



**technika
lotnicza
i astronautyczna**

7
1969

1. 3 lutego br. odbyło się Zebranie Sprawozdawczo-Wyborcze Oddziału Sekcji Lotniczej SIMP w Bydgoszczy. Zebraniu przewodniczył wiceprzewodniczący Oddziału Sekcji kol. St. Szkoda. W charakterze gości przybyli: wiceprzewodniczący Oddziału SIMP w Bydgoszczy kol. Zajęczkowski, sekretarz — kol. Chodorowski, prezes Aeroklubu kol. Mindak oraz przedstawiciel Klubu Seniorów Lotnictwa kol. Kuich; gościem na Zebraniu był dyrektor LZR.2 pik Adamski. Sprawozdanie z działalności Oddziału Sekcji oraz referat programowy przedstawił zebrany kol. Łobocki. Wypowiedź przewodniczącego Oddziału została przez obecnych nagrodzona oklaskami. W skład nowego Zarządu weszli m.in. koledzy: J. Łobodzki jako przewodniczący, St. Szkoda jako zastępca oraz K. Woźwodzki jako sekretarz. Na walne Zgromadzenie Delegatów Sekcji w Warszawie wybrano 7 kolegów. W imieniu Zarządu Oddziału SIMP kol. Zajęczkowski wręczył dyplomy uznania i wyróżnienia trzynastu aktywistom Sekcji Lotniczej. Program cennej, społecznej działalności Zarządu Oddziału Sekcji Lotniczej SIMP w Bydgoszczy — w nowej kadencji — obejmuje między innymi:

- zorganizowanie konferencji n.t. aktualnego stanu i perspektywy rozwoju konstrukcji, technologii, produkcji i oprzyrządowania silników lotniczych,
- zorganizowanie sympozjum na temat wkładu ziemi bydgoskiej w rozwój lotnictwa polskiego,
- opracowanie i wydanie „Wspomnień seniorów lotnictwa ziemi bydgoskiej”,
- utworzenie modelarni lotniczej i objęcie jej patronatem Sekcji Lotniczej,
- rozszerzenie działalności Sekcji w kierunku zespolenia pilotów wojskowych i cywilnych,
- zorganizowanie serii odczytów dla seniorów lotnictwa,
- zorganizowanie szeregu spotkań z ludźmi lotnictwa,
- zorganizowanie pokazów sprzętu latającego.

— wyznaczenie stałego korespondenta „Techniki Lotniczej i Astronautycznej”.

2. 4 lutego br. pod przewodnictwem kol. M. Maciejewskiego odbyło się zebranie sprawozdawcze Oddziału Sekcji Lotniczej w Poznaniu. W zebraniu uczestniczyło 20 sympowców wśród nich wiceprzewodniczący Oddziału kol. Świętek i sekretarz — kol. J. Szymankiewicz. Zarząd Sekcji reprezentował kol. S. Sulikowski, zaś Zarząd OW — kol. Z. Staszekiewicz. Sprawozdanie z działalności Oddziału Sekcji złożył kol. Szymankiewicz; referat programowy wygłosił kol. Maciejewski. W dyskusji nad sprawozdaniem i referatem wzięło udział 11 osób. Obecni na zebraniu jednogłośnie uchwalili wniosek o potrzebie powołania do życia Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Lotniczych.

Przybyli goście w wypowiedziach swych dali wyraz zszokowaniu do owocnej działalności Poznańskiego Oddziału naszej Sekcji. Oddział liczy 64 członków; na Walne Zgromadzenie Delegatów Sekcji w Warszawie wybrano 5 osób. Ramowy plan działalności Oddziału Sekcji Lotniczej w Poznaniu na 1969 r. zawiera m.in. pozycje następujące:

- sympozjum historyczne poświęcone 25-leciu Ludowego Lotnictwa Wojskowego
- 5 wystaw i pokazów sprzętu lotniczego
- 6 prelekcji oraz tyleż pokazów filmowych
- 2 krajowe wycieczki techniczne
- 50 godzin treningów na TL.1
- 10 spotkań z młodzieżą.

3. 10 marca br. odbyło się plenarne zebranie Zarządu Głównego SIMP poświęcone m.in. realizacji — przez Ministerstwa: Przemysłu Maszynowego i Ciężkiego — wniosków i postulatów z dyskusji przedzjazdowej. Zebraniu przewodniczył wiceprzewodniczący ZG kol. S. Zbiński. W czasie obrad przewodniczący Zarządu Sekcji Lotniczej zadeklarował resortom fachową współpracę i pomoc w rozwiązywaniu branżowych problemów technicznych. Oferta ta została z podziękowaniem przyjęta przez wiceministra przemysłu maszynowego.

4. Komisja powołana przez Zarząd Główny SIMP w celu opracowania propozycji zmian Statutu naszego Stowarzyszenia, w skład której weszli przewodniczący pięciu sekcji SIMP (m.in. kol. T. Kostia z Sekcji Lotniczej), opracowała wnioski i postulaty. Wnioski dotyczą właściwego współdziałania przewodniczących Zarządu Sekcji w życiu oddziałów SIMP. Najważniejsze postulaty wiążą się z inicjatywą powołania do życia Komisji Porozumiewawczej Sekcji oraz z sugestią wystąpienia do władz o wprowadzenie uprawnień kwalifikacyjnych, które powinny być przyznawane przez fachowe komisje działające w ramach SIMP.

5. Kolejne spotkanie zarządów naszej Sekcji i Sekcji Głównej Komunikacji Lotniczej SITK odbyło się w Warszawie 20 marca br. Zebranie w głównej mierze było poświęcone zacieśnieniu współpracy między obu sekcjami zarówno na szczeblu centralnym, jak w terenie. Robocza grupa międzysekcyjna zgłosiła propozycje w zakresie akcji i kierunków współpracy, które zatwierdziły zarządy Sekcji. Postanowiono zawrzeć specjalną umowę o współdziałaniu. Obecni przyjęli wytyczną, że w środowiskach lotniczych o słabym udziale członków SITK należy w miejscowych kolach lotniczych SIMP stworzyć warunki dla zainteresowania kolegów z Komunikacji. I dwrotnie.

Z uwagi na konieczność właściwego przedstawienia zagadnień nauczania, szkolenia i polityki kadrowej w lotnictwie zarządy Sekcji uznały za niezbędne zwołanie w 1970 r. specjalnej konferencji poświęconej tym sprawom.

skiem TKKF, LOK oraz Aeroklubem Mieleckim rozwój sport i wychowanie fizyczne. Zaplecze i baza do uprawiania sportu są tu bezkonkurencyjne. Nowoczesna hala, z 4 tys. miejsc (w której niedawno rozegrane zostały 40-te Mistrzostwa Polski w boksie), kryta pływalnia, stadion z trybunami na 7 tys. widzów, boiska treningowe, boiska do koszykówki i siatkówki, korty tenisowe. Jeszcze w tym roku ma być oddany do użytku zespół kąpielowy z basenami pływackimi. Klub ma 9 sekcji, w których czynnie uprawia sport ponad 1000 zawodników i zawodników, a kibicuje im ponad 11 tys. członków wspierających. Prezesem jest dyr. adm. WSK M. Małdracki, wiceprezesem E. Kazimierski.

W NUMERZE NASTĘPNYM

opublikowana będzie kolejna rozmowa przeprowadzona z okazji jubileuszu Polskiej Ludowej — z Dowódcą Wojsk Lotniczych, gen. dyw. pil. J. Raczkowskim.

Następnie w artykule „Przyszłość szybowców zawodniczych” omówiony będzie postęp w budowie szybowców wyczynowych, który wyraża się tendencjami rozwojowymi klasy standard oraz rozwojem kierunków koncepcji, aerodynamiki i konstrukcji szybowców klasy otwartej. Przedstawiony będzie również problem wysoko wyczynowego szybowca dwumiejscowego oraz zagadnienie stosowania jako szybowców zawodniczych konstrukcji eksperymentalnych i seryjnych. Omówione będą także tendencje rozwojowe w zakresie wyposażenia szybowców.

Zróżnicowanie powstawania hałasu w silnikach odrzutowych oraz sposoby ich zwalczania będą omówione w artykule „Lotniskowe tłumiki hałasu”.

W eksploatowanych obecnie lotniczych silnikach tokowych stosuje się wyłącznie chłodzenie powietrzne ze względu na znaczną prostotę i lekkość konstrukcji, a przede wszystkim ze względu na dużą prostotę i łatwość eksploatacji. W artykule na ten temat podane będą podstawy teoretyczne powietrznego chłodzenia, uzasadniona będzie konieczność stosowania w silnikach wysokościsłowych i śmigłowych wymuszonego przepływu przez silnik powietrza chłodzącego i regulacji jego wydatku w zależności od warunków lotu i pracy silnika.

W nawiązaniu do zapoczątkowanej w nrze 2 z 1969 TLiA dyskusji na temat terminologii zamieścimy propozycję nazewnictwa obiektów wysyłanych z Ziemi w przestrzeń kosmiczną i propozycje na temat terminologii związanej z pojęciami resursu i gwarancji. Autor drugiej wypowiedzi próbuje usystematyzować pojęcia określające niezawodność wyrobów, które dotąd są dowolnie interpretowane i powodują nieporozumienia między wytwórcą i użytkownikiem i proponuje zastąpienie terminów obcych i nieprecyzyjnych ściślejszymi określeniami polskimi.

Następna publikacja przedstawia szkic monograficzny Szybowcowego Zakładu Doświadczalnego w Bielsku-Białej omawiający historię polskiego powojennego szybownictwa.

W artykule „Lot statku „Apollo” 10 omówione będą szczegóły lotu załogowego na orbitę Księżyca, lotu statku „Apollo” z członem księżycowym LM i manewry wykonane przez człon LM z dwoma astronautami na pokładzie na malej wysokości nad powierzchnią Księżyca. Podane też będą wyniki naukowe lotu do dotarcia powierzchni Księżyca, na której odkryto czynne wulkan, stwierdzono też, że różne reiony Księżyca mają różniące się od siebie barwy, co wskazuje na różnorodną strukturę mineralogiczną.

KRONIKA

• Aż do odwołania zamknięte zostało lotnisko w Katowicach, gdzie będą prowadzone prace remontowe. W tym czasie pasażerowie do i z Katowic będą przewożeni autobusami do samolotów startujących i lądujących na lotnisku krakowskim. Przybędzie nowe krajowe połączenie Warszawa — Bydgoszcz. Podjęcie komunikacji przewidziane jest 22 lipca.

• W Belsku koło Grójca, 50 km od Warszawy w 500 rocznicę urodzin Kopernika (19 lutego 1973 r.) — otwarte zostanie Centralne Obserwatorium Astronomiczne. Na lokalizację taką zdecydowano się z dwóch względów:

— Warszawa jest największym w kraju skupiskiem astronomów

— w wybranym rejonie nie będą występować zakłócenia atmosferyczne powodowane przez przemysł. Obserwatorium zostanie wyposażone w

2-metrowy teleskop Zeissa, jeden z największych w Europie.

• Amatorzy J. Janowski i W. Kalita kończą w Łodzi budowę jednomiejscowego samolotu. Silnik dwucylindrowy o mocy 25 KM wg projektu J. Janowskiego zbudował St. Polawski. Amatorzy wykonali smigło drewniane. Budowę samolotu zainteresował się Główny Inspektorat Kontroli Cywilnych Statków Powietrznych w Warszawie. KCSP wyraża gotowość zapoznania się z dokumentacją techniczną samolotu i jego wykonaniem, a następnie oficjalnego ustosunkowania się co do możliwości uznania samolotu za pełnoprawny statek powietrzny. Czytelniczki łódzkich gazet nazwali samolot „Prząśniczka”.

• 30-lecie działalności WSK Mielec to razem jubileusz miejscowego KS „Stal”. Klub ten z bardzo żywotnymi na terenie przedsiębiorstwa kołami PTTK, ogni-

TECHNIKA LOTNICZA I ASTRONAUTYCZNA

MIESIĘCZNIK
SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XXIV

Lipiec 1969

Zeszyt 7

Adres Redakcji: Warszawa, ul. Czackiego 3/5,
tel. 27-26-01

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

SPIS TREŚCI

	Str.
Rozmowa z płk. Stanisławem Skalskim, sekretarzem generalnym Aeroklubu Polskiej Rzeczypospolitej Ludowej — Stefan Sulikowski i M. Klara Szurmak	1
Rozmowa z mgrem inż. Władysławem Nowakowskim, dyrektorem Zakładów Sprzętu Lotnictwa Sportowego w Bielsku-Białej — Bronisław Dostatni i M. Klara Szurmak	4
C. Pużyna: Wyniki badań hałasu i drgań na krajowych samolotach pasażerskich	7
A. Glass: Farnborough 1968. Śmigłowce i samoloty VTOL	11
NA PÓLKACH KSIĘGARSKICH	15
J. Fałęcki: Lotnicze silniki Wankla — dok.	16
B. Dostatni: Samolot jako środek masowych przewozów towarowych	20
H. Krasowski: Turbulencja pozachmurowa CAT	24
NOWOŚCI TECHNICZNE	26
A. Marks: Urządzenia do łączenia pojazdów kosmicznych	31
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZEJ SIMP	II okł.
KRONIKA	II okł.
LOTNICZE PORTY ŚWIATA — Frankfurt n. Menem	III okł.
KONKURS — TECHNIKA LOTNICZA W DWUDZIESTOPIĘCIOLECIU PRL	IV okł.
NOTATKI ZE ŚWIATA	III skrz.
CO PISZĄ INNI	IV skrz.



WYDAWNICTWA
CZASOPISM
TECHNICZNYCH NOT
Warszawa
Czackiego 3/5

Redaktor naczelny:
mgr inż. *Stefan Sulikowski*

Sekretarz redakcji:
M. Klara Szurmak

Redaktorzy działowi:
dr *B. Dostatni*, mgr inż. *A. Gołdźnowski*, inż. *A. Hadrawa*, mgr inż. *W. Kordziński*, mgr inż. *S. Lassota*, inż. *K. Szumielewicz*, mgr inż. *W. Zarembe*

Redaktor techniczny:
Alicja Bil

Rada Programowa:
Prof. mgr inż. *L. Dulęba*, mgr inż. *J. Grzegorzewski*, mgr inż. *H. Krajewski*, mgr inż. *A. Lewkowicz*, inż. *R. Machnowski*, mgr inż. *W. Pietrzak*, mgr inż. *B. Trala*, mgr inż. *J. Wojciechowski*

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

Wrocławska Drukarnia Dzielowa. Zam. 2860/C — J-3.
Nakład 1550 egz. Papier druk. sat. kl. IV, 70 g, 60 × 86.

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

Результаты измерений шума и вибраций на отечественных пассажирских самолетах

Приводятся результаты измерений шума и вибраций произведенных Центральным институтом охраны труда на нескольких самолетах Ан-24. Уровень шума измерялся в кабине пассажиров, в кабине летчиков и других помещениях самолета, в различных фазах полета и на взлетной площадке. Вибрации измерялись на штурвале, педалях и сидении пилота. Установлено, что уровень шума превышает нормы — особенно в кабине летчиков. Уровень вибрации невысокий. Обращено внимание на средства, которые необходимо применять во избежание переутомления экипажа под влиянием шума.

GLASS A.

629.13(061)

Вертолеты на авиационной выставке Farnborough 1968

В статье рассматриваются конструкции вертолетов представленных на авиационной выставке Farnborough 1968: Westland „Scout”, „Wasp”, „Wessex” и SH-3D „Sea King”, Westland-Sud Aviation SA-330, SA-341 и WG-13, Agusta Bell 204 В и проекты самолетов вертикального старта и посадки WE-01 и HS/NGTE.

KRASOWSKI H.

551.55

Внеоблачная турбулентция CAT

Изложены причины возникновения внеоблачной турбулентции и указаны потери, которые она вызывает в авиации. Рассмотрены трудности управления самолетом в турбулентции и описан прибор — применяемый на самолетах линии PAA — предостерегающий перед внеоблачной турбулентцией. Даются указания облегчающие распознавание и избежание внеоблачной турбулентции, а также подчеркнута значимость сохранения в условиях турбулентции правильного положения самолета.

PUZYNA C.

