjawiskami są zmiany w rozmieszczeniu krwi w organizmie oraz przemieszczanie się luźno zawieszonych narządów wewnętrznych. W efekcie powstają obszary przekrwione i niedokrwione oraz wywołują się reakcje odruchowe w wyniku podrażnienia receptorów zawartych w tkankach, które otaczają narządy wewnętrzne.

Umiejscowienie przesunięć krwi wewnątrz organizmu człowieka poddanego działaniu przyspieszenia oraz rodzaj powstałych odruchowych reakcji są podstawą fizjologicznej klasyfikacji przyspieszeń. Charakter i wielkość zaburzeń wewnątrzustrojowych związane są z kierunkiem działania przyspieszenia względem długiej osi ciała. Spośród licznych zaproponowanych przez różnych autorów klasyfikacji ostatnio najbardziej przyjęty jest system podziału opracowany przez badaczy amerykańskich [1]. W klasyfikacji tej zastosowano układ współrzędnych, którego oś przechodzi przez ciało badanego poprzecznie strzałkowo, oś Y — poprzecznie czołowo, a oś Z — podłużnie (rys. 1). Kierunkiem dodatnim jest ta część osi, wzdłuż której serce ma z punktu widzenia anatomii mniejsze możliwości przemieszczania się podczas działania przyspieszenia. Ponieważ serce leży w pobliżu przepony oddzielającej klatkę piersiową od jamy brzusznej, ma ono mniejszą możliwość przemieszczania się w kierunku jamy brzusznej niż w kierunku głowy. Przyspieszenie więc działające wzdłuż osi nogi — głowa otrzymuje znak (+), a działające wzdłuż osi głowa — nogi znak (—).

Działające na organizm człowieka przyspieszenie liniowe i dośrodkowe wywołuje charakterystyczne objawy, których intensywność zależy od fizycznych parametrów przyspieszenia i jego kierunku działania oraz od okolicy ciała, która została przez to przyspieszenie najbardziej zaatakowana [3]. Przemijające zaburzenia w prze-



1. Schemat współczesnej fizjologicznej klasyfikacji przyspieszeń. Strzałki wskazują kierunek działania przyspieszenia. Pod obecnie stosowaną nomenklaturą podane są dawniej używane nazwy

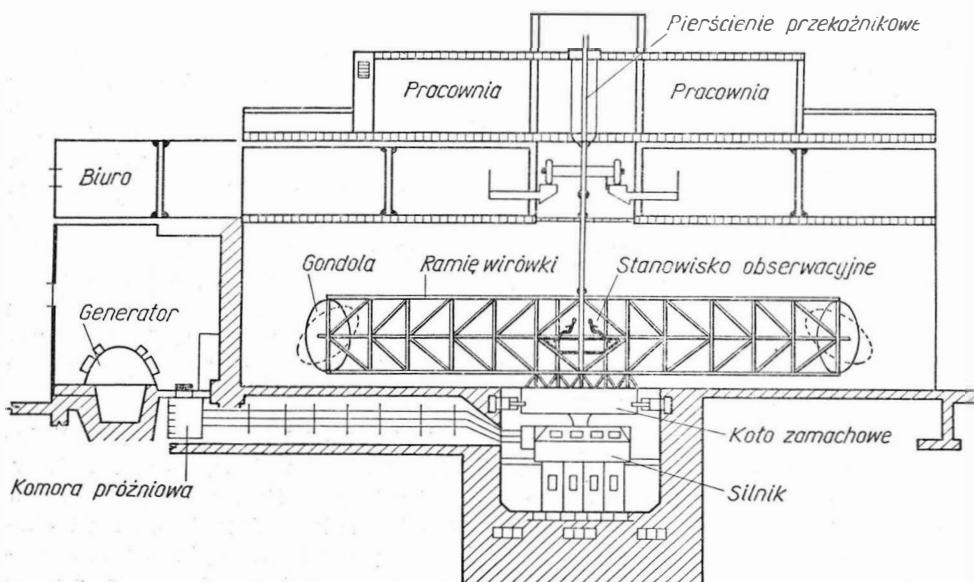
biegu procesów fizjologicznych mieszczą się w granicach tolerancji organizmu badanego, objawy, które wskazują na osiągnięcie granic tolerancji przyspieszeń noszą nazwę objawów krytycznych. Są one różne dla poszczególnych rodzajów przyspieszeń biorąc pod uwagę fizjologiczną ich klasyfikację. Dla przyspieszenia $+G_z$ najbardziej charakterystycznymi objawami krytycznymi są: zwężenie pola widzenia, jego poszarzenie i ściemnienie wskutek obniżenia się ciśnienia krwi w tętnicy centralnej siatkówki oka. Pomocniczymi objawami są ponadto przyspieszenie tętna powyżej 180 uderzeń na min., zwolnienie tętna po początkowym jego przyspieszeniu poniżej wartości wyjściowej i wystąpienie dwóch kolejnych skurczów dodatkowych serca. Objawy krytyczne dla przyspieszenia $-G_z$ są podobne jak dla $+G_z$, z tym że po zwężeniu pola widzenia występuje jego zamglenie, a następnie zaczerwienienie.

Objawami krytycznymi podczas działania przyspieszenia G_x lub G_y jest przede wszystkim subiektywne odczucie duszności i niemożności dokonania wdechu. Do tego dołączają się zwykle bóle zamostkowe lub w całość przedniej części klatki piersiowej, przyspieszenie tętna powyżej 180 uderzeń na minutę i bóle za gałką oczną. Objawy ze strony narządu oddechowego związane są z oddzieleniem przepływu krwi od wentylowanych czę-

ści płuc. Wskutek działania przyspieszenia krew gromadzi się w innej części płuc niż część, gdzie się odbywa wentylacja, co po przekroczeniu dopuszczalnych wartości przyspieszenia powoduje jej niedostateczne utlenienie.

Oprócz przyspieszeń liniowych i dośrodkowych, które występują w każdym locie samolotem i statkiem kosmicznym, mogą w pewnych sytuacjach pojawić się przyspieszenia uderowe. Ten rodzaj przyspieszeń występuje szczególnie podczas nagłego zahamowania ruchu statku latającego (na przykład podczas zderzenia się z ziemią w katastrofie), albo w czasie ratunkowego opuszczania statku latającego drogą katapultowania. Objawami krytycznymi, które wskazują na osiągnięcie granic tolerancji, są w tym przypadku drobne uszkodzenia ciała, jak podskórne wybroczyny krwawe, wskazujące na mechaniczne zniszczenie naczyń krwionośnych i ewentualnie otaczających je tkanek. Czasem jako objawy krytyczne przyjmuje się subiektywne odczucie osiągnięcia granic wytrzymałości lub ograniczenie i utratę świadomości badanego.

Ocena tolerancji przyspieszeń odbywa się zwykle w warunkach, w których organizm badanego doprowadzony jest do granic możliwości kompensacji powstałych zaburzeń. Miarą tolerancji jest czas działania przyspieszenia lub jego poziom, przy którym pojawiają się objawy krytyczne. Do oceny tolerancji przyspieszeń służą tzw. symulatory przyspieszeń pozwalające dokładnie kontrolować fizyczne parametry stosowanego przyspieszenia. Do oceny tolerancji przyspieszeń liniowych i dośrodkowych oraz do badań wpływu tych przyspieszeń na organizm człowieka i zwierząt służy wirówka (rys. 2). Zasadniczą częścią tego urządzenia jest ramię, na którym zawieszono jest stanowisko dla badanego obiektu. Powstające w czasie ruchu obrotowego ramienia przyspieszenie dośrodkowe oddziałuje na badany obiekt, wywołując w nim wiele zaburzeń. Wirówka do badań wpływu przyspieszeń u ludzi jest urządzeniem bardzo kosztownym i tylko nieliczne kraje zdobyły się na jej budowę lub zakup. W Europie duże wirówki mają tylko Polska, Anglia, Francja, Niemiecka Republika Federalna, Szwecja, Włochy i Związek Radziecki. Parametry i oprzyrządowanie



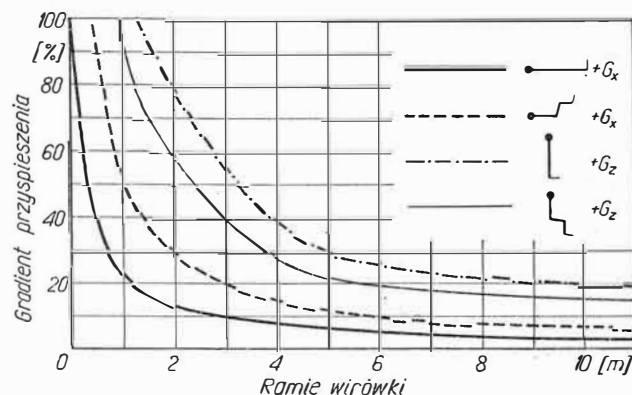
2. Schemat wirówki angielskiej w Farnborough [2]

głównych elementów konstrukcyjnych wirówek — ramienia i kabiny — zależą od założeń fizjologicznych. Szczególnie istotna dla właściwego badania przyspieszenia i jego dawkowania jest długość ramienia wirówki, na którym podwieszona jest stanowisko badawcze. Z uwagi na przestrzenne wymiary organizmu człowieka powstające w czasie ruchu wirówki przyspieszenie dośrodkowe ma różną wartość w poszczególnych częściach ciała badanego (rys. 3). Rozpatrując znacznie powstałego w ten sposób gradientu przyspieszenia z punktu widzenia fizjologii należy stwierdzić, że im jest on mniejszy, tym bardziej efekt działania przyspieszenia jest podobny do wpływu przyspieszeń liniowych. Przy dużym natomiast gradientie przyspieszenia efekt działania upodabnia się do fizjologicznych następstw wpływu przyspieszenia kąтового. Przyjmuje się, że dla uzyskania efektu działania podobnego do wpływu przyspieszeń liniowych ramię wirówki nie powinno być mniejsze niż 7—8 m. Przykładowo, wirówka angielska w Farnborough ma kabinę dla badanego podwieszoną w odległości 8 m, a polska w Warszawie — w odległości 9 m. Wirówka zachodnoniemiecka w Bad Godesberg ma wymienne ramiona z podwieszoną kabiną, co pozwala nie tylko zmieniać długość ramienia do 8 m, ale również dobierać kabinę do aktualnych potrzeb badawczych. Wybudowana przed kilku laty w Houston wirówka amerykańska ma ramię 15 m z możliwością wydłużenia o dalsze 3 m.

Konstrukcja ramienia wirówki ma ponadto wpływ na prędkość jej rozruchu, czyli na czas wzrostu przyspieszenia do określonej wartości. W niektórych badaniach wymagane jest możliwie najszybsze osiągnięcie założonej wartości przyspieszenia. Uzyskuje się to przez maksymalne skrócenie ramienia, na którym podwieszona jest przeciwwaga ramienia badanego. Na przykład, dwuramienna wirówka amerykańska w Johnsville (długość ramienia badawczego 7,5 m) osiąga szczytowe przyspieszenie 40 g w czasie ok. 4 s, a zachodnoniemiecka, mająca skrócone ramię przeciwwagi, uzyskuje to samo przyspieszenie w czasie około 2 s. Bardzo pomocne w uzyskiwaniu dużej szybkości narastania przyspieszenia jest również koło zamachowe, które po wprawieniu w ruch jest w odpowiedniej chwili sprzęgane z wirówką, przekazując jej energię kinetyczną.

Kabina wirówki jest konstruowana w różny sposób w zależności od potrzeb badawczych. Nowoczesne wirówki mają wymienne kabiny, z których każda używana jest do innych celów. Zgodnie z obecnymi tendencjami w fizjologii wpływ przyspieszeń bada się w sposób kompleksowy, stosując ten czynnik na tle innych warunków środowiska lotu. Polska wirówka w Warszawie ma kabinę, w której możliwe jest obniżenie ciśnienia atmosferycznego jak w komorze niskich ciśnień w sposób powolny lub eksplozywny. Podobne warunki uzyskuje się także w kabinach wirówek zachodnoniemieckich w Bad Godesberg, włoskiej w Rzymie i japońskiej w Tokio, które ponadto mogą być wprawiane w ruch wirówki (wokół własnej osi), wytwarzającej na tle działającego przyspieszenia dośrodkowego dodatkowo przyspieszenie Coriolisa. W wirówce francuskiej w Bretigny kabina jest oprzyrządowana na wzór kabiny samolotu, pozwalając pozorować warunki pilotażu.

Wpływ przyspieszeń udarowych badany jest na katalpucie lub w saniach raketowych. Pierwszy rodzaj symulatorów przyspieszeń udarowych — katalpulta — używany jest do treningu ratunkowego sposobu opuszczania



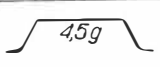
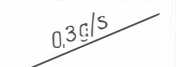
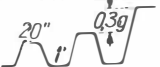
3. Wartości gradientu przyspieszenia w zależności od pozycji ciała badanego oraz od długości ramienia wirówki [5]

nia samolotu oraz do badań wpływu powstających w tych warunkach przyspieszeń na organizm katapultującego się. Zasadniczym urządzeniem katalpulty jest urządzenie odstrzałowe, które połączone jest z fotelem pilota. W wyniku odpalenia pironaboju fotel jest wyrzucany wzdłuż prowadnicy na odpowiednią wysokość. Nowoczesne katalpulty, na przykład polska UTKZ, mają dodatkowo urządzenia pozwalające naśladować nie tylko fazę odstrzału, lecz również fazę oddzielania się pilota od fotela i lądowania.

Bardziej doskonałym symulatorem do badań przyspieszeń udarowych są sanie raketowe. Urządzenie to, napędzane silnikiem raketowym, porusza się po jednolub dwuszynowym torze. Bada się na nim możliwości katapultowania z wysokości zerowej oraz tolerancję organizmu żywego na nagłe zahamowanie ruchu sań, pozorując zderzenie statku latającego z ziemią. Najdłuższe tory znajdują się w Stanach Zjednoczonych w China Lake (6500 m) oraz w bazie lotniczej Holloman (10 600 m). Uzyskiwane na tych torach prędkości dochodzą do około 3500 km/h. Tor dla sań raketowych w Hurricane Mesa kończy się nad urwiskiem kanionu o głębokości około 460 m, co szczególnie nadaje się do doświadczeń z katapultowaniem z sań. Wysokość od końca toru do dna kanionu jest wystarczająca do bezpiecznego otwarcia spadochronu.

W lotnictwie i astronautyce rutynowe badanie tolerancji przyspieszeń odbywa się w zasadzie wyłącznie w odniesieniu do przyspieszeń liniowych. Standardowym urządzeniem w tego typu badaniach jest wirówka. Niestety, dotąd brak jest jednolitej metody badania tolerancji, przyjętej przez wszystkie ośrodki. Utrudnia to znacznie porównywanie wyników uzyskanych przez poszczególne ośrodki. Przeważnie stosowane są następujące programy pracy wirówki:

- po osiągnięciu określonego poziomu przyspieszenia (zwykle 3,5—5,0 g) utrzymywanie go do czasu pojawienia się objawów krytycznych
- zwiększenie przyspieszenia ze stałą szybkością (zwykle 1 g na 3—15 s) do chwili pojawienia się objawów krytycznych
- krótkotrwała ekspozycja (zwykle 20 s) z zastosowaniem stałego poziomu przyspieszenia, po czym po 1—2-minutowej przerwie ponowna ekspozycja z zastosowaniem zwiększonego o pewną wartość przyspieszenia. Kolejne ekspozycje ze stale zwiększającym przyspieszeniem stosuje się do czasu pojawienia się objawów krytycznych.

	Metody badań tolerancji		
			
F_c	0,8026	0,7732	0,5958
F_c^2	0,6442	0,6056	0,3550
F_s^2	0,3558	0,3944	0,6450
F_s	0,5965	0,6279	0,8019

4. Wyniki analizy czynnikowej ocen tolerancji przyspieszeń uzyskanych w oparciu o 3 metody badań na wirówce:
 F_c — czynnik wspólny, F_s — czynnik indywidualny [4]

W pierwszej metodzie badania miernikiem tolerancji jest czas, a w drugiej i trzeciej wartość przyspieszenia, przy której pojawiają się objawy krytyczne.

Z punktu widzenia praktyki lotniczej i astronautycznej istotna jest taka ocena tolerancji, która pozwoli przewidywać znośność przyspieszenia w locie. W tym celu należało przede wszystkim określić współzależność poszczególnych metod i możliwości przewidywania wyników uzyskanych jedną metodą z oceny otrzymanej metodą inną. Przeprowadzona analiza czynnikowa wykazała wprawdzie dużą stosunkowo współzależność między trzema wybranymi najczęściej stosowanymi metodami, jednakże nasycenie ładunkiem indywidualnym poszczególnych metod nie pozwala ich między sobą zamieniać (rys. 4). Różnice występujące w ocenie tolerancji przyspieszeń u tej samej osoby przy zastosowaniu różnych metod uwarunkowane są współdziałaniem w programie badania poszczególnych parametrów przyspieszenia. Wiadomo na przykład, że im krótszy jest czas działania przyspieszenia, tym większą jego wartość znosi badany. Wartość przyspieszenia decyduje o intensywności i wielkości niedotlenienia, jakie powstaje w wyniku zmian w rozmieszczeniu krwi. Kompensacja tych zaburzeń jest możliwa dopiero w czasie, ale przedłużające się działanie niedotlenienia może doprowadzić do wyczerpania się mechanizmów kompensacyjnych. Czas więc działania przyspieszenia będzie miał inne znaczenie niż wartość przyspieszenia. Niestety, brak jest dotąd metody oceny tolerancji przyspieszeń, która byłaby sprawdzona pod względem trafności, czyli przydatności dla praktyki lotniczej. Jest to przede wszystkim spowodowane trudnościami oceny tej tolerancji w rzeczywistym locie, a tym samym brakiem kryteriów odniesienia.

Wykorzystanie wirówki do oceny tolerancji przyspieszeń nie zawsze jest możliwe, a poza tym jest to urządzenie drogie i kosztowne w eksploatacji. Uzasadnia to wysiłki nad uzyskaniem metod zastępczych, które mogłyby być stosowane zamiast badania na wirówce. Obiecujące w tym względzie są tzw. próby czynnościowe, które stosuje się w medycynie sportowej lub w klinikach w ocenie stanu czynnościowego układu krążenia, oddychania albo całego organizmu. W myśl założeń teoretycznych, w reakcji na działanie przyspieszenia można znaleźć elementy, w postaci zaburzeń procesów wewnątrzustrojowych lub sposobu ich kompensacji, które mogą być również wywołane innym bodźcem. Pomiar intensywności tych zaburzeń i skuteczności mechanizmów kompensacyjnych może dawać cenne wskazówki o tych cechach wydolności organizmu, które stanowią o rodzaju tolerancji przyspieszeń.

Najczęściej stosowane próby czynnościowe jako zastępcze metody oceny tolerancji przyspieszeń dotyczą układu krążenia, a zwłaszcza naczyń krwionośnych. Najbardziej rozpowszechniona jest zmodyfikowana próba Bürgera, która polega na pomiarze tętniczego ciśnienia skurczowego przed i bezpośrednio po 20-sekundowym utrzymaniu w płucach nadciśnienia 40 mm Hg. Ciśnienie to utrudnia dopływ krwi żyłnej do serca, dla którego poprawy naczynia krwionośne się kurczą. Po ustąpieniu ciśnienia w płucach skurcz naczyń krwionośnych przez pewien czas jeszcze pozostaje, co odbija się na poziomie ciśnienia tętniczego w postaci fali presyjnej. Różnica między wartością szczytową fali presyjnej a poziomem wyjściowym ciśnienia tętniczego nazywana jest również wskaźnikiem Bonduranta i pozwala ocenić intensywność skurczu naczyń krwionośnych.

Przeprowadzona analiza korelacji wskaźnika Bonduranta i poziomu tolerancji przyspieszeń wskazuje na dużą współzależność między tymi czynnikami. Podobnie dobrą korelację uzyskuje się między tolerancją przyspieszeń i innymi próbami czynnościowymi, które mierzą szybkość skurczu naczyń krwionośnych przy zmianie pozycji ciała z leżącej na stojącą. W tych warunkach dochodzi również do zmiany w rozmieszczeniu krwi wskutek wzrostu ciśnienia hydrostatycznego, przy czym zmiana ta jest podobna do zaburzeń powstałych podczas działania przyspieszenia $+G_z$.

Problem oceny tolerancji przyspieszeń bez zastosowania wirówki ma olbrzymie znaczenie praktyczne. Próby czynnościowe są zwykle łatwe do przeprowadzenia i nie wymagają skomplikowanej aparatury. Można je więc stosować w codziennej pracy kontrolnej u pilotów. Niestety, dotychczas ocenione próby czynnościowe nie mają zbyt dużych współczynników korelacji z tolerancją przyspieszeń i mogą być stosowane jako zastępcze metody oceny tej tolerancji tylko z pewnymi zastrzeżeniami. Konieczne są dalsze prace w tej dziedzinie w celu uzyskania łatwej, ale bardziej pewnej próby do wykorzystywania w warunkach praktyki lotniczej i astronautycznej.

Wpływ przyspieszeń na organizm żywy jest obecnie coraz częściej analizowany na tle innych czynników środowiskowych. Stwierdza się mianowicie, że skojarzone działanie kilku czynników może mieć i ma najczęściej inny efekt, niżby to wynikało z sumy samodzielnych oddziaływań. Na przykład, podanie środków krążeniowych z grupy katecholamin powoduje powstanie w krzywej elektrokardiograficznej zmian, które wskazują nie tylko na ilościowo, lecz również na jakościowo odmienną reakcję na przyspieszenia ze strony serca. Pod tym względem problem oceny tolerancji przyspieszeń w powiązaniu z innymi czynnikami stwarza całkowicie odmienne aspekty badawcze, które dotąd, niestety, nie są jeszcze przeanalizowane. Są to zagadnienia nowe i wymagające całkowicie odmiennego podejścia niż w rutynowym badaniu tolerancji przyspieszeń.

Literatura

1. Gell C. F.: „Aerospace medicine” 1961, 32, 1109
2. Gillies J. A.: *A textbook of aviation physiology*, Pergamon Press 1965.
3. Jethon Z.: „Medycyna lotnicza” 1963, 11, 21.
4. Jethon Z., Zaremba H.: „Postępy astronautyki” 1969, 4 (7), 69.
5. White W. J.: *A history of the centrifuge in aerospace medicine*. Douglas Aircraft Co., Inc. 1964.

MOŻLIWOŚCI OCENY TRWAŁOŚCI LOTNICZYCH SILNIKÓW TURBINOWYCH

Znajdujące się obecnie w eksploatacji lotnicze silniki turbinowe różnią się od siebie bardzo znacznie tak pod względem konstrukcyjnym, jak i pod względem warunków eksploatacyjnych, co stwarza bardzo duże trudności w ocenie wpływu parametrów konstrukcyjnych i warunków eksploatacji na trwałość silników. Najtrudniejsze warunki eksploatacji mają oczywiście silniki o zastosowaniu wojskowym — przez przeważającą część okresu eksploatacji pracują one w warunkach bliskich maksymalnej mocy lub ciągu, w szerokim zakresie prędkości i wysokości lotu, często w warunkach dużych obciążeń podczas lotów po torach krzywoliniowych oraz na lotniskach polowych o dużym stopniu zapylenia powietrza. W ostatnich latach można zaobserwować wyraźną tendencję do konstruowania silników ze ściśle określonym przeznaczeniem (np. silniki „Olympus” 593 do samolotu „Concorde”, silniki GE4 do samolotu Boeing 2707 czy silniki NK-144 do samolotu Tu-144 itd.), co zawęża eksploatacyjne warunki pracy tych silników i pozwala na osiągnięcie optymalnej konstrukcji pod względem lekkości, trwałości, ekonomii i niezawodności działania. Realizacja takich założeń konstrukcyjnych jest możliwa głównie w przypadku silników do cywilnych samolotów transportowych i niektórych samolotów wojskowych.

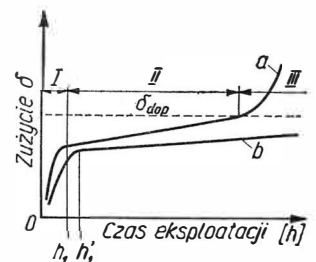
Już od wielu lat toczy się coraz intensywniejsza walka o zwiększenie trwałości lotniczych silników turbinowych, przy zachowaniu możliwie największej niezawodności ich działania. Najprostszym sposobem zwiększania trwałości prawie każdego urządzenia mechanicznego jest zrezygnowanie z jego maksymalnych osiągnięć. Rysunek 1 pokazuje, jak zużycie współpracujących części mechanicznych zależy od czasu trwania eksploatacji oraz stopnia obciążenia tych części. Okres I ma charakter docierania, okres II obejmuje zakres naturalnego zużycia oraz okres III — gwałtownego wzrostu zużycia, zmuszającego do przerwania eksploatacji.

W lotniczych silnikach turbinowych zużycie wielu ich zespołów i części również ma podobny charakter, np. zużycie łożysk, kół zębatych, niektórych agregatów układu zasilania, labiryntów uszczelniających, a nawet turbin i sprężarek (chodzi tu głównie o erozję powierzchni łopatek). Stopień zużycia poszczególnych części i zespołów silników turbinowych zależy nie tylko od stopnia ich obciążenia, lecz również od form konstrukcyjnych i warunków eksploatacji.

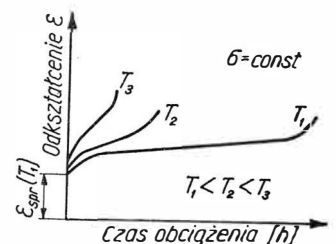
Najbardziej obciążonym zespołem każdego silnika jest jego turbina. Warunki pracy turbiny sprzyjają rozwi-

janiu się zjawiska pełzania materiałów, a powstałe odkształcenie trwałe może limitować jej trwałość. Praca turbiny w warunkach nieco zaniżonych w stosunku do maksymalnych znacznie zwiększa jej trwałość, zarówno dzięki zmniejszeniu sił odśrodkowych, jak i obniżeniu temperatury gazów omywających łopatki, a tym samym zmniejszeniu odkształceń trwałych wskutek pełzania, w ustalonym przedziale czasowym (rys. 2). Jak widać, charakter zależności narastania odkształceń trwałych od czasu jest wyraźnie zbliżony do zależności

1. Zależność zużycia od czasu trwania eksploatacji:
a — warunki obciążeń maksymalnych, b — warunki obciążeń zmniejszonych



2. Zależność odkształceń spowodowanych pełzaniem od czasu w warunkach różnych temperatur



zużycia (rys. 1) od czasu trwania eksploatacji. Wskutek zwiększających się promieniowych odkształceń trwałych — w wyniku pełzania oraz zużycia łożysk podpierających wirniki turbin — luz wierzchołkowy ulega ciągłemu zmniejszeniu w miarę upływu czasu trwania eksploatacji silnika.

Dobór optymalnego luzu wierzchołkowego w zespołach wirnikowych jest problemem bardzo złożonym i odpowiedzialnym. Likwidacja luzu wierzchołkowego w dowolnych warunkach pracy i stanu silnika jest niedopuszczalna, gdyż zaczepienie łopatek wirnikowych o nieruchomy kadłub jest jednoznaczne ze zniszczeniem turbiny lub sprężarki i silnika jako całości*.

* Korzystniej pod tym względem przedstawiają się silniki, których kadłuby sprężarki i turbiny zaopatrzone w ścieralne wykładziny (przyp. redakcji)

Wpływ warunków pracy silnika na luzy wierzchołkowe łopatek wirnikowych

Przyjmowane w konstrukcjach określone wartości luzów wierzchołkowych w zespołach wirnikowych są zależne od typu silnika i od przewidywanych warunków eksploatacji związanych z przeznaczeniem samolotu czy śmigłowca. Wartości luzów montażowych w silnikach nowych (lub po naprawie) zależne są również od przewidywanego okresu eksploatacji silnika.

Luz wierzchołkowy łopatek wirnikowych w danych warunkach pracy silnika i warunkach lotu przy założonej liczbie godzin eksploatacji można wyrazić następującą zależnością:

$$\delta(n, T, v, h, t) = \delta_0 + [\bar{R}_k + \bar{R}_k(\epsilon)] - [\bar{R}_w + \bar{R}_w(\epsilon)] \quad (1)$$

gdzie:

δ_0 — montażowy luz wierzchołkowy dla silnika „zimnego” w jego początkowym okresie eksploatacji,

\bar{R}_k, \bar{R}_w — promieniowe przemieszczenia kadłuba i wierzchołków łopatek wirnikowych wynikające z odkształceń termicznych i sprężystych ścian kadłuba oraz tarcz i łopatek wirnikowych. Przemieszczenia te likwidują się po wyłączeniu i ostygnięciu silnika,

$\bar{R}_k(\epsilon), \bar{R}_w(\epsilon)$ — promieniowe przemieszczenia wynikające z pełzania materiałów kadłuba oraz łopatek wirnikowych i tarcz nośnych. Przemieszczenia te są trwałe,

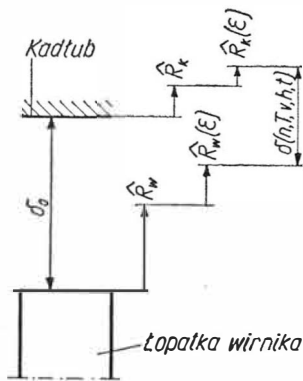
n — prędkość obrotowa wirnika,

T — temperatura powietrza lub gazów, od której zależą odkształcenia termiczne kadłuba i wirnika,

v, h — prędkość i wysokość lotu,

t — czas jaki upłynął od początku trwania eksploatacji rozważanego zespołu silnika.

Na rysunku 3 zaznaczono poszczególne wartości przemieszczeń (dla zespołu turbinowego) występujących w równaniu (1), z zaznaczeniem początkowego luzu δ_0 .



3. Przemieszczenia promieniowe w zespole turbiny silnika odrzutowego

Pełzanie materiału najsilniej rozwija się w łopatkach wirnikowych turbin i ich tarczach nośnych. W tarczach nośnych konstruktorzy ponadto coraz częściej dopuszczają celowo odkształcenia trwałe powstające już w czasie pierwszego „rozkreślenia” wirnika do maksymalnej prędkości obrotowej w wyniku przekroczenia granicy sprężystości materiału tarcz. Ma to na celu wyrównanie naprężeń wzdłuż promienia tarczy i osiągnięcie naprężeń granicznie możliwych dla konstrukcji, co pozwala na pełne wykorzystanie możliwości materiału — a więc uzyskanie konstrukcji najlżejszej.

Początkowy luz wierzchołkowy δ_0 musi być tak duży, aby podczas pracy silnika nie uległ on zupełnemu wykasowaniu w jakimkolwiek punkcie obwodu kadłuba, w każdych warunkach pracy silnika i w każdych warunkach lotu. W turbinach może wystąpić „sfalowanie” obwodowe ściany kadłuba wynikające z nierównomiernego rozkładu temperatur wzdłuż obwodu kadłuba przy odlewniczych metodach produkcyjnych — jeszcze niekiedy stosowanych — dających produkty o dużych naprężeniach wewnętrznych. Wartość początkowego luzu wierzchołkowego dla takich konstrukcji musi być przyjęta odpowiednio większa z uwagi na znaczną przypadkowość odkształceń.

Niektóre lotnicze silniki turbinowe mają wirniki stosunkowo wiotkie, co przy jednoczesnym dużym ich obciążeniu siłami bezwładności i momentami giroskopowymi — występującymi podczas lotu samolotu po torach krzywoliniowych — powoduje powstanie znacznych ugięć w płaszczyznach wirowania określonych stopni sprężarek i turbin, zmuszając do przyjęcia określonych zapasów luzu wierzchołkowego (zwłaszcza że pod działaniem obciążeń poprzecznych „wybierany” jest istniejący luz promieniowy w łożyskach). Przechodzenie przez zakres krytycznych prędkości obrotowych zmusza również do przyjęcia pewnego zapasu ze względu na możliwość znacznych ugięć wirnika — praktycznie niemożliwych do oceny w fazie projektowania silnika. Również bardzo trudne zagadnienie, do ujęcia liczbowego, stanowi uwzględnienie przemieszczeń promieniowych wierzchołków łopatek wirnikowych i kadłubów w warunkach przyspieszania silnika. Turbina w takich warunkach pracy obciążona jest w sposób znacznie bardziej złożony niż sprężarka — na zespół turbinowy działają znaczne przyrosty temperatur poszczególnych części, co wpływa na wartości naprężeń i odkształceń, zwłaszcza tarcz wirników.

Po uwzględnieniu powyższego można przedstawić zależność określającą wartość początkowego luzu wierzchołkowego w postaci następującej:

$$\delta_0 = \delta_w(y) + \delta_w(n_{kr}) + \delta(\Delta n) + \delta_w(t) + \delta_k(t) \quad (2)$$

gdzie:

$\delta_w(y)$ — niezbędny luz wierzchołkowy ze względu na ugięcie wirnika podczas lotu samolotu po torach krzywoliniowych,

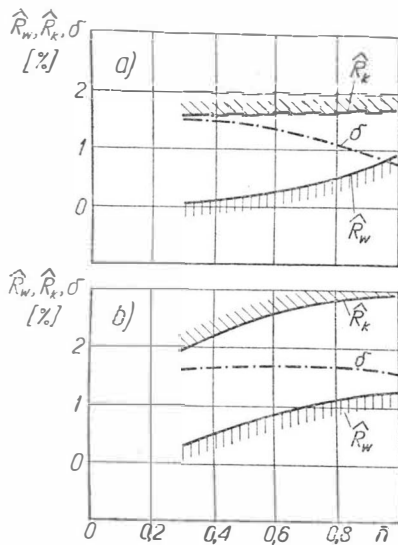
$\delta_w(n_{kr})$ — niezbędny luz ze względu na umożliwienie przejścia przez zakres krytycznych prędkości obrotowych wirnika,

$\delta(\Delta n)$ — luz, który umożliwia pracę zespołu wirnikowego w warunkach przyspieszania,

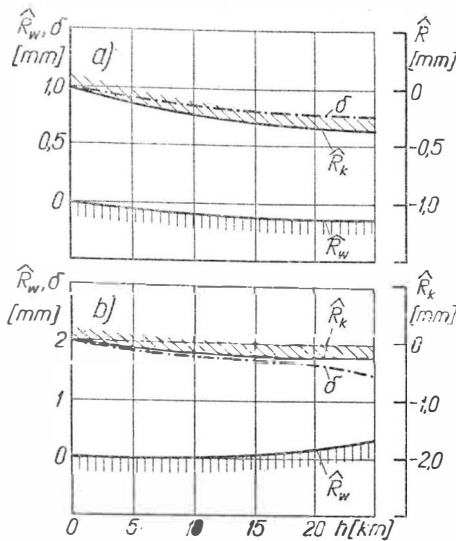
$\delta_w(t)$ — luz, który musi być przewidywany ze względu na postępujące podczas eksploatacji zużycie (i wzrost luzów promieniowych) łożysk podpierających wirnik,

$\delta_k(t)$ — niezbędny luz wierzchołkowy ze względu na owalizację lub pofalowanie ściany kadłuba turbiny.

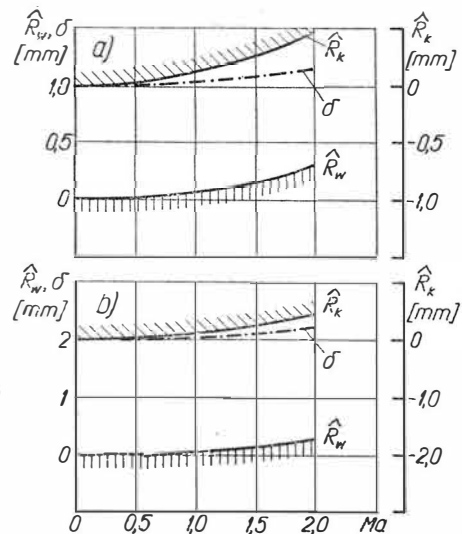
Powyższe równanie stanowi uzupełnienie i rozwinięcie równania (1). Dla przeprowadzenia oceny wartości luzu δ_0 w warunkach montażowych konieczna jest znajomość przemieszczeń i odkształceń wyrażonych w obydwóch równaniach: (1) oraz (2). Przemieszczenia \bar{R}_k i \bar{R}_w występujące w równaniu (1) zależą od prędkości obrotowej wirnika (związanej na ogół z temperaturą gazów T) oraz od prędkości i wysokości lotu. O ile przemieszczenia te w turbinach zależą w dużym stop-



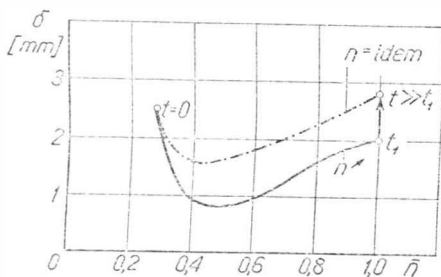
4. Zależność przemieszczeń promieniowych kadłubów i wierzchołków łopatek wirnikowych oraz luzów wierzchołkowych w sprężarkach osiowych od prędkości obrotowej wirnika: a — stopień wlotowy, b — stopień wylotowy



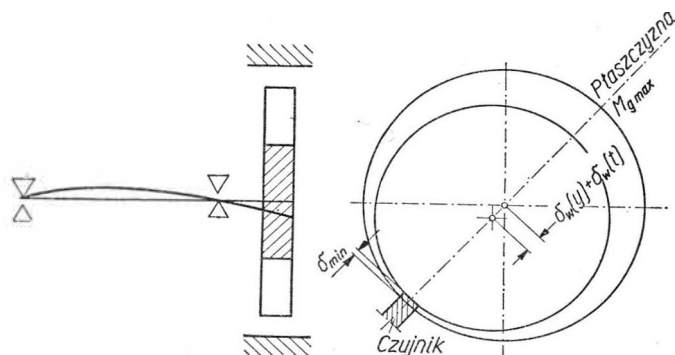
5. Zależność przemieszczeń promieniowych i luzów wierzchołkowych od wysokości lotu: a — sprężarka, b — turbina



6. Zależność przemieszczeń promieniowych i luzów wierzchołkowych od prędkości lotu: a — sprężarka, b — turbina



7. Zależność luzu wierzchołkowego w turbinie silnika odrzutowego od prędkości obrotowej



8. Schemat zasady pomiaru minimalnego luzu wierzchołkowego turbin

niu od typu silnika (odrzutowy czy śmigłowy) — o czym już pisano („Technika Lotnicza i Astronautyczna” 1967, nr 6) — o tyle w sprężarkach przebiegi tych przemieszczeń są bardziej uniwersalne. Rysunek 4 przedstawia przebiegi przemieszczeń promieniowych kadłuba i wirnika oraz luzów wierzchołkowych w sprężarkach w zależności od prędkości obrotowej wirnika.

Ze względu na znaczne zmiany parametrów silników turbinowych od prędkości i wysokości lotu, rzutujące na kształtowanie się luzów wierzchołkowych, na rys. 5 oraz rys. 6 zestawiono zależności od warunków lotu przemieszczeń promieniowych R_k oraz R_w , a także luzów wierzchołkowych w pierwszym stopniu sprężarki i pierwszym stopniu turbiny, obliczone dla ustalonych warunków pracy współczesnego silnika odrzutowego samolotu naddźwiękowego. Wykresy zewnętrzne kadłubów działa ciśnienie panujące w gondoli silnika bliskie ciśnieniu całkowitemu przed wlotem silnika.

Z analizy doboru niezbędnego luzu początkowego δ_0 — równanie (2) wynika konieczność oceny przebiegu luzów wierzchołkowych turbin w warunkach przyspieszania silnika. Rysunek 7 przedstawia charakter przebiegu luzów wierzchołkowych turbiny silnika odrzutowego w warunkach $n = \text{idem}$ oraz w warunkach przyspieszania dla przyjętego czasu przejścia 10 s i konstrukcji turbiny, której kadłub znajduje się pod działaniem ciśnienia zewnętrznego równego ciśnieniu w komorze spalania.

Z powyższych rozważań wynika celowość stosowania pólka na wierzchołkach łopatek turbinowych, które zmniejszają przecieki gazów umożliwiając jednocześnie dopuszczenie większych luzów wierzchołkowych, oraz ścieralnych wykładzin kadłubów, które z kolei pozwalają na zmniejszenie luzów początkowych.

Wartość luzu wierzchołkowego jako kryterium przewidywania czasu niezawodnej pracy silnika

Ciągle wzrastające w okresie eksploatacji odkształcenia trwałe, głównie zespołów wirnikowych turbin, wynikające z pełzania materiałów konstrukcyjnych, oraz postępujący wzrost zużycia łożysk powodują, że luz wierzchołkowy łopatek wirnikowych maleje w miarę narastania liczby godzin eksploatacji silnika.

Na podstawie bieżącej kontroli luzów wierzchołkowych łopatek turbinowych — zwłaszcza ocenianych jako wartości minimalne podczas pracy silnika (np. według sposobu, którego zasadę pokazano na rys. 8, polegającego na pomiarze wystającej części ścieranego wierzchołkami łopatek wirnikowych kołka osadzonego w płaszczyźnie największych ugięć wirnika) z jednoczesną ich rejestracją w funkcji czasu w postaci budowanego na bieżąco wykresu (rys. 9) — można przewidywać najbliższy okres niezawodnej pracy turbiny. Na podstawie uzyskanego materiału statystycznego dotyczącego okre-

ślonego typu silnika w określonych warunkach eksploatacji (lotnictwo transportowe, komunikacyjne, określona grupa lotnictwa wojskowego itd.) można wyznaczyć najdłuższy dopuszczalny czas pracy między naprawami turbiny.

Po zakończeniu pierwszego okresu pracy turbiny, analogicznego do okresu docierania np. w tłokowych silnikach spalinowych, następuje okres, w którym luz wierzchołkowy zmniejsza się proporcjonalnie do liczby godzin eksploatacji.

Jeśli przyjmując, że luz wierzchołkowy po zakończeniu pierwszego okresu osiągnął wartość δ_1 , a granicznie dopuszczalny — ze względu na pełne bezpieczeństwo eksploatacji w każdych warunkach lotu — wynosi $\delta_{dop} = \delta_2$, to przewidywany czas niezawodnej eksploatacji t_e można wyznaczyć ze wzoru:

$$t_e = t_1 + t_2 = t_1 + (\delta_1 - \delta_2) \frac{1}{\left. \frac{d\delta}{dt} \right|_{t > t_1}} \quad (3)$$

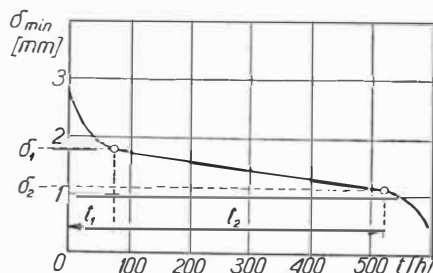
gdzie:

t_1 — czas zakończenia pierwszego okresu odkształceń promieniowych wirnika i zużycia łożysk,

t_2 — czas zakończenia okresu ustabilizowanych prędkości pełzania i zużycia łożysk,

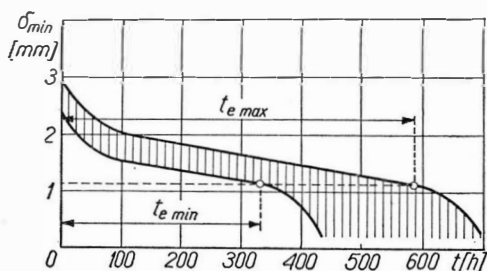
δ_1, δ_2 — charakterystyczne wartości luzu wierzchołkowego łopatek (zaznaczone na rys. 9),

$\left. \frac{d\delta}{dt} \right|_{t > t_1}$ — tangens kąta nachylenia linii zmian luzu wierzchołkowego po przekroczeniu czasu t_1 .



9. Zależność minimalnego luzu wierzchołkowego turbiny od czasu trwania eksploatacji

Nachylenie krzywej zmian luzu wierzchołkowego w funkcji czasu stanowi sumę odkształceń zespołu wirnikowego turbiny i jej kadłuba oraz luzu promieniowego



10. Zależność minimalnych luzów wierzchołkowych turbin w zależności od czasu dla grupy silników odrzutowych pracujących w różnych warunkach eksploatacji

łożysk wynikającego z ich zużycia. Wzrost intensywności zmniejszania się luzu wierzchołkowego po upływie czasu t_e może być zarówno skutkiem pełzania materiałów, jak i zużycia łożysk. Jednakże niezależnie od przyczyn zaistniałego faktu — silnik nie może być dalej eksploatowany.

Licząc się z rozrzutami statystycznymi (rys. 10, na którym naniesiono obszary zmian luzów wierzchołkowych w funkcji czasu dla grupy silników pracujących w określonych warunkach eksploatacji) przyjmując należy czas $t_{e \min}$ jako okres niezawodnej eksploatacji, lub prowadząc pomiary luzu wierzchołkowego w sposób ciągły (lub np. co 10 czy 20 godzin eksploatacji) można osiągnąć czas $t_{e \max}$ dla każdego silnika, na którym prowadzi się pomiary.

Wnioski dla eksploatacji

W wielu silnikach (zwłaszcza stanowiących napęd samolotów bojowych), w których łopatki nie mają pól lub kadłuby ściernych wykładzin, zakres eksploatacyjny, do końcowego punktu stałej prędkości pełzania (np. rys. 2), nie może być w pełni wykorzystywany ze względu na konieczność dopuszczenia w przeciwnym przypadku nadmiernych luzów wierzchołkowych w początkowym okresie eksploatacji. W celu wykorzystania pełnego okresu eksploatacji można z powodzeniem stosować łopatki, które już przeszły na innym silniku (lub specjalnym stoisku) wstępny okres pełzania — do ustabilizowania się prędkości pełzania.

Dokonywanie okresowego pomiaru kontrolnego luzów wierzchołkowych łopatek turbin w stanie „zimnym” silnika przy nieruchomym wirniku jest powszechnie stosowane w eksploatacji lotniczych silników turbiniowych. Pomiar taki ma jedną zasadniczą wadę — odbywa się on w warunkach skrajnie odmiennych od warunków pracy silnika. Stąd też uzyskany wynik stanowić może tylko pewien wskaźnik orientacyjny o istniejącym jeszcze zapasie luzu wierzchołkowego podczas pracy silnika.

Zaproponowany przez autora i pokazany na rys. 8 sposób pomiaru minimalnego luzu wierzchołkowego w silnikach seryjnych umożliwia dokonywanie pomiaru minimalnego luzu wierzchołkowego, jaki występuje w którychkolwiek z wymienionych warunków pracy i stanu silnika:

- w warunkach maksymalnych obciążeń momentami zginającymi podczas lotu po torach krzywoliniowych,
- w warunkach rozruchu i przyspieszania silnika,
- w warunkach przechodzenia przez zakres krytycznych prędkości obrotowych,
- w warunkach stygnięcia silnika po jego wyłączeniu.

Po długości wystającej części kołka pomiarowego ponad powierzchnię wewnętrzną strony ściany kadłuba (równej wielkości minimalnego luzu wierzchołkowego) można wnioskować o bezpieczeństwie dalszej pracy.

Ocena minimalnego luzu wierzchołkowego w każdych warunkach pracy i stanu silnika (a więc i podczas stygnięcia) jest szczególnie ważna w lotnictwie wojskowym ze względu na konieczność utrzymywania ciągłej gotowości startowej.

Warto tu wspomnieć o celowości obracania pędni silnika podczas jego stygnięcia po wyłączeniu — zwłaszcza o bębnowo-tarczowym układzie konstrukcyjnym wirnika

W artykule omówiono właściwości wykonywania obrotu na śmigłowcach jednowirnikowych i dwuwirnikowych współosiowych, podkreślając zalety tych ostatnich, przedstawiono metodę zwiększenia zasięgu lotu śmigłowca dwusilnikowego kategorii B z jednym silnikiem nie pracującym, podano wyniki przeprowadzonych w Instytucie Lotnictwa badań wpływu ładunków podwieszonych na właściwości pilotażowe śmigłowca i omówiono trudności związane z eksploatacją śmigłowców na śniegu.

Mgr inż. RYSZARD WITKOWSKI

Instytut Lotnictwa

PEWNE PROBLEMY PILOTOWANIA ŚMIGŁOWCÓW

W początkowym okresie użytkowania śmigłowców w wielu krajach świata uważano, że sztuka pilotowania tych aerodyni jest tak odmienna od pilotowania samolotów, iż nie dopuszczano do jednoczesnego posiadania przez pilotów licencji śmigłowcowych i samolotowych. Miało to na celu zapobieżenie „interferencji” nawyków śmigłowcowych (m.in. przyzwyczajenia do lotów z małymi prędkościami) z pilotażem samolotów i związanych z tym niebezpieczeństw. Obecnie pogląd taki należy do przeszłości. Okazało się, że obawy o interferencję nawyków obu rodzajów sprzętu lotniczego były mocno przesadzone. Współcześnie lata na świecie tysięcy pilotów — posiadaczy licencji samolotowych i śmigłowcowych, a liczba wypadków tym spowodowanych jest równa zeru.

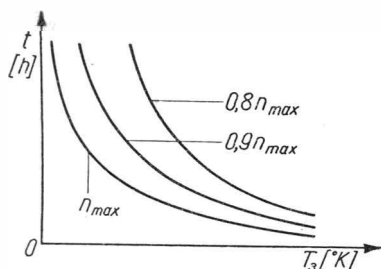
Nawyki nabywane przy pilotowaniu śmigłowców okazały się natomiast użyteczne w pewnych kategoriach samolotów, np. należących do klasy VTOL, lub obiektów specjalnych, takich jak pojazd księżycowy LM. W programie szkolenia amerykańskich astronautów znajduje się dlatego ok. 100 godz. lotu na śmigłowcach.

Zagadnieniom związanym z pilotażem śmigłowców poświęcono już wiele opracowań, artykułów i podręczników. Ostatnio w kraju ukazała się z tej dziedziny praca Kazimierza Pogorzelskiego*. Wszystkie te opracowania traktują na ogół o „klasycznym” pilotażu śmigłowca w niewielkim tylko stopniu omawiając sytuacje specjalne, z którymi piloci śmigłowców zaczynają mieć coraz więcej do czynienia w związku z rozszerzającym się zakresem zastosowań.

* Zasady pilotowania śmigłowca — Podręcznik, Warszawa 1969, MON-DWL Lot. 965/66.

ka sprężarki. W przypadku stygnięcia silnika z nieruchomą pędną górną strefa wirników stygnie wolniej niż dolna, co prowadzi do wygięcia pędni i zmienia wartość niewyważenia. Po ponownym rozruchu, podczas przechodzenia przez zakres krytycznych prędkości obrotowych wystąpią większe ugięcia mogące spowodować zaczepienie wierzchołków łopatek o kadłub sprężarki czy turbiny.

W silnikach odrzutowych z regulacją wlotu lub wylotu można tak dobrać warunki pracy silnika w pewnych warunkach lotu (prędkość obrotową i temperaturę przed turbiną), aby uzyskać wymaganą jego trwałość. Na rysunku 11 przedstawiono na wykresach zależność czasu



11. Zależność czasu pracy silnika odrzutowego od temperatury przed turbiną przy różnych prędkościach obrotowych

niezawodnej pracy silnika od temperatury przed turbiną przy różnych prędkościach obrotowych. Jak widać z przytoczonych krzywych, można uzyskać tę samą trwałość konstrukcji przy jej pracy nawet w warunkach wysokich temperatur, lecz przy prędkościach obrotowych mniejszych niż maksymalne.

Oczywisty jest wniosek, że silnik pracujący w warunkach mniejszych obciążeń osiąga większą trwałość, co w powiązaniu ze zmniejszonym zużyciem paliwa w tych warunkach czyni rzeczą celową takie programowanie lotów, aby suma kosztów eksploatacji i napraw (lub wymiany) silników była najmniejsza. W lotnictwie bojowym względu te nie są decydujące, lecz mogą być przynajmniej w części uwzględnione w warunkach pokojowej eksploatacji.

Literatura

1. Szczeciński S.: Dobór luzu wierzchołkowego turbiniowej łopatki wirującej, „Silniki spalinowe” 1966 nr 3.
2. Szczeciński S.: Niektóre problemy zwiększenia trwałości silników turbinowych, „Technika Lotnicza i Astronautyczna” 1966 nr 9.
3. Szymanik R., Szczeciński S.: O pewnej metodzie zwiększania niezawodności pracy lotniczych silników turbinowych, „Biuletyn WAT” 1967 nr 4.
4. Szczeciński S.: Wpływ konstrukcji turbiny silnika lotniczego na wartość luzu wierzchołkowego jej łopatek, „Technika Lotnicza i Astronautyczna” 1967 nr 6.
5. Grzegorzczak H., Szczeciński S.: Problemy doboru luzu wierzchołkowego łopatek turbin silników lotniczych, „Magazyn Technologia” 1968 nr 10.
6. Szczeciński S.: Okresowy pomiar luzu wierzchołkowego turbin jako kryterium oceny stanu technicznego silnika lotniczego, „Magazyn Technologia” 1968 nr 10.
7. Szczeciński S.: Lotnicze silniki turbinowe — konstrukcja i eksploatacja, MON Warszawa 1965.
8. Szczeciński S.: Lotnicze silniki tłokowe — konstrukcja i eksploatacja, MON Warszawa 1969.
9. Wiśniewski S., Szczeciński S.: Wpływ luzu wierzchołkowego łopatek sprężarki osiowej na jej parametry, „Technika Lotnicza i Astronautyczna” 1969 nr 4.

Celem niniejszego opracowania jest podzielenie się z Czytelnikami uwagami o pewnych wybranych problemach pilotowania śmigłowców, z jakimi autor zetknął się w czasie badań i studiów śmigłowców w kraju i za granicą.

Problemy związane z układem śmigłowca

Dominującym układem konstrukcyjnym śmigłowców jest układ jednowirnikowy ze śmigłem ogonowym, uznawany za „klasyczny” ze względu na szerokie rozpowszechnienie. Głównymi zaletami tego układu są prostota i tania. Dla pilota ważną cechą układu jednowirnikowego jest dobra sterowność względem wszystkich stopni swobody.

Wykonując większość lotów w kierunku zgodnym z podłużną osią i w płaszczyźnie symetrii kadłuba pilot śmigłowca jednowirnikowego na ogół nie zdaje sobie sprawy, a przynajmniej nie czuje, że leci na urządzeniu niesymetrycznym. Tak tymczasem jest i w pewnych manewrach lub sytuacjach asymetria ta zaczyna oddziaływać negatywnie na bezpieczeństwo lotu i poprawność pilotażu.

Asymetryczność układu jednowirnikowego wynika w pierwszej kolejności ze sposobu równoważenia śmigłem ogonowym momentu reakcyjnego oddziałującego na kadłub. Moment ten osiąga niebagatelne wartości, co zmusza do wytwarzania za pomocą śmigieł ogonowych ciągów rzędu setek kilometrów skierowanych w bok; dla stanu zawisu zabieg ten pochłania ok. 9% mocy zespołu napędowego.

Niezbędne dla uniknięcia bocznych przemieszczeń zrównoważenie bocznej siły śmigła ogonowego następuje przechyleniem wektora ciągu wirnika nośnego (przechyleniem tarczy wirnika) o kąt ok. 4°. Tablica 1 podaje dla trzech śmigłowców należących do różnych kategorii ciężarowych Q_{st} wartości momentu reakcyjnego M_r , nominalnego ciągu śmigła ogonowego P_{so} i kąta przechylenia tarcz γ .

Tablica 1. Wielkości związane z równoważeniem momentu reakcyjnego

Typ	N (KM)	Q_{st} [kG]	M_r [kGm]	P_{so} [kG]	γ [st.]
Bell 47G3B1	260	1340	510	80	3,4
Mi-2	800	3550	2400	270	4,3
Mi-6	1100	42 500	65 500	3150	4,25

Podane w tablicy 1 wartości ciągu śmigła ogonowego odnoszą się do stanu zrównoważonego zawisu. W celu wykonania obrotu wokół osi pionowej ciąg ten jest zmieniany wychyleniem pedału w kabinie o pewien przyrost ΔP_{so} . Jeśli przyrost ten zwiększa ciąg śmigła, mamy do czynienia z „obrotem z mocą”, gdyż uzyskiwany jest on przez zwiększenie mocy pochłanianej przez śmigło ogonowe. Jeśli „obrot z mocą” odbywa się bez korygowania przez pilota mocy zespołu napędowego, to obrotowi temu towarzyszy obniżanie śmigłowca i zmniejszanie wysokości zawisu. „Obrót z mocą” nie jest nigdy zbyt szybki, nawet przy pełnym wychyleniu pedału, bowiem zakres zwiększenia skoku śmigła ogo-

nowego jest ograniczany konstrukcyjnie ze względu na niebezpieczeństwo oderwania strug na łopatach.

Zupełnie inaczej jest w przypadku „obrotu bez mocy”. Tu przyrost ΔP_{so} zmniejsza ciąg śmigła i obrót następuje pod działaniem części momentu reakcyjnego. Jednocześnie, przy braku zmiany mocy zespołu napędowego występuje wznoszenie śmigłowca i wzrost wysokości zawisu. Jest oczywiste, że „obrot bez mocy” pod wpływem pełnego momentu reakcyjnego byłby bardzo gwałtowny, dlatego pilot musi w tym manewrze zwracać uwagę na umiarkowane naciskanie pedału. Nie ma, niestety, w śmigłowcu jednowirnikowym możliwości ograniczenia wychylenia pedału sterującego „obrotem bez mocy” do takiej wartości, która zapewniłaby prędkość kątową podobną do osiągniętej przy pełnym wychyleniu pedału przy „obrocie z mocą”. Znacznie większe musi być bowiem wychylenie pedału w locie autorotacyjnym. Pilot śmigłowca jednowirnikowego musi zatem pracować pedałami w zawisie w sposób czujny, bacząc, aby wykonując „obrot bez mocy” nie przekroczyć dopuszczalnej prędkości kątowej obrotu.

Fakt, że każdej zmianie ciągu śmigła ogonowego towarzyszy zmiana pobieranej przez to śmigło mocy, ma skutki nie tylko w postaci zmiany wysokości zawisu. Jak długo śmigłowiec nie wykonuje zawisu na maksymalnej mocy swego zespołu napędowego pilot może przy obrocie w dowolną stronę utrzymać dźwignią skoku zawis na tym samym poziomie. Gorzej jest jednak, gdy zawis odbywa się na mocy maksymalnej. W takiej sytuacji pilot nie może już nic uczynić dla wyrównania ubytku mocy spowodowanego „obrotem z mocą”, moc na to zostaje pobrana z wirnika, śmigłowiec zaczyna się zniżać, a próby powstrzymania opadania zwiększeniem skoku ogólnego prowadzą wprost do przeciągnięcia wirnika. W konsekwencji spada prędkość obrotowa wirnika, powiększa się moment reakcyjny, śmigłowiec zaczyna się obracać samoczynnie w stronę „bez mocy” (mimo pedału całkowicie wciśniętego w stronę „obrotu z mocą”), zniża się coraz szybciej i najczęściej uderza o ziemię w sposób nie sterowany, wywraca się i łamie wirnik.

W czasie zawisu śmigłowca jednowirnikowego z mocą bliską maksymalnej „obrot z mocą” (dla wszystkich śmigłowców używanych w kraju — w prawo) powinien być kategorycznie zabroniony. Nie ma natomiast powodów dla zabrania „obrotu bez mocy”.

Jak z powyższego widać, asymetryczność układu jednowirnikowego w pewnych sytuacjach może zagrozić bezpieczeństwu lotu. Warto zatem przypomnieć, że istnieją układy konstrukcyjne o cechach symetryczności od wady tej wolne.

Prowadzone w 1969 r. na terenie ZSRR na zlecenie strony radzieckiej przez zespół polskich specjalistów badania śmigłowca Ka-26 pozwoliły autorowi na uzyskanie doświadczeń pilotażowych na całkowicie nieznanym u nas układzie współosiowym*.

Najbardziej charakterystyczną cechą śmigłowca współosiowego jest brak śmigła ogonowego. Oprócz poważnej zalety w postaci wyeliminowania strat mocy na napęd tego śmigła, co m.in. pozwala na osiągnięcie dobrych wskaźników ekonomicznych, powoduje to zupełnie inne

* Autor jest pierwszym pilotem cudzoziemskim, który uzyskał na śmigłowcu Ka-26 tzw. „type rating”, tj. prawo samodzielnego pilotowania i dowodzenia.

zachowanie śmigłowca w pewnych stanach lotu. Największe różnice dotyczą oczywiście zawisu.

W zawisie obrót śmigłowca współosiowego wokół osi pionowej jest realizowany za pomocą tzw. skoku różnicowego. Ten sposób sterowania polega na tym, że pedały w kabine pilota są połączone nie tylko z pionowym usterzeniem ogonowym typu samolotowego, które zapewnia sterowanie kierunkowe w locie do przodu, ale również z elementami zmieniającymi skok ogólny każdego z dwu współosiowych wirników. Przy neutralnym położeniu pedałów skoki ogólne obu wirników są identyczne, oba wirniki pobierają tę samą moc, zaś momenty reakcyjne, mające tę samą wartość, a tylko przeciwnie znaki, znoszą się wzajemnie. Wychylenie którekolwiek z pedałów wywołuje naruszenie tego stanu równowagi. Na jednym z wirników skok zostaje zwiększony, na drugim zmniejszony, odpowiednio zmienia się też rozdział mocy, a co za tym idzie i momentów reakcyjnych. Pojawia się różnica momentów obracających śmigłowca w lewo lub prawo.

Dla pilota przyzwyczajonego do latania na śmigłowcu jednowirnikowym ze śmigłem ogonowym sterowanie obrotem skokiem różnicowym wydaje się mało skuteczne. Jest tak istotnie, przyspieszenia kątowe, nawet przy pedałach wciśniętych do oporu, nie są zbyt wielkie. W śmigłowcu Ka-26 maksymalna prędkość obrotu osiągnięta przy skrajnych położeniach pedałów jest równa ok. 30 st/s, czyli znacznie mniej niż jest to osiągalne na śmigłowcach jednowirnikowych podobnej klasy ciężarowej, zwłaszcza przy „obrocie bez mocy”. Obserwuje się ponadto w śmigłowcu współosiowym znaczne opóźnienie reakcji śmigłowca na ruchy pedałów. Tak np., aby zatrzymać obrót kadłuba na obranym azymucie, należy wcisnąć przeciwny pedał z wyprzedzeniem ok. 86°.

Sterowanie skokiem różnicowym ma jednak wiele zalet. W śmigłowcu współosiowym pilot może bez ograniczeń stosować pełne wychylenie pedałów (do oporu). Przy obrocie śmigłowca wokół osi pionowej wpływ wiatru jest całkowicie nieodczuwalny (w śmigłowcu jednowirnikowym przyjęcie położenia „bokiem do wiatru” często zatrzymuje obrót). Nie ma żadnej różnicy w zachowaniu śmigłowca przy obrotach w lewo czy w prawo. No i wreszcie rzecz chyba najistotniejsza — wykonywanie obrotów w zawisie nie narusza bilansu mocy układu nośnego. Przy takich obrotach nie ulega żadnej zmianie wysokość zawisu i praca dźwignią skoku staje się w zawisie całkowicie zbędna.

Dodać do tego trzeba, że przy starcie i lądowaniu śmigłowca współosiowego pilot utrzymuje wszystkie sterownice w położeniu neutralnym (środkowym), a nie w położeniu od niego odchylonym, co jest regułą w śmigłowcach jednowirnikowych. Przyczynia się to do tego, że piloci szybko przywykają do właściwości układu współosiowego i oceniają go często jako przyjemniejszy od układu jednowirnikowego. W ZSRR ta pozytywna ocena stała się m.in. argumentem za przyjęciem na wyposażenie floty wyłącznie śmigłowców współosiowych.

Brak doświadczeń z innych układów (dwuwirnikowe podłużne, poprzeczne i krzyżowe) nie pozwala na ocenę problemów pilotażowych, jakie one z sobą niosą. Oczekiwać jednak można, że ze względu na brak śmigieł ogonowych i sterowanie obrotem wokół osi pionowej przechyleniem wektorów ciągu wirników ukła-



1. Śmigłowca Ka-26 — typowy przedstawiciel układu współosiowego

Fot. K. Kunachowicz

dy te z punktu widzenia pilota przedstawiają cechy pośrednie, z których najbardziej odczuwalne powinny być dobra sterowność i symetryczność położenia sterownic w zawisie.

Problemy pilotowania śmigłowca wielosilnikowego

Nowoczesne śmigłowce przeznaczone do użytkowania w lotnictwie cywilnym są w większości dwusilnikowe. Głównym powodem wprowadzenia wielosilnikowości jest dążenie do podniesienia bezpieczeństwa lotu.

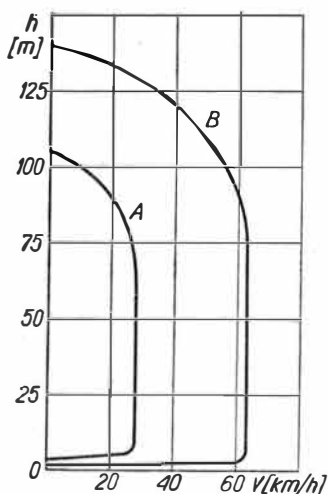
Według podziału wprowadzonego przez najpoważniejsze światowe przepisy budowy śmigłowców (FAR, BCAR) rozróżnia się dwie kategorie wielosilnikowości:

A — gdy śmigłowca po awarii krytycznego silnika może kontynuować lot łącznie z fazą wznoszenia po starcie,

B — gdy śmigłowca po awarii krytycznego silnika nie może kontynuować lotu i musi lądować przymusowo; do kategorii tej zalicza się również te śmigłowce, które po awarii krytycznego silnika mogą kontynuować lot poziomy, ale tylko w ograniczonym zakresie prędkości i czasie (np. Mi-2 w ciągu 6 min. przy prędkości 90—100 km/h).

Oczywiście bardziej typową kategorią śmigłowców jest kategoria B.

W związku z wielosilnikowością śmigłowców powiedziec należy kilka słów o charakterystycznym dla tej grupy statków powietrznych wykresie h_v . Wykres ten, zbudowany w układzie współrzędnych wysokość — prędkość, przedstawia obszar kombinacji tych dwóch wielkości, przy których po awarii napędu śmigłowca nie jest zdolny do bezpiecznego wylądowania. Dla śmigłowca dwusilnikowego wyznaczyć można (doświadczalnie lub teoretycznie) dwa obszary: jeden dla przypadku awarii całości napędu i drugi dla przypadku awarii tylko jednego silnika. Oczywiście, obszar pierwszy będzie znacznie większy niż drugi. Widać to z przykładu na rys. 2, który przedstawia wykres h_v



2. Wykres $h-v$ obszarów niebezpiecznych dla śmigłowca dwusilnikowego:
 A — ograniczenie obszaru niebezpiecznego ze względu na awarię 50% mocy
 B — ograniczenie obszaru niebezpiecznego ze względu na awarię 100% mocy

obliczony metodą W. D. Jepszona dla śmigłowca dwusilnikowego Ka-26. Normalnie śmigłowce dwusilnikowe zaopatrywane bywają w wykres $h-v$ uwzględniający tylko awarię jednego silnika.

Dla pilota śmigłowca wielosilnikowego jest sprawą istotną, w jaki sposób pilotowany przez niego śmigłowiec zareaguje na nagły zanik części (w śmigłowcu dwusilnikowym 50%) mocy. Zawsze będzie z tą reakcją śmigłowca związany spadek prędkości obrotowej, zmniejszenie ciągu wirnika oraz — w śmigłowcu jednowirnikowym — naruszenie równowagi momentów wokół osi pionowej. Gwałtowność tych zjawisk zależna będzie oczywiście od bezwładności wirnika nośnego — im bezwładność większa, tym dłuższy czas rezerwy ma pilot na podjęcie akcji zaradczej.

Pierwszymi czynnościami takiej akcji powinno być zmniejszenie skoku ogólnego (w celu zapobieżenia spadkowi prędkości obrotowej) oraz zwiększenie mocy pracującego silnika do wartości maksymalnej (startowej). Potem dopiero następuje skorygowanie prędkości lotu do bliskiej ekonomicznej.

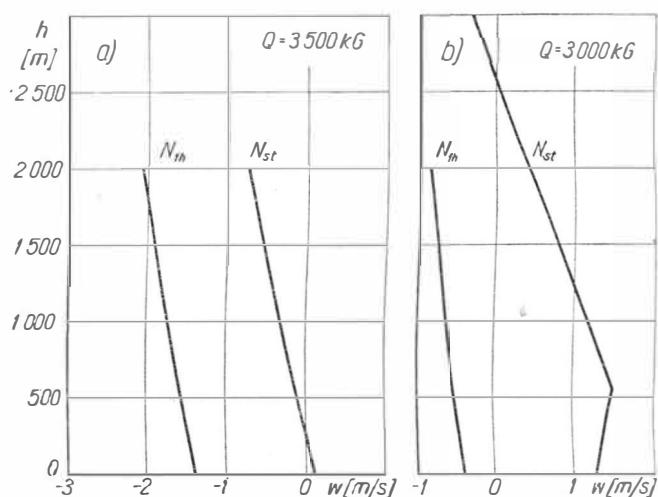
W celu wyeliminowania niekorzystnego wpływu opóźnienia reakcji pilota niektóre śmigłowce, zwłaszcza turbiniowe (np. Mi-2), są zaopatrywane w urządzenia automatycznie zwiększające moc jednego silnika, gdy spada moc drugiego. Niezależnie od tego dźwignie rozdzielne sterowania pozwalają na ręczne ustawienie pracującego silnika na moc startową. Dźwignie te umieszczone bywają bądź z lewej strony fotela pilota, bądź pomiędzy fotelami pilotów w śmigłowcach o sterowaniu zdwojonym. Ponieważ to ostatnie ustawienie nie jest zbyt wygodne dla pilota-dowódcy zajmującego fotel z lewej strony, konstruktorzy (jest tak w Ka-26) przewidzieli jeszcze jeden sposób szybkiego zwiększenia mocy pracującego silnika do N_{st} , a mianowicie dodatkowym przekreśleniem do oporu korektora na uchwycie dźwigni skoku i mocy.