534.83:629.138.5

The results of the noise and vibration measurements on some passenger aircraft exploited on polish domestic routes

The results of the noise and vibration measurements carried out by Centralny Instytut Ochrony Pracy on some An-24 aircraft are given. The noise level was measured in passenger cabin, in crew cabin and in other aircraft compartments for various flight phases and on the runway. The vibrations was measured on the steering wheel, on the pedals and on pilot seats. It was found, that the noise level, especially in crew compartment exceeds the accepted standards. The vibration level is not high. The means, that should be applied in order to prevent the crew fatigue because the noise are mentioned.

GLASS A.

629.13(061)

Farnborough 1968 Helicopters at Farnborough Display

The article covers the problems of construction of helicopters being shown at the 1968 Farnborough Display: Westland „Scout”, „Wasp”, „Wessex” and SH-3D „Sea King”, Westland/Sud-Aviation SA-330, SA-341 and WG-13, Agusta Bell 204B and the designs of VTOL aircraft WE-01 and HS/NGTE.

KRASOWSKI H.

551.55

About clear air turbulence

The sources of clear air turbulence are explained and the losses caused by this turbulence in the aviation are mentioned. The aircraft control troubles during flight in turbulent air are discussed and the instrument used on Pan American Airlines aircraft for warning before clear air turbulence is described. Some methods facilitating the recognition and omitting the clear air turbulence are given and the importance of retaining the proper aircraft attitude during flight in turbulence is emphasized.

ZESZYT 7

LIPIEC

1 9 6 9

ROK XXIV



technika lotnicza i astronautyczna

MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH

Z okazji jubileuszu Polski Ludowej przeprowadziliśmy rozmowy na temat dorobku, osiągnięć i problemów naszego lotnictwa w minionym ćwierćwieczu, które publikujemy poniżej.

Wydaje nam się, że przedstawienie w takiej formie problemów polskiego lotnictwa, bliskich chyba każdemu naszemu Czytelnikowi, jest celowe. Tych, którzy czują niedosyt poruszonych zagadnień, informujemy, że opublikowane w tym numerze rozmowy są początkiem cyklu, który zamierzamy kontynuować.

Teraz oddajemy głos naszym rozmówcom.

Rozmowa z płk. Stanisławem Skalskim sekretarzem generalnym Aeroklubu Polskiej Rzeczypospolitej Ludowej



— **Panie Pułkowniku, chcielibyśmy dowiedzieć się, w jaki sposób Aeroklub wypełnia odpowiedzialne i ważne dla gospodarki i obronności kraju zadania?**

— Naszym zadaniem jest koordynacja pracy 37 aeroklubów regionalnych, których działalność ma na celu propagowanie lotnictwa — przez rozbudzanie i rozwijanie zamiłowań lotniczych przede wszystkim wśród młodzieży. Pod patronatem Aeroklubu PRL działają szkolne koła lotnicze i lotnicze drużyny harcerskie skupiające łącznie ok.

50 000 młodzieży, którymi opiekują się właśnie aerokluby regionalne. Chciałbym tu dodać, że z cenną pomocą przychodzi Klub Seniorów Lotnictwa przy Aeroklubie PRL. Zrzeszeni w nim zasłużeni lotnicy, ludzie od lat związani z lotnictwem, mający bogate doświadczenia i ciekawe przeżycia zaznajamiają młodzież z historią i tradycjami polskiego lotnictwa.

Trzeba też podkreślić znaczenie, jakie w pracy z młodzieżą ma współdziałanie z organizacjami młodzieżowymi, a więc z ZMS, ZMW i ZHP oraz z ZSS „Społem”.

Dodać jeszcze chciałbym, że nawiązaliśmy współpracę z Centralnym Związkiem Spółdzielni Budownictwa Mieszkaniowego, w ramach której opiekujemy się młodzieżą skupioną w świetlicach i klubach znajdujących się na terenie osiedli spółdzielczych.

— **Jakie są formy pracy aeroklubów?**

— Aerokluby regionalne organizują kursy LPW I i II stopnia, na których szkoli się setki młodzieży rocznie, a najlepsi idą do WOSL w Dęblinie. Zdaniem Komisji WOSL poziom

przygotowania pilotów na tych kursach jest coraz wyższy. Prowadzimy również wstępną selekcję kandydatów do „czerwonych beretów”. Plany szkoleniowe na rzecz obronności kraju dla MON wypełniamy terminowo i nawet z nadwyżką.

Ponadto na specjalnych kursach przygotowujemy kadry dla lotnictwa komunikacyjnego. Do końca ub.r. ponad 50 naszych wychowanków pracowało w PRL LOT, a wielu z nich pełni funkcję pierwszych pilotów.

— **Jedną z form działalności są usługi gospodarcze...**

— Właśnie chciałem o tym powiedzieć. Od roku 1960 przy Aeroklubie PRL działa Przedsiębiorstwo Usług Lotniczych (dawniej Lotniczy Zespół Usług Gospodarczych — LZUG). Przedsiębiorstwo to prowadzi ożywioną działalność w różnych kierunkach, m.in. do jego zadań należy: zwalczanie szkodników lasów i pól, tzw. miedziowanie zbiorników wodnych, zwalczanie chwastów, ochrona przeciwpożarowa lasów, ratownictwo morskie, zwiad lotniczy ruchu lodów. W akcji zwalczania szkodników lasów i pól bierze udział ponad 40 samolotów, które w ub.r. wylatały ponad 5,5 tys. godzin. Pracownicy lotnictwa sanitarnego i gospodarczego rekrutują się z naszych pracowników. Usługi agrolotnicze pełnimy również dla zleceniodawców zagranicznych, m.in. w Austrii, Tunezji, Libii i ZRA. Lotnictwo gospodarcze jest b. rozległą dziedziną obejmującą wiele problemów i trudno w naszej rozmowie omówić wszystkie, a nawet przedstawić chociażby pokrótce. Wydaje mi się, że byłoby wskazane na łamach Waszego pisma poświęcić temu zagadnieniu oddzielny artykuł bądź nawet cykl artykułów.

— **Propozycja Pana Pułkownika jest jak najbardziej słuszna i pokrywa się z naszymi zamierzeniami. Mamy w planie publikację na ten temat. Liczymy tutaj na współpracę z Aeroklubem w zakresie doboru autorów. Ale wracając do naszej rozmowy, chcielibyśmy dowiedzieć się jeszcze, czy wyposażenie Aeroklubu w samoloty jest wystarczające i czy są one odpowiednie do Waszych zadań? I następne pytanie, jakie samoloty są potrzebne?**

— Różnorodna działalność Aeroklubu wymaga na wstępie wyjaśnienia, że odpowiedź na te pytania dotyczy kilku podstawowych typów samolotów o różnym przeznaczeniu, a więc

i o odpowiednich cechach użytkowych.

Na pierwszy ogień dajmy samoloty usługowe, a więc wykonujące zadania w takich dyscyplinach lotniczych, jak szybownictwo i spadochroniarstwo. W tej dziedzinie modernizujemy się, przechodzimy na samoloty PZL 101 „Gawron”, PZL 104 „Wilga” i An-2. Zastępują one systematycznie mocno wysłużone, a zarazem tak bardzo zasłużone w minionym okresie CSS-13 (Po-2) i nieco młodsze, ale również zużyte „Junaki” 2.

Szczególnie interesują nas samoloty PZL 104 „Wilga”, które, po wprowadzeniu postulowanych przez Aeroklub poprawek i zmian konstrukcyjnych, zasilą nasze jednostki jeszcze w bieżącym roku. Jest to naprawdę dobry samolot, z wyposażeniem radiowym, z możliwością wbudowania urządzeń radionawigacyjnych. Dobre parametry lotnotekniczne oraz to, że samolot jest 4-osobowy umożliwi nam zwiększenie efektywności pracy lotnej, nie tylko w szybownictwie (możliwość 2, a nawet 3 holu), ale także i w spadochroniarstwie, któremu w sukurs, zwłaszcza dla zawodników zaawansowanych, przyszły już An-2. Jeśli w terminie otrzymamy „Wilgi” od przemysłu, to sytuacja w tych dziedzinach naszej działalności poprawi się. Tu dodać trzeba, że możliwe jest dalsze unowocześnienie „Wilgi” 10 i chyba nie mylimy się, oceniając ten samolot jako najbardziej nam przydatny w przyszłości. Tak jest z samolotami usługowymi.

Niestety inna jest sytuacja na odcinku samolotów szkolno-treningowych. Bez dramatyzowania można ją określić jako sytuację krytyczną, a przecież jest to podstawowy samolot, decydujący o ilościowo-jakościowych wynikach lotnictwa sportowego. Mam tu na myśli 2 główne sprawy: odpowiednią liczbę szkolennej młodzieży, stanowiącej bazę wyjściową młodych kadr dla lotnictwa zawodowego zarówno wojskowego, jak i cywilnego, oraz zaplecza dla treningu sportu lotniczego, który miał tak piękne tradycje w przeszłości. Bez odpowiedniej liczby pilotów treningowców nie można przecież nawet myśleć o doborze odpowiedniej kadry, a tym samym o sukcesach międzynarodowych. Tutaj nasze usiłowania jak dotychczas są bezowocne. Kończą swój resurs wysłużone samoloty „Junak” 3 i „Jak” 18, stanowiące w obecnej chwili „być

albo nie być” treningu i sportu samolotowego. Doraźna pomoc lotnictwa wojskowego, które przekazało pewną liczbę samolotów TS-8 „Bies” odsunęła tylko na krótki okres czasu poważne trudności w zakresie szkolenia lotniczego, a więc głównie kandydatów do lotnictwa wojskowego.

Natomiast otwarta jest nadal i z każdym rokiem komplikuje się coraz bardziej sprawa treningu lotniczego. Na miejsce naprawdę przydatnych do tego celu samolotów „Jak” 18 nic nowego nie widać. Tutaj zmianę sytuacji może przynieść tylko import z ZSRR („Jak”-18 PM) lub CSRS („Zlin” 526). Czas niezmiernie nagli, gdyż możliwości reśursowe dla samolotów typu „Jak” 18 wystarczą zaledwie na 2 lata. Jak widać sytuacja jest zupełnie podbramkowa, używając do jej określenia języka sportowego. Nasze potrzeby na lata kolejnej pięcioletki zamykają się liczbą 150 sztuk. Gdyby nasz przemysł krajowy mógł rozpocząć produkcję tej klasy samolotów w latach 1972—1975, można byłoby wyjść z impasu, bo tak chyba to należy określić (oczywiście produkcję z licencji radzieckiej, realne ze względu na terminy).

Wreszcie sprawa odpowiedniego samolotu do akrobacji lotniczej to problem nr 3. Ta piękna dziedzina sportu lotniczego, mająca wielkie walory w kształtowaniu psychofizycznej sylwetki współczesnego pilota, nie może nam być obojętna.

Mamy naprawdę utalentowanych pilotów, a jednak od wielu lat na arenie międzynarodowej nie liczymy się. Kolejne modernizacje samolotów czeskich „Zlin” 26, a potem 326, przekształcenie ich w narzędzie walki psychologicznej z zagranicznymi sportowcami („Super-Kasper-Akrobat”, „Beskid” I i „Beskid” II) dały częściowe rezultaty, jednak ze względu na zmęczenie konstrukcji zostały zawieszona w dalszej akrobacji. Dziś, aby się liczyć w tej dyscyplinie sportu, należy mieć samolot o dużych rozpiętościach prędkości i mocy silnika, pionowej manewrowości (prędkość wznoszenia co najmniej 10 m/s) i dużych współczynnikach na przeciążenie dodatnie i ujemne. Słowem, ma to być samolot zdolny do pełnego programu najeżonego pionowymi figurami akrobacji, którą powinien zakończyć na tym samym pułapie, na jakim ją rozpoczynał z lotu poziomego — czyli co najmniej odpowiednik radzieckiego „Jaka” 18P.

Myszę, że dałem w sposób pośredni odpowiedź na ostatnią część tego wielokierunkowego pytania, jakie samoloty są nam potrzebne.

Tylko w grupie samolotów usługowych możemy mówić nie tylko o sprecyzowanych potrzebach, ale także o ich realnych szansach spełnienia. Samolot PZL 104 „Wilga” i w pojedynczych egzemplarzach An-2 — to pomyślnie rozwiązanie potrzeb szybownictwa i spadochroniarstwa w Aeroklubie PRL.

Natomiast główny reprezentant grupy szkolno-treningowej, to samolot w klasie „Jak” 18 czy „Zlin” 526. Potrzebny jest nam tu samolot ekonomiczny w eksploatacji z wyposażeniem pilotażowo-nawigacyjnym, przystosowanym do lotów w trudnych warunkach, z zastosowaniem radiołączności, na którym można będzie prowadzić szkolenie i trening w lotach nawigacyjnych i akrobacji. Powinniśmy dorównać w krótkim czasie przodującym krajom Europy w sporcie tego typu.

Na trzecim miejscu stawiam sprawę samolotu akrobacyjnego nie z chęci pomniejszenia wagi problemu, a tylko ze względu na fakt, że chodzi tu o sprzęt w kilkunastu egzemplarzach, dla kilku ośrodków w kraju, specjalizujących się w tej niezwykle atrakcyjnej i dla widza dyscyplinie lotniczej. Oczywiście mam także na myśli potrzeby kadry narodowej dla stworzenia możliwości jej startu w imprezach międzynarodowych, z szansami na nawiązanie walki z najlepszymi. Ale te potrzeby zamykają się naprawdę w liczbie nie więcej niż do 29 sztuk łącznie.

Jak z przytoczonych faktów widać, Aeroklub PRL spotyka swoje 50-lecie w b. trudnej sytuacji sprzętowej, jeśli chodzi o samoloty. Dawaliśmy wyraz tej ocenie nie tylko naszym władzom zwierzchnim. Również i na łamach „Skrzydlatej Polski” (nr 910 i 916) b. szczegółowo omówił te problemy pion techniczny Aeroklubu PRL. W zakończeniu tej sprawy pragnę podkreślić, że liczni działacze terenowi, zwłaszcza w ostatniej kampanii przed kolejnym IX Krajowym Zjazdem Aeroklubu PRL dawali wyraz swemu zaniepokojeniu. Niewątpliwie sprawy te znajdują swoje odbicie na forum Krajowego Zjazdu. Obecna sytuacja wyrasta do rangi problemu nr 1 naszego Stowarzyszenia — natomiast rozwiązanie jego leży poza płaszczyzną naszych możliwości, co nie znaczy, że przyglądamy się rozwojowi sytuacji biernie.

Ale tu naprawdę potrzebna jest nam pomoc.

— Które z osiągnięć bądź jaką formę działalności Aeroklubu w 25-leciu uważa Pan Pułkownik za najważniejszą?

— 25-letni bilans lotnictwa sportowego jest w wielu dziedzinach korzystny, ale pierwszeństwo dałbym naszemu szybownictwu.

Imponujące sukcesy tej formy naszej działalności są wynikiem doskonale układającej się współpracy między producentem i użytkownikiem doskonałego sprzętu rodzimej konstrukcji i produkcji. Zaistniały tu najważniejsze wzajemne uwarunkowania. Już w 1947 r. ówczesny Instytut Szybownictwa w Bielsku — obecnie znany w kraju i na świecie SZD — dał doskonałą, pierwszą powojenną konstrukcję, szybowiec IS-1 „Sęp”. Na szybowcu tym pilot Adam Zientek zrewanżował się doskonałym wynikiem na międzynarodowych zawodach w Samedan w Szwajcarii, wygrywając jedną z konkurencji, uzyskując ostatecznie b. dobre 8 miejsce. Potem nastąpiło jakby zjawisko lawinowe. Doskonałe szybowce, cała rodzina „Much”, „Jaskółek” i „Bocianów” narobiły niezwykłego zamieszania w tabeli światowych rekordów szybowcowych. Wystarczy, jeśli podam, że „Bocian” aż 28 razy wpisywał w tabeli najlepszych osiągnięć nazwiska naszych znakomych szybowców z absolutną rekordzistką, Pelagią Majewską, 16-krotną autorką najwyższych światowych osiągnięć. A przecież trzeba pamiętać, że mamy liczną, naprawdę światową czołówkę pilotów szybowcowych, wśród których rej wodzą takie znakomitości, jak: Edward Makula, Wanda Szemplińska, Jan Wróblewski, Lucyna Bajewska-Krzywonos, Jerzy Wojnar, Adela Dankowska i liczna plejada posiadaczy odznak szybowcowych z 3 diamentami, których szybownicy nasi mają najwięcej na świecie, bo aż 202 według stanu na 1.I.1969.