Doświadczenie wykazało, że przy awarii jednego silnika w pewnych sytuacjach pilot śmigłowca kategorii B będzie chciał lądowanie przymusowe odwlec jak najbardziej. Będzie tak np. przy awarii jednego silnika śmigłowca lądowego lecącego nad morzem. Pilot takiego śmigłowca z oczywistych względów będzie pragnął osiągnąć ląd. Aby to zrealizować, niezbędne jest pilotowanie śmigłowca w sposób odmienny od tego, jaki znajduje zastosowanie po awarii silnika nad te-

renem nadającym się do lądowania. Celem tego sposobu będzie zwiększenie zasięgu śmigłowca do granic poddyktowanych sytuacją.

Sposób wykonywania lotu na jednym silniku w celu zwiększenia zasięgu, bez przekraczania ograniczeń istniejących dla silnika, zaproponowany został przez amerykańskich inżynierów Nesbitta i Montanaro. Daje się w pełni zastosować np. do śmigłowca Mi-2.

Rysunek 3a pokazuje osiągi śmigłowca Mi-2 w locie jednośilnikowym w warunkach Atmosfery Wzorcowej przy ciężarze 3500 kG. Jak widać, na poziomie morza śmigłowiec zdolny jest do utrzymywania b. mizernego wznoszenia 0,10 m/s tylko na mocy startowej pracującego silnika i tylko w ciągu 6 min. Po ich upływie pilot musi zmniejszyć moc silnika do mocy maksymalnej jednogodzinnej (nominalnej), przy której śmigłowiec zaczyna się zniżać z prędkością 1,36 m/s. Rysunek 3b pokazuje analogiczne wartości dla śmigłowca lżejszego o 500 kG: prędkość wznoszenia na N_{st} 1,28 m/s, prędkość opadania na N_{1h} 0,38 m/s.



3. Charakterystyki wznoszenia śmigłowca Mi-2 w locie jednośilnikowym z mocą startową i nominalną w warunkach AW:

- a) ciężar śmigłowca $Q = 3500$ kG
- b) ciężar śmigłowca $Q = 3000$ kG

Zakładając liniową zależność prędkości wznoszenia i opadania od ciężaru śmigłowca wywnioskować można z podanych wykresów, że zmniejszenie ciężaru śmigłowca daje następujące przyrosty:

przy wznoszeniu z mocą startową $\Delta w = +0,003$ m/s na 1 kG ubytku ciężaru

przy zniżaniu z mocą jednogodzinną $\Delta w = +0,02$ m/s na 1 kG ubytku ciężaru.

Sposób rozegrania lotu, w którym podane przyrosty zapewnić mogą zwiększenie zasięgu w locie jednośilnikowym, najlepiej zilustruje przykład.

Przyjmijmy, że śmigłowiec Mi-2, patrolujący morze na wysokości 200 m, w odległości 100 km od bazy, ma awarię jednego silnika. Ciężar śmigłowca wynosi w tej chwili 3250 kG, a warunki odpowiadają Atmosferze Wzorcowej. Pilot decyduje się na próbę osiągnięcia bazy lecąc na jednym silniku.

Pierwszą czynnością pilota jest zmniejszenie skoku wirnika dla zapobieżenia spadkowi prędkości obrotowej. Następnie pilot ustawia prędkość lotu na wartość ekonomiczną, tj. bliską 100 km/h, a dźwignią rozdzielnego sterowania wyregulowuje moc pracującego silnika początkowo na moc jednogodzinną (nominalną). Wszystko to odbywa się przy opadaniu śmigłowca z prędkością 0,95 m/s. Na wysokości 100 m moc pracującego silnika zostaje zwiększona do startowej i utrzymywana na tym poziomie przez dopuszczalny okres, tj. 6 min. Śmigłowiec wzniesie się w tym czasie do wysokości 352 m ze średnią prędkością 0,70 m/s. Od chwili awarii upływa 7 min. 46 s, przy czym ciężar śmigłowca maleje o 18 kG. Kolejno następuje powrót do pracy z mocą nominalną i zniżanie. Odbywa się ono z prędkością opadania zmniejszoną do 0,9 m/s i do osiągnięcia wysokości 100 m trwa 4 min. 40 s. Wystarcza to w pełni do ostudzenia silnika i umożliwia kolejny 6-minutowy cykl pracy z mocą startową. W chwili rozpoczynania drugiego wznoszenia śmigłowiec jest już o 38 kG lżejszy i wznosi się z prędkością średnią 0,77 m/s. Po 6 min znajduje się na wysokości 377 m, tj. o 25 m wyżej niż poprzednio. W tej chwili pilot podejmuje decyzję, że dalsze zniżania i wznoszenia wykonywać będzie w stałym przedziale wysokości, np. 100—400 m. Takie „sztywne” założenie umożliwia stopniowe skracanie cykli pracy z mocą startową i wydłużanie cykli pracy na mocy mniejszej. Istotnie, dla rozważanego przykładu czasy wznoszeń są kolejno: 6 min, 6 min, 5 min 55 s, 5 min 25 s, 4 min 55 s itd., zaś czasy opadań do 100 m: 1 min 46 s, 4 min 40 s, 5 min 24 s, 6 min 15 s, 6 min 45 s, 7 min 15 s itd. Po godzinie lotu śmigłowiec dotrze do bazy na wysokości 110 m.

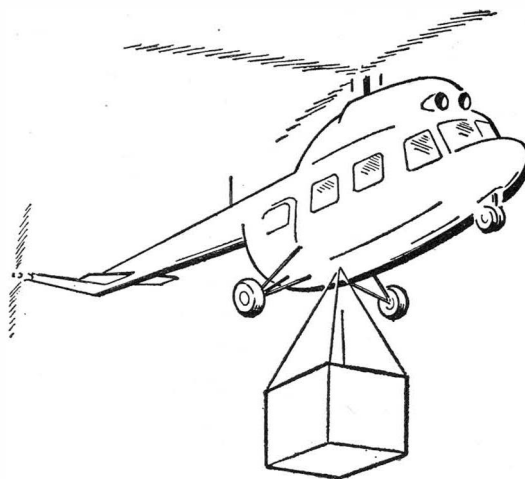
Pilotowanie śmigłowca z podwieszonym ładunkiem

Zewnętrzne podwieszanie ładunku jest bardzo „modną” formą obciążenia śmigłowca przy różnych pracach. Odpowiednie zamki i zaczepy mają wszystkie współczesne konstrukcje.

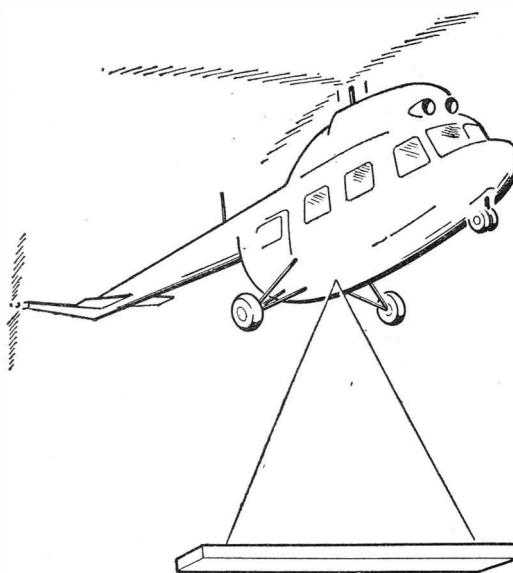
W Instytucie Lotnictwa w roku 1969 podjęto cykl badań mających na celu ujawnienie wpływu, jaki wywiera ładunek podwieszony zewnętrznie na dynamikę i pilotaż śmigłowca. Badania prowadzono na typowym śmigłowcu Mi-2 używając ładunków o różnej geometrii, ciężarze i momencie bezwładności, zawieszonych na różnej długości linach. Do badań dynamicznych na pokładzie zainstalowano bogaty zestaw aparatury rejestrującej parametry lotu. Próby prowadzono z włączoną i wyłączoną instalacją hydrauliczną układu sterowania.

Do oceny stopnia utrudnienia pilotażu śmigłowca przez ładunek zewnętrzny zastosowano skalę testową Coopera, według której piloci oceniają statki powietrzne na podstawie odniesionych wrażeń. Ocena 1 oznacza, że statek jest doskonałym urządzeniem o świetnych właściwościach pilotażowych, zapewniających możliwość łatwego wykonania zadania i lądowania. Drugim biegunem jest ocena 10, która oznacza katastrofalne charakterystyki statku, nie pozwalające na wykonanie zadania, ani na lądowanie, ani nawet na uratowanie załogi (tablica 2).

Próby, o których mowa, wykazały, że podwieszony ładunek mogą w pewnych kombinacjach długości podwieszenia i momentu bezwładności pogorszyć właści-



4. Śmigłowiec Mi-2 z ładunkiem podwieszonym (skrzynia)



5. Śmigłowiec Mi-2 z ładunkiem podwieszonym (belka bez stabilizacji)

wości pilotażowe śmigłowca do niedopuszczalnych granic. W szczególności źle wpływają bardzo długie podwieszenia, przy których ma się do czynienia z wahaniami ładunku o długim okresie i dużej amplitudzie, oraz transporty długich obiektów, takich jak ciężkie belki, bez ustatecznienia kierunkowego. Oceny pilotów doświadczalnych w tych przypadkach sięgały w skali Coopera wartości 6. Po zaopatrzeniu belki w spadochronik ustateczniający ocena poprawiała się o 1—1,5 jednostki. Godna uwagi była widoczna w większości przypadków zgodność ocen tych samych sytuacji przez trzech opiniujących pilotów, choć punktacji dokonywali w sposób całkowicie niezależny (tablica 3). Zgodność ta wskazuje na przydatność skali Coopera w tych próbach statków powietrznych w locie, w których decyduje nie pomiar, lecz niewymierna opinia pilota. Skala ta staje się jakgdyby wspólnym językiem badaczy, brak którego od czuwany jest od dawna.

Wyniki prób pozwoliły na sformułowanie kilku ogólnych wniosków dotyczących pilotowania śmigłowców z ładunkiem podwieszonym zewnętrznie:

- unikać należy przewożenia ładunków o kształtach niesymetrycznych; jeśli zaistnieje taka konieczność,

Tablica 2. Test Coopera do oceny właściwości statku powietrznego

Warunki lotu	Ocena ogólna	Ocena liczbowa	Opinia szczegółowa	Możliwość wykonania zadania	Możliwość wykonania lądowania
Normalne	zadowalające	1	Właściwości doskonale, statek optymalny	tak	tak
		2	Właściwości dobre, lot zupełnie wygodny	tak	tak
		3	Właściwości zadowalające, lecz statek ma niektóre charakterystyki nieprzyjemne	tak	tak
Odpowiedzialne	dopuszczalne	4	Właściwości dopuszczalne, lecz statek ma złe charakterystyki	tak	tak
Awaryjne	niezadowalające	5	Właściwości niedopuszczalne w normalnych warunkach lotu	wątpliwe	tak
		6	Właściwości dopuszczalne tylko w lotach awaryjnych	wątpliwe	tak
Loty zakazane	niebezpieczne	7	Właściwości niedopuszczalne nawet w sytuacjach awaryjnych	nie	wątpliwe
		8	Właściwości niedopuszczalne, niebezpieczne	nie	nie
		9	Właściwości niedopuszczalne, statek niestabilny	nie	nie
		10	Statek wykonuje taki ruch, że nawet uratowanie pilota jest utrudnione	nie	nie

Tablica 3. Ocena w skali Coopera właściwości pilotażowych śmigłowca z ładunkiem podwieszonym

Ładunek	Długość podwieszenia [m]	Prędkość lotu [km/h]	Pilot doświadczalny		
			Mer-cik	Wiel-gus	Witkowski
Bez ładunku	—	zawis	2,5	3,0	3,0
	—	100	2,0	2,0	2,0
	—	200	2,0	2,0	2,0
Belka 356 kG bez stabilizacji	7	zawis	4,5	3,0	4,0
		60—80	4,0	3,5	3,5
		110—130	6,0	4,5	4,0
Belka 356 kG ze spadachronem stabilizującym	7	110—130	3,5	3,0	3,0
Zbiornik 360 kG	5	zawis		3,0	3,5
	20	zawis			4,0
	20	40—160		2,5	3,0
		40—160		3,5	4,5










U w a g a: Powtórzenie prób na śmigłowcu z wyłączoną instalacją wzmacniaczy hydraulicznych układu sterowania spowodowało pogorszenie ocen pilotów o 1,5 do 2 punktów.

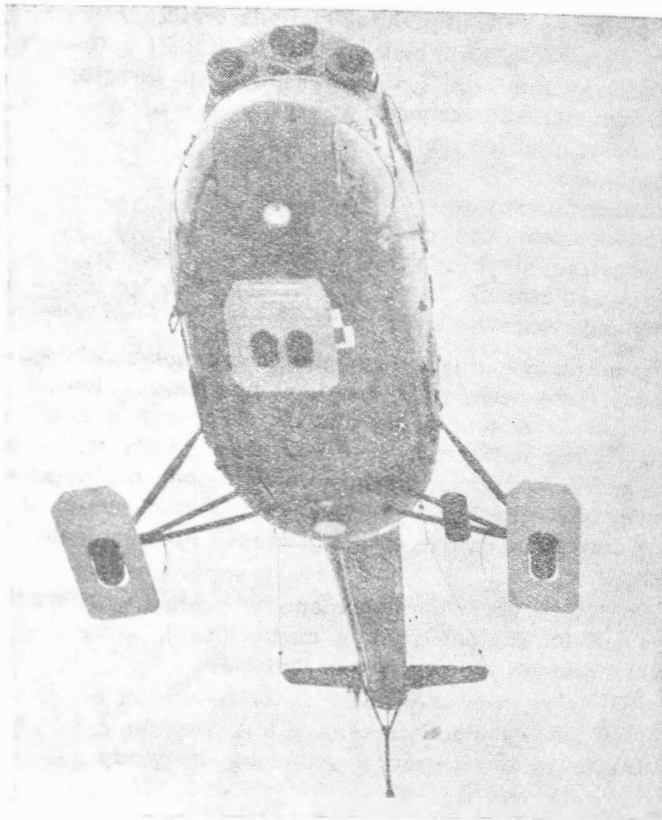
Ładunek trzeba zabezpieczyć od obrotów wokół osi pionowej urządzeniami stabilizującymi kierunkowo (statecznik, spadochron)

- w przypadku wystąpienia wahań ładunku przenoszonych na śmigłowca pilot nie powinien przeciwdziałać im sterownicami, lecz czekać raczej na samoczynne ich wytłumienie. Próby „zgaszenia” wahań sterownicami prowadzą często do ich nasilenia
- w razie awarii hydraulicznych urządzeń wzmacniających w układzie sterowania wykonywanie zadań transportowych z ładunkiem zewnętrznym staje się niemożliwe, ładunek należy niezwłocznie osadzić na ziemi z lotu z niewielką prędkością do przodu (rzędu 40—50 km/h).

Interesujące są doświadczenia z dokładnością osadzania na ziemi ładunku podwieszono zewnątrz. Pamię-

Tablica 4. Umowne gesty sygnalizatora naziemnego i ich znaczenie dla pilota śmigłowca

Znaczenie gestu	Sposób wykonywania
Wykonywać zawis	Ramiona rozłożone nieruchomo, poziomo na boki 
Wznosić się	Ramiona rozłożone poziomo na boki z wewnętrzną stroną dłoni skierowaną ku górze. Rytmiczne wahania ramion od poziomu w górę. Szybkość ruchów wskazuje pożądaną prędkość wznoszenia 
Zniżać się	Ramiona rozłożone poziomo na boki z wewnętrzną stroną dłoni skierowaną ku dół. Rytmiczne wahania ramion od poziomu w dół. Szybkość ruchów wskazuje pożądaną prędkość zniżania 
Przemieszczać się w lewo	Prawe ramię wyprostowane nieruchomo w poziomie. Lewe ramię wykonuje rytmiczne wahania z szybkością proporcjonalną do pożądanego prędkości przemieszczania 
Przemieszczać się w prawo	Lewe ramię wyprostowane nieruchomo w poziomie. Prawe ramię wykonuje rytmiczne wahania z szybkością proporcjonalną do pożądanego prędkości przemieszczania 
Lądować	Opuszczone wyprostowane ramiona skrzyżowane przed ciałem sygnalizatora 
Startować	Lewe lub prawe ramię wyciągnięte ukośnie w górę w kierunku wskazującym „pod wiatr” 
Przemieszczać się do przodu lub tyłu	Uniesione ramiona wykonują rytmiczne wahania od pionu ku śmigłowcowi i z powrotem. Kierunek przemieszczenia wskazuje dłoń 
Zwołać ładunek	Prawa ręka ustawiona poziomo z dłonią na wysokości ust sygnalizatora 



6. Śmigłowiec Mi-2 z nartami

Fot. A. Prystopski

tać trzeba, że w śmigłowcu Mi-2 pilot nie widzi ładunku wiszącego pod kadłubem. Przy próbach osadzenia ładunku stosowano 4 różne metody naprowadzania pilota na wyznaczony punkt:

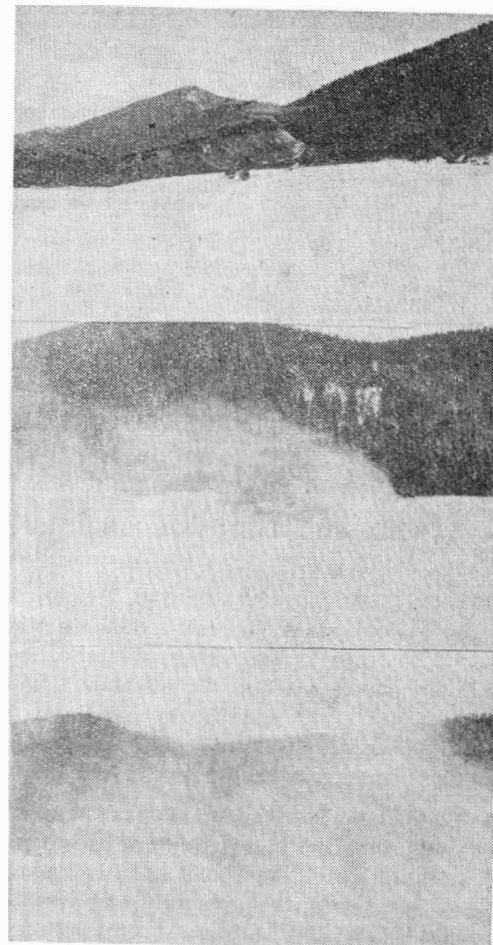
- 1) przez radio z ziemi,
- 2) przez obserwatora pokładowego, który śledził ładunek wychylając się przez otwarte drzwi kabiny,
- 3) gestami sygnalizatora naziemnego,
- 4) przez samego pilota.

Najsukuteczniejszymi, dającymi największą dokładność osadzania ładunków, okazały się metody 3 i 2, tj. wykorzystujące sygnalizatorów naziemnych i pokładowych. Oczywiście, między współpracującymi stronami (pilot-sygnalizator) uzgodnione były znaczenia poszczególnych gestów. Przy sygnalizacji z ziemi stosowano zunifikowaną metodę lotnictwa amerykańskiego, stwierdzając jej pełną przydatność i całkowitą zrozumiałość (tablica 4).

Eksploatacja na śniegu

Śmigłowiec jest jedynym statkiem latającym, który, teoretycznie, może startować i lądować w dowolnym miejscu. Praktycznie, jeśli śmigłowiec jest wyposażony w podwozie kołowe lub saniowe (rurowe) nie może korzystać z lądowisk wodnych i ma duże kłopoty z lądowaniem na pewnych typach miękkich podłoży, np. na śniegu lub bagnie. Mała powierzchnia elementów wymienionych typów podwozi powoduje zapadanie się śmigłowca po lądowaniu i niebezpieczeństwo wywrócenia przy starcie.

Aby usunąć tę wadę, podwozia zostają zaopatrzone w narty zwiększające powierzchnię styku z podłożem. Narty są najczęściej montowane na kołach podwozia w sposób nie utrudniający startów i lądowań w sposób



7. Trzy fazy lądowania na mokrym śniegu i powstanie zapylenia
Fot. M. Siemiak

konwencjonalny z podłoża twardego. Tak rozwiązane są również narty śmigłowca Mi-2.

W normalnym locie obecność nart jest w ogóle nie odczuwana przez pilota, gdyż nie wywierają one żadnego wpływu na właściwości lotne. Wpływ na osiągi jest znikomy, wyraża się zmniejszeniem zasięgu o ok. 5%, a prędkości wznoszenia o ok. 0,5 m/s. Udźwig użyteczny maleje o ok. 50 kG, co jest sumą ciężaru nart i dociążenia aerodynamicznego powstającego w zawisie w rezultacie opływania nart strumieniem zawirnikowym. Wyposażenie śmigłowca w narty umożliwia lądowania i starty z dowolnych gatunków śniegu bez ograniczenia grubości warstwy. Jak wykazały doświadczenia zebrane w czasie prób, na niektórych gatunkach śniegu (np. suchym sypkim) wystąpić mogą, zwłaszcza przy lądowaniu, sytuacje zmuszające bądź do szczególnej ostrożności i precyzji pilotażu w ostatniej fazie lotu, bądź nawet do zaniechania lądowania. Chodzi tu przede wszystkim o zjawisko wzbudzenia przez podmuch zawirnikowy silnego zapylenia otoczenia śmigłowca, które zmniejsza widzialność zewnętrzną do zera. W następstwie powstaje niebezpieczeństwo, że śmigłowiec zetknie się z podłożem z niepożądanym przemieszczeniem bocznym. Kolejne fazy powstawania takiego zapylenia przy podchodzeniu do lądowania na śniegu przedstawia rys. 7. Sytuację pogarsza jeszcze to, że pewne typy wysokościomierzy radiowych przestają poprawnie działać, gdy śmigłowiec zostaje otoczony śnieżnym pyłem i pilot traci ostatnią, instrumentalną kontrolę odległości od podłoża.

Dokończenie na str. 28

W artykule podano charakterystyki różnych metod badań nieniszczących i uszeregowano je według stopnia wykrywalności wad przy stosowaniu ich w różnych fazach produkcji i w czasie eksploatacji.

KILKA UWAG NA TEMAT STOSOWANIA BADAŃ NIENISZCZĄCYCH W CZASIE EKSPLOATACJI SAMOLOTÓW

Zarówno podczas produkcji jak i eksploatacji sprzętu szerokie zastosowanie znajdują obecnie nieniszczące metody sprawdzania jego stanu technicznego. Do ściślej czołówki gałęzi przemysłu stosujących w szerokim zakresie ocenę stanu wyrobu na podstawie wyników badań nieniszczących należy zaliczyć przede wszystkim przemysł astronautyczny i lotniczy.

Ze względu na różnorodność opracowanych i stosowanych metod badań nieniszczących często można spotkać się z opinią, że do wykrycia mechanicznych uszkodzeń danego urządzenia lub zespołu wystarczające jest stosowanie tylko jednej lub dwu najbardziej rozpowszechnionych metod badań (najczęściej metody magnetycznej i radiograficznej).

Wbrew tym poglądom, ze względu na wiele czynników, jak rodzaj materiału, kształt badanego przedmiotu, rozmieszczenie i konfiguracja wad itd. — do określenia stanu odpowiedzialnych elementów, decydujących o niezawodności urządzenia, niezbędne jest stosowanie badań kompleksowych.

Do najbardziej rozpowszechnionych w procesie produkcji i eksploatacji sprzętu metod badań nieniszczących należy zaliczyć metody oparte o zjawiska elektromagnetyczne oraz metody penetracyjne. Racjonalne zastosowanie tych metod gwarantuje wykrywalność wielu wad materiałowych, jednakże ze względu na swe ograniczenia uniemożliwia wykrycie dużej grupy wad. Z tego właśnie powodu we wszystkich przypadkach, w których istnieje konieczność zapewnienia bezwzględnej niezawodności pracy zespołów do ich sprawdzenia konieczne jest stosowanie równolegle kilku metod badań nieniszczących.

Dla zobrazowania zakresu oraz możliwości stosowania najbardziej rozpowszechnionych metod badań nieniszczących w załączonej tabelicy podano w skrócie charakterystyki tych metod.

W celu porównania stopnia wykrywalności wad oraz określenia uniwersalności poszczególnych metod badań nieniszczących rozpatrzono kilkadziesiąt różnych przypadków wykrywania wad materiałowych. Przypadki te podzielono na następujące grupy:

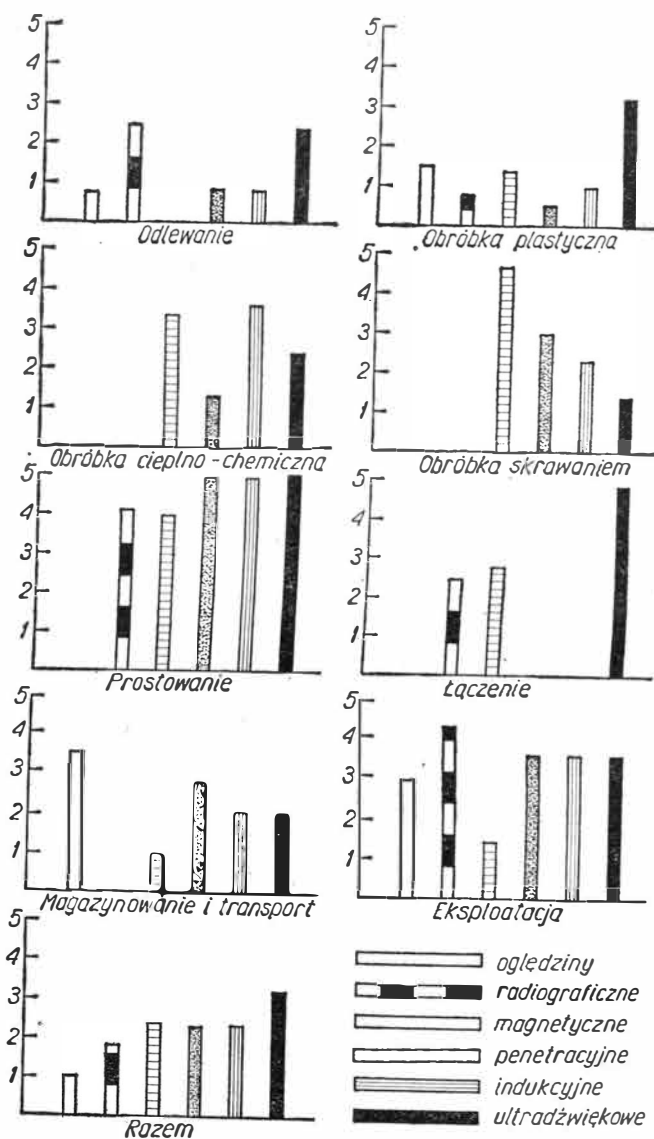
- wykrywanie wad podczas odlewania części
- wykrywanie wad podczas obróbki plastycznej
- wykrywanie wad podczas obróbki cieplno-chemicznej
- wykrywanie wad podczas obróbki skrawaniem
- wykrywanie wad podczas prostowania części

- wykrywanie wad podczas łączenia części
 - wykrywanie wad podczas składowania i transportu
 - wykrywanie wad podczas eksploatacji sprzętu.
- Porównania skuteczności wykrywania wad dokonano dla następujących metod:
- oględzin
 - radiograficznych
 - elektroindukcyjnych
 - penetracyjnych
 - magnetycznych
 - ultradźwiękowych.

Przy porównywaniu wykrywalności zastosowano 5-stopniową skalę ocen, przy czym, w przypadku niemożliwości zastosowania danej metody określono ją symbolem 0, zaś najwyższą ocenę wykrywalności wad (5) przyznano w przypadku, gdy daną metodę można stosować bez ograniczeń do wykrywania wad materiału spotykanych na danym etapie produkcji lub eksploatacji sprzętu.

Wyniki tego porównania podano w postaci graficznej (rys.). Stanowią one średnią arytmetyczną sumy ocen wykrywalności typowych wad materiału.

Z analizy wykresów wynika, że w zależności od charakteru przedsiębiorstwa celowe jest rozwijanie takich metod badań nieniszczących, które by zapewniły możli-



Wykrywalność wad przy zastosowaniu różnych metod badań nieniszczących

Tablica. Charakterystyki metod badań nieniszczących

I.p.	Metoda	Wykorzystane zjawisko fizyczne	Zasadniczy zakres stosowania	Wykrywane wady	Wykrywalność	Charakterystyka stosowanej aparatury
1	Oględziny	różne odbicie światła od niejednorodnej powierzchni sprawdzanego przedmiotu	sprawdzanie zewnętrznych i wewnętrznych powierzchni	powierzchniowe duże pęknięcia, skałeczenia, zawałowania itp.	nie uzbrojonym okiem — dziesiąte części mm; uzbrojonym okiem — setne części mm	lupy, peryskopy, światłowody itp.
2	Prześwietlanie promieniami rentgena	różne pochłanianie promieni przez materiał bez wad i z wadami	odlewy, szwy spawalnicze i elementy konstrukcji przestrzennych o grubości ścianek maks.: stal — 100 mm (w szczególnych przypadkach do 500 mm) stopy lekkie — do 350 mm stopy miedzi — do 50 mm	wady powierzchniowe i wewnętrzne, zorientowane w kierunku przebiegu promieni; jamy osadowe, wtrącenia niemetaliczne, pęcherzyki powietrza itp.	wady o wymiarach (wzdłuż kierunku promieni) $\geq 3\%$ grubości dla stopów lekkich; szerokość wad $>$ min. 0,025 mm	skomplikowana aparatura zasilana prądem o wysokim napięciu; wymagane zabezpieczenie przed działaniem promieniowania jonizującego
3	Prześwietlanie promieniami gamma	jw.	jw.	jw.	zbliżone do wartości podanych w p. 2	aparatura b. wygodna w warunkach polowych. Pozostałe zastrzeżenia jw.
4	Magnetyczna proszkowa	przyciąganie cząsteczek proszku ferromagnetycznego w miejscach, w których znajdują się wady, spowodowane rozproszeniem strumienia magnetycznego w namagnesowanej części poddawanej sprawdzaniu	części i półfabrykaty o dowolnych kształtach, konane z materiałów ferromagnetycznych	pęknięcia, włosowiny i inne wady powierzchniowe lub znajdujące się płytko pod powierzchnią (do kilku mm). Głębokość wad różnie oceniana; długość — odpowiada długości otrzymanego obrazu	pęknięcia o przekroju $\geq 0,05 \times 0,005$ mm, włosowiny o przekroju $\geq 0,01 \times 0,01$ mm	specjalne urządzenia do magnesowania i rozmagnesowania sprawdzanych części — zasilane prądem u instalacji przemysłowej
5	Elektroindukcyjna (prądów wirowych)	elektromagnetyczne oddziaływanie między cewką indukcyjną a sprawdzoną częścią umieszczoną w polu magnetycznym tej cewki	sprawdzanie części o dowolnych kształtach, wykonanych z materiałów ferromagnetycznych i nieferromagnetycznych	nieciągłości w kierunku prostopadłym do powierzchni; zmiana składu chemicznego i struktury materiału; zmiana grub. i przekroju części; zmiana grubości warstw ochronnych	pęknięcia o szerokości $\geq 0,25$ mm	urządzenie zwarte; wygodne zwłaszcza przy produkcji masowej
6	Penetracyjna: — kontrastowych kolorów — luminescencyjna	wypełnienie a następnie usunięcie ze szczelin (wad) penetratora i wykazanie go na warstwie nałożonej na powierzchni sprawdzanej części; wypełnienie a następnie usunięcie ze szczelin (wad) penetratora i wykazanie go na powierzchni sprawdzanej części — przy oświetleniu promieniami ultrafioletowymi	części wykonane z metalu, mas plastycznych itd.	powierzchniowe pęknięcia, pory, wżery itd.	pęknięcia o szerokości szczeliny $> 0,01$ mm i głębokości $> 0,03$ mm; długość wady odpowiada długości uzyskiwanego obrazu, szerokość — bardzo powiększona	proste urządzenia
7	Magnetyczno-luminescencyjna	jak w metodzie magnetycznej, z tym że cząsteczki proszku intensywnie fluorują przy oświetleniu promieniami ultrafioletowymi	jak w metodzie magnetycznej prozkowanej, z tym że można sprawdzać części o ciemnej powierzchni	jak w metodzie magnetycznej prozkowej	pęknięcia o szerokości $> 0,002$ mm i głębokości 0,01	urządzenia jak w metodzie magnetycznej prozkowej, wyposażone dodatkowo w silne źródło promieni ultrafioletowych
8	Ultradźwiękowa	różne tłumienia drgań mechanicznych wielkiej częstotliwości przy przechodzeniu przez materiał bez wad i z wadami	półfabrykaty i części o dowolnych kształtach; w szczególnych przypadkach — sprawdzanie bez wybudowywania części z zespołów. Części zarówno metalowe jak i niemetalowe	zmiany grubości pęknięcia, niejednorodność materiału, sprawdzanie części jednostronnie dostępnych	zasięg do 10 m; szerokość wady 10—5 mm (praktycznie wymiar szczeliny wynosi około $\frac{1}{2}$ długości zastosowanej fali)	aparatura względnie prosta i wygodna do stosowania zarówno w warunkach stacjonarnych, jak i polowych

wość wykrywania wad najczęściej spotykanych w elementach sprzętu produkowanego lub eksploatowanego przez dane przedsiębiorstwo.

W przypadku przedsiębiorstwa eksploatującego skomplikowany i drogi sprzęt, jakim jest sprzęt lotniczy, jako minimum dla jego kompleksowej oceny należy uznać

stosowanie następujących metod nieniszczących:

- oględziny
- metody penetracyjne
- metody elektroindukcyjne
- metody ultradźwiękowe

Dokończenie na III str. okł.

W artykule omówiono poszczególne etapy i fazy badania systemu eksploatacji operacyjnej i technicznej w celu usprawnienia go i przystosowania do istniejących warunków. Podano kilka szczegółów badań tego typu przeprowadzonych w ITWL.

NIKTÓRE ZAGADNIENIA BADANIA I OPTIMALIZACJI EKSPLOATACJI STATKÓW POWIETRZNYCH

Badanie systemu eksploatacji statków powietrznych ma za zadanie m.in. sprawdzenie, czy system ten jest dostosowany do określonych warunków i wymagań. W przypadku uzyskania negatywnej oceny można przystąpić do jego optymalizacji.

Jednakże określone warunki mogą stawiać wobec systemu eksploatacji bardzo różne i wysokie wymagania, których nie sposób całkowicie spełnić, stąd optymalizacja

będzie polegała na zmniejszeniu dysproporcji między możliwościami a stawianymi wymaganiami.