Mając tak doborową kadrę zawodniczą, trudno się dziwić, że 62 razy w okresie powojennym szybownicy nasi ustanawiali międzynarodowe rekordy, a trzech z nich jest posiadaczami najwyższego odznaczenia FAI, medalu Lilienthala, który przyznaje się najwyżej raz w roku i tylko jednemu pilotowi szybowcowemu na świecie za najwybitniejsze osiągnięcia.

Wielka trójka naszych asów, posiadaczy tego medalu, Tadeusz Góra, Edward Makula i Pelagia Majewska oto widoczny symptom światowej pozycji naszego szybownictwa. Oczywiście pozycję tę ugruntowały nam liczne sukcesy międzynarodowe oraz szereg cennych zwycięstw na szybowcowych mistrzostwach świata w 1956, 1958, 1960, 1963 i 1965 r. Była to rzeczywiście znakomita passa — w tym dziesięcioleciu zdobyliśmy 3 razy mistrzostwa świata (A. Witek, E. Makula, J. Wróblewski), a 6 razy nasi zawodnicy stawali na podium zwycięzców w charakterze I bądź II wicemistrzów świata.

Zbędne chyba jest podkreślanie polityczno-propagandowej rangi tych sukcesów, jeśli zważyć, że odnoszono je w walce z czołówką światową, nie tylko zawodniczą, ale i techniczną.

Drugim ważnym czynnikiem tych sukcesów jest to, że odnoszono je na obcym terenie, m.in. nawet na dalekim kontynencie Południowej Ameryki.

Oczywiście sukcesom tym szły w sukurs coraz ulepszone konstrukcje „Foki” i „Zefira”, dzieło znakomitego zespołu naszych konstruktorów z SZD.

Wydaje się, że przytoczyłem dostateczną ilość argumentów, uzasadniających uznanie za najważniejsze osiągnięcie w 25-leciu — sukcesy naszego szybownictwa.

Ale niezbędne wydaje się małe wyjaśnienie.

Jeśli chodzi o konstrukcje z drewna osiągnęliśmy chyba wszystko co można. Natomiast w konfrontacji z najnowszymi osiągnięciami techniki szybowcowej, wprowadzającej coraz szerzej konstrukcje z tworzyw sztucznych, co mieliśmy okazję obserwować na XI Szybowcowych Mistrzostwach Świata w Lesznie 1968, nasze tradycyjne konstrukcje z drewna bądź metalu wypadły bardzo niekorzystnie. Nie jest to próba tłumaczenia naszych ostatnich niepowodzeń, bo nie zawsze zwyciężają faworyci, ale sygnał dla konstruktorów i technologów, że konieczne są nowoczesne rozwiązania konstrukcyjne i technologiczne — stosowanie sztucznych tworzyw, coraz bardziej powszechnych również w lotnictwie.

Rozmawiali:

*Stefan Sulikowski
i M. Klara Szurmak*



Mgr inż. Władysław Nowakowski, dyrektor ZSLS

Rozmowa z mgrem inż. Władysławem Nowakowskim dyrektorem Zakładów Sprzętu Lotnictwa Sportowego w Bielsku-Białej

— **Panie Dyrektorze, chcielibyśmy prosić o parę informacji o Zakładach, którymi Pan kieruje od ich powstania.**

Kiedy powstał Szybowcowy Zakład Doświadczalny?

— Bezpośrednio po wyzwoleniu Bielska i Białej, a więc na wiosnę 1945 roku młodzież Bielska i Białej zaczęła samorzutnie organizować drużyny szybowcowe, z których powstał w 1945 r. Centralny Harcerski Ośrodek Szybowcowy z siedzibą w Bielsku. Jesienią 1945 roku wspomniany Ośrodek — który swoją działalnością obejmował jedynie teren Śląska — przekształcony został w Ośrodek Organizacji Szybownictwa obejmujący swoją działalnością obszar całej Polski.

Na tej bazie w styczniu 1946 r. utworzony został zarządzeniem ministra komunikacji Instytut Szybownictwa w Bielsku, który w roku 1948 przemianowany został na *Szybowcowy Zakład Doświadczalny*.

Za oficjalną datę utworzenia Szybowcowego Zakładu Doświadczalnego przyjmujemy datę zarządzenia ministra komunikacji powołującego do życia Instytut Szybownictwa, a więc styczeń 1946 roku.

W związku z tym w 1966 roku obchodziliśmy XX-lecie istnienia SZD.

— **Ile konstrukcji opracował Szybowcowy Zakład Doświadczalny?**

— Szybowce opracowywane przez nasz zakład oprócz swojej nazwy oznaczane są symbolem zakładu oraz numerem kolejnym. Do roku 1948 symbolem zakładu był IS — skrót Instytutu Szybownictwa, a od roku 1948 symbolem zakładu jest SZD — skrót Szybowcowego Zakładu Doświadczalnego.

Aktualnie na deskach naszych konstruktorów opracowywany jest szybowiec SZD-39 „Cobra” 17, który jest 39 oryginalną konstrukcją zakładu.

Ponieważ w pierwszych latach swej istnienia zakład zrekonstruował dwa polskie szybowce przedwojenne, a mianowicie: „Salamandrę” i „Komara” oraz jeden szybowiec niemiecki „Żuraw”, a niezależnie od konstrukcji szybowcowych zakład opracowywał również sprzęt naziemny jak wozy transportowe, wyciągarki i ściągarki, **liczba konstrukcji opracowanych przez zakład przekracza 45**, przy czym należy podkreślić, że nie wliczam do tego modyfikacji sprzętu.

— **Które — Pana zdaniem — opracowania Szybowcowego Zakładu Doświadczalnego odegrały najważniejszą rolę w rozwoju polskiego szybownictwa?**

— Na pytanie to dosyć trudno jest udzielić jednoznacznej odpowiedzi.

Z propagandowego bowiem punktu widzenia pozytywną rolę odegrał w pierwszych latach szybowiec IS-1 „Sęp”, który, będąc pierwszą po II wojnie światowej całkowicie opracowaną konstrukcją szybowca nie tylko w Polsce, ale bodajże w Europie. W 1957 r. w czasie pierwszej po wojnie międzynarodowej imprezy szybowcowej w Samedan w Szwajcarii zadokumentował, że wskrzeszone zostały nasze chlubne tradycje szybowcowe i że polscy piloci szybowcowi liczą się już na arenie międzynarodowej.

Z punktu widzenia techniki szybowcowej poważną rolę odegrały opracowane w swoim czasie przez Szybowcowy Zakład Doświadczalny szybowce o niekonwencjonalnym ukła-

dzie, jak: IS-5x „Kaczka”, IS-6x „Nietoperz” oraz SZD-20x „Wampir” 2. Opracowywanie tych szybowców było doskonałą szkołą dla naszych konstruktorów, a ich pomiary w locie stały się bogatym źródłem informacji dla naszych obliczeniowców i pilotów doświadczalnych. Jeżeli natomiast idzie o sport szybowcowy, to byłbym skłonny przypisać największą rolę w jego rozwoju nie poszczególnym typom szybowców, ale całym ich rodzinom, a mianowicie: całej rodzinie szybowców „Mucha”, poczynając od IS-2 „Mucha” przez SZD-12 „Mucha” 100, a kończąc na SZD-22 „Mucha” Standard, rodzinie szybowców „Jaskółka”, poczynając od SZD-8 „Jaskółka” przez SZD-14 „Jaskółka” M, a kończąc na SZD-17 „Jaskółka” L, rodzinie szybowców „Bocian” od SZD-9 „Bocian”, a kończąc na SZD-9 „Bocian” 1E, rodzinie szybowców „Foka” oraz rodzinie szybowców „Zefir”.

Mam nadzieję, że budowana obecnie przez nas wersja szybowców SZD-30 „Pirat” da również początek rodzinie, która nie tylko odegra poważną rolę w rozwoju naszego szybownictwa, ale i w eksporcie polskiego sprzętu lotniczego.

Z szybowców, które wymagały poważnego doszkolenia naszej załogi i które stały się źródłem wielu doświadczeń konstrukcyjnych i technologicznych, wyliczyłbym wszystkie wersje szybowców SZD-21 „Kobuz” oraz SZD-27 „Kormoran”.

— **Jaką rolę w wyczynie szybowcowym w czasie zawodów odgrywa sam sprzęt?**

— Nie ulega wątpliwości, że osiągnięty sprzęt odgrywa poważną rolę w wyczynie. Poważną, ale nie jedyną.

Na wyczyn szybowcowy w czasie zawodów mają bowiem wpływ również inne czynniki, z których pozwoli sobie wymienić najważniejsze, a mianowicie: umiejętności samego pilota, jakość przyrządów i aparatów, w które wyposażony jest szybowiec zawodniczy, warunki meteorologiczne oraz trafne dobranie do panujących warunków meteorologicznych w danym dniu odpowiedniej konkurencji zawodów, dobra współpraca między zawodnikami ekipy reprezentującej dany kraj, dobra współpraca obsługi naziemnej ekipy z zawodnikami, odporność psychiczna pilotów, no i oczywiście odpowiednia atmosfera w ekipie.

— Które, Pana zdaniem, z tych czynników wpłynęły negatywnie na wyniki naszych pilotów w Lesznie w ubiegłym roku?

— Na pewno mamy dobrych pilotów, a wyposażenie szybowców w przyrządy oraz aparaturę na poziomie światowym. Poza tymi dwoma czynnikami na niekorzystny dla nas wynik mistrzostw wpłynęły chyba wszystkie pozostałe, z tym że nie negujemy, że nasze szybowce ustępowały osiągnięciami postępowym rozwiązaniom zagranicznym, a słabe warunki meteorologiczne w czasie mistrzostw były wyjątkowo niekorzystne dla przyjętych parametrów konstrukcyjnych naszych szybowców.

— Czy konstruktorzy Szybowcowego Zakładu Doświadczalnego wyciągnęli wnioski z niepowodzeń w Lesznie?

— Wyniki mistrzostw w Lesznie nie były dla nas całkowitym zaskoczeniem. Obserwując rozwój techniki szybowcowej na świecie zdawaliśmy sobie sprawę, że nasz sprzęt zawodniczy zaczyna nieco „odstawać” od postępowych rozwiązań zachodnich, między innymi ze względu na stosowanie na zachodzie tworzyw sztucznych, konkretnie laminatów szklano-epoksydowych, na elementy konstrukcyjne szybowców oraz na olbrzymi postęp dokonany tam w zakresie aerodynamiki laminarnych profili szybowcowych.

Oczywiście zarówno pracownicy SZD, jak i pracownicy współpracujących z nami instytucji, jak Instytut Lotnictwa i Politechnika Warszawska nie przyglądali się bezradnie i obojętnie rozwojowi sytuacji w technice szybowcowej. Niemniej mając mniejsze niż nasi „konkuren-

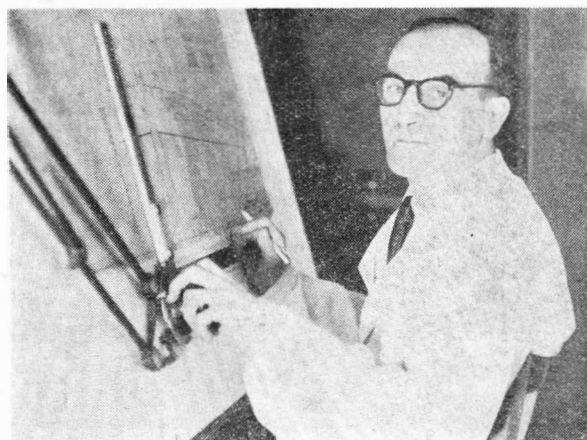
ci” możliwości — chociażby ze względu na brak odpowiedniej jakości krajowych surowców oraz brak bazy eksperymentalnej, która pozwoliłaby na laboratoryjne przebadanie w tunelu o małej turbulencji nowo opracowywanych przez naszych naukowców profili lotniczych — nie opracowaliśmy dla naszych zawodników nowych szybowców zawodniczych o szczytowych osiągnięciach w technice szybowcowej.

— Czy nasi zawodnicy otrzymają na najbliższe mistrzostwa nowe szybowce zawodnicze z tworzyw sztucznych?

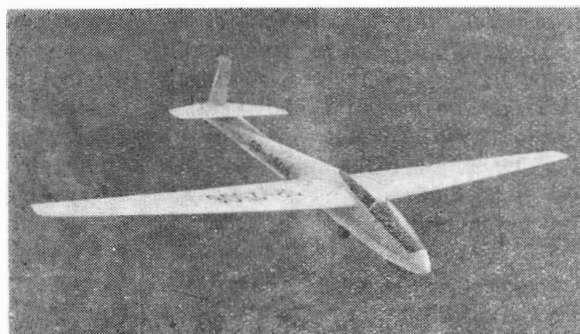
— Niestety, na najbliższe mistrzostwa jeszcze nie. Wprawdzie przygotowujemy dla naszych zawodników

szybowce lepsze od tych, na których startowali w ubiegłym roku w Lesznie, a mianowicie szybowce „Cobra” 15 oraz szybowce „Cobra” 17, ale nie będą to jeszcze takie szybowce, jakie chcielibyśmy im dać.

Problem szybowca zawodniczego z tworzyw sztucznych jest bowiem nie tylko problemem złożonym ze względów konstrukcyjnych i technologicznych, ale rozwiązanie tego problemu wymaga stosunkowo dużo czasu. Konstrukcje z tworzyw sztucznych zachowują się bowiem z punktu widzenia wytrzymałości i sztywności inaczej niż konstrukcje z tworzyw konwencjonalnych, a w związku z tym wymagają nie tylko wielu prac- i czasochłonnych prób, ale również i dokonania nowelizacji tzw. przepisów budowy sprzętu lotniczego, ponieważ nie tylko nie ma mo-



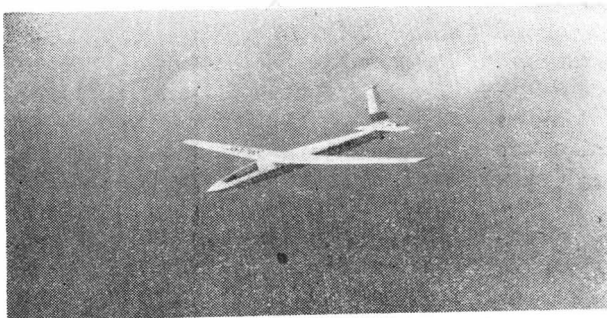
Inż. Józef Niespał, współkonstruktor pierwszego po wojnie polskiego szybowca IS-1 „Sęp”



Szybowiec „Bocian” 1E



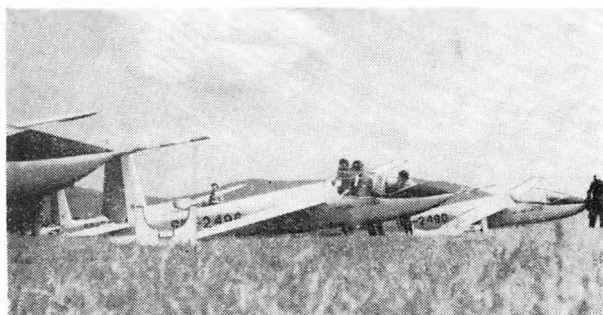
Szybowiec „Foka” 5



Szybowiec „Zefir” 3



Szybowiec „Pirat”



Szybowiec „Kobuz”

żliwości, ale najprawdopodobniej nie ma również potrzeby, by szybowce z tworzyw sztucznych spełniały wszystkie wymagania obowiązujących aktualnie przepisów, konkretyzujących wymagania stawiane sprzętowi budowanemu z tworzyw konwencjonalnych.

— Czy produkcja sprzętu szybowcowego przez Zakłady Sprzętu Lotnictwa Sportowego zaspokaja potrzeby krajowe oraz odbiorców zagranicznych?

— Niestety, jeszcze nie. Pomimo że 90% naszej produkcji przeznaczamy na eksport, nie zaspokajamy w pełni potrzeb CHZ „Motoimport”, a jest sprawą oczywistą, że pozostałe 10% produkcji nie jest w stanie zaspokoić potrzeb Aeroklubu Polskiej Rzeczypospolitej Ludowej. Napawa nas to szczególnym niepokojem, ponieważ zdajemy sobie sprawę z faktu, że najlepszą reklamą naszych

szybowców są wyniki i osiągi naszych szybowców, a jeżeli nie będziemy im dostarczali odpowiedniej ilości i jakości sprzętu szybowcowego, szybownictwo polskie przestanie w końcu odgrywać taką rolę, jaką odgrywa jeszcze w szybownictwie światowym.

Wprawdzie realizowana obecnie rozbudowa bazy produkcyjnej zakładów w Bielsku-Białej napawa nas optymizmem, jednakże tempo tej rozbudowy nie tylko nie zaspokaja naszych aktualnych potrzeb w tym zakresie, ale niestety nie daje również gwarancji, że będziemy w stanie wywiązać się z przyjętych już przez nas wieloletnich zobowiązań w stosunku do naszych odbiorców zagranicznych, bez dalszego traktowania przez nas „po macoszemu” potrzeb Aeroklubu Polskiej Rzeczypospolitej Ludowej.

Przy okazji chciałbym zaznaczyć, że przez Pracownię Projektową Zjednoczenia Przemysłu Lotniczego zo-

stał opracowany — przy naszej współpracy — program rozwoju naszego przedsiębiorstwa, który w przypadku pełnego jego zrealizowania pozwoli na utrzymanie naszej pozycji nie tylko w sporcie szybowcowym, ale również i w technice szybowcowej.

— Do ilu państw eksportowaliśmy w ostatnich latach polskie szybowce?

— Ponieważ trzeba by zbyt dużo wliczać, może ograniczę moją odpowiedź do wymienienia państw, do których wysyłailiśmy szybowce w ubiegłym roku. Były nimi: Anglia, Argentyna, Australia, Bułgaria, Dania, Hiszpania, Holandia, Kanada, Niemiecka Republika Demokratyczna, Rumunia, Szwajcaria, Szwecja, Wenezuela, Węgry i Związek Radziecki.

— Jak Pan ocenia „Technikę Lotniczą i Astronautyczną”?

— Jestem wiernym czytelnikiem „Techniki Lotniczej i Astronautycznej” od pierwszego jej numeru. O ile sobie przypominam, w pierwszym numerze po wojnie zamieszczony był nawet mój artykuł, a przez dłuższy czas, jak długo osobiście mogłem zajmować się problemami konstrukcyjno-obliczeniowymi, publikowałem na łamach Waszego czasopisma różne „przyczynki”.

Rozszerzenie ostatnio przez Redakcję problematyki poruszanej przez Was z techniki lotniczej również i na technikę astronautyczną wpłynęło — moim zdaniem — pozytywnie nie tylko na zwiększenie kręgu Waszych czytelników, ale pozwala również „lotniczym” czytelnikom śledzić postęp w technice astronautycznej, torującej przecież w dużym stopniu drogi technice lotniczej.

Z racji mojej pracy odczuwam — oczywiście — zawsze pewien niedosyt problematyki szybowcowej w Waszym czasopiśmie, ale nie jest to chyba Wasza wina, bo będąc — w pewnym sensie — monopolistą w Polsce w zakresie techniki szybowcowej, właśnie od nas powinno wpływać do Was więcej, niż to ma miejsce obecnie, artykułów i ciekawszych publikacji.

— Dziękujemy w imieniu naszych Czytelników i własnym za udzielone informacje.

Rozmawiali:
Bronisław Dostatni
i M. Klara Szurmak

Wyniki badań hałasu i drgań NA KRAJOWYCH SAMOLOTACH PASAŻERSKICH

W ramach realizacji prac nad nowymi tematami, a z inicjatywy Związku Zawodowego Transportowców oraz Polskich Linii Lotniczych LOT, pracownicy Zakładu Akustyki Technicznej CIOP przeprowadzili w I kwartale br. wstępne badania warunków akustycznych kilku samolotów typu An-24 stosowanych obecnie powszechnie w lotniczych połączeniach krajowych. Celem tych badań było:

- określenie poziomu i widma hałasu w kabine pilotów oraz w kabine pasażerskiej w różnych fazach lotu, a następnie porównanie rozrzutu wyników uzyskanych w podobnych warunkach dla kilku samolotów tego samego typu, ale z silnikami o różnych ilościach przepracowanych godzin,
- określenie poziomu i widma drgań występujących na podstawowych elementach, przede wszystkim sterowniczych, z którymi pilot styka się bezpośrednio podczas lotu,
- dokonanie konfrontacji uzyskanych wyników z istniejącymi normami,
- wstępne wyjaśnienie mechanizmu występujących zjawisk i określenie kierunków postępowania zmierzających do uzyskania poprawy warunków akustycznych w kabine pilotów.

Pomiary hałasu i drgań wykonywano przy zastosowaniu standardowej aparatury firmy Brüel, przy czym podczas lotów do pomiarów stosowano precyzyjny bateryjny miernik poziomu dźwięku z filtrami, natomiast podczas pomiarów wykonywanych przy podobnych warunkach pracy silników, lecz na płycie startowej — zestaw aparatury złożony z analizatorów częstotliwości i analizatora tercjoowo-oktawowego oraz pisaka rejestrującego.

Hałas występujący wewnątrz samolotu można z punktu widzenia źródeł jego powstawania podzielić na trzy grupy, a mianowicie:

- hałas mechaniczny silników, a także drgania poszczególnych elementów samolotu,
- hałas aerodynamiczny wylotu gazów i hałas aerodynamiczny śmigieł,
- hałas tarcia powietrza opływającego samolot podczas lotu.

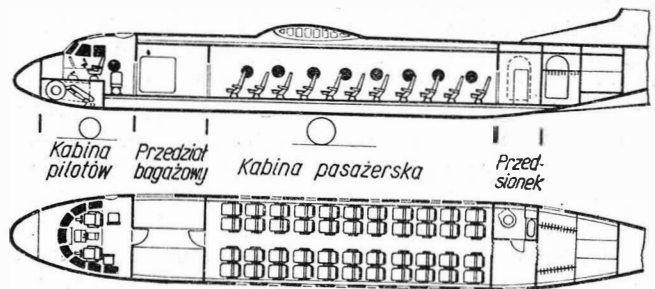
Widmo hałasu związane z pierwszą grupą źródeł ma w samolotach śmigłowych przeważnie charakter prążkowy związany przede wszystkim z pracą śmigła, w widmie drugiej grupy występują składowe prążkowe obok widma ciągłego, widmo grupy trzeciej ma charakter ciągły i podczas pomiarów wykonywanych na ziemi nie występuje.

Oczywiście, różnice poziomu oraz charakteru widma hałasu wewnątrz samolotu zależą od następujących czynników:

- typu silników i ich mocy,

Przytoczono wyniki pomiarów hałasu i drgań przeprowadzonych przez Centralny Instytut Ochrony Pracy na kilku samolotach pasażerskich typu An-24. Poziom hałas był mierzony w kabine pasażerskiej, w kabine załogi i w pozostałych pomieszczeniach w różnych fazach lotu oraz na pasie startowym. Drgania mierzono na wolancie, pedałach i fotelach pilotów. Stwierdzono, że poziom hałasu przekracza, w szczególności w kabine załogi, przyjęte normy. Poziom drgań nie jest wysoki. Zwrócono uwagę na środki, jakie należy stosować, aby zapobiec przemęczeniu załogi wskutek hałasu.

- usytuowania silników oraz ich odległości od poszczególnych pomieszczeń,
 - własności akustycznych ścian samolotu.
- Samoloty typu An-24 mają dwa turbinowe silniki śmigłowe o mocy nom. 2100 KM każdy. Silniki są podwieszane pod skrzydłami w odległości ok. 2,5 m od ścian

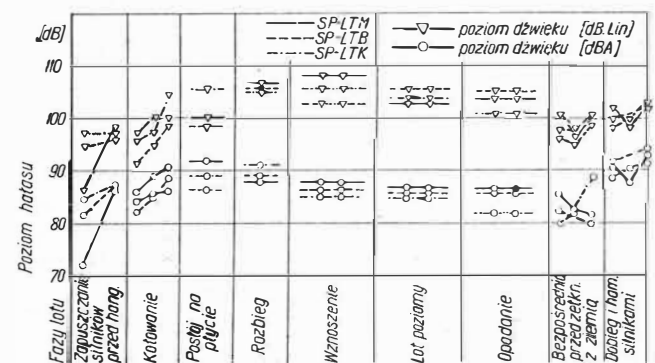


1. Rzuty samolotu An-24 z rozplanowaniem poszczególnych pomieszczeń

kabiny pasażerskiej. W płaszczyźnie obrotu czteropłatowych śmigieł znajduje się przedział bagażowy, dzielącyabinę pilotów od kabiny pasażerów. Podczas lotu prędkość śmigła jest stała i wynosi ok. 1225 obr/min.

Wyniki pomiarów hałasu

Pomiary hałasu wykonywano przy ustawieniu mikrofonu miernika w odległości ok. 25 cm od ucha siedzącego pasażera lub pilota. Na rysunku 2 przedstawiono wyniki pomiarów poziomu hałasu w decybelach Lin i decybelach A podczas poszczególnych faz lotu trzech



2. Wyniki pomiarów poziomu hałasu w środkowej części kabiny pasażerskiej trzech samolotów An-24 podczas różnych faz lotu

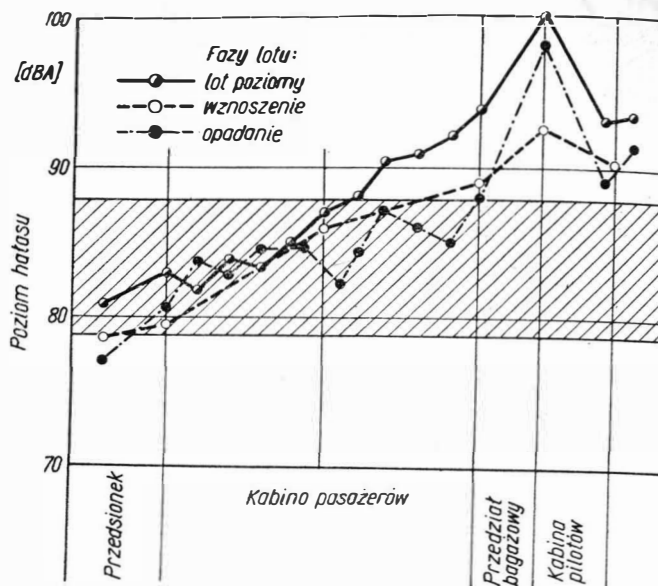
samolotów omawianego typu (SP-LTM, SP-LTB i SP-LTK) przy ustawieniu mikrofonu w środkowej części kabiny pasażerskiej. Jak widać z rysunku, hałas o stosunkowo największym poziomie (dochodzącym do ok. 92 dBA) występuje podczas rozbiegu i wznoszenia samolotu. Jeśli przyjąć, że do osiągnięcia wysokości ok. 4000 m samolot potrzebuje ok. 15 minut, to dla przelotów krajowych okres ten stanowi ok. 17–30% czasu całego przelotu.

W pozostałych fazach lotu hałas utrzymuje się w przybliżeniu na nieco niższym, stałym poziomie (ok. 87 dB A). Na krótko poziom ten znacznie wzrasta w ostatniej fazie lotu, a mianowicie podczas lądowania, kiedy samolot hamuje silnikami*).

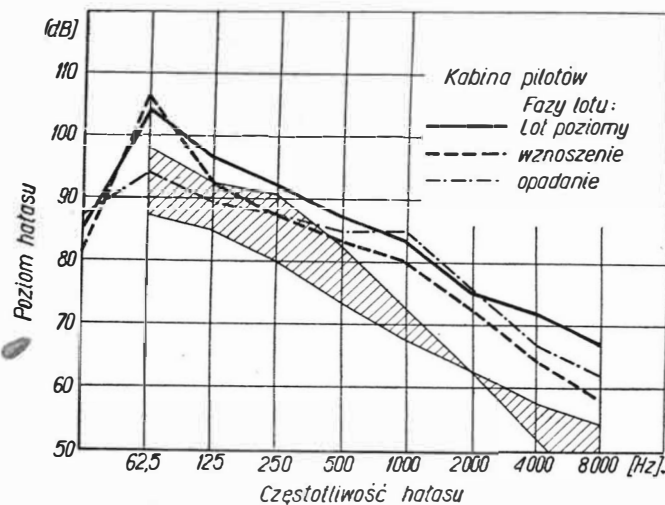
Różnice poziomów hałasu między poszczególnymi samolotami nie przekraczają 6 dB, co wiąże się nie z ilością przepracowanych przez ich silniki godzin, lecz raczej z różnicami w warunkach atmosferycznych. Na rysunku 3 pokazano rozkład poziomu hałasu w dB A wzdłuż kolejnych pomieszczeń samolotu podczas wznoszenia, lotu poziomego i opadania. Jak widać z rysunku, poziom hałasu wewnątrz samolotu jest bardzo zróżnicowany i np. w kabynie pasażerskiej waha się w granicach od ok. 80 do ok. 89, a nawet 94 dB A. Najwyższy poziom hałasu osiąga w płaszczyźnie obrotu śmigieł, to znaczy w przedziale bagażowym. Aczkolwiek po obu stronach tego przedziału hałas ulega zmniejszeniu, to jednak w kabynie pilotów wynosi on jeszcze ok. 93 dB A. Należy dodać, że hałas występujący w kabynie pilotów był mierzony w zasadzie zawsze przy lewym uchu prawego pilota lub prawym lewego. Umieszczenie mikrofonu od strony okien, a więc po przeciwnej stronie wykazało poziom hałasu większy przeciętnie o ok. 2–5 dB, otwarcie drzwi do przedziału bagażowego powodowało wzrost hałasu przeciętnie o ok. 1–4 dB, włączenie radia — o ok. 1 dB. Podczas dobiegu, zwłaszcza po uchyleniu okien bocznych w celu wyrównania ciśnienia, wtedy gdy samolot hamuje silnikami, poziom hałasu w kabynie pilotów zwiększa się o ok. 10 dB A.

Na rysunku 4 przedstawiono wyniki analiz widmowych w pasmach jednooktawowych w kabynie pilotów podczas wznoszenia, lotu poziomego i opadania. Jak widać z rysunku, szczytowa wartość ciśnienia akustycznego występuje dla pasma o częstotliwości środkowej 62,5 Hz; dla wszystkich pozostałych pasm wartość ta jest mniejsza. Poza tym podczas wznoszenia ta właśnie szczytowa wartość zwiększa się najbardziej, a charakter widma staje się bardziej stromy, natomiast dla lotu poziomego, a zwłaszcza opadania, charakter widma jest bardziej spłaszczony i wzbogacony o składowe o średniej i wielkiej częstotliwości.

Wyniki dokładniejszych pomiarów, a więc w pasmach tercjowych, wykonane tak jak poprzednie w kabynie pilotów, lecz na pasie startowym ilustruje rysunek 5. Jak widać z tego rysunku, szczytowe (prążkowe) wartości widm hałasu odpowiadające warunkom lotu poziomego, opadania i kołowania występują w paśmie tercjowym o częstotliwości środkowej $f_0' \cong 20$ Hz (dokładniej, na podstawie wyników analizy ciągłej $f_0' = 20,4$ Hz), co odpowiada prędkości obrotowej śmigła, oraz w paśmie tercjowym o częstotliwości środkowej



3. Wyniki pomiarów poziomu hałasu w poszczególnych pomieszczeniach samolotu An-24 na tle dopuszczalnych granicznych wartości hałasu

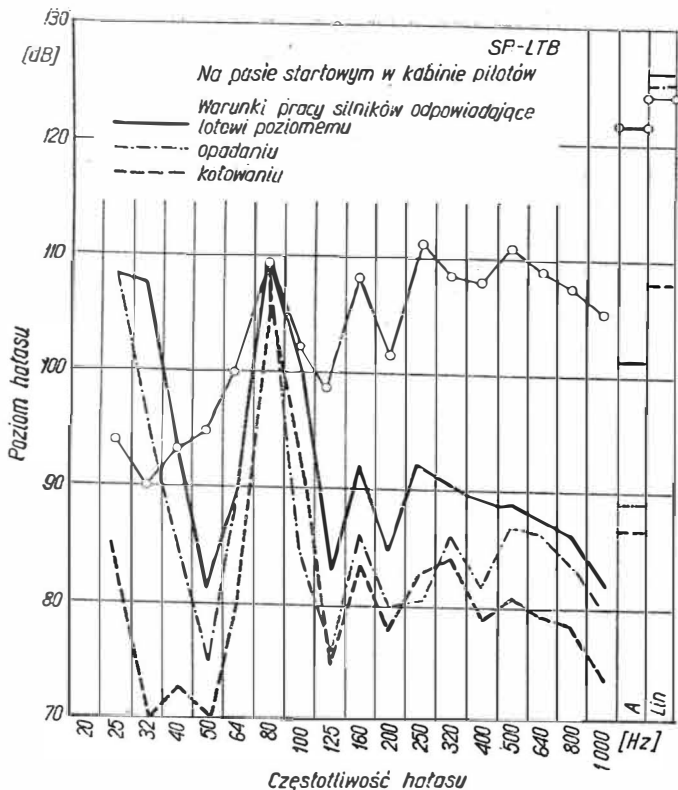


4. Wyniki analiz widmowych hałasu w pasmach jednooktawowych w kabynie pilotów podczas lotu

$f_0'' = 80$ Hz (dokładniej, na podstawie wyników analizy ciągłej $f_0'' = 81,6$ Hz), co odpowiada prędkości obrotowej śmigła pomnożonej przez liczbę łopat śmigła. Oprócz częstotliwości podstawowych w widmach występują wyraźnie zaznaczone częstotliwości harmoniczne (prążkowe) $f_1 = 162$ Hz, $f_2 = 244$ Hz, a nawet $f_3 = 326$ Hz, które jednak są znacznie mniejsze.