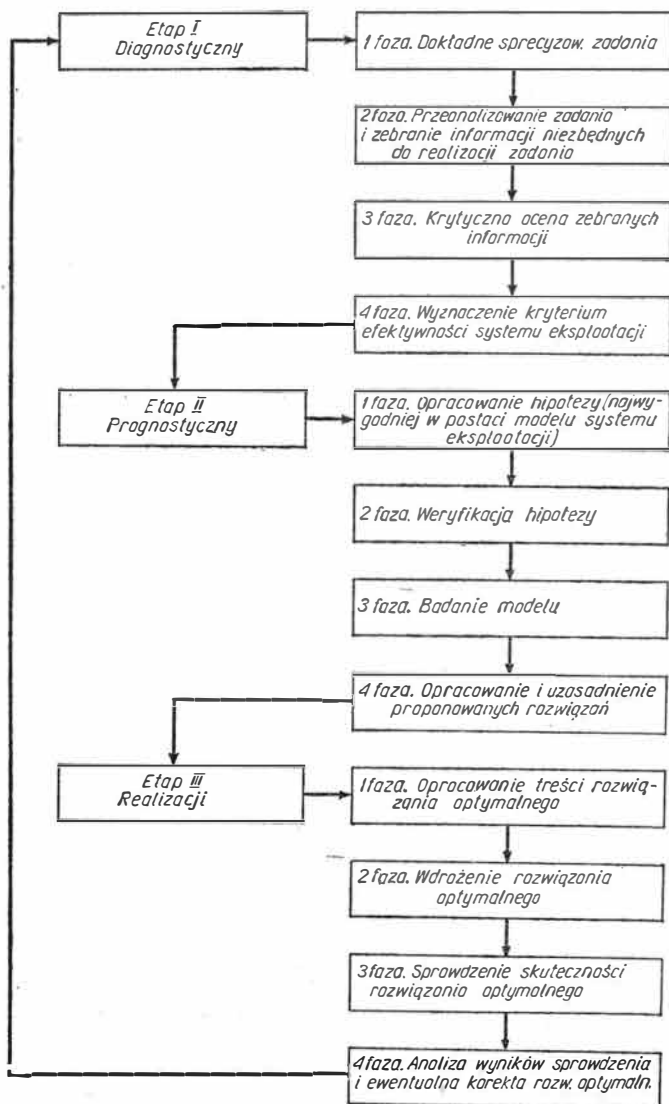
Zadanie sprowadza się zatem do zbadania systemu eksploatacji w celu wykrycia jego słabych miejsc oraz usprawnienia go i przystosowania do istniejących, realnych warunków. Praca w tym zakresie powinna obejmować przede wszystkim dwie zasadnicze grupy procesów badawczych ze sprzężeniem zwrotnym:

- analizę systemu eksploatacji operacyjnej, tzn. użytkowania statków powietrznych przez personel latający, pod względem jego wpływu na eksploatację techniczną
- analizę systemu eksploatacji technicznej pod względem jego wpływu na użytkowanie operacyjne statków powietrznych

Przy badaniu systemu eksploatacji statków powietrznych można na ogół wyodrębnić trzy podstawowe etapy pracy (rys. 1):

- 1) etap diagnostyczny,
- 2) etap prognostyczny,
- 3) etap realizacji.

Wymienione etapy obejmują tzw. cykl organizacyjny, określający kolejność czynności przy działaniu zorganizowanym.



Cykl badania i optymalizacji systemu eksploatacji statków powietrznych

Etap diagnostyczny

Etap diagnostyczny badania systemu eksploatacji statków powietrznych można podzielić na cztery fazy:

- 1) dokładne określanie zadania
- 2) analiza zadania i zebranie informacji niezbędnych do jego realizacji
- 3) krytyczna ocena zebranych faktów
- 4) wyznaczenie kryterium efektywności systemu.

Dokładne określenie zadania

Zadanie powinien określić użytkownik, podając jednocześnie czas przeznaczony na jego realizację. Nie zawsze jednak użytkownik może określić zadanie dokładnie. Cechą charakterystyczną ostatnich lat jest szybki rozwój techniki lotniczej, za którym z trudem nadąża system eksploatacji statków powietrznych. Wszystko wskazuje na to, że stan taki utrzyma się również przez najbliższe lata. W związku z tym najbardziej aktualnym zadaniem, które przed grupą badawczą stawia obecnie i będzie stawiał w przyszłości kierownik systemu eksploatacji statków powietrznych, będzie zbadanie, czy system ten jest dostosowany do nowych warun-

ków i na podstawie uzyskanych wyników określenie koniecznych zmian w tym systemie.

Jednakże takie sformułowanie zadania w odniesieniu do eksploatacji statków powietrznych jest zbyt ogólne i kryje w sobie wiele ważnych problemów, z których każdy może być rozpatrywany przy różnych założeniach wyjściowych, np.:

- określenie poziomu technicznego eksploataowanych statków powietrznych w porównaniu ze średnim poziomem światowym i wynikające stąd wnioski na przyszłość
- określenie możliwości istniejącego systemu eksploatacji, jego podstawowych parametrów eksploatacyjno-obsługowych i skonfrontowanie uzyskanych wyników z aktualnymi wymaganiami
- określenie sposobu najefektywniejszego wykorzystania personelu technicznego przy znanych jego kwalifikacjach oraz przy danym wyposażeniu technicznym
- określenie wyposażenia i organizacji warsztatów naprawczych w taki sposób, aby łączny czas naprawy statku powietrznego nie przekraczał pewnego, z góry określonego przedziału czasu
- określenie racjonalnej w danych warunkach liczby części zapasowych oraz materiałów jednorazowego użytku
- określenie możliwości przejścia systemu eksploatacji do nowych, radykalnie zmienionych warunków pracy systemu
- określenie koniecznych zmian w obsadzie etatowej oraz w wyposażeniu technicznym aktualnie oraz w najbliższej przyszłości
- określenie dostosowania i skuteczności działania badanego systemu w zmiennych warunkach itp.

Analiza zadania i zebranie informacji niezbędnych do jego realizacji

Zasadnicza trudność w opracowaniu tej fazy badania systemu polega na tym, że analizę zadania i zbieranie informacji potrzebnych do jego realizacji trzeba przeprowadzać łącznie. W związku z tym do optymalizacji systemu eksploatacji można przystąpić wówczas, gdy zespół zajmujący się tym problemem zna warunki pracy systemu, ma dostatecznie wysokie kwalifikacje zawodowe i duże doświadczenie praktyczne.

Na podstawie dotychczasowego doświadczenia Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych można stwierdzić, że nawet po spełnieniu tych wymagań trzeba liczyć się z koniecznością korygowania zamierzeń w trakcie realizacji pracy. Okazuje się bowiem, że niektóre elementy systemu eksploatacji statków powietrznych, których z uwagi na pozornie prawidłowe funkcjonowanie nie zamierzano dogłębnie analizować, kryją w sobie wiele zasadniczych nieprawidłowości. Niezależnie od tego, w miarę realizacji zadań pojawiają się nowe elementy, wymagające uwzględnienia w analizie.

Po przeprowadzeniu analizy i dokładnym określeniu celu użytkowego, który zamierza się osiągnąć, należy opracować metodykę realizacji poszczególnych punktów planu pracy oraz określić liczbę podsystemów eksploatacji, w których zamierza się realizować daną pracę.

Liczbę i rodzaj podsystemów należy wybrać do badań tak, aby można je traktować jako reprezentatywną

próbkę dla całego systemu eksploatacji. Aby nie zaciemniać obrazu i nie przeciążać się bezużyteczną pracą, nie należy opisywać istniejących aktualnie pozytywnych cech w badanych podsystemach, o ile nie wiążą się one ściśle i bezpośrednio z celem realizowanej pracy. Doświadczenie uczy, że brak wnikliwej analizy stanu istniejącego lub niewłaściwe jej przeprowadzenie, a w związku z tym przyjęcie niezupełnie rozeznanego stanu wyjściowego było przyczyną wielu błędnych rozwiązań oraz prowadziło do dużych, bezużytecznych nakładów pracy. Izolowane odcinkowe usprawnienia mogą kolidować z całością i zamiast usprawnić pracę systemu mogą pogorszyć jego działanie.

W przypadku analizy przeprowadzanej w ITWL prace rozpoczęto od sporządzania aktualnego schematu organizacyjnego. Z uwagi na to, że wstępna analiza schematu ujawniła wiele niedociągnięć, opisano strukturę organizacyjną ze szczególnym uwzględnieniem tych elementów, które budziły zastrzeżenia. Następnie zaproponowano zmiany struktury organizacyjnej i opisano przewidywane korzyści tych zmian. Sporządzono poza tym charakterystykę personelu zatrudnionego w systemie eksploatacji.

Następnie opisano system eksploatacji operacyjnej, określając kilka parametrów eksploatacyjnych charakteryzujących ten system. m.in.

- wskaźnik wykorzystania statków powietrznych w dniu startowym w postaci:

$$K_{st} = \frac{\text{łączna liczba godzin lotów w dniu startowym}}{\text{liczba samolotów, długość dnia startowego}}$$

Wskaźnik ten określa stopień (procent) wykorzystania dnia startowego przez biorące udział w lotach statki powietrzne

- wskaźnik obciążenia pracą godziny lotu statku powietrznego w dniu startowym w postaci:

$$K_1 = \frac{\text{łączna liczba roboczogodzin obsługi i organizacji lotów}}{\text{łączna liczba godzin lotów w dniu startowym}}$$

Wskaźnik ten wyraża podejście organizatora systemu eksploatacji operacyjnej do realizacji zadań w dniu startowym z ekonomicznego punktu widzenia. Wiadomo, że organizacja dnia startowego wiąże się z wykonaniem określonych czynności obsługowych przy statkach powietrznych, bez względu na to, jaki jest ich stopień wykorzystania w tym dniu. Poza tym zabezpieczenie lotów wymaga określonej liczby roboczogodzin i środków bez względu na to, jaka liczba statków powietrznych bierze udział w lotach w tym dniu:

- wskaźnik rytmiczności realizacji zadań w określonych przedziałach czasu (np. w tygodniu, miesiącu, kwartale, roku). Wskaźnik ten ma poważny wpływ na warunki pracy personelu technicznego.

W końcu opisano system eksploatacja technicznej:

- wskaźnik intensywności napływu zgłoszeń do systemu obsługi okresowej λ
- wskaźnik intensywności obsługi μ
- wskaźnik rytmiczności napływu zgłoszeń do systemu obsługi okresowej
- przebieg procesu obsługowego według opracowanej metodyki, straty czasu w dniu roboczym i główne przyczyny tych strat, stan techniczny stanowisk kontrolno-pomiarowych i aparatury oraz ich przydat-

ność, biorąc za podstawę obowiązującą technologię obsługi, walory użytkowe, warunki legalizacji itp.

- zapasy magazynowe w takim zakresie, w jakim to było konieczne do opisanego warunków pracy personelu technicznego.

Krytyczna ocena zebranych faktów

W trzeciej fazie etapu diagnostycznego przeprowadza się ocenę zebranych informacji, określa się wpływ pewnych czynników na efektywność procesu eksploatacji i wyodrębnia te wielkości, które w decydujący sposób oddziałują na przebieg realizacji zadań systemu eksploatacji.

W tej fazie badań ujawniają się przesłanki lepszych rozwiązań. Jako przykład może posłużyć przeprowadzona analiza strat czasu na takie zadania, jak odprawy, narażenia, szkolenia, dyżury, zwolnienia, urlopy itp. Stwierdzono, że straty te w poszczególnych podsystemach eksploatacji są mniej więcej jednakowe i szukanie rezerw w tym zakresie nie ma celu. Natomiast straty czasu wynikające ze złej organizacji, braku części, niedoskonałości technologii itp. muszą być dogłębnie analizowane.

Ta faza badań wymaga zachowania ścisłej współpracy z bezpośrednim użytkownikiem badanego systemu.

Wyznaczenie kryterium efektywności systemu

Przystępując do wyznaczenia kryterium efektywności systemu eksploatacji należy przede wszystkim określić, co jest miernikiem jego wartości, czym się ta wartość wyraża i od czego zależy, jak również, jakie są wymagania wobec badanego systemu i jaka jest aktualna jego wartość. Chodzi tu po prostu o określenie miary jakości procesu eksploatacji, która umożliwiłaby jego ocenę liczbową, a tym samym porównywanie proponowanych rozwiązań. Wszelkie próby optymalizacji systemu, bez określenia miary jego wartości nie mogą dać oczekiwanych rezultatów.

Wartość systemu eksploatacji można ocenić za pomocą wskaźnika efektywności działania tego systemu, który wyraża się następującym wzorem:

$$E = \frac{\text{uzyskane wyniki}}{\text{nakłady}}$$

Wynikami działania systemu eksploatacji mogą być np.:

- D — odpowiednia liczba godzin lotu statków powietrznych (realizacja programu szkolenia)
 - dochód z przewozu pasażerów, materiałów, usług dla rolnictwa
 - osiągnięcie określonego stanu gotowości technicznej itp.

Nakładami na uzyskanie tych wyników będą:

- R — liczba roboczogodzin zużytych na wykonanie czynności obsługowych oraz na ich zabezpieczenie organizacyjne
- S — zużycie zaangażowanych w procesie obsługi sił i środków technicznych
- G — zużycie w procesie obsługi środków materiałowych (paliwo, olej, gazy techniczne itp.).

Wzór przyjmie więc postać:

$$E = \frac{D}{Ra + S\beta + G\gamma}$$

gdzie: α , β , γ — współczynniki sprowadzające miana wartości R , S i G do miana D .

Z podanego wzoru wynika, że istnieje sześć możliwości optymalizacji systemu eksploatacji (maksymalizacji efektywności E). W praktyce najbardziej „podatny” jest wariant minimalizacji liczby roboczogodzin zużytych na wykonanie czynności obsługowych oraz na zabezpieczenie organizacyjne (czyli R) oraz zużycia zaangażowanych w procesie obsługi sił i środków technicznych (czyli S), przy stałym zużyciu środków materiałowych (czyli $G = \text{const}$), gdyż w stosunkowo krótkim czasie można uzyskać żądane zwiększenie efektywności systemu eksploatacji przez usprawnienia organizacyjne oraz zmiany wyposażenia zarówno co do ilości, jak i co do jakości.

Im mniejsze będą nakłady, rozumiane w szerokim tego słowa znaczeniu, na uzyskanie żadanego wyniku, tym system będzie bardziej efektywny.

Etap prognostyczny

Etap prognostyczny badania systemu eksploatacji statków powietrznych można podzielić na cztery fazy:

- 1) opracowanie hipotezy (najwygodniej w postaci modelu systemu eksploatacji)
- 2) weryfikacja hipotezy
- 3) badanie modelu
- 4) opracowanie i uzasadnienie proponowanych rozwiązań.

Opracowanie hipotezy

Ogólny obraz badanego systemu eksploatacji statków powietrznych można uzyskać rozpatrując go jako całość. Możliwe jest to wówczas, gdy uda się stworzyć odpowiedni model formalny tego systemu, co jest bardzo trudne. Prace nad stworzeniem takiego modelu są w toku, jednakże w obecnej chwili nie można go jeszcze zastosować. Celowe jest więc wykorzystywanie niektórych modeli z dziedziny teorii masowej obsługi. Udowodniono, że do analizy systemu obsługi okresowej statków powietrznych można wykorzystywać model formalny systemu obsługi z oczekiwaniem. Model ten może być zastosowany przy spełnieniu następujących warunków:

- system obsługi jest systemem z oczekiwaniem (bez strat), co oznacza, że statek powietrzny, który wpłynął do systemu obsługi okresowej, musi zostać obsłużony, w przeciwnym razie jest uznawany za niesprawny
- liczba samolotów wymagających obsługi okresowej jest ograniczona
- system obsługi okresowej składa się ze skończonej liczby stanowisk obsługi
- strumień statków powietrznych wpływający do systemu obsługi okresowej jest określony wzorem:

$$P_k(t) = \frac{(m\lambda t)^k}{k!} e^{-m\lambda t}$$

gdzie:

- λ — intensywność zgłoszeń statków powietrznych do systemu obsługi okresowej
- m — liczba statków powietrznych znajdujących się w danym systemie eksploatacji
- k — liczba statków powietrznych wymagających w danym przedziale czasu obsługi okresowej
- t — analizowany przedział czasowy.

- czas obsługi statku powietrznego w systemie obsługi okresowej samolotów podlega rozkładowi wykładniczemu o parametrze μ :

$$P(T_2 > t) = e^{-\mu t}$$

gdzie: μ — intensywność obsługi

W ITWL uzasadniono dopuszczalność wszystkich założeń wykorzystując metody z zakresu statystyki matematycznej.

Weryfikacja hipotezy

Model weryfikuje się wprowadzając do zależności matematycznych parametry eksploatacyjno-obsługowe, określone metodą statystyczną.

Zachodzi tu konieczność wprowadzenia pewnych uproszczeń ułatwiających rozwiązanie problemu, a mianowicie zakłada się, że:

- poszczególne wielkości występujące w modelu mają charakter zdeterminowany
- proces eksploatacji jest procesem stacjonarnym, co wiąże się z założeniem niezmienności parametrów modelu w czasie
- istnieje jednorodność zbioru statków powietrznych
- istnieje jednorodność wyróżnionych procesów obsługowych dla pojedynczego statku powietrznego.

Założenia te są konieczne w przypadku braku dostatecznie szczegółowych informacji o wielkościach występujących w problemie.

Badanie modelu

Badanie modelu polega na znalezieniu takich parametrów eksploatacyjno-obsługowych, które określają wariant optymalny. Podczas badania modelu zmiennymi są intensywność obsługi μ oraz liczba statków powietrznych m .

Weryfikacje hipotez częściowych w postaci proponowanych rozwiązań przeprowadza się z udziałem bezpośredniego użytkownika, którego doświadczenie odgrywa w tym przypadku poważną rolę. Na etapie badania modelu mogą zarysować się lepsze, efektywniejsze rozwiązania, co będzie wymagało praktycznej, bieżącej weryfikacji częściowych rozwiązań w celu wyodrębnienia rozwiązania najlepszego.

Trzeba również uwzględnić fakt, że sposób działania systemu eksploatacji zależy nie tylko od liczebności personelu oraz od zasobów środków technicznych wyposażenia i ich jakości, ale również od zakresu kompetencji i odpowiedzialności poszczególnych ludzi lub grup ludzi, od ustalonych powiązań między nimi, od ich współpracy i wzajemnego oddziaływania na siebie w czasie pracy oraz od sposobu i zakresu informacji, jakie sobie przekazują w czasie realizacji częściowych zadań. Dla konkretnych warunków działania systemu istnieje określony, optymalny stopień organizacji procesu eks-

ploatacji i z tym się trzeba liczyć. Na przykład, inaczej powinien być zorganizowany system eksploatacji przy dostatecznie licznych personelu i środkach wyposażenia technicznego, a inaczej przy ich niedoborze, inaczej przy stacjonarnych warunkach pracy, a inaczej przy częstej zmianie miejsca bazowania, inaczej przy wysokich kwalifikacjach personelu technicznego, a inaczej przy słabych itp.

Opracowanie i uzasadnienie proponowanych rozwiązań

W tej fazie etapu prognostycznego należy opisać (wymieniając zasadnicze wady i zalety) te elementy systemu eksploatacji, które w wyniku krytycznej oceny zebranych faktów powinny ulec zmianie.

Następnie należy opisać ujawnione podczas analizy różne możliwe do przyjęcia rozwiązania, wymienić ich zakres i ograniczenia, ich zalety i wady oraz uzasadnić wybór jednego z nich jako rozwiązania optymalnego.

Wreszcie należy określić propozycje dotyczące realizacji tego rozwiązania.

Etap realizacji

Etap ten powinien być realizowany wspólnie przez grupę zajmującą się badaniami i grupę bezpośrednich użytkowników systemu eksploatacji. Użytkownicy bezpośredni mają na tym etapie dominujący głos, ponieważ wiąże się on z organizacją procesu eksploatacji, za który ponoszą oni bezpośrednią odpowiedzialność.

Etap realizacji można podzielić na cztery fazy:

- 1) opracowanie dokumentacji rozwiązania optymalnego
- 2) wdrożenie rozwiązania optymalnego
- 3) sprawdzenie skuteczności proponowanego rozwiązania
- 4) analiza wyników i ewentualna korektura rozwiązania optymalnego.

Opracowanie dokumentacji rozwiązania optymalnego

W pierwszej fazie etapu realizacji opracowuje się dokumenty wykonawcze, określające wprowadzenie w życie proponowanego rozwiązania.

Wdrożenie rozwiązania optymalnego

Wdrożenie rozwiązania optymalnego obejmuje następujące czynności:

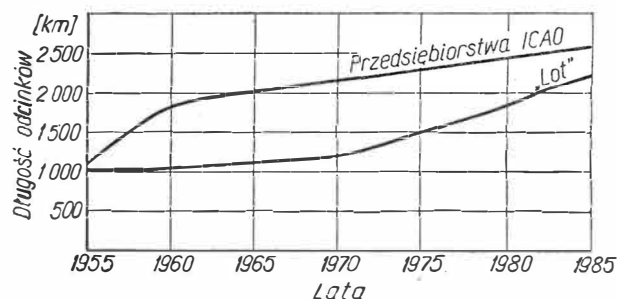
- omówienie zadania z personelem systemu eksploatacji statków powietrznych
- odpowiednie przeszkolenie i przygotowanie personelu
- praktyczna realizacja zadań eksploatacyjnych w nowym układzie w celu nabycia odpowiednich nawyków.

Niedocenie tej fazy może spowodować odrzucenie nawet najlepszych rozwiązań, przyjęcie rozwiązania niewłaściwego.

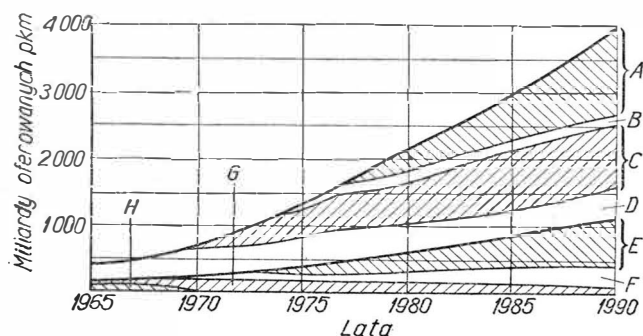
Dokończenie na str. 40

PRZYSZŁY ROZWÓJ LOTNICZYCH PRZEWOZÓW DALEKIEGO ZASIĘGU

Od lat obserwuje się w światowym transporcie lotniczym wydłużanie się średnich odcinków przewozu pasażerów w lotach międzynarodowych. Zjawisko to wynika ze stałego wzrostu udziału przewozów dalekiego zasięgu w ogólnej masie przewozów pasażerskich. Rysunek 1 wskazuje na dotychczasowe i przyszłe kształ-



1. Długość odcinków przewozów pasażerów na liniach międzynarodowych



2. Obsługa podstawowych rynków przewozów lotniczych (średni i daleki zasięg) przez różne samoloty:
 A — 300-miejscowe samoloty naddźwiękowe (klasa Boeing 2707), B — 120-miejscowe samoloty naddźwiękowe (klasa „Concorde”, odpowiednik Tu-144), C — 400-miejscowe samoloty dalekiego zasięgu (klasa Boeing 747), D — 150–200-miejscowe samoloty dalekiego zasięgu (klasa Boeing 707, DC-8, odpowiednik Il-62), E — 300-miejscowe lub większe samoloty średniego zasięgu, F — 120–200-miejscowe samoloty średniego zasięgu (klasa Boeing 707–200, odpowiednik Tu-154)

Udział przewozów dalekiego zasięgu w ogólnej masie przewozów pasażerskich stale wzrasta. W 1975 r. ok. 70%, a w 1990 r. ok. 73% oferowanych pasażerokilometrów przypadnie na linie dalekiego zasięgu. Poważne zmiany zajdą też w strukturze eksploatowanego sprzętu latającego: 55% w 1975 r. i 83% w 1990 r. przewozów dalekiego zasięgu będzie wykonywanych przez autobusy powietrzne i samoloty naddźwiękowe. W latach osiemdziesiątych można się spodziewać wprowadzenia do eksploatacji samolotów hipersonicznych. Przewidywane zmiany w strukturze sprzętu powinny skłonić Polskę do jak najszybszego uruchomienia linii dalekiego zasięgu, gdyż uruchomienie jej w późniejszych latach będzie wymagać zakupienia znacznie kosztowniejszego sprzętu.

owanie się średniej odległości przewozu na świecie i w Polsce.

W ścisłym związku ze zmianą struktury przewozów pasażerskich (krótki, średni i daleki zasięg) pozostają zmiany struktury sprzętu. Zjawiska te zresztą warunkują się wzajemnie, gdyż z jednej strony napór rynku na przewozy dalekiego zasięgu, wynikający z rozwoju szeroko pojętej wymiany międzynarodowej, wzrostu stopy życiowej i pochodnej tego zjawiska — struktury konsumpcji — itp., stymuluje producentów sprzętu i przewoźników do zwiększania zaofiarowania w tej właśnie kategorii sprzętu, z drugiej strony nowe typy samolotów, elastyczna polityka taryfowa przedsiębiorstw, dogodniejsze rozkłady powodują powstawanie nowych kategorii ruchu. Schemat ten jest oczywiście uproszczony, nie tu jednak miejsce na głębszą ocenę mechanizmów rynkowych. Syntetyczną ilustracją zasygnalizowanych zjawisk jest wykres na rys. 2, który łączy prognozę przewozową z prognozą sprzętową.

Z wykresu wynikają następujące wnioski:

● W 1975 r. przewidywane oferowanie wyniesie ogółem ok. 1300 mld pasażerokilometrów, z czego około 400 mld pasażerokilometrów przypadnie na linie średniego zasięgu, a około 900 mld pasażerokilometrów na linie dalekiego zasięgu. W 1990 r. łączne oferowanie wyniosłoby ok. 4000 mld pasażerokilometrów, z czego ok. 1100 mld pasażerokilometrów dla średniego zasięgu i 2900 mld pasażerokilometrów dla dalekiego zasięgu. Tak więc wzrost zaofiarowania na liniach dalekiego zasięgu następować będzie szybciej (w okresie 1975–1990 r. zaofiarowanie zwiększy się ok. 3,2 raza) niż na liniach średniego zasięgu (ok. 2,75 raza).

Udział przewozów średniego zasięgu w całości oferowanej pracy w 1965 r. wynoszący bez mała 50% spadnie do ok. 30% w 1975 r. i do ok. 27% w 1990 r. Dla ciekawości owe 30%, jakie w całości oferowania w 1975 r. stanowią przewozy średniego zasięgu, porównać można z prognozą rynkową opracowaną w PLL „Lot” dla roku 1975. Wynika z niej, że wartość przewozów średniego zasięgu (Europa, Bliski Wschód) w ruchu z i do Polski stanowić będzie 30% całego ruchu z i do Polski (mierzonego nie w liczbie pasażerów, lecz w pa-

sażerokilometrach). Proporcje te odpowiadają więc strukturze przewozów światowych.

● W 1975 r. na ogółem oferowanych 1300 mld pasażerokilometrów około 500 mld pasażerokilometrów przypadnie na autobusy powietrzne dalekiego zasięgu klasy Boeing 747 i samoloty naddźwiękowe (udział tych ostatnich będzie zresztą w 1975 r. jeszcze b. mały choć przewiduje się, że już z końcem lat siedemdziesiątych co najmniej 25% przewozów dalekiego zasięgu obsługiwać będą samoloty naddźwiękowe, które na niektórych trasach przejąć będą mogły nawet 50% przewozów). W 1990 r. na oferowanych 4000 mld pasażerokilometrów 2400 mld przypada na autobusy powietrzne dalekiego zasięgu i samoloty naddźwiękowe.

Przedstawiona prognoza może być dyskusyjna, gdy chodzi o przewidziane w niej przybliżone okresy wprowadzenia poszczególnych rodzajów sprzętu, szczególnie zważywszy na opóźnienia w realizacji programu „Concorde”, który miał być pierwszym naddźwiękowym samolotem komunikacyjnym. Być może, że w tej sytuacji pierwszy ukaże się Tu-144. Wykres może również być dyskusyjny co do wielkości zaofiarowania w okresie 1985—1990, dla tak odległego okresu każda prognoza bowiem budzić może zastrzeżenia. Jednak ogólne tendencje rozwoju światowej komunikacji lotniczej w kierunku zwiększenia udziału przewozów dalekiego zasięgu i stopniowego przejmowania ich obsługi przez autobusy powietrzne i samoloty naddźwiękowe uznać można za pewnik.

Przewiduje się już dzisiaj, że obydwa rodzaje sprzętu przewidziane będą do obsługi różnej klienteli. Autobusy powietrzne służyć będą w przyszłości po nastawieniu się na wysoki komfort w pierwszym okresie do obsługi masowych, tanich przewozów, bowiem przy oferowanych 400—500 miejscach koszt jednego oferowanego miejsca ulegnie znacznej obniżce. SST — których konkurencyjność w czasie przelotu zaznacza się już począwszy od odległości 2000 km, licząc łączny czas przelotu z dojazdami włącznie — służyłyby klienteli gotowej płacić więcej w zamian za zyskany czas. Dla ilustracji zamieszczono poniżej zestawienie czasów przelotu na niektórych trasach.

Ewentualna podwyżka taryf dla samolotów naddźwiękowych szacowana jest obecnie na 15—25%; wynika ona stąd, że wg przewidywań IATA bezpośrednie koszty eksploatacji na oferowaną pasażeromilę wynosić będą ok. 1,99 centa dla „Concorde” i 1,36 centa dla Boeinga 2707 w porównaniu do 1 centa dla Boeinga 747 oraz 1,32 dla DC-8F i 1,1 centa dla Il-62 (dane Il-62 wg Aviaeksportu). Przy tak wysokich kosztach bezpośrednich szacuje się, że graniczny współczynnik załadowania musiałby dla SST wynieść ok. 76%. Jest to liczba dość wygórowana i jest mało prawdopodobne, by udało się uzyskać takie wypełnienie na większej sieci połączeń. Przy mniejszym wypełnieniu wysokie koszty jednostkowe musiałyby zostać skompensowane podniesieniem taryfy.

Tablica. **Czasy przelotu na niektórych trasach (zawierają czas w powietrzu i czas wymagany na formalności związane z odlotem i przylotem)**

	Eastbound (w kier. wschodnim)			Westbound (w kier. zachodnim)		
	Boeing 707	Boeing 747	„Concorde”	Boeing 707	Boeing 747	„Concorde”
Nowy Jork — Londyn	6 h 40	6 h 10	3 h 10	7 h 40	7 h 25	3 h 20
Nowy Jork — Frankfurt	7 h 30	6 h 55	3 h 30	8 h 30	8 h 10	3 h 35
Nowy Jork — San Francisco	5 h 45	5 h 55	2 h 40	5 h 30	4 h 35	2 h 30
Chicago — Los Angeles	4 h 00	3 h 50	2 h 00	3 h 40	3 h 00	1 h 55

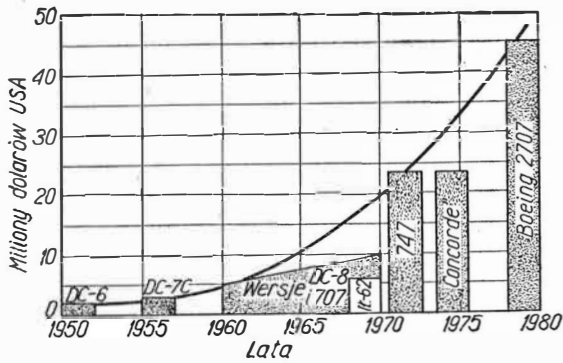
W tej sytuacji wydaje się raczej wątpliwe, by SST stały się przed upływem najbliższych lat 10 rzeczywiście groźbą dla przewoźników eksploatujących samoloty poddźwiękowe, bowiem ich atrakcyjność dla pasażerów hamowana będzie wyższymi taryfami. Począwszy jednak od roku 1985 prognozy przewidują, że SST przejmą około 40% przewozów dalekiego zasięgu.

Dla typowego autobusu powietrznego dalekiego zasięgu (Boeing 747) IATA określa bezpośrednie koszty eksploatacji na 0,98—1 centa za pasażeromilę. Tak niskie koszty bezpośrednie pozwoliłyby na niższą taryfę, przewiduje się jednak, że przez najbliższych parę lat taryfy zostaną utrzymane na poziomie dotychczasowym, a obniżka ich nastąpi nie wcześniej niż w 1974 r., gdy przy znacznie zwiększonej oferowanej zdolności przewozowej szuka trzeba będzie sposobów jej wykorzystania. Być może jednak już w bieżącym roku podjęte zostaną w tej materii decyzje na wrześniowej konferencji w Honolulu, która określić ma zasady taryfowe dla okresu kwiecień 1971 — marzec 1973.

Jak w nadchodzącej epoce wielkich i naddźwiękowych samolotów wyglądać będzie nasza sytuacja?

Przez najbliższych parę lat ani autobusy powietrzne, ani samoloty naddźwiękowe nie powinny bezpośrednio zagrażać naszej sytuacji na światowym rynku przewozów lotniczych. Oznacza to, że w razie rychłego uruchomienia linii dalekiego zasięgu samoloty Il-62 będą mogły konkurować z nimi na obsługiwanych trasach, zwłaszcza jeżeli za parę lat ukaże się zapowiadana wersja Il-62 M zbliżona do autobusu powietrznego. Już dla obecnej wersji Il-62 koszt pasażerokilometra jest podobno niższy niż dla odpowiedników zachodnich i zbliżony do kosztu Boeinga 747, tym bardziej więc można liczyć na konkurencyjność wersji udoskonalonej. Ponadto naturalnym niejako ograniczeniem konkurencji w bezpośrednich przewozach z i do Polski będzie — co najmniej do 1980 r. — brak lotniska odpowiadającego wymogom takiego sprzętu. Nawet zresztą w przypadku uruchomienia odpowiedniego lotniska istnieje zawsze możliwość niedopuszczenia takiego sprzętu do czasu, gdy sami mieć będziemy sprzęt konkurencyjny i gdy wprowadzenie do obsługi ruchu do i z Polski samolotów tego typu uzasadnione będzie potrzebami rynku.

Aczkolwiek prognozy obejmujące okres powyżej lat 10 mogą mieć tylko charakter przypuszczeń, to sądzić jednak można, że w latach osiemdziesiątych posiadanie autobusów powietrznych i samolotów naddźwiękowych stanie się koniecznością dla przedsiębiorstw pragnących sprostać wymogom konkurencji tak w dziedzinie zdobywania pasażerów, jak i w dziedzinie kryteriów ekonomicznych. Finansowanie zakupów sprzętu stanie się i już się staje problemem, szczególnie dla krajów małych, bowiem stale powiększa się przepaść między możliwościami małych jednostek gospodarczo-politycznych, a poziomem technicznym, do jakiego dążą, i ceną jaką



3. Ceny samolotów w mln dolarów USA (cena samolotu I-62 wg ceny rublowej przy przeliczeniu 1 rubel = 1,1 dolar)

za osiągnięcie takiego poziomu należy płacić. Dlatego też, być może, przyszłość wykaże konieczność daleko posuniętej integracji w transporcie lotniczym, umożliwiającej stawianie czoła wzrastającym wymogom technicznym.