Na zewnątrz samolotu sytuacja wygląda nieco inaczej (na omawianym rysunku ilustruje ją cienka linia ciągła z kółkami). Aczkolwiek szczytowa prążkowa intensywność widma występuje, podobnie jak w kabynie, dla częstotliwości $f_0'' = 81,6$ Hz (f_0'' — nie odgrywa w tym przypadku żadnej roli), to szczytowej części tego widma występują dla średnich i przede wszystkim wielkich częstotliwości. Hałas o takich właśnie częstotliwościach przedostaje się do wewnątrz kabiny po otwarciu okien podczas kołowania i oddziałuje prze-

* Śmigła są wówczas ustawione na odwrotny ciąg (przypr. redakcji).



5. Wyniki analiz widmowych hałasu w pasmach terejowych w kabinie pilotów, na pasie startowym

de wszystkim na lewe ucho lewego pilota i prawe prawego. Podobny typ działania hałasu o takim właśnie charakterze obserwuje się podczas pracy urządzeń wentylacyjnych nawiewnych zarówno w kabinie pilotów, jak i kabinie pasażerskiej. Różnice pomiędzy wynikami podanymi na rysunku 4 (podczas lotu) oraz na rysunku 5 (na pasie startowym) zostały spowodowane tym, że na pasie startowym brak jednego ze źródeł hałasu, a mianowicie tarcia powietrza opływającego samolot, natomiast dodatkowo występuje odbicie fal dźwiękowych od płyty, ścian pobliskich hangarów itp. Poza tym na pasie trudno było uzyskać podobne warunki obciążenia silników co podczas lotu.

Wyniki pomiarów drgań

Pomiary drgań były wykonane przy zastosowaniu czujników piezoelektrycznych, które były sztywno za-

Tablica

Miejsce zamocowania czujnika	Wznoszenie			Lot poziomy		
	przyspieszenie [cm/sek ²]	prędkość [cm/sek]	amplituda [cm]	przyspieszenie [cm/sek ²]	prędkość [cm/sek]	amplituda [cm]
Pedały	$2,4 \cdot 10^2$	$5,4 \cdot 10^{-1}$	$2,2 \cdot 10^{-3}$	$5,5 \cdot 10^2$	$9,5 \cdot 10^{-1}$	$2,5 \cdot 10^{-3}$
Wolant	$5,5 \cdot 10^2$	1,2	$8 \cdot 10^{-3}$	$6 \cdot 10^2$	1,4	$5 \cdot 10^{-3}$
Fotel	$5 \cdot 10$	$1,6 \cdot 10^{-1}$	$6,6 \cdot 10^{-4}$	$5,7 \cdot 10$	$2 \cdot 10^{-1}$	$7,5 \cdot 10^{-4}$

mocowane za pomocą specjalnych uchwytów do elementów samolotu znajdujących się w otoczeniu stanowiska pilota, a więc do pedałów, wieńca wolantu oraz ramy fotela.

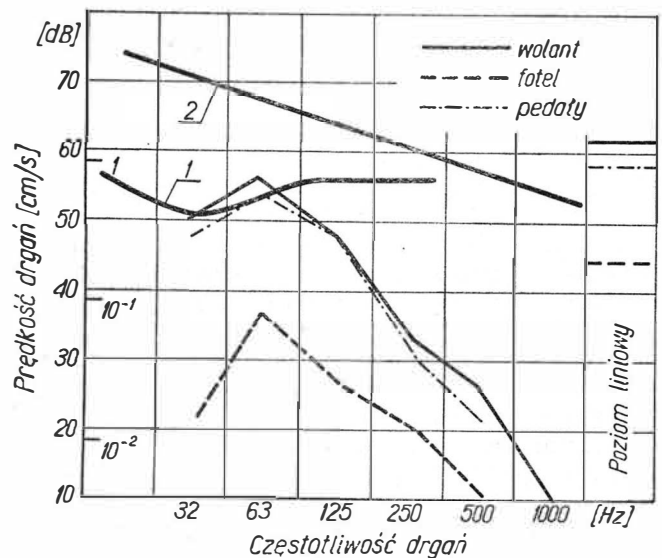
W tabelicy zestawiono wartości poziomów przyspieszeń,

prędkości oraz amplitud drgań zmierzone na pedałach, wolancie i fotelu podczas wznoszenia i lotu poziomego samolotu.

Jak widać z podanej tablicy, stosunkowo największe intensywności drgań występują na wolancie i pedałach.

Z porównania wyników pomiarów drgań występujących na pedałach, wolancie i fotelu lewego i prawego stanowiska pilota wynika, że drgania pedałów i wolantu na stanowisku lewym są na ogół nieco mniejsze, natomiast na fotelach w przybliżeniu równe. Trzymanie ręką za wolant tłumi jego drgania, natomiast uniesienie się z fotela powoduje zwiększenie jego drgań. Stosunkowo największe prędkości drgań występują podczas wznoszenia i lotu poziomego. Wartości wyników pomiarów drgań wykonywane w podobnych warunkach na trzech samolotach An-24 są podobne.

Na rysunku 6 przedstawiono uśrednione wyniki war-



6. Wyniki analiz widmowych drgań wolantu, pedałów oraz fotela pilota na tle dopuszczalnych granicznych wartości drgań na stanowiskach stacyjnych — krzywa 1, i oddziaływającej na rękę — krzywa 2

tości widm prędkości drgań zarejestrowane na fotelu, wolancie i pedałach podczas lotu poziomego samolotu. Jak widać z rysunku, zmierzone widma mają po-

dobny przebieg jak w przypadku hałasu, a więc szczytowe wartości tych widm występują w paśmie o częstotliwości środkowej 63 Hz; stosunkowo największe intensywności drgań występują na wolancie i pedałach, dużo mniejsze na fotelach.

Kryteria oceny szkodliwości hałasu i drgań

Pilot powinien znajdować się w takich warunkach akustycznych, aby mógł w skupieniu prowadzić samolot, kontrolować działanie przyrządów pokładowych, porozumiewać się drogą radiową z ziemią i pozostałymi członkami załogi.

Na rysunku 4 pasem zakreskowanym oznaczono graniczne dopuszczalne wartości intensywności hałasu wg normy ZSRR MAP nr 6123-50 (krzywa ograniczająca obszar zakreskowany od góry) i normy stosowanej przez angielskie linie lotnicze BEA (krzywa ograniczająca obszar zakreskowany od dołu). Ponieważ zgodnie z zaleceniami ISO oraz RWPG w Polsce stosowane są krzywe oceny hałasu N można przyjąć, że krzywej wg normy ZSRR odpowiada krzywa N 83 (lub 88 dB A), a krzywej wg zaleceń angielskich linii lotniczych krzywa N 74 (lub 79 dB A). Oczywiście, że podane powyżej dopuszczalne wartości z uwagi na charakter pracy pilotów są jeszcze zbyt wysokie, jednakże należy pamiętać, że obie te normy stanowią kompromis między wymaganiami stawianymi z punktu widzenia oddziaływania na człowieka i możliwościami techniczno-konstrukcyjnymi związanymi z budową samolotu.

W celu konfrontacji uzyskanych wyników, na rysunku 3 wyniki te podano na tle dwóch przyjętych granicznych wartości 88 i 79 dB A. Jak widać z rysunku, poziom hałasu, który występuje od połowy kabiny pasażerskiej w kierunku ku przodowi samolotu jest większy od dopuszczalnego w kabine pasażerskiej o ok. 3 dB, a w kabine pilotów o 2 do 5 dB. Należy podkreślić, że w kabine pilotów poziom ten jest również większy od obowiązującej w Polsce dopuszczalnej granicy szkodliwości hałasu* przyjętej dla stanowisk pracy w przemyśle (wynosi ona 90 dB A).

Z rysunku 4 widać, że przekroczenie to dotyczy w zasadzie wszystkich częstotliwości hałasu występującego w kabine pilotów — jedynym wyjątkiem jest, podczas opadania, zakres małych częstotliwości.

Według normy Min. Zdrowia ZSRR (nr 627-66) dla oceny drgań występujących na stanowiskach roboczych stacyjnych, ocenę szkodliwości danego drgania przeprowadza się w pięciu pasmach oktawowych w zakresie od 16 do 250 Hz. Dla każdego z wymienionych pasm norma określa dopuszczalne wartości prędkości drgań w cm/s wg krzywej 1 podanej na rysunku 6.

Według normy Min. Zdrowia ZSRR (nr 626-66) dla oceny drgań występujących podczas obsługiwania na-

* Rozporządzenie Rady Ministrów z dnia 21 sierpnia 1959 r. (Dz. U. nr 53) oraz zalecenie RWPG z sierpnia 1967 r. nr RS 263-67.

rzędzi lub urządzeń uderowych trzymanych w rękach ocenę szkodliwości danego drgania przeprowadza się w ośmiu pasmach oktawowych w zakresie od 16 do 2000 Hz. Na rysunku 6 krzywa 2 określa dopuszczalne wartości prędkości drgań w cm/s dla czasu roboczego odpowiadającego jednej zmianie, przy założeniu, że sumaryczny czas bezpośredniego kontaktu ręki z drgającym elementem nie przekracza 2/3 tego czasu.

Jak widać z rysunku 6 uśrednione wartości prędkości drgań ramy fotela (a więc tym bardziej poduszki fotela) nie przekraczają krzywej 1, a wartości prędkości drgań pedałów i wolanta nie przekraczają krzywej 2.

Wnioski

Podane powyżej wyniki są wynikami średnimi, ponieważ podczas pomiarów poziomu hałasu zwłaszcza w paśmie 62,5 Hz występowały znaczne wahania (rzędu ± 5 dB) rejestrowanych wartości powodowane zjawiskiem dudnienia (samolot ma dwa silniki, których praca nie jest zsynchronizowana).

Wyniki te wskazują, że hałas występujący zarówno w kabine pasażerskiej, jak i w kabine pilotów, jest większy od dopuszczalnego. Oczywiście, że sprawa przekroczenia normy ma charakter czysto formalny, natomiast chyba bardziej zasadniczą sprawą jest fakt, że załogi samolotów An-24 pracują w warunkach, w których wskutek przemęczenia powodowanego przebywaniem w zbyt intensywnym hałasie lub utrudnieniu informacji zwiększa się niebezpieczeństwo popełnienia nieumyślnych błędów.

W samolotach, w których w chwili obecnej żadnych zmian konstrukcyjnych mających na celu poprawę istniejącej sytuacji przeprowadzić się nie da, zmniejszenie występującej szkodliwości można uzyskać przez:

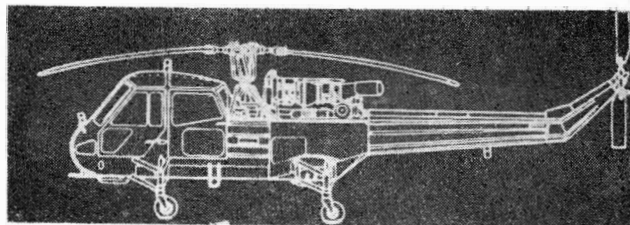
- skrócenie dziennego czasu przebywania w powietrzu załóg samolotów omawianego typu,
- rotację załóg pomiędzy samolotami różnych typów,
- stosowanie ochron słuchu o odpowiedniej skuteczności tłumienia hałasu,
- ograniczenie do minimum otwierania okien kabiny pilotów w czasie kiedy silniki jeszcze pracują
- zamykanie na cały czas lotu drzwi między przedziałem bagażowym a kabiną pilotów; w miarę możliwości zwiększenia izolacyjności ścianki oraz drzwi dzielących kabinę pilotów od przedziału bagażowego.

Ponieważ jak wykazały pomiary, głównym źródłem decydującym o poziomie hałasu wewnątrz samolotu są śmigła, należałoby podjąć prace badawcze nad możliwością zmniejszenia wytwarzanego przez nie hałasu.

Książki i czasopisma

w bibliotekach NOT
niezbędne do twórczej pracy
naukowo-badawczej

Artykuł omawia konstrukcję zaprezentowanych na wystawie lotniczej Farnborough — 1968 śmigłowców Westland „Scout”, „Wasp”, „Wessex” i SH-3D „Sea King”, Westland — Sud Aviation SA-330, SA-341 i WG-13, Agusta Bell 204B oraz projektów samolotów WE-01 i HS/NGTE.



1. Śmigłowiec Westland „Scout”

FARNBOROUGH 1968

Śmigłowce i samoloty VTOL

Przemysł śmigłowcowy Europy Zachodniej — to w zasadzie trzy wytwórnie śmigłowców: angielska Westland (1900 śmigłowców zbudowała od 1947 r.), francuska Sud-Aviation (2000 śmigłowców wyprodukowała od 1957 r.) i włoska Agusta (od 1954 r. zbudowała 1200 śmigłowców). Wszystkie trzy były reprezentowane na Wystawie Lotniczej w Farnborough w roku 1968: Westland jako wytwórnia brytyjska, Sud-Aviation z tytułu ścisłej współpracy z wytwórnią Westland oraz wspólnego programu prototypowego i produkcyjnego tych wytwórni, zaś Agusta — ze względu na angielskie silniki stosowane do produkowanych śmigłowców Agusta-Bell.

W pokazach w locie wzięły udział śmigłowce: SA-340, „Wasp”, SA-330, „Wessex”, „Sea King” i AB-204B. Na stoiskach znajdowały się ponadto trzy wersje śmigłowca „Scout”, a na stoisku wytwórni Westland urządzonym wraz z Sud-Aviation pokazano modele w skali 1:10 śmigłowców angielskich: „Wasp”, „Wessex” 60 i „Sea King”, śmigłowców: SA-341, SA-330, i projektu WG-13 w różnych wersjach — ze wspólnego anglo-francuskiego programu produkcyjnego — oraz projekty angielskich samolotów z przestawialnym skrzydłem WE-01 i WE-02.

Wytwórnia Westland, zatrudniająca 7000 pracowników, kończy produkcję śmigłowców Agusta-Bell 47 G3D „Sioux” AH-2 (w latach 1965—1968 zbudowano 150 szt.), śmigłowców „Wasp” i „Scout” oraz kontynuuje produkcję śmigłowców „Wessex”. Równocześnie rozpoczyna produkcję śmigłowców „Sea King”, SA-330 i SA-341, tych dwóch ostatnich w kooperacji z Sud-Aviation.

Westland „Scout” jest 5—6-miejscowym śmigłowcem wielozadaniowym, produkowanym od 1960 r. dla armii brytyjskiej (ok. 100 szt.) oraz na eksport (36 szt.) do Australii, Jordanii, Ugandy i Bahreinu. Służy on jako śmigłowiec łącznikowy, małego transportu, obserwacyjny, ratowniczy i sanitarny. Napędzany silnikiem turbinowym Rolls-Royce/Bristol Siddeley „Nimbus” 102 o mocy 685 KM ma ciężar całkowity 2495 kG, prędkość przelotową 193 km/h i maksymalną 213 km/h. W Farnborough pokazano jego wersję seryjną oraz egzemplarze do prób z nowym wyposażeniem. Śmigłowiec „Scout” należy do pokolenia powolnych śmigłowców, dla których aerodynamika kadłuba nie odgrywa większej roli. Dlatego silnik, układ transmisyjny i pracujące elementy konstrukcyjne ma na wierzchu. Jeden „Scout” był wyposażony w radarowy odległościomierz

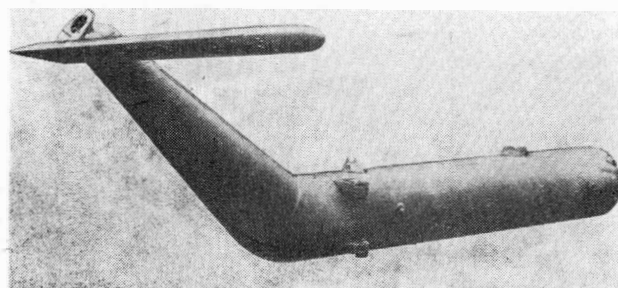
Doppler typu stosowanego na czołgach, a drugi „Scout” w Decca Navigator Mk 15. W próbach znajduje się egzemplarz „Scouta” z zamontowanymi wyrzutniami pocisków przeciwpancernych „Swingfire”.

„Wasp” jest wersją morską „Scouta”. W związku z tym ma podwozie kołowe zamiast płożowego oraz składany tył kadłuba. „Wasp” jest napędzany silnikiem „Nimbus” 503 o mocy 710 KM. Przy ciężarze całkowitym 2495 kG rozwija on prędkość przelotową 178 km/h i maksymalną 194 km/h. Śmigłowiec ten od 1963 r. produkowany jest dla Royal Navy (ok. 60 szt.) oraz na eksport (27 szt.) do Brazylii, Holandii, Nowej Zelandii i Południowej Afryki. W przygotowaniu jest wersja „Wasp” do zwalczania okrętów, wyposażona w rakietę Nord AS-12, podobnie jak śmigłowce „Alouette” 2 i 3.



2. Głowica śmigła ogonowego śmigłowca „Scout” Fot. A. Glass

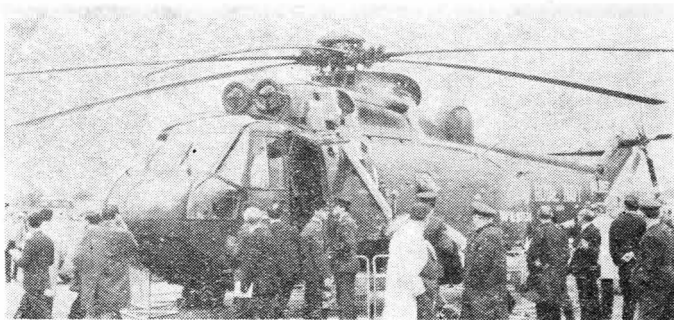
3. Laminatowa belka ogonowa śmigłowca „Wasp”



Na stoisku Ministry of Technology, kierującego pracami badawczymi i rozwojowymi instytutów i wytwórni, była wystawiona prototypowa laminatowa belka ogonowa śmigłowca „Wasp”. Konstrukcja jej była analogiczna do belki metalowej z laminatowymi ceowymi wręgami, lecz już bez żłobków zastępujących podłużnice. Tkanina szklana była położona pod kątem 45°, a laminat formowany pod ciśnieniem. Jeszcze w 1968 r. belka ta miała być zamontowana na śmigłowcu do prób w locie, a następnie wejść do produkcji.



4. Śmigłowiec transportowy „Wessex”



5. Śmigłowiec przeciw okrętom podwodnym SH-3D „Sea King”
Fot. A. Glass

6. Śmigłowiec transportowy SA-330

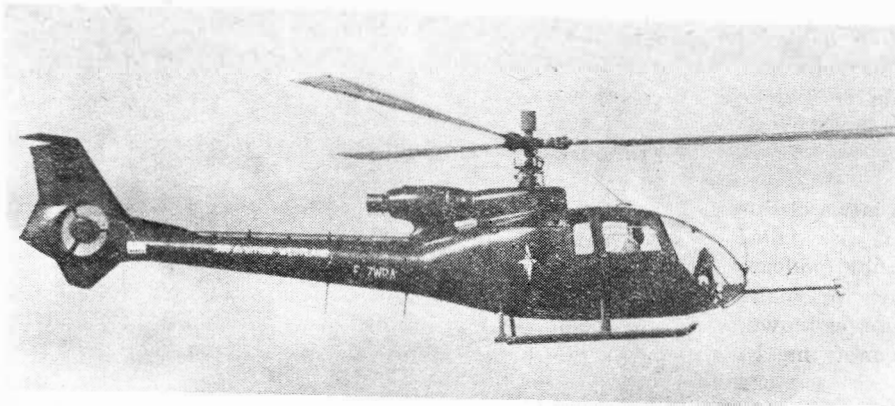
Fot. A. Glass



Westland „Wessex” jest angielską odmianą śmigłowca Sikorsky S-58, budowaną na licencji amerykańskiej. Jest to średni śmigłowiec transportowy. Od 1958 r. wyprodukowano ponad 400 śmigłowców „Wessex” wszystkich wersji. W 1961 r. wszedł do użytku w Royal Navy śmigłowiec „Wessex” 1 do zwalczania okrętów podwodnych. Napędzany przez silnik Rolls-Royce/Bristol Siddeley „Gazelle” NGa13 o mocy 1450 KM zabiera on prócz 4 osób załogi 2 torpedy, 4 rakiety lub 16 komandosów. Obecnie śmigłowce „Wessex” 1 są przerabiane na wersję „Wessex” 3. Wprowadzony do użytku w 1967 r. śmigłowiec „Wessex” 3 napędzany jest silnikiem „Gazelle” NGa 22 o mocy 1600 KM. Przy ciężarze całkowitym 6350 kG rozwija on prędkość przelotową 206 km/h, a maksymalną 215 km/h. Śmigłowiec ten przeszedł 2500-godzinne próby. W produkcji znajdują się również dwusilnikowe wersje śmigłowca „Wessex”. „Wessex” HC 2, napędzany przez dwa silniki sprzężone Rolls-Royce/Bristol Siddeley „Gnome” H-1200 po 1350 KM używany jest przez RAF. Dwusilnikowa odmiana dla Royal Navy nosi oznaczenie „Wessex” 5. Ostatnia wersja, „Wessex” 60, jest wersją cywilną „Wessex” HC 2 zabierającą normalnie 10 pasażerów, a maksymalnie 16. W 1968 r. zbudowano pierwsze 7 sztuk tej wersji. Ma ona dwa silniki „Gnome” H-1200 po 1354 KM, prędkość przelotową 194 km/h i zasięg 540 km przy 1220 kG ładunku handlowego i 920 kG paliwa.

SH-3D „Sea King” jest ciężkim śmigłowcem — amfibią do zwalczania okrętów podwodnych, na który firma Westland uzyskała licencję od amerykańskiej wytwórni Sikorsky produkującej tę wersję od 1966 r. Z USA w 1967 r. importowano cztery egzemplarze do prób silników i wyposażenia. Na trzech egzemplarzach wbudowano angielski zespół napędowy, na który składają się dwa sprzężone silniki turbinowe „Gnome” H-1400 po 1500 KM każdy. Produkcja śmigłowca początkowo będzie się opierać na elementach dostarczanych z USA. Pierwszy egzemplarz zbudowany w Anglii miał być gotów w grudniu 1968 r. Dla Royal Navy zamówiono w wytwórni Westland 60 śmigłowców „Sea King” (za 25 mln £), dla Bundesmarine (NRF) prawdopodobnie zostanie zamówione 25 szt. Produkcja ma wynosić 2 śmigłowce miesięcznie i być zakończona w końcu 1972 r. „Sea King” przy ciężarze własnym 5520 KG i ciężarze całkowitym 9300 kG rozwija prędkość przelotową 211 km/h i maksymalną 230 km/h. Jego zasięg zmienia się od 90 do 1120 km w zależności od proporcji zabranego paliwa i ładunku. 5-łopatowy wirnik o średnicy 19,8 m jest składany automatycznie do hangarowania. Łopaty wirnika są wykonane z metalowego wyciskanego i frezowanego dźwigara i dzielonego metalowego spływu. Łopaty nie mają ograniczonej trwałości ze względu na stosowanie kontroli łopat, które są wewnątrz uszczelnione i napełnione sprężonym powietrzem. Spadek ciśnienia sygnalizuje pojawienie się pęknięć zmęczeniowych. Dla ułatwienia hangarowania na okrętach śmigłowiec ma również składaną belkę ogonową. Koła podwozia głównego są chowane w locie do pływaków bocznych.

„Sea King” produkcji firmy Westland otrzymał angielskie wyposażenie nawigacyjne i wojskowe. Automataczny system sterowania i stabilizacji Newmark z przelicznikiem pozwala na automataczne przejście do zawisu. W locie postępowym używany jest pilot automataczny Sperry. Do wykrywania okrętów podwod-



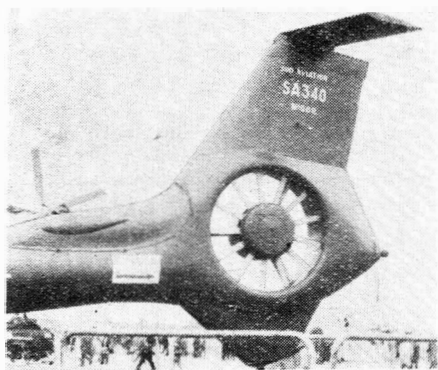
7. Drugi prototyp francusko-angielskiego śmigłowca SA-341

nych służy sonda zanurzeniowa sonar firmy Plessey. Śmigłowiec jest wyposażony w radar ostrzegawczy Ekco i radar nawigacyjny Marconi Doppler. Uzbrojenie śmigłowca stanowią torpedy i bomby. Załoga składa się z 2 pilotów, obserwatora i operatora sonaru. Typowe loty mają trwać 2,5 do 4 godzin. W opracowaniu znajduje się wersja tego śmigłowca przeznaczona do wykrywania min morskich.

Sud-Aviation SA-330 jest francuskim śmigłowcem do transportu wojskowego w pobliżu linii frontu. Zabiera on 16 żołnierzy (1600 kG) na odległość 440 km lub 6 rannych na noszach i 4 siedzących na odległość 400 km, przenosi ładunek 2500 kG na odległość 80 km lub dokonuje akcji ratowniczej w górach na wysokości 3600 m zabierając 6 rannych i 300 kG ładunku na odległość 200 km. Śmigłowiec jest produkowany w kooperacji anglo-francuskiej. Westland produkuje elementy, montaż odbywa się w Sud-Aviation. W końcu 1968 r. pierwsze seryjne śmigłowce SA-330 zostały oblatane. RAF zamówił 50 śmigłowców tego typu; mają być one następcą śmigłowców „Wessex” 2. Armia francuska zamówiła również 50. Zamówienia wraz z eksportem opiewają na 130 szt. Śmigłowiec ma być w produkcji

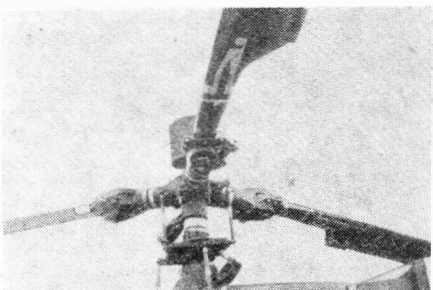
do 1972—73 r. Napęd śmigłowca stanowią dwa silniki turbinowe Turbomeca „Turmo” 3 C4 po 1300 KM. Śmigłowiec ma wirnik o średnicy 15 m, ciężar własny 3300 kG, ciężar całkowity 6400 kG, prędkość maksymalną 280 km/h, prędkości przelotowe 250—270 km/h. Planowane jest opracowanie nowych łopat wirnika o dźwigarze ze stali nierdzewnej i pokryciu laminatowym. Na rok 1975 przewidywane są próby wersji „compound” tego śmigłowca, ze skrzydłem i śmigłem pchającym oraz ze śmigłem ogonowym typu „fenestron”, czyli umieszczonym w okienku statecznika pionowego. Jej prędkość przelotowa ma mieć ok. 350 km/h.

SA-341 jest to francuski 5-miejscowy śmigłowiec wielozadaniowy (obserwacyjno-łącznikowy), czyli tzw. klasy LOH (light observation helicopter). Produkcję śmigłowców SA-341 podejmują wspólnie Sud-Aviation i Westland. Francja zamówiła 200 śmigłowców, natomiast Anglia 800. SA-341 ma w RAF i armii angielskiej zastąpić śmigłowce „Scout”. Na przełomie lat 1970/1971 śmigłowce mają wejść do służby. Za napęd SA-341 służy silnik turbinowy Turbomeca „Astazou” 2N2 o mocy 600 KM. Ciężar własny śmigłowca wynosi 800 kG, ciężar użyteczny również 800 kG, czyli stosunek tych ciężarów wynosi 1 : 1, co w śmigłowcach jest rzadko osiąganym. Średnica trójłopatowego wirnika 10,5 m. Prędkość maksymalna 273 km/h, największa prędkość przelotowa 245 km/h, zasięg 690 km, pułap 5600 m. Przy budowie śmigłowca zastosowano główne elementy opracowane w oparciu o doświadczenia zebrane na śmigłowcu „Alouette” 2. Dotyczy to głównie układu transmisyj (1,8 mln godzin lotu), silnika i wirnika. Śmigłowiec ma sztywny wirnik z laminatowymi łopatom opracowanymi przez zachodniemiecką wytwórnię Bölkow. Wirnik ma dźwigar z laminatu i spływ kryty laminatem, a rdzeń z tworzywa spienionego. Dla uzyskania odpowiedniej sztywności skrętnej pokrycie wirnika ze szklanej tkaniny położone jest pod kątem 45°. Wirnik ten przeszedł 1000-godzinne próby na „Alouette” 2, jak również próby zmęczeniowe i badania odporności na rozwój pleśni i bakterii. Uszkodzenia tworzywa, z którego wykonany jest wirnik, są łatwe do wykrycia, gdyż wówczas tworzywo zmienia swe zabarwienie. Ciężar łopaty SA-341 jest o 3 kG mniejszy niż łopaty „Alouette” 2. Ponieważ sztywny wirnik jest bardziej wrażliwy na turbulencję, dla zwiększenia stateczności środek ciężkości śmigłowca jest przesunięty do przodu, a kształt kadłuba jest tak dobrany, aby był korzystny pod względem stateczności. SA-341 jest pierwszym śmigłowcem, na którym zastosowano tunelowe śmigło ogonowe (fenestron). Ma ono



8. Tunelowe śmigło ogonowe śmigłowca SA-341

Fot. A. Glass



Fot. A. Glass

9. Głowica sztywnego laminatowego wirnika śmigłowca SA-340

średnicę 0,68 m i składa się z 13 łopatek o skoku zmienianym od $+7^\circ$ do $-13^\circ 30'$ oraz prędkości obwodowej rzędu 200 m/s. Śmigło typu fenestron w zawisie zużywa 10—12% mocy silnika, a przy prędkości przelotowej 8%.

Główną cechą śmigłowca SA-341 jest jego łatwa obsługa w terenie. Na jedną godzinę lotu ma przypadać mniej niż jedna godzina obsługi naziemnej (podczas gdy dla wielu śmigłowców współczesnych przypada 5—10 godz.). Uzyskano to m.in. dzięki bezprzegubowej głowicy wirnika o jednym sworzniu pionowym, co zredukowało ilość części ruchomych.

Westland WG-13 jest projektem brytyjskim poważnie już zaawansowanym. Prace nad nim rozpoczęto w początkach 1967 r., a od kwietnia 1968 r. są one prowadzone wspólnie z Sud-Aviation. WG-13 jest angielsko-francuskim wielozadaniowym śmigłowcem średniej wielkości (14-miejscowym). Pierwszy lot ma on wykonać w 1970/71 r., zaś do służby ma wejść w latach 1972—1974. Śmigłowiec jest opracowany w pięciu wersjach: trzech angielskich i dwóch francuskich. Wersje angielskie pod względem konstrukcji różnią się między sobą nieznacznie.

Angielska wersja wojskowa zabiera 3 osoby załogi i 11 żołnierzy. Armia angielska zamówiła 150 szt. tej wersji, RAF — 30 szt.

Angielska wersja morska ma być budowana w ilości 100 szt.