Dla przykładu przytoczyć można informacje, że aktywa netto wszystkich przedsiębiorstw amerykańskich na koniec 1967 r. oceniano na 3 miliardy dolarów, podczas gdy wartość zamówień na 1127 samolotów przekracza 8 miliardów dolarów. Za tym, że rozwój — mimo wysokich kosztów — następować będzie w tym kierunku przemawia także i to, że przy wzrastającym nasyceniu przestrzeni powietrznej i stałym wzroście popytu na usługi lotnicze wielkie samoloty stanowiąc będą, być może, jedyną możliwą ograniczenia częstotliwości do poziomu zapewniającego bezpieczne poruszanie się w powietrzu.

Na zakończenie warto jeszcze może wspomnieć o dyskutowanych już problemach związanych z samolotami hipersonicznymi, rozwijającymi prędkości odpowiadające liczbie Ma od 4,5 do 6. Specjaliści twierdzą, że z technicznego punktu widzenia wprowadzenie takiego samolotu do eksploatacji byłoby możliwe ok. 1983 r., ekonomiści jednak uważają, że pożądane byłoby, by ukazał się on dopiero w latach 1985/1986. Przewidują oni też, że w tym okresie sprzęt tego typu mógłby przejąć około 20% całości przewozów lotniczych, a w 2000 r. — około 1/3 (w ocenie tej przyjęto, że globalne przewozy w 2000 r. wyniosą ok. 4500—4800 mld pasażerokilometrów). Przypuszczalny koszt samolotu hipersonicznego byłby dwukrotnie wyższy od SST. Mimo całej rzeczowości dyskusji wokół HST uwzględnianie tych problemów przy rozważaniu perspektyw rozwojowych przedsiębiorstwa wydaje się przedwczesne, tym bardziej że od czasu, w którym ewentualnie weszłyby one do eksploatacji, dzieli nas bez mała dwadzieścia lat.

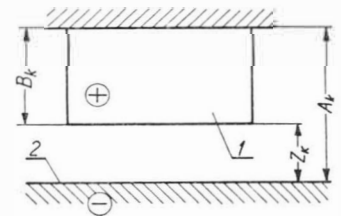
Obecnie najistotniejszą sprawą jest to, ażeby na linii dalekiego zasięgu wejść bez dalszej zwłoki, dopóki jeszcze można to uczynić stosunkowo małym kosztem i z małym ryzykiem finansowym.

Jeżeli nie wyrobimy sobie w najbliższych latach na liniach dalekiego zasięgu takiej pozycji, której możemy się domagać ze względu na wielkość rynku i ze względu na prawne zasady rządzące jego podziałem, to oczywiście dyskusje trzeba będzie przenieść na warunki lat osiemdziesiątych czy dziewięćdziesiątych i na sprzęt naddźwiękowy czy hipersoniczny, o wartości kilka czy kilkunastokrotnie wyższej niż wartość obecnego sprzętu.

ANALIZA DOKŁADNOŚCI KSZTAŁTOWANIA ELEKTROCHEMICZNEGO

W artykule przedstawiono analizę dokładności kształtowania elektrochemicznego elektrodami płaskimi nieruchomymi oraz z dosuwem ze stałą prędkością. Określono błędy składowe obróbki, w szczególności błąd kształtu powierzchni obrabianej spowodowany zmianą warunków procesu w szczelinie międzyelektrodowej.

Jednym z trudniejszych do opracowania problemów kształtowania elektrochemicznego jest zapewnienie wymaganej dokładności. Z dotychczasowych zastosowań tej obróbki wynika, że uzyskiwana dokładność jest stosunkowo mała, np. dla łopatek turbin wynosi ok. 0,1—0,3 mm [1]. Przyczyną tego jest duża ilość czynników wpływających na błąd wypadkowy obróbki. Dla analizy mechanizmu powstawania błędów decydujących o dokładności oraz dla znalezienia środków jej poprawy rozpatrzono poniżej przypadki obróbki elektrodą roboczą płaską (rys. 1).



1. Położenie końcowe elektrod:
1 — przedmiot obrabiany,
2 — elektroda robocza

Przy obróbce przedmiotu (1) wymiar końcowy wynosi:

$$B_k = A_k - Z_k \quad (1)$$

przy czym wymiar A_k — określa położenie końcowe elektrody, a Z_k — wielkość szczeliny między elektrodami w chwili zakończenia obróbki. Zmiana wielkości szczeliny w czasie obróbki może być określona w oparciu o prawa opisujące proces kształtowania elektrochemicznego. Na podstawie praw Faradaya i Ohma szybkość rozpuszczania elektrochemicznego powierzchni obrabianej wynosi [2]:

$$V_n = \eta K_v j_A = \eta K_v \left(z \frac{\partial u}{\partial n} \right)_A \quad (2)$$

gdzie:

η — wydajność prądowa procesu rozpuszczania,
 K_v — objętościowy równoważnik elektrochemiczny materiału,

$j_A = \left(z \frac{\partial u}{\partial n} \right)_A$ — gęstość prądu na anodzie,

z — przewodnictwo elektryczne elektrolitu,

$\left(\frac{\partial u}{\partial n} \right)_A$ — gradient potencjału elektrycznego na anodzie.

Szybkość zmiany szczeliny, gdy kształty elektrody zbliżone są do płasko-równoległych zgodnie z rys. 1, wynosi:

$$\frac{dZ}{dt} = V_n - p_t$$

przy czym p_t jest prędkością względną elektrod. Po uwzględnieniu zależności (2) otrzymuje się podstawowe równanie różniczkowe opisujące zmiany szczeliny:

$$\frac{dZ}{dt} = \eta K_v \left(\kappa \frac{\partial u}{\partial n} \right)_A - p_t \quad (3)$$

W rzeczywistych warunkach procesu wielkości η , κ ,

$\left(\frac{\partial u}{\partial n} \right)_A$ są nieznanymi bezpośrednio funkcjami współ-

rzędnych x , y , z , t . W związku z tym rozwiązanie równania (3) w jego ogólnej postaci jest niemożliwe. W analizie wstępnej można przyjąć stałość wielkości κ i η , równym wartościom średnim. Uwzględniając, że w przypadku elektrod płasko-równoległych pole elektryczne zbliżone jest do jednorodnego, otrzymuje się:

$$\left(\frac{\partial u}{\partial n} \right)_A = \frac{U_o - \Delta\varphi}{Z} \quad (4)$$

gdzie:

U_o — napięcie między elektrodami, $\Delta\varphi$ — sumaryczny spadek potencjału w warstwach przeelektrodowych. Podstawiając (4) do (3) będzie:

$$\frac{dZ}{dt} = \kappa \eta K_v \frac{U_o - \Delta\varphi}{Z} - p_t \quad (5)$$

W praktyce najczęściej stosowane są dwa przypadki obróbki, a mianowicie, gdy $p_t = 0$ oraz $p_t = \text{const}$. W pierwszym przypadku elektrody roboczej nieruchomej ($p_t = 0$) całkując równanie (5) otrzymuje się:

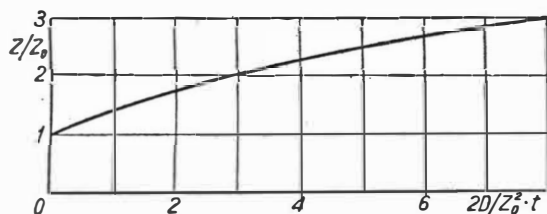
$$Z = \sqrt{Z_o^2 + 2Dt} \quad (6)$$

gdzie Z_o jest wielkością szczeliny w chwili rozpoczęcia obróbki:

$$D = \kappa \eta (U_o - \Delta\varphi) K_v$$

Zmianę szczeliny w czasie obróbki we współrzędnych

bezwymiarowych Z/Z_o , $\frac{2D}{Z_o^2} t$ przedstawia wykres na rys. 2.



2. Zmiana szczeliny między elektrodami przy obróbce bez dosuwu elektrod

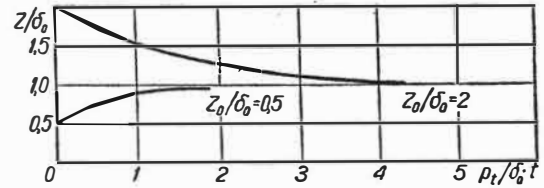
W drugim przypadku, gdy elektroda dosuwana jest ze stałą prędkością p_t , całkowanie równania (5) daje:

$$p_t t = Z_o - Z + \delta_o \ln \frac{Z_o - \delta_o}{Z - \delta_o} \quad (7)$$

gdzie $\delta_o = \kappa \eta (U_o - \Delta\varphi) \frac{K_v}{p_t}$ jest wielkością charakterystyczną stanu ustalonego.

Zmiana szczeliny w czasie obróbki we współrzędnych

bezwymiarowych $\frac{Z}{\delta_o} \frac{p_t t}{\delta_o}$ przedstawiona jest na rys. 3.



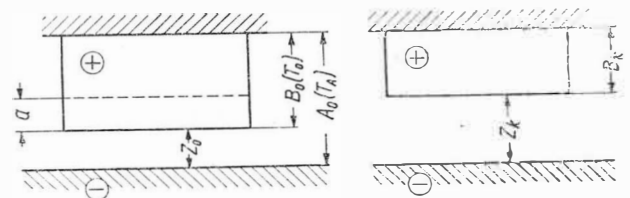
3. Zmiana szczeliny między elektrodami przy dosuwie elektrod ze stałą prędkością

Z zależności (7) wynika, że w czasie obróbki szczelina ustala się, dążąc do wielkości δ_o . Należy dodać, że w rzeczywistych warunkach ustalania się procesu obróbki wymaga zapewnienia stałości funkcji w czasie $\delta = \kappa$

$$(x, y) \eta (x, y) [U_o - \Delta\varphi(x, y)] \frac{K_v}{p_t};$$

Dokładność obróbki elektrodą nieruchomą

W czasie obróbki położenie elektrody roboczej określone wymiarem A_o jest stałe dla danej serii obrabianych



4. Położenie elektrod przy obróbce elektrodą nieruchomą: a) przy $t = 0$; b) przy $t = t_k$

części (rys. 4). Uwzględniając, że $A_k = A_o$; $Z_o = A_o - B_o$ na podstawie zależności (6) otrzymuje się:

$$B_A = A_o - \sqrt{(A_o - B_o)^2 + 2Dt_k} \quad (8)$$

stąd czas obróbki dla uzyskaniażądanego wymiaru B_k lub zdjęcia nadmiaru q wynosi:

$$t_k = \frac{(B_k - A_o)^2 - (A_o - B_o)^2}{2D} = \frac{q^2 + 2qZ_o}{2D} \quad (9)$$

Przy zadanych tolerancjach wymiarów $B_o (T_o)$, $A_o (T_A)$, czasu obróbki T_t oraz przedziałach zmienności wielkości $\eta(\Delta\eta)$; $\kappa(\Delta\kappa)$; $(U_o - \Delta\varphi) (\Delta U)$; $K_v (\Delta K_v)$ całkowity przedział zmienności wymiarużądanego ΔB wyraża się wzorem:

$$\Delta B = \frac{\partial B_k}{\partial A_o} T_A + \frac{\partial B_k}{\partial B_o} T_o + \frac{\partial B_k}{\partial t_k} T_t + \frac{\partial B_k}{\partial D} \Delta D$$

stąd po uwzględnieniu zależności (8) i przekształceniach otrzymuje się:

$$\Delta B = \frac{(B_o - B_k) T_A + (A_o - B_o) T_o + D T_t + t_k \Delta D}{A_o - B_k} \quad (10)$$

gdzie:

$$\Delta D = \left(\frac{\Delta z}{z} + \frac{\Delta \eta}{\eta} + \frac{\Delta U}{U_0 - \Delta \varphi} + \frac{\Delta K_v}{K_v} \right) D$$

Po wprowadzeniu naddatku q , wielkości początkowej szczeliny nominalnej Z_0 oraz czasu t_k (9):

$$\Delta B = \frac{Z_0 T_0 + q T_A + (0,5 q^2 + Z_0 q) \frac{\Delta D}{D} + D T_t}{Z_0 + q} \quad (11)$$

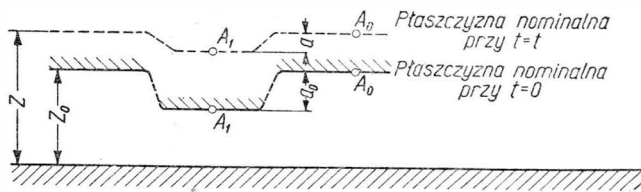
można określić wartość ΔB dla przeciętnych warunków obróbki:

$$Z_0 = 0,3 \text{ mm}; q = 1,2 \text{ mm}; T_0 = \frac{1}{2} q = 0,6 \text{ mm}; T_A = = 0,05 \text{ mm}; T_t = \frac{1}{60} \text{ min}; D = 0,4 \frac{\text{mm}^2}{\text{min}} \text{ przy } \frac{\Delta D}{D} = 0,2.$$

Z wyrażenia (11) otrzymuje się $\Delta B = 0,30 \text{ mm}$.

Z analizy wyrażenia (11) wynika, że największy wpływ na błąd wypadkowy obróbki ma wartość tolerancji wyjściowej T_0 oraz zmienność wielkości charakteryzującej warunki obróbki $D = \eta z (U_0 - \Delta \varphi) K_v$. Należy przy tym zaznaczyć, że całkowite wyeliminowanie zmienności D jest niemożliwe, ponieważ można ustalić wartość D jedynie w określonym przekroju szczeliny (np. przy wlocie), lecz nie w całej przestrzeni międzyelektrodowej. Wywołane jest to zmiennością warunków obróbki w wyniku wydzielania się ciepła oraz produktów obróbki, możliwością wystąpienia przepływu nierównomiernego itd.

Określone znaczenie praktyczne ma ustalenie zmiany początkowych błędów kształtu powierzchni wyjściowej w procesie obróbki (rys. 5). Przy wyznaczeniu odchyłek powierzchni rzeczywistej od płaszczyzny nominalnej można w przybliżeniu przyjąć, że procesy obróbki w



5. Zmiana początkowych błędów kształtu w czasie obróbki

w poszczególnych punktach anody odbywają się niezależnie od siebie. Dla uproszczenia rozważań rozpatrzono zmianę odchyłek ekstremalnych a :

$$a = Z(A_0) - Z(A_1) = \sqrt{Z_0^2 + 2Dt} - \sqrt{Z_0^2(A_1) + 2Dt}$$

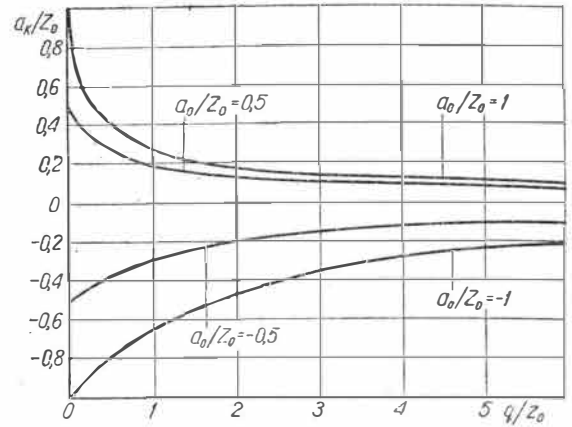
względni, że $Z_0(A_1) = Z_0 - a_0$, wartość odchyłki końcowej po czasie t_k będzie równa:

$$a_k = Z_0 + q - \sqrt{(Z_0 + q)^2 - 2Z_0 a_0 + a_0^2} \quad (12)$$

Wykres zmiany początkowych błędów kształtu dla róż-

nych wartości $\frac{a_0}{Z_0}$ w zależności od naddatku $\frac{q}{Z_0}$ przedstawia rys. 6.

Z przedstawionej analizy wynika, że efektywność obróbki elektrodą nieruchomą odnośnie do poprawy dokładno-

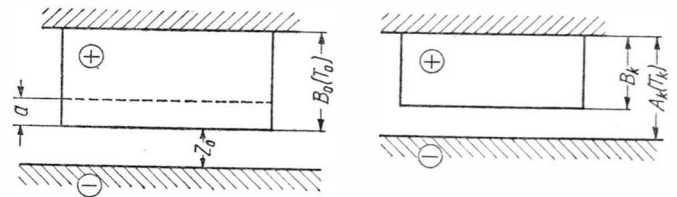


6. Zmiana początkowych błędów kształtu przy obróbce elektrodą nieruchomą

ści wyjściowej jest mała. Z tych względów stosowane jest najczęściej w przypadkach, gdy głównym celem jest poprawa gładkości lub zaokrąglenia krawędzi, a nie dokładność.

Dokładność obróbki elektrodą ze stałą prędkością dosuwu

Najbardziej efektywnym sposobem zwiększenia wydajności oraz dokładności kształtowania elektrochemicznego jest zastosowanie ruchu względnego elektrod. Przebieg procesu jest następujący (rys. 7): przed obróbką elektrodą roboczą ustawia się w odległości Z_0 (0,2÷0,4 mm) od powierzchni wyjściowej, zakończenie obróbki



7. Położenie elektrod przy obróbce z dosuwem elektrod: a) przy $t = 0$, b) przy $t = t_k$

następuje, gdy elektroda zajmie określone wymiarem A_k położenie końcowe.

Wymiar nominalny A_k określa zależność:

$$A_k = B_k + Z_k = B_k + \delta_0 + (Z_0 - \delta_0) \exp\left(-\frac{q}{\delta_0}\right) \quad (13)$$

Przy zadanych tolerancjach wymiarów $Z_0 (T_2)$; $B_0 (T_0)$; $A_k (T_k)$ oraz przedziałach zmienności wielkości $z(\Delta z)$, $\eta(\Delta \eta)$, $(U_0 - \Delta \varphi) (\Delta U)$, $p_t (\Delta p_t)$, $K_v (\Delta K_v)$, przedział zmienności wymiaru żadanego wynosi:

$$\Delta B = T_k + \left[1 + \left(\frac{q_0}{\delta} - 1 \right) \exp\left(-\frac{q}{\delta_0}\right) \right] \Delta \delta_0 + \left[T_z + \frac{(Z_0 - \delta_0)}{\delta_0} \cdot \exp\left(-\frac{q}{\delta_0}\right) \right] \quad (14)$$

gdzie:

$$\Delta\delta_o = \left(\frac{\Delta x}{\nu_i} + \frac{\epsilon' \eta}{U_o - \Delta\varphi} + \frac{\Delta U}{p_t + \frac{\Delta K_v}{K_v}} \right) \delta_o$$

Określając wielkość ΔB dla przeciętnych warunków

$$\text{obróbki: } T_k = T_z = 0,05 \text{ mm; } q = 1,2 \text{ mm; } T_o = \frac{1}{2} q =$$

$$= 0,6 \text{ mm; } \delta_o = 0,3 \text{ mm przy } \frac{\Delta\delta_o}{\delta_o} = 0,2 \text{ ze wzoru (14)}$$

otrzymuje się $\Delta B = 0,11 \text{ mm}$.

Otrzymana dokładność jest więc ok. 3-krotnie większa niż dla podobnych warunków obróbki elektrodą nieruchomą. Zmianę początkowych błędów kształtu powierzchni wyjściowej po zdjęciu nadatku q (rys. 5) opisuje przybliżona zależność:

$$a_k = a_o \exp \left(-\frac{q + a_o}{\delta_o} \right) \quad (15)$$

Nadatek q_n potrzebny do n -krotnego zmniejszenia początkowych błędów względem płaszczyzny nominalnej na podstawie (15) wyraża się następującym wzorem:

$$q_n = \delta_o \ln n - a_o \quad (16)$$

przy czym $a_o > 0$ przy odchyłce na zewnątrz materiału, $a_o < 0$ przy odchyłce w głąb materiału.

Wielkość nadatku dla otrzymania określonego zmniejszenia błędów jak wynika z zależności (16), jest odwrotnie proporcjonalna do szybkości (wydajności) obróbki.

Przy tym samym nadatku wpływ błędów kształtu powierzchni wyjściowej na dokładność końcową maleje wg krzywej wykładniczej wraz ze wzrostem szybkości obróbki.

Błędy kształtu powierzchni obrabianej elektrochemicznie

Zmniejszaniu w czasie obróbki elektrochemicznej początkowych błędów kształtu towarzyszy wprowadzanie własnych charakterystycznych błędów. Wywołane są one zmiennością warunków obróbki w przestrzeni międzyelektrodowej. W rzeczywistych warunkach obróbki wielkości D oraz δ_o charakteryzujące wymiar szczeliny nie są stałe, lecz są funkcjami $D = D(x, y, z)$, $\delta = \delta(x, y)$. W związku z tym w wyniku obróbki elektrodą płaską powierzchnia obrobiona jest krzywoliniowa.

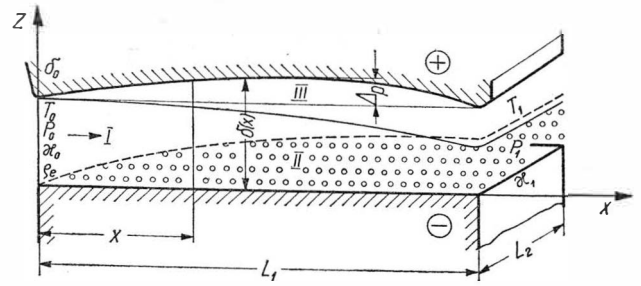
Przeprowadzona analiza wykazała, że największy wpływ na zmienność wielkości D oraz δ_o wywiera zmiana przewodnictwa elektrycznego elektrolitu κ w wyniku wzrostu temperatury oraz wydzielania się produktów obróbki, w szczególności pęcherzyków wodoru (rys. 8).

W przypadku obróbki elektrodą płaską prostokątną ze stałą prędkością dosuwu ustalony kształt powierzchni obrabianej z uwzględnieniem zmienności warunków fizycznych opisuje w przybliżeniu funkcja [3]:

$$\delta = \frac{-\alpha\beta_T \Delta p^* x^2 + (\alpha\beta_T A - \Delta p^*) x + 1}{1 - \left(\Delta p^* - \frac{0,188}{p_o} \right) x} \delta_o \quad (17)$$

gdzie:

$$A = \frac{j_A L_2}{Q_v} = \frac{p_t}{\eta K_v w \delta_o}$$



8. Schemat szczeliny między elektrodami:

- I — strefa elektrolitu bez produktów obróbki
- II — strefa z wydzielającymi się pęcherzykami wodoru
- III — strefa z wydzielającymi się produktami przy anodzie

w — prędkość elektrolitu,

Q_v — wydatek objętościowy elektrolitu,

α — cieplny współczynnik przewodnictwa,

$$\beta_T = 0,24 \frac{U_o - \Delta\varphi}{C_e \varrho_e}$$

$C_e \varrho_e$ — ciepło właściwe i gęstość elektrolitu,

$$\Delta p^* = \frac{p_o - p_1}{p_o L_1}$$

p_o, p_1 — ciśnienie na wejściu i wyjściu w kg/cm^2 ,

δ_o — wielkość szczeliny przy wejściu (obliczona dla przewodnictwa na wejściu $x = 0$).

Na podstawie równania (17) można wnioskować, że powierzchnia obrabiana elektrodą płaską jest najczęściej powierzchnią wklęsłą. Maksymalny błąd płaskości (rys. 8) wynosi w przybliżeniu [4]:

$$\Delta p = \frac{0,188 A L_1}{p_1 + \sqrt{p_o p_1}} \quad (18)$$

W wielkości A występuje nieznaną bezpośrednio wartość wydatku Q_v (lub prędkości w), która zależy od spadku ciśnień oraz strat hydraulicznych w szczelinie.

Po wprowadzeniu do wyrażenia (18) zależności

$$p_o - p_1 = \left(\lambda \frac{L_1}{2\delta_o} + \xi \right) \frac{\varrho_e w^2}{2}$$

błąd płaskości zostaje bezpośrednio uzależniony od parametrów wyjściowych obróbki:

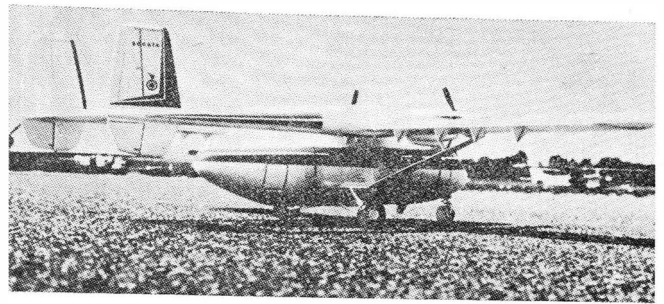
$$\Delta p = R \frac{j_A L_1}{\sqrt{p_o - p_1} (p_1 + \sqrt{p_o p_1})} = R \frac{p_t L_1}{\eta K_v \sqrt{p_o - p_1} (p_1 + \sqrt{p_o p_1})} \quad (19)$$

gdzie:

$$R = 0,133 \sqrt{\varrho_e \left(\lambda \frac{L_1}{3\delta_o} + \xi \right) \left[\frac{\text{cm kg}^{0,5}}{A} \right]}$$

Brak danych o współczynnikach strat hydraulicznych podczas obróbki (λ, ξ) powoduje konieczność wyznaczenia współczynnika R na drodze doświadczalnej. Przeprowadzone badania doświadczalne [4] potwierdzają wniosek teoretyczny o wklęsłości obrabianej elektrochemicznie powierzchni (rys. 9). Wykres zależności teoretycznej (19) dla wyznaczonego doświadczalnie współczynnika R wraz z naniesionymi rzeczywistymi błędami

Samolot wielozadaniowy „Arava”



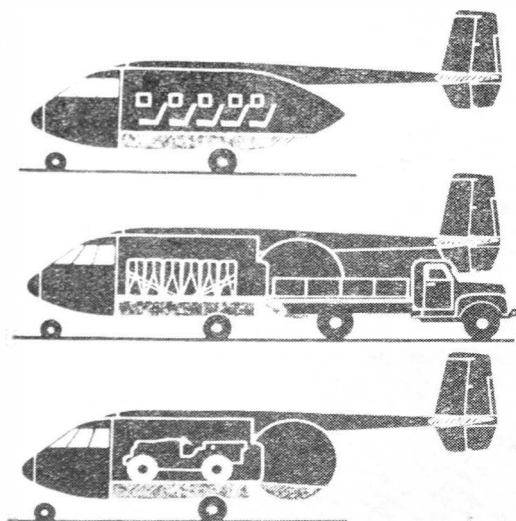
27 listopada 1969 r. wykonał pierwszy lot wielozadaniowy samolot skróconego startu i lądowania „Arava”, zbudowany przez Israel Aircraft Industries i parokrotnie już wzmiankowany w „Nowościach”.

Dwusilnikowy i dwuogonowy górnopłatowiec IAI „Arava” ma kadłub o przekroju kołowym z odchylaną na bok częścią tylną (niezależnie od tego kadłub jest zaopatrzone w drzwi boczne z integralnymi schodkami i wyjście awaryjne). Poziom podłogi kabiny znajduje się na wysokości podłogi platform towarowych i ramp ładunkowych. Podłoga jest zaopatrzona w demontowalne rolki jezdne, a jej powierzchnia wynosi 7,16 m². Wymiary kabiny: długość 3,87 m, szerokość 2,33 m i wysokość 1,75 m. W układzie pasażerskim kabina mieści 5 rzędów foteli po 4 fotele w rzędzie, a z tyłu kabiny znajduje się bagażnik o objętości 3,2 m³ i pojemności 300 kG. Kabina ma izolację dźwiękową.

Prostokątne skrzydło samolotu ma dwudźwigarowy keson — w którym znajdują się zbiorniki paliwa — dwuszczelnowe kłapy o powierzchni 8,8 m² i kącie wychylenia do 55° oraz spoilery. Jego wydłużenie wynosi 10, a kąt $V + 1,5^\circ$.

Usterzenie składa się ze stałego statecznika poziomego i dwóch stałych stateczników pionowych z konwencjonalnymi sterami. Stateczniki mają dwa dźwigary, ster — jeden.

Stale trójkołowe podwozie jest zaopatrzone w amortyzatory olejowo-pneumatyczne, pochłaniające energię przy lądowaniu z prędkością opadania do 3,66 m/s. Koło przednie jest sterowane, koła główne są zaopatrzone w tarczowe hamulce. Odstęp między kołem przednim a głównymi wynosi 4,62 m, rozstaw kół głównych — 4,0 m.



Instalacja elektryczna samolotu składa się z dwóch zabudowanych na silnikach prądnic-rozruszników o napięciu 28 V i natężeniu 250 A, dwóch prostowników statycznych 115/26 V (250 VA, 400 Hz) i akumulatora niklo-kadmowego o pojemności 40 Ah. Instalacja hydrauliczna, pracująca przy ciśnieniu 176 kG/cm², służy do uruchamiania hamulców i sterowania przednim kołem. Do przewietrzania i ogrzewania kabiny wykorzystuje się powietrze nawiewne mieszane z powietrzem z upustu sprężarek silników; temperaturę reguluje się z kabiny załogi.

Na życzenie samolot może być wyposażony w przyrządy IFR, VHF, VOR, ADR, ILS i DME, instalację tlenową, termostat do regulacji temperatury w kabinie, elektryczne urządzenie do odładzania śmigieł i pneumatyczne do odładzania krawędzi natarcia skrzydła i usterzenia, urządzenie zabezpieczające przed ślizgiem oraz opony niskociśnieniowe, pływaki lub płozy.

Prototyp lata na silnikach UACL PT6A-27 o mocy 680 KM (na wale), ze śmigłami Hamilton Standard 23LF-361 o średnicy 2,59 m. Przewiduje się również zastosowanie silników Turbomeca „Astazou” 14 o mocy 800 KM, jakkolwiek są one droższe od silników PT6A.

Samolot jest przeznaczony do eksploatacji we wszelkich warunkach klimatycznych i na nie przygotowanych lotniskach jest prosty i ekonomiczny i może być stosowany do różnorodnych zadań, jak przewozy pasażerów, towarów, chorych, zwalczanie pożarów, ochrona roślin i nawożenie, loty służbowe oraz akcje ratunkowe, w szczególności w górach.

Świadectwo zdatności „Arava” ma otrzymać w lecie 1970 r. Jako „Sherpa” będzie budowana z licencji przez francuską firmę SOCATA. Cena samolotów seryjnych ma wynosić 360 000 dol.

Dane techniczne:

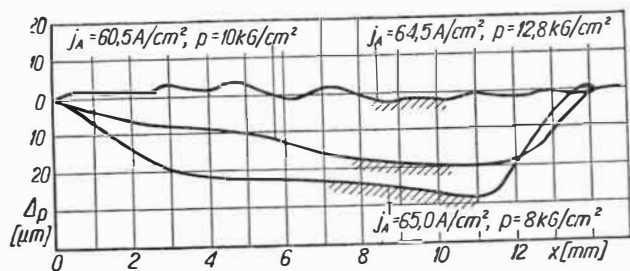
Rozpiętość	20,88 m
Długość	12,99 m
Wysokość	5,21 m
Powierzchnia skrzydła	43,68 m ²
Ciężar własny	3119 kG
Maks. ciężar całkowity	5670 kG

PT6A-27 „Astazou” 14

Prędkość przelotowa (3000 m)	337	350 km/h
Prędkość maksymalna (3000 m)	360	380 km/h
Prędkość przeciągnięcia	105	105 km/h
Prędkość wznoszenia		
na dwóch silnikach	8,7	10,66 m/s
na jednym silniku	2,25	3,33 m/s

Paup praktyczny

na dwóch silnikach	8700	9500 m
na jednym silniku	3400	5200 m
Rozbieg	180	170 m
Długość startu na 15 m	305	290 m
Długość lądowania z 15 m	265	265 m
Dobieg	120	145 m
Największy zasięg z ładunkiem 1400 kG	1250	1300 km



9. Rzeczywiste kształty powierzchni obrabianej płaską elektrodą roboczą [4]

mi płaskowości podano na rys. 10. Wyniki dotyczą obróbki stopu EJ473A w $10 \div 20\%$ roztworze NaCl przy następujących zakresach zmienności parametrów:

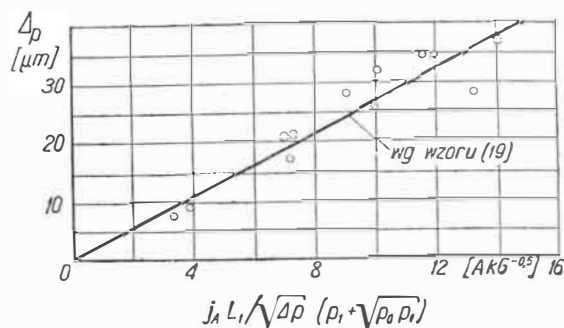
$j_A = 40 \div 100 \text{ A/cm}^2$; $p_0 = 6 \div 15 \text{ kG/cm}^2$; $t = 18 \div 52 \text{ }^\circ\text{C}$. Z zależności (17-19) wynika, że zmniejszenie błędu kształtu można osiągnąć przez zmniejszenie szybkości obróbki (tj. gęstości prądu) lub zwiększenie prędkości elektrolitu oraz ciśnienia na wyjściu. Zwiększenie ciśnienia na wyjściu (np. w wyniku dławienia) jest również korzystne ze względu na zapobieganie możliwości powstawania zjawisk kawitacyjnych.

Oprócz opisanego błędu kształtu mogą wystąpić dodatkowe miejscowe zniekształcenia powierzchni obrabianej w wyniku lokalnych zaburzeń przepływu elektrolitu. Powstające w wyniku tego gradienty prędkości i ciśnienia wpływają na zmianę warunków rozpuszczania elektrochemicznego, co znajduje swoje odzwierciedlenie w geometrii powierzchni obrabianej jako błędy kształtu i chropowatości. Określenie geometrii zniekształceń powierzchni (śladów) spowodowanych zaburzeniami przepływu dotychczas jest możliwe jedynie na drodze doświadczalnej. Badania wykazały, że w przypadku źródeł zaburzeń znajdujących się w pobliżu wlotu powstanie śladów uzależnione jest od rodzaju materiału obrabianego, np. przy węglowych stalach konstrukcyjnych ślady są nieznaczne, przy stopach żaroodpornych powstają wyraźne ślady o charakterystycznych kształtach [4, 3]. Kształt śladów na powierzchni zbliżony jest do śladów hydrodynamicznych w elektrolicie. Źródła zaburzeń umieszczone w pobliżu wylotu powodują uwypuklenie powierzchni w pewnej odległości za źródłem, niezależnie od rodzaju materiału. Przyczyną są prawdopodobnie zjawiska kawitacyjne. W tej bowiem części

Dokończenie ze str. 15

W czasie prób w locie śmigłowca Mi-2 z nartami próbowano, dla znalezienia rady na opisane wyżej zjawisko, nieco odmiennej techniki lądowań niż normalnie zalecana, obejmująca krótki zawis przed przyziemieniem. Podchodząc do lądowania na śnieg ze stromego zniżania i przyziewając bez zawisu i z niewielkim „dobieganiem” (ślad — 1—2 m długości) udało się zapobiec rozwinięciu silnego zapylenia. Stosowanie takiej techniki wymagało jednak dużej koncentracji uwagi ze strony pilota i bardzo dokładnej oceny odległości od podłoża. To ostatnie, przy braku słońca i gładkiej pokrywie śnieżnej, było problemem samym w sobie. Problem zniknął przy zabarwieniu śniegu i rozrzuconiu na jego powierzchni gałązek świerczyny.

Narty śnieżne okazały się w warunkach zimowych tak cennym wyposażeniem śmigłowca, że dziwić się należy,



10. Zależność błędu płaskości od warunków obróbki [4]

przestrzeni międzyelektrodowej występuje znaczny spadek ciśnienia w elektrolicie, co sprzyja powstawaniu pęcherzy kawitacyjnych powodujących chwilowe miejscowe przerwy w procesie rozpuszczania.

Przeprowadzona analiza pozwala stwierdzić, że udziały poszczególnych błędów składowych w błędzie wypadkowym są różne. Jak wynika z danych doświadczalnych oraz praktyki eksploatacji obrabiarek elektrochemicznych powyższe udziały są w przybliżeniu następujące [1]: błędów ustawienia elektrod — $10 \div 15\%$; błędów wywołanych zmianami parametrów elektrolitu na wejściu do szczeliny — $30 \div 40\%$; błędów wywołanych zmianą własności elektrolitu w miarę przepływu przez szczelinę — $15 \div 20\%$; błędów powstających w wyniku zmian hydrodynamiki przepływu — $15 \div 20\%$; błędów związanych z odkształceniami sprężystymi i termicznymi — $10 \div 15\%$.

Zmniejszenie wymienionych błędów wymaga podjęcia ściśle określonych środków w czasie projektowania obrabiarek elektrochemicznych oraz w okresie ich eksploatacji.

Literatura

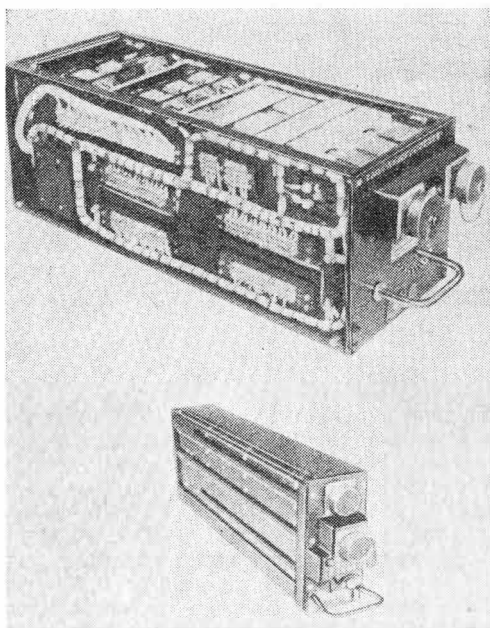
- Gołowaczew W. A., Pietrov B. J., Filimoszina W. G.: *Elektrochimičeskaja razmiernaja obrabotka detalej složonoj formy*. Izd. Maszynostrojenije, Moskwa 1969.
- Kozak J.: *Niektóre problemy obróbki elektrochemicznej*, „Technika Lotnicza i Astronautyczna” 1967 nr 3.
- Kozak J.: *Badania geometrii elektrod w procesie kształtowania elektrochemicznego*, mater. Międzynarodowego Kolokwium „Erozyjne metody obróbki metali”, Kraków 1968.
- Kozak J.: *Geometria elektrod w procesie kształtowania elektrochemicznego*. Praca dyplomowa na stopień doktora nauk technicznych. Warszawa 1969.

iż nie stanowią jeszcze wyposażenia każdego śmigłowca latającego w kraju.

Literatura

- Manual 204-0801, *Costruzioni Aeronautiche Giovanni Agusta, Flight Manual — Agusta Bell Helicopter Model AB.204B, Cascina Costa, 1964 Nov.*
- Jepson W. D.: *Some considerations of the landing and take-off characteristics of twin engine helicopters*, „Journal of the American Helicopter Society” 1962 Vol. 7, № 4, Oct.
- Technique developed to extend helicopter engine-out range*, „Aviation Week and Space Technology” 1967 May 22.
- Wielgus S.: *Śmigłowiec Mi-2. Badania w locie z ładunkiem podwieszonym*, Warszawa, marzec 1969. Sprawozdanie wewn. Instytutu Lotnictwa
- Witkowski R.: *Badania w locie śmigłowca Mi-2 z nartami*, Warszawa luty 1969. Sprawozdanie wewn. Instytutu Lotnictwa.
- Witkowski R.: *Instrukcja użytkowania w locie śmigłowca Mi-2*, Warszawa marzec 1969. Projekt opracowany w Instytucie Lotnictwa dla WSK-Świdnik.

Elektroniczny system sterowania silnikami samolotu „Concorde”



Pierwszym zastosowanym na samolocie pasażerskim elektronicznym systemem sterowania silnikami był układ sterowania silników Bristol „Proteus” napędzających samoloty Bristol „Britannia”. Natomiast elektroniczny układ sterowania opracowany do wojskowych silników Bristol Siddeley „Olympus” 320 samolotu TSR.2 stał się pierwowzorem systemu sterowania silnikami Rolls-Royce/SNECMA „Olympus” 593 samolotu „Concorde”. Twórcą układu jest firma Ultra Electronics.

Pierwszy prototyp układu sterowania silnikami „Olympus” 593 został wykonany na zwykłych obwodach tranzystorowych i mieścił się w skrzynce 3/4-ATR (górna część fotografii). W wersji seryjnej, znajdującej się obecnie w fazie rozwojowej, zastosowano technikę mikrominiaturyzowanych napylanych obwodów scalonych, dzięki czemu mieści się ona w skrzynce 3/8-ATR.

Układ składa się z trzech grup, z których każda obejmuje określony zespół funkcji. Do jego zadań należy sterowanie ruchem silnika, przyspieszaniem, położeniem przepustnicy (zaworu dławiącego), prędkością obrotową obu zespołów wirujących i przekrojem dyszy wylotowej, ograniczanie temperatury przed turbiną i sterowanie wlotu powietrza.

W czasie rozruchu silnika na ziemi układ sterowania ogranicza położenie zaworu dławiącego w układzie zasilania, tak aby prędkość obrotowa zespołu wysokiego ciśnienia nie przekroczyła prędkości biegu jałowego ($55\% n_{max}$), nawet jeżeli pilot przesunie dźwignię sterującą poza położenie biegu jałowego. Równocześnie zostaje nałożone ograniczenie na temperaturę przed turbiną, która nie może przekraczać wartości dopuszczalnej dla rozruchu. Po zwiększeniu prędkości obrotowej zespołu wysokiego ciśnienia powyżej $55\% n_{max}$ zostaje zniesione ograniczenie wydatku paliwa, a ograniczenie temperatury przesunięte w górę — do wartości normalnej. W czasie rozruchu w powietrzu dopuszczalna wartość temperatury przed turbiną jest taka sama jak w czasie rozruchu na ziemi, nie ma jednak ograniczenia wydatku paliwa, ponieważ prędkość obrotowa biegu jałowego w locie jest zależna od warunków lotu.

Szybkość przestawiania zaworu dławiącego w czasie przyspieszania silnika, a tym samym zmiana w czasie wydatku paliwa jest w przybliżeniu proporcjonalna do sygnału mówiącego o niedoborze mocy do napędu sprężarki wysokiego ciśnienia. Moc ta jest zaprogramowana w zależności od ustawienia dźwigni sterującej w ten sposób, że w dolnym zakresie ustawienia dźwigni dopuszczalna szybkość przestawiania zaworu dławiącego wynosi $10^\circ/s$, a w górnym zakresie — $17^\circ/s$. Przed przekroczeniem założonego przebiegu temperatury przed turbiną w czasie przyspieszania, a tym samym przed nadmiernym zbliżeniem się do granicy statecznej pracy sprężarek zabezpiecza oddzielny obwód regulacyjny,

który ujmuje wartość temperatury na wylocie z dyszy silnika jako funkcję położenia dźwigni sterującej. W przypadku przekroczenia założonej dla danego ustawienia dźwigni temperatury przyspieszanie silnika zostaje zmniejszone.

Najmniejsze czasy przyspieszeń w całym zakresie warunków lotu można było uzyskać przez uzależnienie procesu przyspieszania od aktualnego w danych warunkach przebiegu granicy statecznej pracy sprężarki, lecz taki sposób regulacji przyspieszania skomplikowałby bardzo poważnie cały układ sterowania.

W obwodzie regulacji wydatku paliwa sygnały elektryczne oddziałują na elektryczny zawór dławiący, którego przekrój przepustowy jest uzależniony od położenia elementu nastawczego. Ponieważ obwód regulacji wydatku paliwa zmienia skok tłoczków w pompie, a tym samym utrzymuje stały spadek ciśnienia na zaworze, wydatek paliwa dla każdego ustawienia zaworu jest ściśle określony.

W zakresie mniejszych obciążeń silnika, w którym prędkość obrotowa zespołu wysokiego ciśnienia zmienia się w zależności od warunków lotu, sygnał położenia dźwigni sterującej jest przekształcany w sygnał (prądu stałego) odpowiadający wymaganemu otwarciu zaworu. Otwarcie to jest porównywane z sygnałem zwrotnym, a wynikający stąd sygnał różnicowy jest wzmacniany i doprowadzany do elementu nastawczego, który zmniejsza błąd otwarcia zaworu do zera.

W zakresie większych obciążeń silnika układ sterowania działa jako regulator prędkości obrotowej zespołu wysokiego ciśnienia. Sygnał z dźwigni sterującej jest przekształcany w sygnał prędkości obrotowej, który porównywany jest następnie z sygnałem z prądniczki napędzanej przez zespół wysokiego ciśnienia. Różnica między sygnałami jest wzmacniana i przekazywana do elementu nastawczego, zmieniającego położenie zaworu dławiącego w ten sposób, że niezależnie od warunków lotu utrzymywana jest stała prędkość obrotowa zespołu wysokiego ciśnienia.

W układzie sterowania silnika zaprogramowany jest optymalny przebieg zmian prędkości obrotowej zespołu niskiego ciśnienia w zależności od warunków lotu (od temperatury całkowitej w kanale wlotowym) i prędkości obrotowej zespołu wysokiego ciśnienia. Wymagana prędkość obrotowa zespołu niskiego ciśnienia jest uzyskiwana przez oddziaływanie na stopień rozprężania w turbinie niskiego ciśnienia za pomocą odpowiedniej zmiany przekroju krytycznego dyszy wylotowej. Zmiana przekroju jest dokonywana za pośrednictwem obwodu pneumatycznego określającego stosunek ciśnienia za sprężarką wysokiego ciśnienia do ciśnienia w dyszy wylotowej. Regulacja prędkości obrotowej zespołu niskiego ciśnienia ma na celu przede wszystkim zabezpieczenie odpowiedniego zapasu statecznej pracy sprężarki niskiego ciśnienia. Poza tym ograniczana jest maksymalna prędkość obrotowa zespołu niskiego ciśnienia, która może być zmieniana przez mechanika pokładowego w zależności od warunków lotu w zakresie od 90% do 105% .

Ponieważ zależność temperatury przed turbiną od prędkości obrotowej zespołu wysokiego ciśnienia zmienia się z warunkami lotu, ważne jest, aby nie przekroczyła ona wartości dopuszczalnej. Temperaturę przed turbiną ocenia się na podstawie pomiaru temperatury na wylocie, która jest kontrolowana w sposób ciągły. W przypadku przekroczenia przez temperaturę wartości dopuszczalnej układ sterowania zmniejsza wydatek paliwa.

Dokończenie na str. 31

TERMINOLOGIA LOTNICZA

ODPOWIEDŹ NA KRÓTKĄ REPLIKĘ dra inż. A. MARKSA

W związku z „Krótką repliką” dra A. Marksa zmuszony jestem sprostować kilka nieścisłości, jakie się do niej wkradły, i równocześnie przypomnieć swoje stanowisko w dyskutowanych zagadnieniach. Przede wszystkim wcale nie rozwodziłem się nad niesłusznością terminów „aparatus” i „statek kosmiczny” oraz zaletami terminu „pojazd kosmiczny”, lecz broniłem tylko tego ostatniego wykazując niesłuszność określenia „aparatus kosmiczny”. O określeniu „statek kosmiczny” pisałem wyłącznie jako o przykładzie przenośnego znaczenia niektórych określeń i nieuniknionego rozszerzania się jego zakresu w miarę rozwoju nowych gałęzi nauki i techniki. Można tu podać jeszcze inny przykład, a mianowicie powszechnie przyjęte w polskiej terminologii lotniczej określenie „podejście do lądowania” i jego pochodne, jak „radar dokładnego podejścia do lądowania”, „ścieżka podejścia”, „światła podejściowe” itp. Przeciw określeniu „statek kosmiczny” nie mam żadnych zastrzeżeń, czego najlepszym dowodem jest fakt, że sam go stosuję (np. w artykule „Statek księżycowy LM”, TLiA 1970 nr 1 i 2).

Pisząc o znaczeniu słowa „statek” zwracałem uwagę na to, że jest to obiekt zachowujący naturalną stateczność, co oczywiście w przypadku statków, balonów i sterowców sprowadza się do działania na zasadzie wyporu statycznego, a w przypadku szybowców i samolotów — na zasadzie wyporu dynamicznego; natomiast w przypadku śmigłowców oraz w przypadku samolotu VTOL w fazie startu czy lądowania trudno już jest mówić o wyporze. Miałem tu przy tym na myśli obiekty czysto techniczne (istnieją bowiem poza tym także „statki kuchenne”, chociaż o ile wiem termin ten wyszedł ostatnio z użycia).

Wcale nie powiedziałem, że określone położenie w przestrzeni pojazd kosmiczny może zachować wyłącznie przy użyciu dysz sterujących lub efektu gيروسkopowego. Sposoby te podałem tylko jako przykład konieczności stosowania dodatkowych urządzeń stabilizujących, oczywiście w przypadku, gdy zmusza do tego przeznaczenie pojazdu (jeden z kilku innych sposobów stabilizacji, stabilizacja za pomocą wykorzystania grawitacji, został wypróbowany na satelicie technicznym ATS-5, o czym pisałem w „Nowościach”, a stabilizacja magnetyczna została zastosowana na

niemieckim satelicie „Azur”). Nie zmienia to jednak faktu, że pojazd kosmiczny jako taki nie jest stateczny i w związku z tym w przypadku wykonywania pewnych zadań wymaga dodatkowych urządzeń ustaczejających.

Uwaga dra A. Marksa, że ruchem orbitalnym jest też ruch obiektu lecącego ku Księżycowi czy w przestrzeni międzyplanetarnej, odnosi się w równym stopniu do określenia „ruch satelitarny” (patrz artykuł dra A. Marksa „Lądowanie pierwszych ludzi na Księżycu”, TLiA nr 10, 1969, str. 2: „...statek nie przestając być sztucznym satelitą Ziemi zaczął poruszać się po wydłużonej orbicie z apogeum w okolicach Księżyca...”).

Nie występowałem przeciw określeniu „selenonauca” na rzecz „lunonautów”, jakby to mogło wynikać z ostatniego fragmentu „Krótkiej repliki”, twierdziłem tylko, że dokonywanie „podziału” astronautów jest niepotrzebne i może sprawić pewne kłopoty terminologiczne, gdy będzie mowa o lotach załogowych na inne planety (przy czym mówić się o nich będzie na długo przed tym, zanim zostaną zrealizowane). Z drugiej jednak strony wcale nie jestem przekonany, czy stosowanie konwencji astronomicznej do tworzenia określeń astronautycznych zda we wszystkich przypadkach egzamin w praktyce, gdy określenia te wejdą do języka bardziej powszechnego niż język astronomów i zostaną skonfrontowane z innymi dziedzinami życia. Za przykład mogą tu posłużyć wspomniane przez dra A. Marksa określenia „afronauci” i „areonauci”. Pierwsze z nich nieodparcie kojarzy się z Afryką (której nazwa zresztą może również pochodzić od tego samego źródłosłowu, tj. od Aphrodite Anadiomene, podobnie jak nazwa naszego kontynentu od imienia bogini porwanej przez byka — Zeusa), nasuwając przypuszczenie, że chodzi tu o podrózników afrykańskich. Natomiast „areonauci” wielu ludziom będą się mylić z „aeronautami”, a co gorsze, określenie to ma człon występujący również w nazwie „areometr”, która nie ma nic wspólnego z bogiem Aressem, lecz pochodzi od słowa „arheos”. Zresztą w samej astronomii nie przestrzegano widać zbyt ściśle zasady urabiania nazw od terminów greckich, skoro do nazywania planet Układu Słonecznego wykorzystywano mitologię rzymską.

Mgr inż. Walerian Kordziński

Dokończenie ze str. 30

Obwód regulacji wlotu steruje wydatkiem powietrza za pomocą zmiany przekroju kanału i za pomocą upustu powietrza. Sygnały sterujące są wytwarzane przez dwa różnicowe nadajniki ciśnienia. Pierwszy mierzy różnicę między ciśnieniem statycznym na krawędzi wlotu a ciśnieniem w strumieniu przepływającym między nastawnymi klapami wlotu do przestrzeni silnikowej. Drugi nadajnik mierzy różnicę między ciśnieniem statycznym przed wlotem a ciśnieniem statycznym na przedniej nastawnej płycie wlotu. Pierwszy nadajnik steruje ustawieniem płyt wlotu w ten sposób, aby utrzymać odpowiednią różnicę między ciśnieniem na krawędzi wlotu a ciśnieniem za płytami przez kierowanie — przy dużych prędkościach lotu — nadmiaru powietrza do

przeźreni silnikowej. Jednak przy pewnym granicznym dla danych warunków lotu ustawieniu płyt, tj. przy pewnym granicznym zmniejszeniu przekroju wlotowego powstają niedopuszczalnie duże zawirowania w strumieniu przed sprężarką silnika. Zadaniem drugiego nadajnika jest zapobieganie temu przez otwieranie przy określonej różnicy ciśnienia statycznych przed wlotem i na przedniej płycie nastawnej klap upustowych kanału wlotowego. Nadajniki sterują wlotem na zasadzie pneumatycznej (fluidykowej) wytwarzając sygnały wyjściowe o modulowanej amplitudzie i o częstotliwości 400 Hz.

W. K.

Z historii polskiego lotnictwa

STANISŁAW JANUSZEWSKI

KOŁO AWIATORÓW PRZY STOWARZYSZENIU TECHNIKÓW W WARSZAWIE

W latach 1905—1906 powstało w Warszawie, z inicjatywy Tańskiego, Łukawskiego i Kocent-Zielińskiego, Kółko Lotnicze. Jego członkowie pragnęli popularyzować ideę lotnictwa w społeczeństwie. Kółko zdobyło sobie wielu sympatyków. Organizowało liczne odczyty, a w roku 1909 Czesław Tański przedstawił na swej wystawie obrazującej postęp lotniczy i rozwój polskiej myśli konstruktorskiej około 20 modeli, liczne szkice, plany, fotografie, dokumenty.

Szeregi członków wzrastały. Między innymi wstąpił do Kółka powieściopisarz Władysław Umiński, autor książek przygodowo-podróżniczych i fantastyczno-naukowych, które zyskały mu tytuł „polskiego Verne’a”.

We wrześniu 1909 roku na zaproszenie Aleksandra Rajchmana, dyrektora Filharmonii Warszawskiej, przybył do Warszawy młody francuski pilot George Legagneux. W dniach 15, 16, 18 i 19 września na Polu Mokotowskim odbyły się pokazy lotnicze z jego udziałem. Były to pierwsze loty w Warszawie.

Do oceny tego wówczas nadzwyczajnego wydarzenia zaproszone zostało jako instytucja autorytatywna Stowarzyszenie Techników w Warszawie. W tym celu powo-

lano Komisję Badawczą. W jej skład wchodził: P. Strzeszewski, W. Kocent-Zieliński, S. Manduk, P. Lebedziński oraz J. J. Boguski.

Sprawozdanie z pokazów sporządzone przez Komisję zamieszczone zostało w „Przeglądzie Technicznym” 1909 r., nr 39, s. 438—440.

Po występie Legagneuxa Komisja Badawcza przekształciła się w wyniku swoistej fuzji z Kółkiem Lotniczym Tańskiego w Koło Aviatorów przy Stowarzyszeniu Techników w Warszawie. Powstało ono, można by rzec, drogą ewolucji, przez rozszerzenie składu osobowego Kółka Tańskiego, do którego wstąpili także: J. Wojciechowski, Jankowski, Ossowski, Prószyński (Promyk).

Prezesem utworzonej organizacji został Piotr Strzeszewski.

Przy Stowarzyszeniu Techników istniało kilkanaście kół zorganizowanych według specjalności technicznej. Spotykamy koła architektów, chemików elektryków i wiele innych.

Koło Aviatorów miało własny statut i regulamin. W zasadzie mogli należeć do niego tylko członkowie Stowarzyszenia, lecz nie stanowiło to ścisłej reguły.

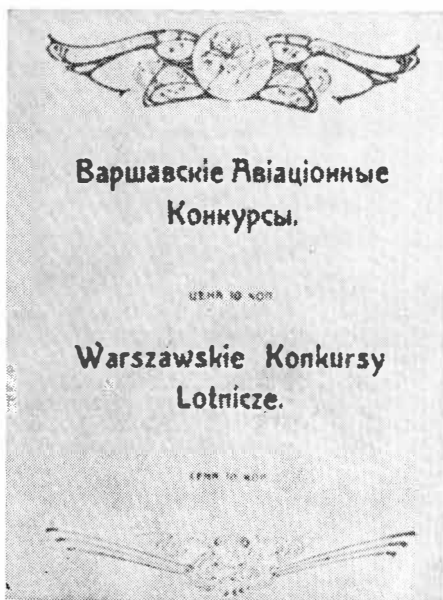
Liczyło ono około 50 członków. Wśród nich znajdowali się jeszcze, poza wymienionymi wyżej, prof. S. Płuzański, E. Krzemiński, C. Zbierański, H. Mierzejewski, S. Cywiński i inni.

Koło Aviatorów aktywnie uczestniczyło w życiu lotniczym Warszawy. Brało ono udział w przygotowywaniu pokazów lotniczych De Catersa (listopad 1909 r.), Guyota (kwiecień 1910 r.), Granda (maj 1910 r.).

Zainteresowanie społeczeństwa tymi pokazami zachęciło Koło Aviatorów do zorganizowania na przełomie czerwca—lipca 1910 roku „Dni Aviacyjnych”. Zaproszono na nie z zagranicy Catersa, Tycka, Gorrisona, Bariera, Utoczki oraz pilotów polskich, którzy zdobywali na zachodzie arkaną sztuki latania: Supniewskiego i Piotrowskiego.

Pracami przygotowawczymi kierował powołany Komitet, na czele którego stanął Stanisław Lubomirski. Powołano także jury mające ocenić wloty w składzie: pp. Lilpop, Strzeszewski, Zieliński.

Z niecierpliwością oczekiwane przez mieszkańców Warszawy wloty przyniosły pełny sukces. Udowodniły one niedowiarkom że latać można, wytworzyły klimat poparcia i zainteresowania dla młodej gałęzi techniki.



1. Okładka programu „Dni Aviacyjnych”, które odbyły się na przełomie VI/VII 1910 r.

Na jednym z pierwszych posiedzeń Koła Aviatorów rzucono myśl, by któryś z członków wykonał projekt polskiego samolotu. Podjął się tego zadania Czesław Zbierański i zdołał zbudować samolot już w lecie 1910 roku. Była to jedyna polska konstrukcja samolotu (do roku 1914), notabene bardzo oryginalna, śmiała i nowatorska jak na owe czasy, na której wykonano udane loty.

W tym samym czasie pracuje nad swą „Łątką” Czesław Tański. Niestety, samolot ten nigdy z powodu wielu błędów konstrukcyjnych nie wzniósł się w powietrze. Prace konstruktorskie prowadzą także i inni członkowie Koła Aviatorów.

Między innymi udane loty na szybowcu wykonywał Julian Lukawski jeszcze w okresie działalności Kółka Lotniczego. W roku 1907 budował on modele ornitopterów.

Członkowie Koła: L. Mozdżeński, W. Niwiński i Mierzejewski prowadzą prace nad skonstruowaniem szybowca. Wykonywano na nim w roku 1912 udane wloty. Ich wysokość dochodziła do 20 m.

Stanisław Cywiński współpracował ze Zbierańskim przy budowie jego samolotu.

Poparcie Koła dla tych poczynań sprowadzało się jedynie do formy czysto moralnej, gdyż nie dysponowało ono żadnymi funduszami.

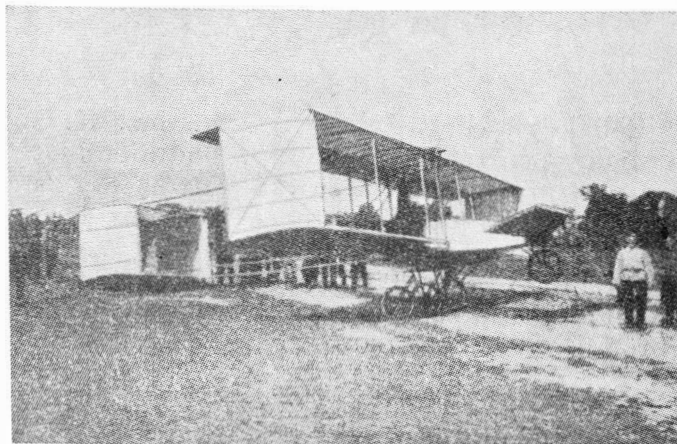
W okresie trwania „Dni Awiacyjnych” na Polu Mokotowskim czynna była wystawa lotnicza. Wystawiał na niej swe prace Czesław Tański. Demonstrował on model jednopłatowca z dwoma śmigłami umieszczonymi z tyłu. Drugi podobny model zaopatrzone był w jedno śmigło. Widzowie mieli możliwość obejrzenia małego szybowca i helikoptera.

Swe prace demonstrowała także młodzież szkolna. Wychowanek szkoły technicznej Wawelberga, Stoerl, przedstawił swój oryginalny dwupłatowiec. Modele wystawiali: 15-letni Stefan hr. Tyszkiewicz, bracia Pańkowsy, uczniowie szkoły im. M. Reja, oraz dwóch uczniów szkoły Górskiego.

Modele przedstawione przez młodych miłośników lotnictwa chlubnie świadczą o prawdziwym zainteresowaniu młodzieży jego sprawami i o chęci głębszego wniknięcia w istotę rzeczy.

Z inicjatywy członków Koła Aviatorów włączono w roku 1910 w zakres pracy stałej komisji słownictwa technicznego słownictwo lotnicze. W pracach tych uczestniczyli technicy i językoznawcy. Opierając się na określeniach francuskich szukali ich polskich równoznaczników.

Problem polskiego słownictwa lotniczego podejmowano także na łamach ówczesnej prasy. Interesująca jest tutaj dyskusja jaka wywiązała się na łamach „Gazety Warszawskiej” i „Tygodnika Ilustrowanego” między inż. W. Jarkowskim a niejakim Z. D. (Zygmunt Dekler??). Zgodni są oni co do konieczności ustalenia ter-



3. Sergiusz Utoczkin w czasie „Dni Awiacyjnych” na swym samolocie wraz z pasażerką

minologii lotniczej „...nie wiemy bowiem jak mówić i pisać: lotniarstwo czy lotnictwo, lotniarz czy lotnik, jednopłaszczynowiec czy jednopłatowiec, samolot, latawiec czy lotnia itd.”.

Członkowie Koła Aviatorów popularyzują lotnictwo na łamach prasy. W „Przeglądzie Technicznym” z 1910 roku zamieszcza artykuł pt. *Silnik lotniczy Gnome H. Mierzejewski, Piotr Strzeszewski pisze. Przyczyny niepowodzeń wlotów Guyota.*

Z grona Stowarzyszenia Techników pochodzą tacy publicyści lotniczy tego okresu, jak: F. Laskowski, S. Klimowicz, F. Pawłowski, S. Ziemiński, W. Jarkowski. Ten ostatni, profesor Instytutu Technologicznego w Petersburgu, pozostawił poważną spuściznę. Na uwagę zasługuje też praca inż. W. Abramowskiego *Lotnictwo współczesne. Latawce, aeroplany. Teoria, stan terażniejszy i znaczenie ich w ogólnym postępie ludzkości, Warszawa 1910.*

Koło Aviatorów rozwijało bardzo żywą działalność. Można powiedzieć, że w okresie jego działalności od końca 1909 do końca 1910 roku nie było imprezy lotniczej na terenie Warszawy, w której jego członkowie w ten czy inny sposób nie byłiby zaangażowani.

Wyzwalając potencjalne możliwości społecznego zaangażowania prowadziło ono piękną i owocną działalność. Jedną z największych jego zasług było zainicjowanie utworzenia w Polsce szkoły pilotów i wytwórni samolotów.

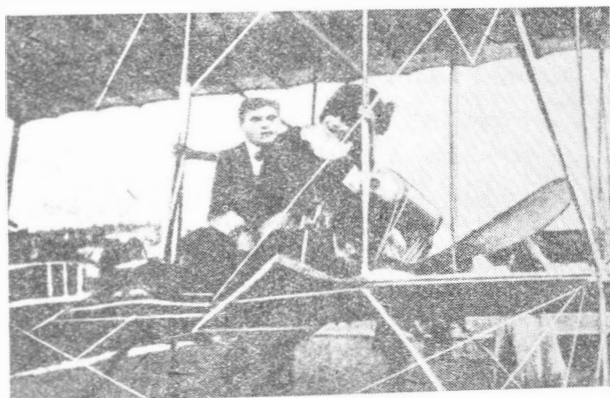
Projekt ten został zrealizowany przez utworzenie przez Stanisława Lubomirskiego w 1910 roku Warszawskiego Towarzystwa Lotniczego „Aviata”.

Koło Aviatorów, działając na określonym gruncie społecznych zainteresowań, pobudzając i pogłębiając te zainteresowania, w okresie szczególnie trudnym, w okresie braku państwowości polskiej, wpływało w pewnym sensie na wzrost świadomości narodowej. Koło miało piękne perspektywy rozwoju.

Jednakże władze carskie dopatrując się w istnieniu organizacji działalności skierowanej przeciwko caratowi zlikwidowały w końcu 1910 roku Koło Aviatorów, wykorzystując przy jego likwidacji jako pretekst fakt niedopełnienia pewnych formalności przy rejestracji koła.

Koło Aviatorów upadło, lecz nie przepadł owoc jego prac. Nie poszły w zapomnienie organizowane przez nie imprezy, pokazy, emocjonujące wrażenia lotów w Warszawie, które tak bardzo zbliżyły społeczeństwo do lotnictwa.

Jego działalność stanowi dzisiaj świadectwo tego, że wbrew rozlicznym trudnościom potrafiliśmy twórczą pracą zmanifestować swój udział w powszechnym wysiłku ludzkości zmierzającym do podboju przestrzeni powietrznej.



2. W dniach 15, 16, 18 i 19 września 1909 r. przebywał w Warszawie francuski pilot George Legagneux samolotem Farman-Voisin na zaproszenie Aleksandra Rajchmana



Jerzy Stanisław Rudlicki

Urodził się 14 marca 1893 r. w Odessie, gdzie ukończył szkołę średnią. Od dziecka miał wybitne zainteresowania do nauk ścisłych, mechaniki. Przejawiał też zamiłowania przyrodnicze, a wykonane przez niego w akwarium tablice owadów i roślin dla ułatwienia uczniom nauki przyrody zostały wyróżnione na Wszechrosyjskiej Wystawie Rysunków Szkolnych w Piotrogradzie 1908 r. drugą nagrodą Akademii Sztuk Pięknych. W wieku lat 14 zaprojektował nadawczo-odbiorczą iskrową stację telegraficzną z zapisem literowym. Projekt ten miał widocznie pewne cechy wynalazcze, gdyż zainteresowała się nim francuska firma Ducelier.

Po raz pierwszy uniósł się w powietrze 3 marca 1909 r. na szybowcu własnego pomysłu. Szybowiec ten — pozabawiony sterów — uległ rozbiciu. W dalszym ciągu budował szybowce różnych układów, na których wykonywał udane loty. W zimie 1910/11 r. na zorganizowanej, przez Wojenny Batalion Morski i Aeroklub, Wystawie Przemysłowej w Odessie wystawił w pawilonie lotniczym szybowiec własnej konstrukcji, wiele modeli redukcyjnych samolotów oraz projekty i rysunki lotnicze. Otrzymał od dyrekcji wystawy nagrodę i dyplom uznania. Cztery wielkie latawce zbudowane przez Rudlickiego unosiły lampy oświetlające wystawę. Zostały one po zamknięciu wystawy zakupione przez przedstawicieli dworu szacha perskiego.

W 1914 r. Rudlicki ukończył budowę jednomiejscowego samolotu zaopatrzonego w silnik Anzani o mocy 24 KM. Już po wybuchu wojny światowej samolot ten został oblatany przez kpt. pil. Grelowa z Wojennego Batalionu Morskiego. Po powołaniu Rudlickiego do odbycia służby wojskowej w połowie 1914 r. na samolocie tym wykonywano dalsze loty, w czasie których samolot jednak uległ rozbiciu.

W czasie wojny Rudlicki latał jako obserwator w stopniu oficerskim w eskadrze lotniczej 8 Korpusu na froncie południowo-zachodnim. Po kilku miesiącach został odkomenderowany do szkoły pilotów w Symferopolu, następnie do grupy intr. Rajewskiego w Sewastopolu i Belbek. Po powrocie na front już w charakterze pilota, latał w grupie słynnego asa myśliwskiego kpt. A. N. Krutenia, pierwszego w carskiej Rosji teoretyka walki powietrznej. Był dwukrotnie zestrzelony — przez ogień naziemny i w bitwie powietrznej z samolotami niemieckimi. Został odznaczony wieloma orderami bojowymi z Krzyżem św. Włodzimierza z Mieczami na czele.

W drugiej połowie 1917 r. Rudlicki przedostał się przez Chardin do formującej się we Francji armii gen. Józefa Hallera. Przeszedł przeszkolenie w pilotażu nowych typów samolotów w Dijon Peau oraz Bicarosse Plage i otrzymał przydział do eskadry wyposażonej w płatowiec Breguet XIV. Po kilku miesiącach Rudlickiego odkomenderowano do referatu organizacyjnego i personalnego lotnictwa armii gen. Hallera. Wysłany został w sprawach służbowych w styczniu 1919 r. do Konstantynopola. W nocy z 15/16 stycznia okręt, na którym płynął, zatonął przy wjeździe do cieśniny Messyńskiej. Rudlicki wyratował się i powrócił do Paryża, skąd odleciał w maju 1919 r. do Polski jako dowódca Eskadry nr 39 (na Breguetach). Eskadra ta w Polsce otrzymała nazwę: „16 Eskadra Wywiadowcza”. W okresie 1921/22 ukończył w Paryżu Ecole Superieure d'Aeronautique.

Otrzymał najwyższe odznaczenia tej uczelni za dyplomowy projekt samolotu. Przez trzy lata pracował w Paryżu przydzielony do Polskiej Wojskowej Misji Zakupów. W 1925 r. powrócił do Polski i pełnił funkcję szefa działu doświadczalnego i laboratoryjnego Instytutu Technicznego Badań Lotnictwa w Warszawie.