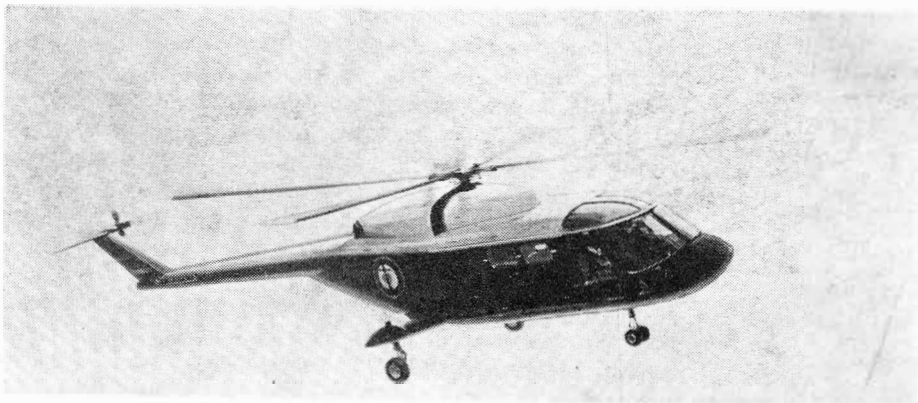
Angielska wersja cywilna ma zabierać 12 pasażerów. Już zostały złożone zamówienia na pierwsze śmigłowce tej wersji.

Francuska wersja morska jest zamówiona w ilości 80 szt.

(Morskie wersje WG-13 mają różnić się od wojskowej angielskiej wersji podwoziem na kołach, zamiast na płozach, m.in. jako śmigłowiec pokładowy WG-13 ma służyć do zwalczania okrętów podwodnych. Do hangarowania belka ogonowa jest składana.

Francuska wersja rozpoznawczo-szturmowa jest trzymiejscowa. Ma ona zupełnie inny kadłub, a jedynie silniki, wirnik i układ transmisyjny wspólnie z pozostałymi wersjami. Podwozie jest chowane. Prędkość maksymalna ma wynosić 310 km/h, zaś prędkość maksymalna bojowa 330 km/h. Wersja ta ma także służyć do walki ze śmigłowcami.

WG-13 jest jednowirnikowym śmigłowcem o układzie klasycznym. Napęd stanowią dwa trójwałowe silniki turbinowe Rolls-Royce/Bristol Siddeley RS-360-07 po 900 KM. Średnica wirnika nośnego wynosi 12,8 m, ciężar własny śmigłowca 1970 kG, ciężar całkowity 3630 kG, prędkość maksymalna 296 km/h, wznoszenie 13,5 m/s, zasięg normalny 870 km, zasięg przy przebazowaniu ze zbiornikami dodatkowymi 1800 km. Przewiduje się wyprodukowanie ponad 550 śmigłowców WG-13.



10. Wersja morska śmigłowca WG-13



11. Francuska wersja szturmowa śmigłowca WG-13



12. Samolot o przestawialnym skrzydle Westland WE-01

W związku z planem brytyjskiego przemysłu lotniczego na lata 1970—1980 powstały trzy konkurencyjne projekty samolotów pionowego startu przeznaczonych do komunikacji między śródmieściami miast:

- HS-133 z wentylatorami nośnymi, opracowany przez Hawker-Siddeley w Hatfield (dawny de Havilland)
- projekt samolotu z zatrzymywanymi wirnikami z klapą strumieniową typu NGTE, opracowany przez Hawker-Siddeley w Manchester (dawne Avro)
- samolot z przestawialnym skrzydłem Westland WE-02.

W roku 1969 jeden z tych projektów zostanie wybrany do realizacji. W angielskim przemyśle panuje przekonanie, iż tego rodzaju samolot po 1980 r. odegra poważną rolę w komunikacji lotniczej.

Na wystawie w Farnborough zostały pokazane modele samolotu doświadczalnego Westland WE-01 i jego dalszego rozwinięcia, wersji pasażerskiej WE-02.

Westland WE-01 jest samolotem 6-miejscowym. Na końcach niedużych skrzydeł ma zamocowane 4 sprzężone parami silniki turbinowe Allison 250 po 370 KM ze śmigłami o średnicy 5,94 m. Zespoły napędowe są przekręcane w pozycję pionową do startu i lądowania, a w poziomą do lotu poziomego. Rozpiętość samolotu wynosi 12,5 m, ciężar własny 2450 kG, ciężar całko-

wity 3400 kG, zasięg 400 km, prędkość maksymalna 435 km/h. Przebadano model WE-01 w tunelu aerodynamicznym o średnicy 3,6 m — dalsze próby mają być prowadzone w tunelu o średnicy 7,2 m. Układ przekręcania wirników wraz z silnikami będzie próbowany na otwartym powietrzu. Prototyp ma być zbudowany w wersji oznaczonej WE-01 C. Westland WE-02 ma być samolotem 100-miejscowym rozwijającym prędkość maksymalną 900 km/h.

Interesujący jest projekt samolotu Hawker Siddeley z wirnikami pomysłu NGTE (National Gas Turbines Establishment). Jest to samolot pasażerski z dwoma silnikami umieszczonymi pod skrzydłami. Nad każdym silnikiem zamocowany jest wirnik NGTE z dwoma walcowymi łopatkami o sterowanej cyrkulacji. Wirnik ten przy locie poziomym jest zatrzymywany i ustawiany wzdłuż kierunku lotu*.

Powyższy przegląd wykazuje, iż angielski przemysł śmigłowiecowy w najbliższych latach przede wszystkim zajęty będzie realizacją wspólnego anglo-francuskiego programu budowy ponad 1600 śmigłowieców, z czego 1100 na potrzeby Anglii. Natomiast w pracach perspektywicznych dominuje problematyka cywilnych samolotów pionowego startu.

Włoski przemysł śmigłowiecowy zaprezentowany był w Farnborough najskromniej. Pokazano w locie odmianę śmigłowca Agusta-Bell 204 B wyposażoną w angielski silnik „Gnome” H-1200 o mocy 1350 KM w miejsce silnika amerykańskiego General Electric T-58 GE-3 o tej samej mocy. Odmiana ta została opracowana dla lotnictwa włoskiej marynarki i wyposażona w dodatkowe zbiorniki paliwa, pozwalające na 4-godzinne loty patrolowe, oraz w sondę zanurzeniową sonar i dwie torpedy. Ma ona służyć do zwalczania okrętów podwodnych. W wersji cywilnej śmigłowiec ten zabiera 10—11 pasażerów. Okres międzyremontowy śmigłowca wynosi 1000 h.

Wytwórnia Agusta opracowała dwusilnikową odmianę śmigłowca AB-204 B oznaczoną Agusta-Bell Twin 205, wyposażoną w dwa angielskie silniki „Gnome”. Znajduje się ona w trakcie prób.

* Projekt ten został opisany w „Nowościach Technicznych” w nrze 3 z 1969 r. TL i A (przyj. redakcji).

NA PÓLKACH KSIĘGARSKICH

30 lat Wytwórni Sprzętu Komunikacyjnego w Mielcu

Historia — Dorobek — Perspektywy. Wydawnictwo WSK w Mielcu, 1968. Str. 266, liczne fotografie.

Z okazji jubileuszu popularnej WSK w Mielcu wydano piękną monografię młodego miasta fabrycznego na tle dziejów przedsiębiorstwa, dzięki któremu i dla którego miasto to powstało i tętni własnym życiem.

Czytając tę książkę wyczuwa się przywiązanie jej autorów odtwórców zdarzeń historycznych i zbieraczy materiałów redakcyjnych do Zakładów, w których niektórzy z nich — od trzydziestu już lat — stanowią niezastąpione tryby funkcjonującego organizmu. Wyczuwa się sentyment do Nowego Miasta, osady przemysłowej, która wyrosła na podmokłych terenach Cyranki. Z książki tej poznaje się losy Wytwórni, która zbudowana przed wojną dla produkcji światowej sławy samolotów PZL, w latach 1940/1944 — wspomagać musiała potencjał wroga, zaś

po wojnie, po okresie upadku i degradacji — i dziś niestety — nie całkowicie służy celom, jakie przyświecały jej budowniczym.

Lecz w omawianej monografii dziwi jakiś rażący niedostatek informacji o przedwojennym PZL WP2. Pomimo że współpracownikiem wydawnictwa był — dawniej i dziś — ceniony Tadeusz Wondolowski, chociaż nawiązano kontakt z weteranami W. Majewskim i H. Noworytą — można było zapewne uzyskać szersze i pogłębione wiadomości od innych jubilatów mieleckich.

A oprócz nich żyje przecież szereg b. pracowników Wytwórni Płatowców nr 2 — poza Mielcem, którzy mogli by powiedzieć o organizacji, działalności i planach rozwoju Zakładów, którzy poinformowali by redaktorów monografii, że dyrektor naczelny PZL WP2 miał na imię Stanisław (Krzyszczkowski), zaś — techniczny Michał (Skarbiński), że było jesz-

cze kilku dobrych inżynierów i zaśluzonych kierowników wydziałów, m.in. inż. Tadeusz Gumowski, inż. Marian Bartolewski, inż. Rudolf Płoszek.

Wybaczcie panowie redaktorzy — lecz trzy strony tekstu i fotografie: transportu za pomocą wołów, domków (które i dziś jeszcze istnieją) oraz znaczków pracowniczych (które były symbolem porządku i godnej zaszłości wydajności) na pewno nie wyczerpują historii fabryki lotniczej w Mielcu w latach 1933—1939.

A relacja o pracy konspiracyjnej wymaga również wymienienia nazwisk i działalności Michalskiego i Gładyszewskiego, zamęczonych przez Niemców, wymaga wspomnienia o kontaktach z „Jędrusiami”, o odbiciu więźniów z mieleckiego więzienia.

Opracowując monografię 30-lecia WSK należało poszerzyć mieleckie wydawnictwo jubileuszowe z 1963 r. o cenne przyczynki i fakty historyczne.

mgr inż. W. Zaremba

LOTNICZE SILNIKI WANKLA

(dokończenie)

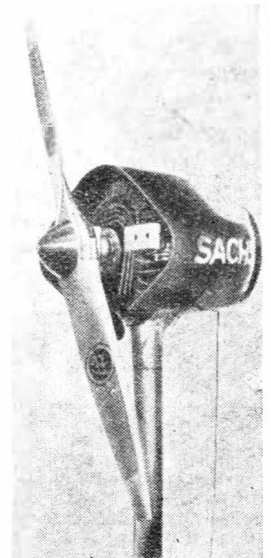
Motoszybowcowe silniki Wankla

Wymagania stawiane silnikom do napędu motoszybowców nie pokrywają się w pełni z wymaganiami dla silników lotniczych większych mocy. Wynika to zarówno z odmiennej roli silnika, jak i konstrukcji oraz sposobu użytkowania motoszybowca. Z cech wymienionych w tablicy (patrz nr 6/69) najważniejsze znaczenie dla silnika motoszybowcowego mają: ciężar jednostkowy, jednostkowy przekrój czołowy, jednostkowa cena, koszt obsługi, trwałość oraz równomierność pracy. Dodatkowo dochodzi łatwość rozruchu.

Silniki motoszybowcowe rozwijają moc 10÷40 KM. Ponieważ dla silników o tak małych mocach stosunek łącznego ciężaru łoża, osłon i śmigła do ciężaru suchego silnika jest znacznie większy niż dla większych silników lotniczych, istotny jest tutaj ciężar jednostkowy zespołu napędowego, a nie samego tylko silnika. Mały jednostkowy przekrój czołowy jest oczywiście najważniejszy w często spotykanym przypadku umieszczenia silnika na stałej wieżyczce nad kadłubem, ale ma także istotne znaczenie dla silnika chowanego w kadłub lub umieszczonego w nim na stałe. Wymagania małej ceny jednostkowej, małego kosztu obsługi oraz dużej trwałości wynikają z samej idei motoszybownictwa mającego stanowić środek taniego latania. Warto przy tym zauważyć, że jednostkowe zużycie paliwa ma ze względu na krótki czas pracy oraz małą moc silnika znaczenie mniej istotne. Z powodu delikatnej konstrukcji szybowców pierwszorzędnej wagi nabiera równomierność pracy, a w szczególności niski poziom drgań silnika. Drgania pochodzące od silnika wpływają ujemnie na trwałość płatowca, jak i zmęczenie pilota. W końcu wymaganie łatwości rozruchu wynika z konieczności częstego uruchamiania silnika w powietrzu oraz względów bezpieczeństwa latania. Silnik Wankla ma zdecydowaną przewagę nad stosowanymi powszechnie do motoszybowców klasycznymi silnikami dwu- i czterosuwowymi pod względem ciężaru jednostkowego, jednostkowego przekroju czołowego i równomierności pracy, a dorównuje im trwałością i łatwością rozruchu. Potencjalnie silnik Wankla może być tani i prosty w obsłudze. Z wyżej wymienionych powodów stanowi bardzo atrakcyjne źródło napędu motoszybowców.

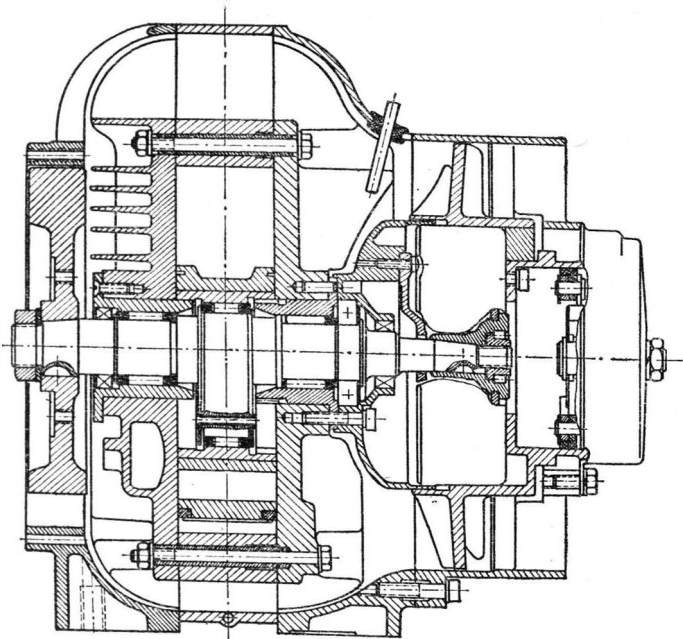
Ze względu na stosunkowo małe zapotrzebowanie oraz duże koszty rozwoju silniki motoszybowcowe stano-

wią zazwyczaj adaptacje silników przemysłowych, motocyklowych lub samochodowych. Podobną drogą poszła firma Fichtel Sachs przystosowując do celów lotniczych jeden z produkowanych seryjnie silników przemysłowych. W ten sposób powstał pierwszy silnik Wankla do motoszybowca KM 48, przedstawiony na rys. 6. Silnik o pojemności komory 160 cm³ rozwija moc 10 KM przy 5000 obr/min i ma ciężar 8,5 kG. Kompletny zespół napędowy z wieżyczką, osłoną silnika, śmigłem pchającym o średnicy 800 mm oraz 5-litrowym zbiornikiem paliwa ma ciężar 17,5 kG. Zużycie paliwa (benzyna o LO = 80 z dodatkiem 2% oleju) — 2,4 l/h.

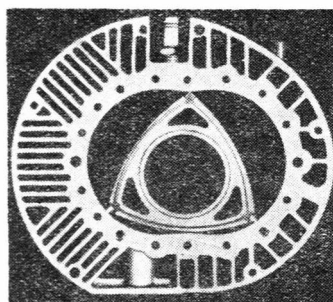


6. Silnik Wankla KM 48 o mocy 10 KM do motoszybowca

Konstrukcję silnika można prześledzić na rysunkach 7, 8 i 9. Korpus silnika odlany ze stopu Al składa się z cylindra, stanowiącego część środkową, oraz ścian czołowych. Gładź cylindra jest pokryta warstwą chromu, w celu uodpornienia jej na ścieranie. W ścianach czołowych korpusu jest ułożyskowany, na łożyskach igiełkowych, stalowy wał mimośrodowy. Na mimośro-



7. Przekrój podłużny silnika KM 48 w odmianie przemysłowej z chłodzeniem dmuchawą



8. Cylinder i tłok silnika KM 48

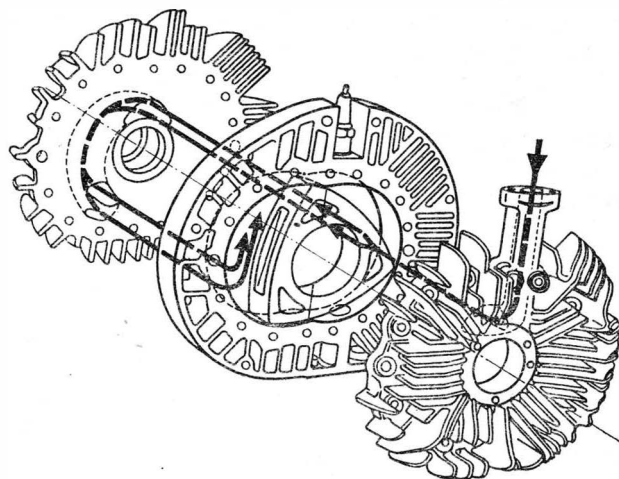
dzie osadzono na łożysku igielkowym tłok wykonany z żeliwa, ze stalową tuleją łożyskową. Wał mimośrodowy jest zaopatrzony w przeciwwagi. Elementy uszczelnień gazowych tłoka wykonane są z żeliwa.