W 1926 r. Rudlicki wyszedł z wojska i objął stanowisko naczelnego konstruktora Zakładów Mechanicznych E. Plage i T. Laśkiewicz w Lublinie. Tam właśnie opracował cały szereg samolotów wojskowych i cywilnych (sanitarne). Prototypy: R. VIII, R. IX, R. X, R. XI, R. XII, R. XIII, R. XIV, R. XVI, R. XIX, R. XX (największy rozmiarami samolot zbudowany w Polsce). Pięć spośród wymienionych samolotów budowane było seryjnie na użytek lotnictwa wojskowego: R. VIII, R. X, R. XIII, R. XIV, R. XVI. Najbardziej masowo budowany R. XIII odznaczał się bardzo mocną konstrukcją łatwością w pilotowaniu i możliwością lądowania na przystosowanych małych lotniskach — czego właśnie specjalnie żądały władze wojskowe. Mimo, że w 1939 r. był to już samolot przestarzały i powolny, w kampanii wrześniowej w samoloty R. XIII było wyposażonych osiem eskadr obserwacyjnych (88 samolotów łącznie z uzupełnieniami).

W latach 1928/29 Rudlicki opracował i opatentował usterzenie rozwidlone, zwane także motylkowym lub usterzeniem Rudlickiego. Jak wiadomo, jest to usterzenie poziome mające silny (do 60°) wznios. Wychylenie różnicowe sterów powoduje zakręt, a wychylenie zgodne — opadanie lub wznoszenie. Usterzenie motylkowe eliminuje usterzenie pionowe i umożliwia w samolotach wojskowych strzelanie z karabinu maszynowego obserwatora wzdłuż osi płatowca do tyłu. Daje ponadto pewne korzyści aerodynamiczne (mniejszy opór) jak i zmniejsza ciężar. Usterzenie tego rodzaju zastosowano na samolocie Hanriot XIV dla celów doświadczalnych*.

W 1935 r. po przejęciu fabryki w Lublinie przez państwo Rudlicki został zwolniony ze swego stanowiska i osiadł na roli.

Jako oficer rezerwy lotnictwa był w ostatnich dniach sierpnia 1939 r. zmobilizowany i przydzielony do parku pułku lotniczego w Toruniu. Po ewakuacji z Polski przedostał się do Francji i został kierownikiem biura studiów w zakładach lotniczych Potez (Casablanca, Maroko). Zadaniem biura było modyfikowanie dostarczanych ze Stanów Zjednoczonych samolotów bojowych celem przystosowania ich do uzbrojenia i wyposażenia francuskiego. W lipcu 1940 r. — po upadku Francji — przedostał się do W. Brytanii, gdzie był przydzielony do Burtonwood Repair Depot. Tam opracował: Flare Dropper — przyrząd do oświetlania mającego usprawnić nocną obronę Londynu, Barometric Release Device przyrząd do automatycznego masowego zrzutu ulotek z samolotu, instalację karabinów maszynowych, przeznaczoną dla samolotów do specjalnych zadań, zrzucały one broń, zaopatrzenie oraz komandosów. Przekonstruował ponadto drzwi bombowe w samolotach amerykańskich „Maraude”, i skonstruował specjalny wyrzutnik do powierchniowych bombardowań celów żywych z samolotów Boeing B-17.

Jeszcze przed zakończeniem wojny otrzymał specjalne imienne zaproszenie firmy Republic i 22 kwietnia 1945 r. wylądował w Ameryce. W zakładach Republic pracował nad problemami lotniczymi i astronautycznymi do 1961 r., po czym przeszedł na emeryturę. Zamieszkał na Florydzie, gdzie poświęcił się rozwiązywaniu zagadnienia samolotów VTOL. Jerzy Rudlicki jest odznaczony m.in. Krzyżem Walecznych, Złotym Krzyżem Zasługi i Francuską Legią Honorową.

Janusz Kędziński

* W usterzeniu tego typu są zaopatrywane m.in. samoloty Bechcraft i Potez „Fouga — Magister”, „Bonanza” (przyp. redakcji)

PRACE KOŁA ZAKŁADOWEGO SIMP PRZY WSK ŚWIDNIK ZWIĄZANE Z PRZYGOTOWANIEM MATERIAŁÓW NA VI KONGRES TECHNIKÓW POLSKICH

Zgodnie z wytycznymi Zarządu Oddziału SIMP w Lublinie w kwietniu na terenie naszego zakładu przebiegała akcja organizowania i przeprowadzania dyskusji oraz gromadzenia wniosków simpowców na VI Kongres Techników Polskich.

Koło nasze, które wyróżniło się spośród innych kół naszego województwa w okresie dyskusji po II Plenum KC PZPR oraz z okazji opracowania planów produkcyjnych roku 1970 i planu pięcioletniego i tym razem zdało egzamin.

Nadesłane materiały z Zarządu Oddziału w formie tez, opracowanych centralnie, zostały rozesłane w formie wyciągów (streszczeń) do wszystkich naszych grup wydziałowych i sekcji specjalistycznych. W grupach tych i sekcjach odbyły się zebrania, które były obsługiwane przez poszczególnych członków Zarządu Koła. Na zebraniach tych zapoznano zebranych z treścią tez oraz w oparciu o problematykę danego koła i sekcji analizowano możliwości, jakie istnieją w zakresie usprawnienia pracy oraz zabezpieczenia przyjętych przez zakład założeń ekonomicznych i produkcyjnych na rok 1970 i najbliższą pięcioletkę.

Z okazji zebrań znacznie uaktywniła się praca naszego Stowarzyszenia. Załogę informowano w specjalnie redagowanych przez Ośrodek Informacji Techniczno-Ekonomicznej komunikatach, które rozpowszechniano

przez radiowęzeł oraz drogą krótkich pisemnych notatek.

Aby umożliwić konfrontację składanych wniosków przez poszczególne koła wydziałowe w szerokiej dyskusji z członkami aktywnego społeczno-ekonomicznego zakładu 28.IV. br. odbyło się zebranie plenarne wszystkich członków SIMP z udziałem władz Samorządu Robotniczego, przedstawicieli Dyrekcji, przedstawicieli stowarzyszenia PTE.

Na zebraniu, w którym wzięło udział ponad 80 osób, wygłoszony został referat programowy pt. *Drogi i sposoby realizacji zadań pięcioletki WSK Świdnik*.

Referat opracowany został przez specjalnie wyłoniony zespół obejmujący przedstawicieli: Zakładu Doświadczalnego Śmigłowca — mgr inż. Trębacz, Zakładu Doświadczalnego Motocykla — mgr inż. Podolaka, Gł. Technologa Śmigłowca — inż. Jończyka, Gł. Technologa Motocykla — mgr inż. Pietrzaka, z-cę kier. Wydziału Narzędziowni — inż. Sulkę. Przewodniczył opracowaniu Gł. Specjalista d.s. rozwojowych zakładu, mgr inż. Drzewiecki.

Na zebraniu w żarliwej dyskusji analizowano przedkładane propozycje i wnioski, debatowano nad sposobami zmierzającymi do uzyskania najlepszych wyników w realizacji zadań produkcyjnych, wielu dyskutantów poruszało problematykę postępu technicznego, organizacyjnego

i ekonomicznego. Wielu nawiązywało do potrzeby podnoszenia kwalifikacji kadry inżynierskiej i jej prawidłowego wykorzystania.

Komisja wnioskowa wskutek wciąż napływających głosów przedłużyła swą działalność poza zebranie i przyjmowała wnioski na piśmie składane przez zainteresowanych jeszcze po zebraniu. Obecnie mamy materiały wnioskowe w opracowaniu i zgodnie z obowiązującym nas terminem przesłaliśmy je do Zarządu Oddziału w Lublinie.

W okresie trwania dyskusji i prowadzonych narad zwiększyła się liczba członków koła o ok. 30 inżynierów i techników.

Plenarne zebranie otworzył przewodniczący koła SIMP występujący jako przedstawiciel Dyrekcji WSK, inż. Józef Lipiński. Zebranie prowadził kol. inż. Adam Hadrawa, sekretarz koła. Referat programowy wygłosił wiceprzewodniczący Koła SIMP kol. inż. R. Barczuk. Komisję wniosków pod przewodnictwem kol. mgr inż. Z. Gawskiego reprezentowali koleldy: inż. inż. Świerczek, Hamerła, Czyż, Wiland, Łuczyński — Samorząd Robotniczy reprezentował Sekretarz Konferencji Samorządu Robotniczego — tow. E. Zdunek, Zarząd ZMS — tow. mgr A. Mitrega.

Korespondent WSK Świdnik
A. Hadrawa

MYŚLI I WYPOWIEDZI O PRZEMYSŁE LOTNICZYM

● Janusz Rolicki członek kolegium redakcyjnego tygodnika „Kultura” w artykule pod wiele mówiącym tytułem *Zamiary na siły**, wyjaśnia czytelnikom, że zmianę branży Wytwórni Sprzętu Komunikacyjnego Okęcie spowodowała nowa strategia gospodarcza, kierująca się nowym sposobem myślenia ekonomicznego.

Już jednak we wstępie do artykułu myli się red. Rolicki twierdząc, że opisywane przez niego wydarzenia „zbulwersowały dużą grupę ludzi, za nic nie chcących zgodzić się, by zakład ich produkujący samoloty zmienił się w fabrykę narzędzi do obrabiarek”.

Myli się — gdyż zbulwersowany został ogół cywilnych i wojskowych pracowników lotnictwa, szerokie rzesze sympatyków polskich skrzydeł, wreszcie ten odłam społeczeństwa, który potrafił so-

bie zadać pytania — właśnie z ekonomicznego gospodarowania.

— Dlaczego? mając stworzony inwestycyjny i kadrowy potencjał nie wykorzystaliśmy szansy, którą dał nam podział na strefy działania w lotnictwie** przyjęty przez RWP?

— Dlaczego wypuściliśmy z rąk inicjatywę i pozwoliliśmy się wyprzedzić Czechosłowakom?***. Czy nie stać było naszego przemysłu na produkcję polskiej „Moravy”, nowoczesnego „Cmelaka” czy motoszybowca?

— Dlaczego gospodarka nasza więcej ceni dewizy uzyskane za sprzedane narzędzia po 1—2 dolary za kilogram, niż za samolot — w cenie 110 dol/kG?

— Na co liczy Rumunia uruchamiając produkcję samolotów, wówczas gdy my ją likwidujemy?

— Skąd Aeroklub PRL otrzyma sprzęt niezbędny do szkolenia lotników?

— Skąd gospodarka narodowa weźmie samoloty do zabiegów rolniczo-leśnych i dla lotnictwa sanitarnego?

Wiemy, że odpowiedzi na powyższe pytania nie otrzymamy, jednak podając za „Kulturą” informację, że przebrązowanie WSK Okęcie będzie kosztować ponad 750 mln złotych, mamy prawo przypuszczać, że pewna duża, okrągła suma wydatkowana przez podatników i państwo na hangary i wyposażenie fabryki lotniczej została — najprościej mówiąc — zmarnowana.

* w nrze 10 z dn. 3 maja br.

** mieliśmy prawo budować samoloty służbowe, rolnicze, szkolne.

*** czechosłowacki eksport samolotów i szybowców wynosi około 1000 sztuk rocznie i skierowany jest do 50 krajów.

WIADOMOŚCI Z TERENU

ZE ŚWIDNIKA

Ostatnio w Zakładzie Doświadczalnym przy WSK Świdnik zakończony został cykl wykładów i prelekcji, poświęconych problemom wynalazczości i ochrony patentowej, ze szczególnym uwzględnieniem zagadnień występujących w pracach techniczno-koncepcyjnych i rozwojowych.

Szkolenie zorganizowane zostało przez Zarząd Okręgowy ZZ Metalowców w Lublinie, z inicjatywy Dyrekcji ZD i Sekcji Lotniczej SIMP w celu upowszechnienia wśród służby technicznej przepisów prawa wynalazczego i patentowego oraz wyjaśnienia wątpliwości, jakie rodzą się w trakcie stosowania ich w praktyce. W szkoleniu wzięli udział pracownicy biur konstrukcyjnych i technologicznych, jak również zaproszeni przedstawiciele techniczni KTiR przy WSK. Ogółem w szkoleniu uczestniczyli 54 osoby.

Prelekcje dotyczyły zarówno zagadnień wynalazczości pracowniczej, jak i problemów polityki patentowej (krajowej i zagranicznej), znaczenia i sposobu prowadzenia badań patentowych i wykorzystywania literatury patentowej w pracach projektowych, a także problematyki ekonomicznej.

Prelegenci — przedstawiciele Urzędu Patentowego i PHZ „PolSERVICE” — zwracali szczególną uwagę na potrzebę zabezpieczenia praw pierwszeństwa i praw wyłączności dla nowych, twórczych opracowań oraz na ochronę własnej myśli technicznej za granicą.

Słuszne wydają się końcowe wypowiedzi i wnioski słuchaczy inż. H. Pacia, mgra inż. S. Kamińskiego, mgra inż. J. Wino-grodzkiego i mgra inż. M. Błaszczaka, by w przyszłości organizowane prelekcje miały jeszcze bardziej roboczy charakter i poświęcone były omawianiu wąskich tematów z ich przykładowym ukierunkowaniem. Potrzebna jest bowiem jeszcze pełniejsza dyskusja, dająca okazję do głębszego zapoznania się z dość trudnym i obszernym zagadnieniem, jakim jest ochrona praw własności przemysłowej oraz naświetlenia wątpliwości, jakie przynosi ze sobą codzienna praktyka.

Inż. Teofil Nowosad

Rzecznik patentowy WSK w Świdniku

W ubiegłym roku w listopadzie na terenach wystawowych Ośrodka Postępu Technicznego w Katowicach otwarta została wystawa „Myśl wynalazcza w technice”. Organizatorem wystawy był Komitet Nauki i Techniki przy współudziale CRZZ, NOT i Urzędu Patentowego PRL.

Na wystawie przedstawiono zwiedzającym 52 rozwiązania ZPLiS, posiadające cechy projektów wynalazczych, oraz 19 problemów dotychczas nie rozwiązanych.

Zakresem wystawy objęte zostały zrealizowane lub będące w trakcie realizacji projekty wynalazcze zgłoszone po roku 1965.

Do eksponowanych ciekawszych rozwiązań zaliczyć należy:

1. Łopaty laminatowe z wypełniaczem ulowym do wentylatorów z Zakładu Doświadczalnego przy WSK Świdnik
2. Wiertła kręte do obróbki stopów trudno obrabialnych z WSK Rzeszów
3. Zmechanizowany próbnik do sprawdzania i regulacji wtryskiwaczy do silników wysokoprężnych z WZM-2 Warszawa
4. Tytanowy kosz anodowy z WSK Świdnik
5. Osłona uchwytu tokarskiego z WSK Świdnik
6. Cylinder pneumatyczny dwustronnego działania samoczynnie sterowany z WZM-2 Warszawa
7. Przyrząd do sprawdzania współpracy walcowych kół zębatych z WSK Wrocław
8. Urządzenie ochronne zabezpieczające obsługę tokarską przed wibracjami odpryskującymi z WSK Świdnik

9. Hełm ochronny do pracy w atmosferach szkodliwych z Szybowcowego Zakładu Doświadczalnego Bielsko-Biała

10. Bezwibracyjny przyrząd pneumatyczny o uderzeniowym działaniu narzędzia z WSK Świdnik.

Zorganizowanie stoiska wystawowego ZPLiS wymagało poważnego zaangażowania wielu osób z zakładów produkcyjnych oraz klubów techniki i racjonalizacji.

Podstawowym celem wystawy było:

1. Rozpowszechnienie najlepszych rozwiązań wynalazczych i projektów racjonalizatorskich

2. Przegląd i spopularyzowanie wartościowych technicznie i ekonomicznie osiągnięć wynalazczych, zwłaszcza dotyczących:

— nowych i udoskonalonych konstrukcji — nowych i udoskonalonych technologii, których zastosowanie w praktyce zapewni wzrost produkcji i wydajności pracy, poprawę jakości i użyteczności wyrobów, zmniejszenie kosztów ich wytwarzania lub inne korzyści — techniczne, bądź organizacyjne

— usprawnienia procesu produkcyjnego — bezpieczeństwa i higieny pracy.

3. Zawieranie porozumień wstępnych, pomiędzy zainteresowanymi instytucjami, zakładami, dotyczących eksponowanych i nie rozwiązanych problemów w zakresie konstrukcji, technologii itp.

4. Wymiana doświadczeń wynalazców i racjonalizatorów oraz działaczy społecznych i gospodarczych w dziedzinie techniki i rozwoju wynalazczości.

Z przedsiębiorstw podległych ZPLiS wystawę oglądały zorganizowane grupy wycieczkowe: z WSK Mielec, Wrocławia, Świdnika, Rzeszowa, Dębicy, Kalisza, Warszawy. Każdy wystawiony eksponat każde nowe rozwiązanie zagadnienia technicznego lub usprawnienie były do nabycia przez zainteresowanych.

W czasie trwania wystawy w punkcie konsultacyjnym OPT zostało zawartych 28 porozumień wstępnych między przemysłem lotniczym a zainteresowanymi zakładami pracy z innych przemysłów, w zakresie wdrażenia i rozpowszechniania ciekawszych projektów i rozwiązań wynalazczych.

Niezależnie od tego pracownicy WSK i innych jednostek ZPLiS z grup wycieczkowych, jako przedstawiciele reprezentujący swoje przedsiębiorstwa, zawierali porozumienia wstępne na stoiskach informacyjnych przemysłu motoryzacyjnego, taboru kolejowego, precyzyjnego, elektrotechnicznego, łożyskowego.

List z terenu do Naczelnego Redaktora „Techniki Lotniczej i Astronautycznej”

Zawiadamiam, że mamy nowego korespondenta ze Świdnika kol. inż. Teofila Nowosada rzecznicza patentowego WSK, który będzie dostarczać materiały dotyczące analizy patentów krajowych śmigłowców.

Ponadto donoszę, że przeprowadziłem akcję informacyjno-propagandową naszego czasopisma, w której udało się zdobyć 30 prenumeratów. Sądzę, że liczbę tę podwoimy od półroczu. Ogólnie prenumerata czasopism technicznych znacznie się poprawiła, na rok 1970 mamy 104 zgłoszenia prenumeraty organizowanej przez koło SIMP.

Ożywione działanie i selektywny charakter pracy stowarzyszeniowej ma swoje odbicie w liczbie organizowanych szkoleń personelu technicznego, odczytach i prelekcjach specjalistycznych, jak również w zmianach systemu pracy stowarzyszeniowej.

W celu pełniejszego wdrożenia i upowszechnienia projektów wynalazczych eksponowanych na wystawie, obsługa techniczno-informacyjna stoiska ZPLiS: inż.

T. Nowosad i inż. P. Woynarowski opracowała „Informator” o wybranych projektach wynalazczych i rozwiązaniach eksponowanych na wystawie „Myśl wynalazcza w technice” nadających się do rozpowszechnienia i wdrożenia w przedsiębiorstwach podległych ZPLiS „Delta”.

Rękopis zawierający 114 pozycji wystawowych został przekazany Zespołowi Redakcyjnemu Wydawnictw Ośrodka Postępu Technicznego w Katowicach.

Wystawa „Myśl wynalazcza w technice” stworzyła dla wytwórców szczególną okazję do ukazania własnych osiągnięć w dziedzinie najnowszej techniki, zrealizowanych w eksponowanych rozwiązaniach.

Na ogół dobór eksponatów przez poszczególne jednostki organizacyjne podległe ZPLiS był trafny. Może tylko nieco za mało „uniwersalności” było widać w ekspozycjach mieleckich.

Całość stoiska i ekspozycji ZPLiS na tle innych należy ocenić b. pozytywnie. W przyszłości należałoby w kartach eksponatów uwzględnić możliwości wykonawcze (wykonawcę) rozwiązań wynalazczych w przypadku zgłoszenia przez zainteresowanych większej liczby zamówień na projekty przydatne i przewidziane do zastosowania.

Wystawie „Myśl wynalazcza w technice” zostało przyznane prawo pierwszeństwa do opatentowania wynalazku lub zarejestrowania wzoru użytkowego wystawionego na tej wystawie. Dla swych czterech eksponatów z przywileju tego skorzysła WSK Mielec.

Wystawa „Myśl wynalazcza w technice” rozbudziła na pewno twórczą aktywność kadry technicznej i racjonalizatorskiej ZPLiS wokół problemów postępu technicznego i wynalazczości.

Inż. Teofil Nowosad

Zarząd Koła Zakładowego SIMP w WSK Świdnik podjął ostatnio decyzję o powołaniu wydziałów kół specjalistycznych. Kola te będą obejmować komórki organizacyjne przedsiębiorstwa związane ze sobą bądź to podziałem organizacyjno-terytorialnym, bądź powiązaniem branżowych problematyk. Kierując powyższe wytyczne do kierowników pionów, działów i wydziałów WSK Zarząd Koła SIMP prosił o osobistą ich pomoc w zorganizowaniu tych nowych kół SIMP w jednostkach organizacyjnych przedsiębiorstwa. Powstałe kola mają zawiązać się na wzór istniejącego Koła Zakładowego. Na zebraniach simpowców będzie dokonany wybór przewodniczących, zastępców i sekretarzy.

Nadmienimy, że m.in. jako organizator w Zakładzie Doświadczalnym i w Dziale Głównym Konstruktora występuje kol. S. Trębacz, zaś w kilku wydziałach produkcyjnych kol. Hadrawa.

A. Hadrawa

W ruchu racjonalizatorskim odnotowaliśmy nowego wynalazcę, kol. Stanisława Nakoniecznego, absolwenta lubelskiej WSInż., który świadectwo autorskie wynalazku zdobył za opracowanie przyrządu pneumatycznego z tłumikiem sił odrzutu narzędzia. Kol. Nakonieczny pracuje w komórce Postępu Technologicznego Działu Gł. Technologa.

Również do niecodziennych zdarzeń ekonomiczno-technologicznych można zaliczyć osiągnięcia kolegi mgra Bogdana Grabowskiego, który w konkursie CRZZ pod hasłem: *Jak rozwijać i doskonalić szkolenie wewnątrzzakładowe* — zdobył I nagrodę.

Honorowe wyróżnienie roku „Skrzydlatej Polski” — *Błękitne skrzydła 1969* — otrzymał członek Zarządu Aeroklubu Robotniczego, członek Koła SIMP, pilot mgr R. Kosioł.

Adam Hadrawa

KRONIKA

▼ Zarząd Główny Aeroklubu PRL powołał nowe składki osobowe Komisji specjalistycznych APRL

— przewodniczącym Komisji Samolotowej został mgr inż. W. Markowski, sekretarzem — Z. Dudzik

— przewodniczącym Komisji Szybowcowej został dr inż. B. Jancelewicz, sekretarzem — mgr J. Adamek

— przewodniczącym Komisji Spadochronowej został mgr J. Świątek, sekretarzem — M. Kamiński

— przewodniczącym Komisji Balonowej został inż. A. Burzyński, sekretarzem — A. Burzyńska

— przewodniczącym Komisji Modelarskiej został mgr inż. Z. Franaszczuk, — przewodniczącym (ostatnio utworzonej) Komisji Śmigłowcowej APRL został mgr inż. R. Witkowski.

▼ II Plenum Zarządu Głównego APRL przydzieliło niektórym członkom ZG funkcje opiekunów aeroklubów regionalnych. M.in. aeroklubami w Mielcu, Krakowie, Nowym Sączu, Nowym Targu, Stalowej Woli i Muzeum Lotnictwa opiekować się będzie wiceprezes J. Antoniszczak. Opiekę nad aeroklubami w Świdniku, Lublinie, Radomiu i Kielcach sprawować będzie gen. bryg. pil. J. Kowalski.

▼ Komisja Samolotowa APRL wyłoniła dwie podkomisje: techniczną oraz szkoleniowo-sportową. Przewodniczącym pierwszej podkomisji został mgr inż. A. Miśiorek, a drugiej A. Flis.

▼ Na swym pierwszym posiedzeniu Komisja Samolotowa APRL powzięła uchwałę, w której wyraża zaniepokojenie sytuacją związaną z ograniczeniem planowanych dostaw samolotów dla lotnictwa sportowego.

▼ Na 1970 rok — po raz pierwszy — lotnicze imprezy i zawody sportowe ujęte zostały w system trzech lig, które stwarzają naszym sportowcom szerokie możliwości awansu wyczynowego.

— Do I ligi zaliczone zostały 4 imprezy centralne (mistrzostwa Polski)

— II liga ma jedenaście zawodów o charakterze ogólnopolskim. Zostaną one rozegrane na jednolitych regulaminach i stanowiąc będą eliminacje do mistrzostw Polski

— Do III ligi zaliczono 30 zawodów okręgowych, które rozgrywane będą w 10 okręgach sportu lotniczego, w trzech dyscyplinach (spadochronowych, szybowcowych i samolotowych) według jednolitych regulaminów i stanowiąc będą eli-

minacje do zawodów ogólnopolskich (II ligi).

▼ W Poznaniu odbyła się uroczystość 50-lecia Aeroklubu Poznańskiego, zamykająca obchody 50-lecia Lotnictwa Sportowego w Polsce. W uroczystościach wzięli udział generałowie lotnictwa J. Rączkowski, R. Paszkowski i W. Jajtło.

▼ Prezes Rady Seniorów Lotnictwa APRL płk pil. rez. M. Konieczny objął stanowisko reprezentanta PLL „Lot” w Bukareszcie. W związku z tą okolicznością odbyło się posiedzenie Rady, na którym funkcję prezesa RSL powierzono inż. C. Szczecińskiemu.

▼ W końcu ub. roku — przez 18 członków założycieli — powołany został do życia Lubelski Klub Seniorów Lotnictwa. Prezesem Klubu jest Karol Krasuski. Członkami KSL mogą zostać osoby, które ukończyły 40 lat, mają za sobą przynajmniej 10 lat pracy w lotnictwie i są kombatantami II wojny światowej, podczas której służyli w formacjach lotniczych. Osoby zainteresowane proszone są o skontaktowanie się z sekretariatem Lubelskiego Aeroklubu, ul. Osterwy 2.

▼ Na terenie Centralnego Portu Lotniczego Warszawa — Okęcie odbyła się, w obecności przedstawicieli Centralnego Zarządu Lotnictwa Cywilnego, narada kierowniczego personelu dyrekcji Zarządu Ruchu Lotniczego i Lotnisk Komunikacyjnych, naczelników terenowych portów lotniczych oraz sekretarzy POP. Na naradzie, której przewodniczył dyrektor ZRL i LK, podsumowano wyniki działalności w ubiegłym roku oraz omówiono zadania na rok bieżący. Najwięcej uwagi poświęcono zagadnieniom bezpieczeństwa ruchu lotniczego.

▼ Zapotrzebowanie na loty czarterowe wzrasta na całym świecie. I podczas, gdy w dziesięciolecie 1955—1965 przewozy pasażerów w lotach regularnych wzrosły 4-krotnie, to loty wynajęte — w tymże okresie — wzrosły 60-krotnie. W 1969 r.

PLL „Lot” wykonał 12% przewozów w systemie czarterowym. Stanowi to jednak tylko 3,6 mln tonokilometrów, podczas gdy statystyka IATA wykazuje tego typu pracę przewozową w ilości: dla CSA — 18,0 dla Air France — 54,9, zaś dla KLM — 71,4 tkm.

▼ Współpraca „Lotu” z austriackimi liniami AUA ulega stałemu rozszerzeniu. PLL „Lot” utrzymują przez Wiedeń komunikację z Atenami i Kairem. W lecie br. nastąpi uruchomienie drugiej linii afrykańskiej „Lotu”. Nasze samoloty obsługiwać będą, również przez Wiedeń trasę Warszawa — Tunis — Algier.

▼ PLL „Lot” działające w Budapeszcie otrzymały — wspólnie z „Orbisem” — reprezentacyjne biuro, mieszczące się w śródmieściu przy placu Voeroesmarty 6. Jest to dwunasta tego rodzaju placówka polska za granicą. Uroczyste otwarcie no-

wego lokalu odbyło się po specjalnej konferencji prasowej.

▼ Sygnalizujemy, że na łamach „Skrzydlatej Polski” wydrukowano referaty wygłoszone na naradzie naukowo-technicznej SIMP na temat lotniczych konstrukcji amatorskich oraz motoszybownictwa. W nrze 7/70 podano treść referatu prawnotechnicznego mgr inż. H. Ostromeckiego, wyrażającego stanowisko Centralnego Zarządu Lotnictwa Cywilnego w stosunku do amatorskich konstrukcji. Należy podkreślić, że stanowisko to jest pozytywne i życzliwe dla ruchu KAK (Klubu Amatorów Konstruktorów).

Na specjalnej wklepce do „Skrzydlatej Polski” 1970 nr 8 zamieszczono fragmenty:

— odczytu mgr inż. A. Glassa pt. *Perspektywy rozwoju motoszybowców i samolotów stabilizowanych*,

— referatu mgra inż. J. Borowskiego pt. *Lotnicza kariera silnika samochodowego* oraz

— referatu mgra inż. J. Fałęckiego pt. *Silnik z tokiem krążącym przyszłościowym napędem motoszybowców i samolotów ultralekkich*.

▼ Samoloty i śmigłowce polskiego lotnictwa sanitarnego przelatują rocznie około 10 tys. km. Są one zgrupowane w 15 zespołach po jednym w województwie (z wyjątkiem łódzkiego i opolskiego).

Zaden z krajów obozu socjalistycznego nie dysponuje tak świetnie zorganizowaną lotniczą służbą zdrowia. W tym roku obchodzi ona 15-lecie swego istnienia.

▼ W trakcie organizacji znajduje się na Rzeszowszczyźnie Instytut Lotniczy i Mechaniki Precyzyjnej.

▼ Szkoła Chorążych Personelu Latającego przy WOSL im. Janka Krasickiego kształci, na 17-miesięcznych kursach, chorążych personelu latającego w specjalnościach: pilotów samolotów transportowych, pilotów śmigłowców oraz nawigatorów samolotów transportowych.

O przyjęcie do szkoły ubiegać się mogą kandydaci spośród młodzieży cywilnej oraz żołnierzy odbywających zasadniczą służbę wojskową, którzy m.in.: mają średnie wykształcenie ogólne (liceum) względnie zawodowe (technikum), nie przekroczyli 23 lat życia i są stanu wolnego.

Do Szkoły Chorążych Personelu Latającego Wojsk Lotniczych mogą być przyjęci również kandydaci do WOSL, którzy nie zdali egzaminu konkursowego, względnie z innych przyczyn zostali odrzuceni przez komisję kwalifikacyjną. Kandydaci do Szkoły Chorążych przyjmowani są bez egzaminów wstępnych. Obowiązuje jedynie próba sprawności fizycznej i badania psychotechniczne.

Z działalności Sekcji Lotniczej SIMP

Dokończenie z II str. okł.

Wreszcie na specjalności *Osprzęt i automatyka lotnicza* daje się zauważyć pięciokrotny wzrost liczby kandydatów (obecnie 27 studentów wykonuje pracę dyplomową, zaś na piątym roku jest 46 studentów). Czynnikiem decydującym w tym przypadku jest atrakcyjność studiów w zakresie elektroniki i automatyki.

Za prof. Dulębą podajemy liczby studentów, którzy po wojnie ukończyli studia lotnicze w Warszawie:

W ostatnich latach nastąpiło 4-krotne zmniejszenie liczby kandydatów na specjalizacji *Samoloty i śmigłowce* (w latach 1961—1967 średnia liczba wydanych dyplomów wynosiła 17, zaś w 1970 r. jest jedynie 4 dyplomantów). Średnia liczba dyplomów — 19 utrzymuje się w zakresie specjalizacji *Silniki lotniczych* (przypisać to należy preferowanym studiom w zakresie turbin spalinowych, które znajdują zastosowanie w okrętownictwie, silowniach przemysłowych itp.)

Liczba inżynierów zmniejszyła się około 15% przez uzyskanie dyplomów magisterskich wliczonych w powyższe zestawienie.

Inż. **Orczykowski** w swoim referacie omawia konkretne zapotrzebowanie przemysłu lotniczego w Polsce na wysoko wykwalifikowanych specjalistów tej branży, na podstawie wyników ankiety przeprowadzonej przez Zarząd Sekcji Lotniczej SIMP w jedenastu ośrodkach przemysłu lotniczego. Ankieta objęto długofalowe potrzeby przemysłu w okresie najbliższego 15-lecia, przy czym rozbito je na dwa podokresy: pięciolecie 1971—1975 (zapotrzebowanie szczegółowe) i dziesięciolecie 1976—1985 (zapotrzebowanie orientacyjne).

Wyniki ankiety opracowane przez zespół roboczy SIMP z Mielca w składzie kolegów: Stanisława Orczykowskiego, Stanisława Mroczkowskiego i Jerzego Bara stanowią cenny materiał dla władz i instytucji (w pierwszym rzędzie KNiTu)

Specjalność	Samoloty	Silniki	Osprzęt
Dyplomy inżynierskie w latach 1947—1958	150	190	46
Dyplomy magisterskie w latach 1954—1969	210	240	110

zajmujących się planowaniem kształcenia i zapotrzebowania kadr specjalistycznych w ogóle zaś lotniczych w szczególności.

Biorąc pod uwagę trudności w odzyskaniu (w obecnym układzie plac) kadry inżynierów, która w ubiegłych latach odeszła z przemysłu lotniczego, oraz istniejące trudności w szybkim wyszkoleniu tradycyjnymi metodami potrzebnej liczby specjalistów lotniczych — zaproponowano zorganizowanie studium podyplomowego dla inżynierów nielotniczych. Referat ujmuje zasady, program oraz propozycje w zakresie lokalizacji specjalności takiego studium.

Zespół simpowski określił zapotrzebowanie krajowe nawet na wąskie specjalności lotnicze np. w dziedzinie osprzętu i automatyki lotniczej w zakresie: osprzętu pokładowego, awioniki, automatyki silników lotniczych, instalacji hydro-pneumatycznych oraz wyposażenia specjalnego.

Z przeprowadzonych rozważań wypracowano generalny wniosek, że w celu zabezpieczenia stałego dopływu do przemysłu specjalistów lotniczych, należy przystąpić do intensywnego szkolenia inżynierów i techników według unowocześnionej struktury specjalizacyjnej szkolnictwa, zaś politykę kadrową należy oprzeć na ulepszonych zasadach organizacji jego zaplecza technicznego.

Referat inż. K. Szumielewicz ujmuje następujące zagadnienia:

- obecny stan wykształcenia kadr lotniczych,
- aktualne możliwości kształcenia i zapotrzebowanie na specjalistów lotniczych,
- proces doksztalcania poprzez studia podyplomowe,
- szkolenie zawodowe w zakładach pracy oraz
- cele i kierunki działania.

Aby poprawić obecny alarmujący stan w zakresie zatrudnienia wykwalifikowanych kadr w lotnictwie cywilnym — referent postuluje:

- utrzymać istniejące kierunki nauczania na Politechnice Warszawskiej, w zakresie kształcenia inżynierów lotnictwa oraz inżynierów budownictwa lotniskowego,
- otworzyć nowy kierunek kształcenia w zakresie zabezpieczenia ruchu lotniczego i nawigacji,
- wprowadzić kształcenie ekonomistów lotniczych,
- rozszerzyć kształcenie techników lotniczych oraz techników — ekonomistów.

W referacie postawiono zagadnienie doksztalcania podyplomowego kadr lotniczych w zakresie: eksploatacji samolotów, organizacji, sterowania i zabezpieczenia ruchu lotniczego oraz projektowania, budowy i eksploatacji naziemnych budowli komunikacji lotniczej.

Referat stawia tezę, że jednym z podstawowych czynników wpływających na poziom szkolenia jest nowoczesność bazy szkoleniowej, która powinna być wyposażona w urządzenia wzorcowe, pracujące makiety, pomoce audiowizualne, plan-sze itp.

Schmidt A. F.: *Segelflugzeuge*. Seria: Aerotyp. Wyd. Transpress. Berlin 1969. (w Ośrodku Kulturalnym NRD w Warszawie — cena 13 zł) str. 96

W serii Aerotyp ukazują się przeglądy poszczególnych rodzajów samolotów. Ten tomik poświęcony jest szybowcom. Zawiera on opisy 46 współczesnych szybowców z 17 krajów. Prawie połowa z opisanych konstrukcji brała udział w Szybowcowych Mistrzostwach Świata w 1968 r. w Lesznie. Spośród polskich szybowców zostały opisane „Foka”-5, „Pirat”, „Zefir”3 „Bocian” i „Lis”. Najnowszą konstrukcją, która została zamieszczona w książeczce jest Glasflügel „Kestrel” oblatany jesienią 1968 r. Opisaną także jeden z mniej znanych szybowców NRD-owski „Favorit”. Opis każdego szybowca zamieszczony jest na dwóch stronach i zawiera zdjęcie, rysunek w trzech rzutach, dzieje szybowca, opis konstrukcji i dane techniczne. Książeczka pozwala zapoznać się z najważniejszymi szybowcami świata i porównać je z sobą. Dobry poziom rysunków i opisów czyni książeczkę przydatną zarówno dla fachowców jak wszystkich czytelników zainteresowanych szybownictwem.

A. Gl.

Stroud J.: *Soviet transport aircraft since 1945*. Wyd. Putnam. London 1968. str. 318.

Pierwsza książka poświęcona radzieckim samolotom pasażerskim okresu powojennego nie może uciec uwadze polskiego czytelnika. Tym bardziej, że jest ona opracowana bardzo solidnie i w oparciu o materiały udostępnione autorowi przez radziecką centralę „Aviaexport” oraz liczne linie lotnicze stosujące samoloty radzieckie, m.in. Polskie Linie Lotnicze „Lot” oraz czechosłowackie linie ČSA. J. Stroud jest autorem kilku poważnych prac na temat samolotów komunikacyjnych, opublikowanych przez wydawnictwo Putnam specjalizujące się w książkach dotyczących dziejów lotnictwa.

Książka J. Strouda na wstępie omawia historię „Aeroflotu”. Główną część książki stanowią opisy 38 powojennych radzieckich samolotów (i śmigłowców) pasażerskich i transportowych Antonowa, Berijewa, Iljuszyna, Kamowa, Mila, Tupolewa i Jakowlewa. Najnowszymi konstrukcjami opisanymi w książce są: Tu-149, Tu-154, Be-30 i Jak-40. Każdemu samolotowi czy śmigłowcowi poświęcony jest osobny rozdział zawierający dzieje prototypu i użytkowania samolotów seryjnych, opis samolotu i jego wersji, dane techniczne, zdjęcia poszczególnych wersji lub samolotów w barwach różnych linii lotniczych oraz rysunki każdego typu w trzech rzutach.

Kończącą część książki stanowią zestawienia zawierające wykaz typów samolotów używanych przez poszczególne dyrekcje „Aeroflotu” oraz na poszczególnych liniach krajowych i zagranicznych „Aeroflotu” oraz liniach lotniczych innych krajów, wykaz rekordów międzynarodowych ustalonych na radzieckich samolotach pasażerskich, wykaz reje-

stracji i numerów fabrycznych poszczególnych egzemplarzy samolotów radzieckich używanych przez „Aeroflot” i linie lotnicze różnych krajów.

Polskiego czytelnika niewątpliwie zainteresują polonica zawarte w tej książce. Są nimi opisy samolotów An-24, Il-12, Il-14, Il-18, Tu-134 oraz An-2, Jak-12, Mi-1 i Mi-2. Przy dziejach poszczególnych typów samolotów znajdują się informacje o użyciu ich przez PLL „Lot”, m.in. daty wprowadzenia na linie poszczególnych typów samolotów. W końcowej części książki znajdują się wykazy linii obsługiwanych przez „Lot” oraz lista znaków rejestracyjnych i numerów fabrycznych używanych przez „Lot” samolotów Il-12, Il-14, Il-18 i An-24.

Książka ta jest obecnie jedyną publikacją na świecie zawierającą pełny opis osiągnięć ZSRR w dziedzinie samolotów pasażerskich. Dlatego stanowi ona cenny zbiór materiałów dla każdego, kto interesuje się współczesnymi samolotami pasażerskimi na świecie, w ZSRR i w Polsce lub interesuje się dziejami samolotów radzieckich oraz rozwojem „Aeroflotu” i Polskich Linii Lotniczych „Lot”.

A. Gl.

Green W.: *Aircraft of the battle of Britain*. Wyd. Pan Books — Macdonald. London 1969, str. 64.

Film „Bitwa o Wielką Brytanię” nie w mniejszym stopniu niż polskiego widza pasjonuje widzów angielskich. Na fali tego zainteresowania ukazało się kilka publikacji związanych z tą tematyką.

Omawiana książka Greena opisuje samoloty użyte podczas tej bitwy. Znalazły się w niej angielskie: „Hurricane” I, „Spitfire” I, „Defiant” I i „Blenheim” IF oraz niemieckie Me-109E, Me-110C, Ju-87B Stuka, Ju-88A, He-111P i H oraz Do-17P i Z. Kilkustronicowy opis każdego samolotu jest ilustrowany licznymi zdjęciami, sylwetkami bocznymi pokazującymi malowanie samolotu oraz rysunkami w trzech rzutach. Informacja o każdym samolocie jest dość bogata.

W chwili rozpoczęcia Bitwy o Wielką Brytanię RAF dysponował 1400 samolotami myśliwskimi, a rezerwa wynosiła 160 „Hurricaneów” i 132 „Spitfire’y”.

Straty angielskie podczas Bitwy wyniosły 696 „Hurricaneów” i 518 „Spitfire’ów”, podczas gdy w tym okresie wyprodukowano 503 „Hurricane’y” i 319 „Spitfire’ów”.

Luftwaffe użyla przeciw Anglii 700 Me-109 i 200 Me-110, które służyły do osłony 157 bombowców nurkujących Ju-87 oraz 297 bombowców He-111, 200 Do-17 i 280 Ju-88 czyli blisko 900 maszyn, ponadto 90 Do-17, He-111 i Ju-88 służyło jako rozpoznawcze. Straty niemieckie wyniosły 1733 samoloty — w tym 610 Me-109 i 120 Me-110.

Książka ta mimo swej niedużej objętości jest dość szczegółowym zbiorem wiadomości o samolotach biorących udział w największej bitwie powietrznej II-ej Wojny Światowej.

A. Gl.

Szawrow W. B.: *Istoria konstrukcji samolotów w ZSRR do 1938 roku*: Wyd. Maszynostrojenije, Moskwa 1969, str. 608, cena zł 27,70.

Po raz pierwszy została opracowana szczegółowa historia rozwoju samolotów radzieckich, mówiąc ściślej jej pierwszy tom obejmujący okres do 1938 r. Autor dokonał dużego dzieła gromadząc bardzo obfity materiał historyczny i starając się nie pominąć żadnego zrealizowanego samolotu. Wyszedł on przy tym z założenia, że należy uwzględnić nie tylko konstrukcje rodzime i licencyjne lecz także wszystkie samoloty używane w Rosji i w Związku Radzieckim.

Pierwsza część książki obejmuje konstrukcje rosyjskie do rewolucji 1917 r. Zostały w niej opisane konstrukcje pionierskie z okresu do I Wojny Światowej oraz samoloty wojskowe zbudowane podczas wojny. Jako przykład dokładności opracowania książki może służyć opis 33 odmian samolotu „Ilja Muroniec”, zajmujący 23 strony. Osobny podrozdział poświęcony jest samolotom zbudowanym przez Rosjan poza granicami swego kraju. Sporo miejsca zajmuje opis licznych typów i wersji samolotów Blériot, Farman, Nieuport i Morane używanych w Rosji. Wśród opisanych maszyn znajdujemy także polonica, gdyż autor starał się odnotować wszystkie konstrukcje zbudowane na terenie ówczesnej Rosji, czyli też na ziemiach polskich znajdujących się pod zaborem rosyjskim. Zostały tu wymienione samoloty Farman-Awiata, Rudlickiego, Drzewieckiego, Zalewskiego, Kozłowskiego, Zbierańskiego i Cywińskiego, Tańskiego oraz Boruckiego. O działalności przemysłu lotniczego Rosji dużo mówi zestawienie produkcji lotniczej. Łącznie w latach 1909—1917 było wyprodukowanych 6270 samolotów, z czego 5400 podczas wojny. Liczba prototypów zbudowanych w Rosji do końca 1917 r. wynosiła 315, z czego 240 wzniosło się w powietrze. Dla pełnego obrazu tego okresu autor przedstawił rozwój rozwiązań konstrukcyjnych i osiągnięć samolotów rosyjskich. Interesująca jest informacja, że w okresie pionierskim współczynnik obciążenia początkowo wynosił 1,5—2 a przed 1914 r. doszedł do 3—5, zaś wartość współczynnika bezpieczeństwa wynosiła 1,5.

Druga część książki pokazuje radzieckie konstrukcje lotnicze zbudowane w okresie 1918—1938. Na wstępie zostały opisane samoloty zagraniczne którymi posługiwało się lotnictwo radzieckie w pierwszym okresie po rewolucji, a następnie samoloty niemieckie, holenderskie, angielskie, włoskie i francuskie zakupione w latach 1922—1924. W połowie lat dwudziestych rozpoczyna się seryjna produkcja rodzimych konstrukcji. W książce opisano wszystkie konstrukcje zbudowane w ZSRR w okresie międzywojennym. Są to przede wszystkim samoloty Tupolewa, Polikarpowa, Grigorowicza, Kalinina, Gribowskiego, Czeranowskiego, Putilowa, Czetwiernikowa, Koczerygina, Jakowlewa i Iljuszyna. Rok 1938 przyjął autor jako granicę między samolotami okresu międzywojennego, a tymi które wzięły udział w II Wojnie Światowej i dlatego kończy na nim pierwszy tom książki. Dla zachowania tego podziału niektóre typy samolotów zbudowane przed 1938 r. zostały przesunięte do dru-

giego tomu. Na zakończenie tego okresu autor charakteryzuje postęp jaki dokonał się w radzieckiej technice lotniczej w omawianym dwudziestoleciu. Autor podaje zestawienie prototypów zbudowanych w poszczególnych latach. Rekordowy jest 1936 r., w którym powstały 82 nowe typy. W latach 1918—1938 w ZSRR

zostało zbudowanych 458 prototypów z czego 409 wzniosło się w powietrze.

Książka niewątpliwie jest fundamentalną publikacją na temat radzieckich samolotów. Drugi jej tom obejmujący lata II Wojny Światowej ma się ukazać w przyszłym roku. A. GL.

BIBLIOTEKAZKA ASTRONAUTYCZNA

Dr Olgierd Wołczek

NA SZLAKACH UKŁADU SŁONECZNEGO

WNT. Warszawa 1968. Wydanie 1. Nakład 5200 egz. Cena zł 7.

Autor omawia próbki kosmiczne, zastosowanie których umożliwiło rozszerzenie naszej wiedzy o przestrzeni kosmicznej oraz o najbliższych planetach: Marsie i Wenus. W książce podana jest historia badań dotąd przeprowadzonych oraz przedstawio-

ne plany badań Kosmosu w najbliższej i dalszej przyszłości, które otwierają przed astronautyką i astronomią niezwykle perspektywy.

Książka przeznaczona jest dla szerszych kręgów Czytelników interesujących się problemami badania i poznawania Kosmosu.

E. Gołubkow

BEZPIECZEŃSTWO ZAŁOGI STATKU KOSMICZNEGO

WNT 1969. Wydanie 1. Nakład 5200 egz. Cena zł 7.

W książce omówione są niezmiernie ważne zagadnienia zabezpieczenia awaryjnego załóg statków kosmicznych w różnych fazach lotu statku, stosowane urządzenia ratownicze statków kosmicznych radzieckich i amerykańskich, szczególnie sposoby

badania niezawodności tych urządzeń oraz próby podniesienia niezawodności. Omówione są też perspektywy rozwoju urządzeń ratowniczych statków i stacji kosmicznych.

Książka przeznaczona jest dla interesujących się wydarzeniami w Kosmosie.

Prof. mgr inż. Henryk Muster

START W KOSMOS

WNT. Warszawa 1969. Wydanie 1. Nakład 10 000 egz. Cena zł 7.

Autor w sposób popularny omawia podstawy astronautyki, zagadnienia związane z oderwaniem rakiety od Ziemi i wejściem na jej orbitę okołoziemską, zapoznaje z zasadami bu-

dowy rakiet i silników raketowych oraz rodzajami paliw do nich stosowanych i opisuje urządzenia startowe rakiet kosmicznych.

Książka przeznaczona jest dla wszystkich interesujących się wydarzeniami w Kosmosie.

Dr Olgierd Wołczek

ZMYŚLY PRZESTRZENI

APARATURA OBIEKTÓW KOSMICZNYCH

WNT. Warszawa 1969. Wydanie 1. Nakład 4400 egz. Cena zł 7.

W książce opisane jest wyposażenie w aparaturę satelitów, próbników i statków załogowych, budowa wewnętrzna tych obiektów, pokładowe źródła energii elektrycznej, aparatura radiowa i telemetryczna, urządze-

nia do przeprowadzania obserwacji i pomiarów naukowych. Podane są też dane uzyskane dzięki obiektom kosmicznym.

Książka przeznaczona jest dla interesujących się realizacją i rozwojem badań kosmicznych.

Paweł Elsztajn

RAKIETY SONDUJĄCE ATMOSFERĘ

WNT. Warszawa 1969. Wydanie 1. Nakład 4500 egz. Cena zł 7.

W książce w sposób przystępny omówiono zastosowanie rakiet sondujących atmosferę, ich konstrukcję i wyposażenie, urządzenia do startu oraz metody śledzenia toru lotu rakiety; książka zapoznaje z najważniejszymi typami rakiet sondujących i opisuje

światowe ośrodki sondażu raketowego. Oddzielnie omówiono rozwój polskiej techniki raketowej, najnowsze typy konstruowanych w Polsce rakiet sondujących.

Książka przeznaczona jest dla interesujących się rozwojem raketnictwa.

OPRACOWANIA NAUKOWO-TECHNICZNE ZWIĄZANE Z ROZWOJEM TECHNIKI LOTNICZEJ

„Prace Instytutu Lotnictwa” 1969 nr 37. Zjednoczenie Przemysłu Lotniczego. Wydawnictwa Naukowo-Techniczne. Warszawa.

W zeszycie opublikowano następujące prace: mgr inż. Waldemar Dylewski: *Zastosowanie równań Lagrange'a do badania flatteru sterowanej rakiety w locie naddźwiękowym*; mgr inż. Kazimierz Bednarek, mgr inż. Bogusław Niedziałek: *Konstrukcja i wzorcowanie sond pomiarowych do badań komór spalania silników przepływowych*; mgr Bogdan Wiślicki: *Ocena właściwości smarnych olejów mineralnych stosowanych w hydraulicznych silnikach (analiza własności smarnych niektórych grup olejów mineralnych)*; mgr inż. Henryk Zatyka: *Badania szczelności złączy klejono-zgrzewnych i stabilności procesu ich wykonawstwa*; mgr inż. Tadeusz Drozd: *Algorytmy obliczenia parametrów toru ciała osiowoosymetrycznego w locie balistycznym i pionowym z uwzględnieniem oporu powietrza proporcjonalnego do kwadratu prędkości*.

„Prace Instytutu Lotnictwa” 1969 nr 38. Zjednoczenie Przemysłu Lotniczego. Wydawnictwa Naukowo-Techniczne. Warszawa.

W zeszycie opublikowano następują-

ce prace: mgr inż. Ryszard Łapucha: *Doświadczalne określenie zależności parametrów cieplno-gazo-dynamicznych pierścieniowej komory spalania od udziału strumienia pierwotnego w całkowitym przepływie powietrza*; mgr Bogdan Wiślicki, mgr Stanisława Andrzejewska: *Metoda potencjometrycznego oznaczenia kwasowości i alkaliczności w małych odważkach olejów z dodatkami*; dr inż. Zdzisław Lapiński, Edward Właźnik: *Pomiar naprężeń w monokryształach krzemu za pomocą promieniowania podczerwonego*; dr inż. Andrzej Srewnach: *Analiza stabilności zaworów przelewowych*; mgr inż. Wojciech Kalita: *Zastosowanie statycznej metody planowania doświadczeń i opracowywania ich wyników w badaniach śmigieł ogonowych śmigłowców*.

„Prace Instytutu Lotnictwa” 1969 nr 39. Zjednoczenie Przemysłu Lotniczego. Wydawnictwa Naukowo-Techniczne. Warszawa.

W zeszycie opublikowano następujące prace: mgr inż. Stefan Bramski, dr inż. Janusz Morawski: *Uproszczony model dynamiki podłużnego ruchu śmigłowca uwzględniający oddziaływanie prędkości postępującej na*

wirnik nośny; mgr inż. Janusz Seroka: *Badania czujnika turbinkowego z łożyskiem hydraulicznym do pomiaru przepływu cieczy*; mgr inż. Wojciech Kania: *Analiza czynników warunkujących utrzymanie zadanej liczby Macha w tunelu naddźwiękowym*; dr inż. Jerzy Roliński: *Obliczanie belek cienkościennych z tworzyw sztucznych wzmocnionych włóknem szklanym*; Ludwik Zerek: *Macierzowa metoda obliczeń wytrzymałościowych przegubowej łopaty wirnika nośnego śmigłowca w zawisie i locie pionowym*.

„Prace Instytutu Lotnictwa” 1969 nr 40. Zjednoczenie Przemysłu Lotniczego. Wydawnictwa Naukowo-Techniczne. Warszawa.

W zeszycie opublikowano następujące prace: mgr inż. Jerzy Żurański: *Własności aerodynamiczne urządzeń rolniczych i ich wpływ na aerodynamikę samolotu*; mgr inż. Andrzej Rucz: *Scinanie olejów w czasie pracy urządzeń mechanicznych*; mgr Bogdan Wiślicki: *Procesy destrukcji cieczy roboczych w mechanizmach — analiza zjawisk, metody badań*; mgr inż. Marian Rabenda: *Obliczenie częstości drgań własnych układów wielokrotnie rozgałęzionych*.

Dokończenie ze str. 21

Sprawdzenie skuteczności proponowanego rozwiązania

W tej fazie badania konfrontuje się uzyskane wyniki z założeniami. Doniosłą rolę odgrywa tu właściwie przygotowana metodyka sprawdzania wraz z procedurą statystyczną niezbędną do stwierdzenia przewidywanych zmian. Procedurę taką opracowuje się wykorzystując statystykę matematyczną.

Analiza wyników

Faza ta jest ostatnią fazą pojedynczego cyklu badawczego. Doniosłą rolę odgrywa w niej umiejętność wyciągania wniosków ze sprawdzenia i bieżące wprowadzanie odpowiedniej korektury rozwiązań. Po pozytywnym zakończeniu tej fazy i ostatecznym opracowaniu treści rozwiązania optymalnego proponowane rozwiązanie można wprowadzić do wszystkich podsystemów eksploatacji i po pewnym czasie wdrożenia przystąpić ponownie do powtórzenia opisanego cyklu badawczego. Jak więc z tego wynika, praca tego typu ma charakter

ciągły i kompleksowy i jest bazą do różnego rodzaju rozwiązań szczegółowych, lecz wybranych optymalnie a nie przypadkowo, intuicyjnie.

Badania takie należy prowadzić w kilku podsystemach eksploatacji, poszukując symptomatycznych dla ogólnego systemu eksploatacji cech, które opisują obszary działania o największym potencjale usprawnień.

Zgodnie z przyjętą na całym świecie praktyką badawczą nie powinno się wymieniać nazw badanych podsystemów eksploatacji, lecz tylko ich umowne oznaczenia. Stwierdzono bowiem, że bez względu na cel przeprowadzanych badań wśród bezpośrednich użytkowników badanego systemu eksploatacji pojawia się niepokój przed konsekwencjami, jakie mogą wynikać z wykrycia nieprawidłowości w tym systemie. Może to spowodować poważne trudności przy ujawnieniu przez zespół badawczy nieprawidłowości w badanym systemie oraz niewielki udział bezpośrednich użytkowników systemu w realizacji postawionego zadania.

JETHON Z.

613.64:531.113.001.5

The methods of investigation of acceleration effects on human organism

In this paper the general characteristics of acceleration effects on human organism and the acceleration classification according to directions of action are given. The acceleration simulators, i.e. centrifugals, rocket slides and catapults, used for acceleration tolerance tests are presented. The programmes for centrifugal tests are described and the possibilities of replacing expensive centrifugal tests by functional tests are mentioned.

WITKOWSKI R.

629.735.45.072

Some problems of helicopter control

In this paper the behaviour of one-rotor and two-coaxial rotor helicopters during rotation around vertical axis is discussed. The method of increasing the range of twinengine helicopter of the category B with one engine failed is presented. The results of the investigations, carried-out in Aviation Institute in Warsaw, concerning the influence of suspended loads on helicopter control are given and the problems of helicopter operations from fields covered with snow are explained.

KUJAWSKA D.

656.7.032.438.001.6

Future development of long-range air transport

The long-range air transport is developing continuously. In 1975 about 70 percent and in 1990 about 73 percent of seat-miles shall be offered by the long-range transport. In 1975 about 55 percent and in 1990 about 83 percent of long-range ferries shall be made by airbuses and supersonic aircraft. It is possible that during 80-th years the hypersonic aircraft shall be introduced into exploitation. Because expected new aircraft types in long-range air transport it is necessary to start by PLL Lot the long-range line as quickly as possible.

POTOCKI G.

629.7.076.001.5

Some problems of examination and improvement of aircraft exploitation systems

In this paper the stages of examination of operational and technical exploitation system in order to improve it and adjust to existing conditions are presented. Some details of the examination of an aircraft exploitation system carried-out in Technical Institute of Air Forces (ITWL) in Warsaw are discussed.

WANAT T.

629.735.076:620.179

Some notices on nondestructive checks during aircraft exploitation

In this paper the characteristics of various methods of non-destructive checks are given. These methods are classified according to their ability for detection of defects in various stages of aircraft production and during aircraft exploitation.

KOZAK J.

621.357:621.794

The analysis of the electrochemical machining errors

In this article the analysis of errors of electrochemical machining by the use of flat electrodes, fixed and movable, is made. The component errors of the machining, especially the shape errors caused by variation of the conditions in the split between the electrodes, are determined.

SZCZECIŃSKI S.

629.7.036.3,401.777

The possibilities of determining the life time of aircraft turbine engines

The article concerns the important exploitation problem — the foresight of reliable operation time of rotating components of aircraft turbine engines by measurements of rotor blades tip clearances. The continuous decreasing of tip clearances during the exploitation period is caused by durable deformations of rotor blades, discs and casings and by bearings wear. The method proposed by author for measurement of minimum tip clearances enables continuous determining the reserve of the time of engine reliable operation.

Co piszą inni...

Rodzaje i budowa amerykańskich zastrzeżeń patentowych

W drugiej części artykułu inż. M. Rodziewicz omawia klasyczny układ zastrzeżeń patentowych różnych kategorii wynalazków, na które ustawodawstwo amerykańskie udziela patentów, opisuje sposób opracowania klasycznego układu zastrzeżeń oraz omawia główne zastrzeżenia patentowe. „Wynalazczość i Racjonalizacja” 1970 nr 3

Perspektywy informatyki

Dr inż. A. Targowski zwraca uwagę na integracyjny charakter procesów informacyjnych, powiązanych z procesami zarządzania w gospodarce narodowej. Następnie przedstawia najpilniejsze przedsięwzięcia strategii i komputeryzacji oraz strategiczną koncepcję w latach 1970–2000 krajowej sieci informacyjnej funkcjonującej z pomocą krajowej sieci ośrodków obliczeniowych, proponuje taktyczny podział na 5 okresów i formułuje zadania dla każdego okresu. „Maszyny Matematyczne” 1970 nr 4

Normalizacja i organizacja produkcji elementów i zespołów maszyn

W artykule mgr inż. W. Karasiak przeprowadza analizę stanu normalizacji oraz koncentracji i specjalizacji produkcji wybranych elementów i zespołów maszyn, takich jak: hydraulika siłowa, pneumatyka siłowa, sprzęgła i hamulce, przekładnie zębate i koła zębate ogólnego przeznaczenia, sprężyny, łożyska ślizgowe, łańcuchy techniczne, części łączące oraz uszczelnienia. Artykuł jest podsumowaniem aktualnej sytuacji w zakresie normalizacji i organizacji produkcji zespołów i elementów maszyn w kraju.

O właściwą strukturę studiów technicznych

Kim są, bądź też powinni być absolwenci studiów inżynierskich i magisterskich? Sprawę tę postara się wyjaśnić J. Podolski za punkt rozważań biorąc podział na grupy pracowników zatrudnionych w działach technicznych gospodarki narodowej, których dzieli na 6 grup: robotników niewykwalifikowanych, robotników wykwalifikowanych, mistrzów, techników, inżynierów zawodowych i magistrów. Podkreśla przy tym różnice w przygotowaniu fachowym technika i mistrza, stwierdzając, że w zasadzie technik nie powinien być zatrudniony jako mistrz. Autor domaga się lepszego wykorzystania techników oraz podziału równoległego specjalistów z wyższym wykształceniem technicznym na inżynierów przygotowanych do pracy w produkcji i eksploatacji oraz na magistrów przewidzianych do prac koncepcyjnych i badawczych. „Przegląd Elektrotechniczny” 1970 nr 5

O pewnych zagadnieniach teorii i praktyki niezawodności

W artykule B. W. Gniedenko przedstawia złożoność zagadnień niezawodności w odniesieniu do urządzeń technicznych, opisuje aparat obliczeniowy teorii niezawodności, którym jest rachunek prawdopodobieństwa i statystyka matematyczna, odnosi go do trzech zasadniczych etapów zapewniania dużej niezawodności: podczas powstawania konstrukcji, w produkcji seryjnej prototypu i podczas eksploatacji. „Przegląd Elektrotechniczny” 1970 nr 5.

UWAGA PRENUMERATORZY CZASOPISM WCT NOT

Zakład Kolportażu Wydawnictw Czasopism Technicznych NOT począwszy od 1971 roku wprowadza do sposobów prenumerowania czasopism technicznych poważne udogodnienie, które:

- odciąża prenumeratorów
- usprawni pracę kolportażu
- spowoduje oszczędności finansowe.

Będzie to tzw. prenumerata ciągła, obowiązująca zakłady pracy, biblioteki, organizacje itp.

Instytucja, która zamówi czasopisma techniczne WCT NOT na 1971 r. i wpłaci należność za ten okres, nie jest obowiązana w latach następnych (1972, 1973, 1974 itd.) nadsyłać co roku nowych zamówień, ponieważ prenumerata ciągła ważna jest na czas nieograniczony. Dla utrzymania abonamentu wystarczy w latach następnych wpłacać w przewidzianym terminie od 1 lipca do 20 listopada należność za prenumeratę na rok następny.

Zamówienia na prenumeratę ciągłą na rok 1971 prosimy nadsyłać w okresie od 1.VII. do 20.XI. br. do Zakładu Kolportażu WCT NOT, Warszawa, ul. Mazowiecka 12, nr konta 1-9-121697 wnosząc jednocześnie należność za jeden rok.

W przypadku jakichkolwiek zmian (tytułów, rezygnacji z prenumeraty itp.) prosimy o natychmiastowe powiadomienie o nich Zakładu Kolportażu WCT NOT.

Zaznaczamy, że prenumerata ciągła nie dotyczy prenumeratorów indywidualnych, którzy w dalszym ciągu zamawiają czasopisma WCT NOT w urzędach pocztowych do każdego 10. miesiąca poprzedzającego okres prenumeraty — roczny, półroczny, kwartalny.

Dokończenie z IV. str. okł.

W następnych latach samoloty latające przez Anchorage docierają do Kopenhagi, Amsterdamu i Hamburga.

Po uruchomieniu w 1962 r. linii z Tokio do Londynu przez Indie i Bliski Wschód, a w 1967 r. z Nowego Jorku do Paryża i Londynu JAL uzyskuje zamknięcie połączenia wokółziemskiego.

Obecnie JAL ma stałe połączenia z 30 portami lotniczymi świata. Zgodnie z danymi statystycznymi usługi międzynarodowe stanowią nieco powyżej 10% przewozów pasażerskich, lecz w zakresie pracy przewozowej wyrażonej w pasażerokilometrach wartość ta wynosi około 60%. Trend przewozów zarówno krajowych, jak i międzynarodowych należy do najwyższych na świecie. Należy przypuszczać, że w 1975 r. nastąpi potrojenie przewozów pasażerskich w stosunku do 1968 r., poziom przewozów międzynarodowych będzie czterokrotnie wyższy.

Zainteresowanie Japonią jest coraz większe. Kraj ten staje w rządzie największych eksporterów świata. Olbrzymi eksport samochodów w najbliższym czasie wykorzysta również samoloty do ich przewozu. W tym celu przygotowuje się samolot Boeing-747F.

Samoloty JAL obsługują krajowe linie lotnicze o zasięgu „międzywyspowym”. Linie wewnętrzne poza omawianym przedsiębiorstwem obsługiwane są jeszcze przez sześć innych przedsiębiorstw. Jedno z nich South West Air Lines Co. Ltd. (Nansei Koku KK) powstało w wyniku wyodrębnienia się z JAL. JAL zachowało jednak 51% kapitału tego przedsiębiorstwa. Charakterystycznym dla tego przedsiębiorstwa jest eksploatacja samolotów produkcji japońskiej typu YS-11.

Z regularnej komunikacji lotniczej korzysta w Japonii 50 wielkich ośrodków miejskich, a wiele lotnisk obsługuje często kilka miast z uwagi na ich położenie względem jednego lotniska.

Japonia dysponuje trzema wielkimi węzłami lotniczymi o znaczeniu międzynarodowym. Są to: Tokio — miasto 11-milionowe mające jeden port lotniczy o zasięgu międzykontynentalnym. Lotnisko Tokio-Haneda ma uniwersalne połączenia z miastem. Obok autostrady do samego portu lotniczego dociera szybka kolej elektryczna.

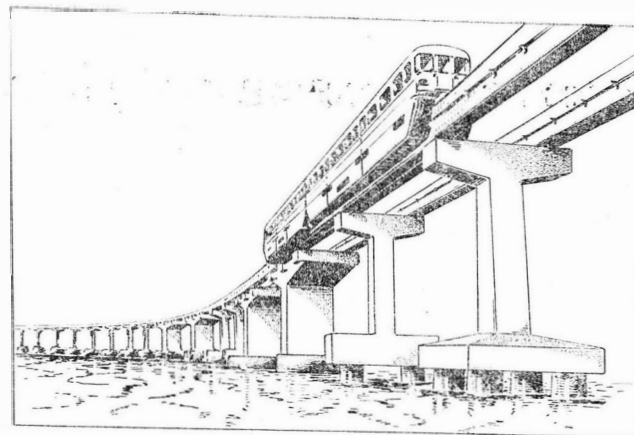
W 1969 r. przewozy na lotnisku Haneda wyniosły ponad 5 mln pasażerów oraz ponad 100 tys. ton ładunków towarowych.

Drugim co do wielkości portem lotniczym jest Osaka — miasto Expo-70. W związku z Expo-70 lotnisko zostało znacznie rozbudowane i dostosowane do obsługi 10 mln pasażerów rocznie.

Trzecim lotniskiem o znaczeniu międzynarodowym jest Fukuoka na wyspie Kiusiu.

Wymienione lotniska obok licznych połączeń międzynarodowych stanowią najaktywniejsze węzły krajowe. Np. linia Osaka — Tokio ma ponad 100 połączeń dziennie w każdym kierunku.

Wysokie wskaźniki przewozowe przedsiębiorstwa JAL przypisać należy jakości sprzętu lotniczego. W tabeli 2 przedstawiono stan sprzętu w roku 1970 i 1974. Przy



Jednoszynowa kolej z Tokio do Haneda

niezmiennym stanie liczbowym w planie docelowym pięcioletki zajdą istotne zmiany jakościowe powodujące dwukrotnie większą zdolność przewozową. Czołowe miejsce zajmą samoloty giganty (22 sztuki).

T a b l i c a . 20. Stan sprzętu lotniczego JAL

Typ samolotu	1970	Planowany na 1974
A. Dla połączeń międzynarodowych:		
Boeing-747	3	14
Boeing-747 F	—	1
Convair-880	4	—
DC-8/30	4	—
DC-8/50	11	6
DC-8/50F	6	2
DC-8/61	4	—
DC-8/62	7	7
DC-8/62F	1	2
Autobusy powietrzne	—	8
B. Dla połączeń krajowych:		
Boeing-727	20	10
Autobusy powietrzne	—	6
DC-8/61	5	9
Razem	65	65

Należy przypuszczać, że istotne zmiany zajdą również w przewozach krajowych. Konkurencyjnym środkiem przewozowym staje się szybka kolej japońska. Wymieńmy dwa superszybkie połączenia. „Kodama” i „Hi-kari” lub w języku polskim „Echo” i „Światło”, rozwijają one prędkość ponad 200 km/h. Obecnie prowadzi się pracę nad uruchomieniem pociągu o prędkości ponad 400 km/h. Linia Tokio — Osaka o długości 515 km byłaby pokonana w ciągu 1 godziny i 20 minut. A więc konkurencja dla samolotu wielka, mając na uwadze operatywność działania pociągu i samolotu łącznie ze wszystkimi czynnościami pomocniczymi.

Dokończenie ze str. 17

W przedsiębiorstwie, które oprócz eksploatacji wykonuje także naprawy tego sprzętu, należy stosować dodatkowo:

- metody magnetyczne
- metody radiograficzne

Powyższe znajduje odzwierciedlenie w praktyce zarówno producentów, jak i użytkowników współczesnych samolotów, zwłaszcza komunikacyjnych, w przypadku których zagadnienie niezawodności pracy przy jednoczesnym obniżeniu kosztów eksploatacji nabiera szczególnego znaczenia.

Na podkreślenie zasługuje fakt, że przy zastosowaniu nieniszczących metod badań sprzętu lotniczego niejednokrotnie unika się długotrwałego wycofania z eksploatacji tego sprzętu przy zachowaniu warunku bezpiecznej jego eksploatacji.

Literatura

1. „Defektoskopia”, roczniki 1967—69, dwumiesięcznik Akademii Nauk ZSRR.
2. Szrajber D. S.: *Ultrazwukowa defektoskopia*, wyd. „Metallurgia” Moskwa 1965.
3. Matuschek T.: *Technika ultradźwięków*, WNT Warszawa.