W odróżnieniu od silników o większych mocach tłok silnika KM 48 nie jest chłodzony olejem, lecz przepływającą przez otwory w narożach mieszanką, zawierającą olej, która smaruje uszczelnienia, a jednocześnie smaruje i chłodzi łożyska silnika (rys. 9). Rozwiązanie takie upraszcza znakomicie konstrukcję silnika — dzięki wyeliminowaniu pomp olejowych, chłodnicy, zbiornika oleju i uszczelnień olejowych — powoduje jednak zmniejszenie mocy jednostkowej wskutek ograniczenia obciążenia cieplnego tłoka i zmniejszenia współczynnika napełnienia.

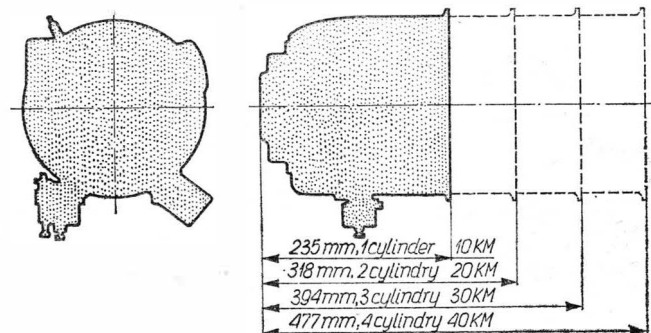
Chłodzenie korpusu silnika odbywa się dzięki swobodnemu przepływowi powietrza — bez pomocy wentylatora. Dla utrzymania dopuszczalnej temperatury korpusu przy nierównomiernym strumieniu ciepła, charakterystycznym dla silnika Wankla, żebra chłodzące mają różną wysokość i podziałkę.

Zapłon odbywa się za pomocą normalnej świecy zapłonowej o małej wartości cieplnej. Rozruch silnika ręczny — linką z automatycznym nawijaniem. Najbardziej cenną zaletą silnika jest bardzo niski poziom drgań,

które w porównaniu z dwusuwowym silnikiem o tej samej mocy powodują przeszło 6-krotnie mniejsze przyspieszenia silnika. Dalszą zaletą jest bardzo skuteczne tłumienie hałasu. Okres międzynaaprawy 800÷÷1000 godzin. Cena kompletnego zespołu napędowego 375 dolarów jest prawie dwukrotnie wyższa, w przeliczeniu na KM niż dla odpowiedniego silnika dwusuwowego. Wysoka cena jest spowodowana stosunkowo niedużą produkcją.



9. Schemat przepływu mieszanki w silniku KM 48 chłodzącej i smarującej tłok oraz łożyska



10. Małe silniki Wankla, chłodzone powietrzem, proponowane przez firmę Curtiss-Wright

Ze względu na małą moc, niewystarczającą do samodzielnego startu szybowca, silnik KM 48 może być stosowany jedynie jako pomocniczy. Niewątpliwie rozwój silników motoszybowcowych Wankla pójdzie w kierunku zwiększenia mocy drogą adaptacji większych silników przemysłowych — Fichtel Sachs produkuje obecnie silniki przemysłowe KM 914 o pojemności komory 300 cm³ i mocy 18 KM przy 5500 obr/min. Także prace firmy Curtiss-Wright nad silnikami chłodzonymi powietrzem wykazały możliwość budowy rodziny silników przedstawionych na rys. 10, o ilości cylindrów od jednego do czterech i mocach 10÷÷40 KM, odpowiednich do napędu motoszybowców. Jednocylindrowy silnik o mocy 10 KM miałby ciężar z pełnym osprzętem około 11 kG, dodanie każdego następnego cylindra powodowałoby wzrost ciężaru o 4,5 kG.

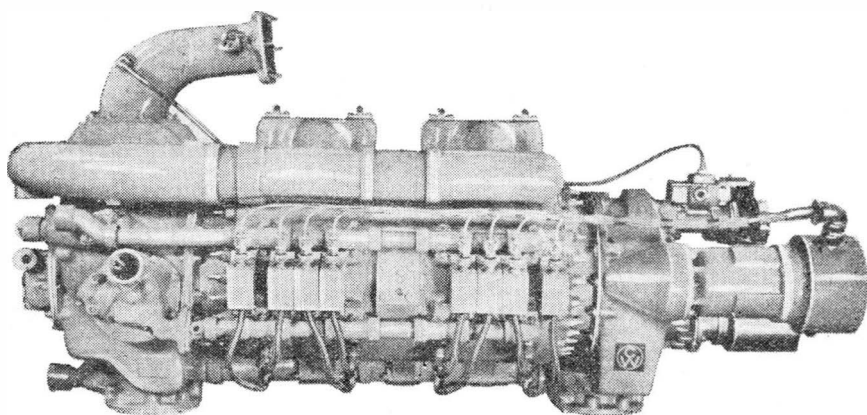
Samolotowe i śmigłowe silniki Wankla

Z dotychczasowych publikacji wynika, że jedyną firmą prowadzącą prace nad samolotowymi i śmigłowymi silnikami Wankla jest Curtiss-Wright. Należy przypuszczać że wczesne zainteresowanie tej firmy — mającej wieloletnie tradycje i bardzo duże doświadczenie w dziedzinie silników lotniczych — silnikami Wankla wynikało między innymi z przewidywanych potencjalnych zastosowań tych silników do celów lotniczych. Już w roku 1960, a więc zaledwie w dwa lata po uruchomieniu pierwszego silnika doświadczalnego, opublikowano zdjęcia silnika YRC 600 (rys. 11), przeznaczonego między innymi do napędu samolotu VTOL. Był to czterocylindrowy silnik gaźnikowy o chłodzeniu wodnym, ze sprężarką i z podwójnym kondensatorowym układem zapłonowym. Moc silnika można ocenić na około 500 KM, bliższych danych nie ogłoszono. Konstrukcja silnika była oparta na doświadczeniach zdobytych przy budowie czterocylindrowego silnika bezsprężarkowego [13]. Zastosowanie chłodzenia wodnego — nie spotykanego w silnikach lotniczych o małych mocach — było spowodowane niedostatecznym, na ówczesnym etapie, stanem wiadomości na temat chłodzenia powietrznego silników Wankla o dużych mocach jednostkowych. Z powodu zbyt dużego ciężaru, komplikacji zabudowy oraz obsługi lotniczy silnik Wankla z chłodzeniem wodnym nie miał perspektywy rozwojowej.

W wyniku tych doświadczeń w roku 1962 skonstruowano i wykonano niemal całkowicie silnik samolotowy RC4-60-J2, którego makietę przedstawia rys. 12. Miał to być czterocylindrowy silnik gaźnikowy o pojemności komór roboczych po 1000 cm³ i mocy startowej 515 KM przy 6000 obr/min. Minimalne jednostkowe zużycie paliwa wynosiłoby 240 G/KM h, ciężar silnika suchego z reduktorem, bez rozrusznika i prądnicy 148 kG, długość 1053 mm, szerokość 608 mm, wysokość 680 mm. Chłodzenie za pomocą wentylatora odśrodkowego. Ponieważ zamówienie wojskowe, na które skonstruowano silnik, nie zostało sfinalizowane — silnika nie zmontowano.

W rok później ukończono studium konstrukcyjne dwucylindrowego silnika samolotowego RC2-75 o pojemności komory roboczej 1250 cm³ i mocy 275 KM. Ciężar tego silnika wraz ze wszystkimi agregatami wynosiłby 125 kG.

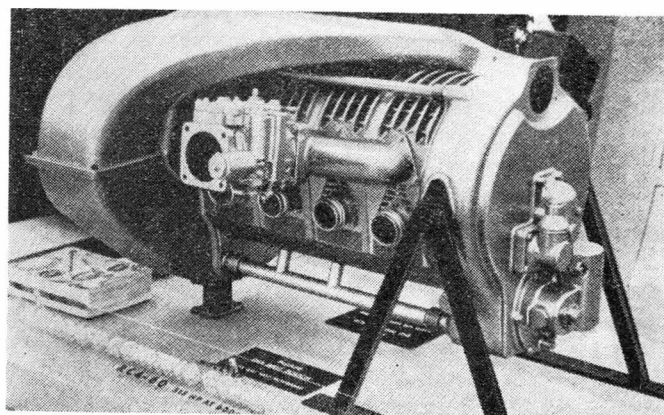
Wymienione uprzednio silniki były silnikami gaźnikowymi pracującymi na benzynie. Silniki takie odznaczają się małym ciężarem, dzięki dużej mocy jednostkowej osiągającej 130 KM/l objętości komory roboczej, oraz minimalnym jednostkowym zużyciem paliwa przy chłodzeniu powietrznym rzędu 240 G/KM/h. Wskutek strat mocy na napęd wentylatora jednostkowe zużycie paliwa jest do 10⁰/o większe od osiągalnego przy chłodzeniu wodnym.



11. Silnik lotniczy Curtiss-Wright YRC-600, chłodzony wodą, ze sprężarką

Dalszy rozwój lotniczych silników Wankla był uwarunkowany rozwiązaniem bardzo trudnego problemu chłodzenia powietrznego. Z zasady działania silnika Wankla wynika, że korpus silnika jest nagrzewany nierównomiernie i na cylindrach oraz ścianach czołowych istnieją obszary bardzo gorące. W przeciwieństwie bowiem do konwencjonalnego silnika tłokowego strefa spalania nie jest tu chłodzona świeżą mieszanką. W wyniku studiów teoretycznych i doświadczalnych odstąpiono od tradycyjnego chłodzenia niskociśnieniowego na korzyść chłodzenia małą ilością powietrza o wysokim ciśnieniu. Sposób chłodzenia będzie omówiony nieco dalej. Osiągnięto skuteczne chłodzenie silnika o pojemności komory 1000 cm³ rozwijającego 115 KM netto zużywając na napęd wentylatora 6% mocy całkowitej.

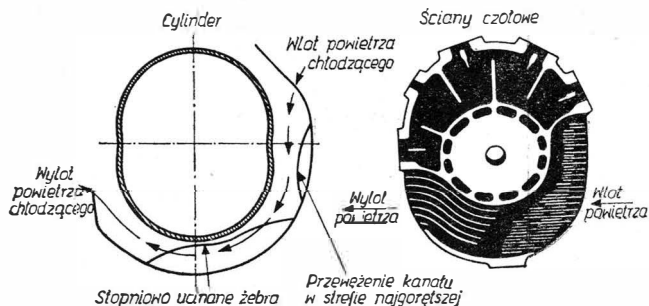
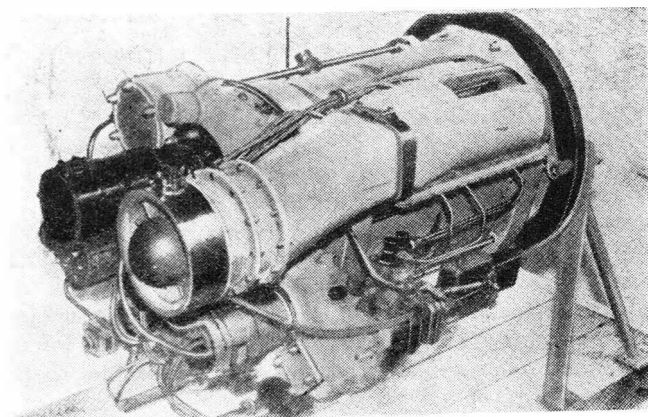
12. Makietę silnika samolotowego RC4-60-J2 chłodzonego powietrzem, o mocy 515 KM



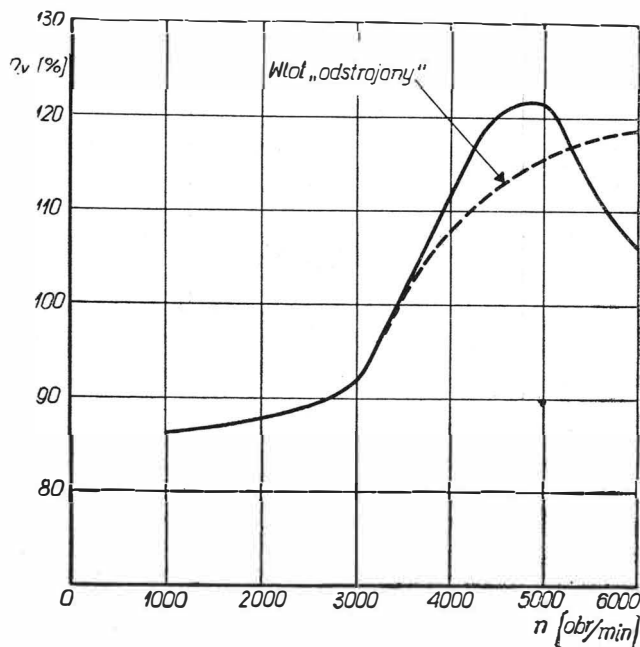
W wyniku zapotrzebowań wojskowych na silniki wielopaliwowe firma Curtiss-Wright opracowała odmiany wielopaliwowe silnika Wankla. W silniku takim paliwo jest wtryskiwane bezpośrednio do komory spalania za pomocą wtryskiwacza wysokociśnieniowego typu stosowanego w silnikach wysokoprężnych i zapalane przy użyciu iskrowej świecy zapłonowej. Wydatek powietrza nie jest ograniczany przepustnicą, dzięki czemu silnik ma dużą sprawność przy częściowych obciążeniach. Dalszą zaletą — mającą coraz większe znaczenie — jest czysty wydech. Główne wady to o około 20% (na obecnym etapie rozwoju) mniejsza niż w silniku benzynowym moc jednostkowa i nieunikniony większy koszt układu paliwowego.

Kulminację dotychczasowego programu budowy lotniczych silników Wankla firmy Curtiss-Wright stanowi silnik śmigłowiec RC2-90Y2 (rys. 13). Jest to silnik dwucylindrowy o pojemności komór po 1500 cm³, bez reduktora, z wtryskiem paliwa JP5 (paliwo szeroko-frakcyjne stosowane do silników turbinowych). Korpus silnika składa się z dwu cylindrów, ścian czołowych i wspólnej ściany środkowej. Charakterystyczną cechą konstrukcji jest to, że ściany czołowe i środkowa są wciśnięte w otwory cylindrów, dzięki czemu wyeliminowano odkształcenia gładzi cylindrów oraz zdecydowanie polepszone warunki chłodzenia korpusu. Gładź cylindra jest pokryta warstwą twardych węglików. Wał mimośrodowy podparto w trzech łożyskach ślizgowych. Odkształcenia ścian cylindrów uniknięto dzięki odpowiedniej konstrukcji skrzynkowej. Tłoki, wykonane z cienkościennych odlewów żeliwnych, mają promieniowe żebra dzielące wnętrze na komory i są łożyskowane ślizgowo. Przepływ oleju chłodzącego tłok odbywa się dzięki działaniu sił bezwładności. Uszczelnienia gazowe czołowe są pojedyncze, promieniowe — dwudzielne. Uszczelnienia olejowe umieszczono na czołach tłoka. Chłodzenie korpusu silnika odbywa się za pomocą dwustopniowej dmuchawy osiowej o sprężu 1,2 i wydatku 0,79 kg/s. Jak pokazano na rys. 14, powietrze chłodzące jest dostarczane w okolicie świec zapłonowych, przy czym w strefie największego strumienia ciepłego jest ono przyspieszane dzięki zmniejszeniu przekroju kanałów utworzonych przez żebra i obudowę. Następnie przekrój kanałów ulega zwiększeniu, a żebra są skrócone dla uniknięcia strat ciśnienia powietrza. Strony cylindra, w których odbywa się ssanie i sprężanie nie są nadmuchiwane powietrzem. Żebra cylindra o bardzo małej podziałce

13. Silnik śmigłowiec Wankla Curtiss-Wright RC2-90Y2 o mocy 310 KM przy 6000 obr./min.



14. Sposób chłodzenia cylindra i ścian czołowych



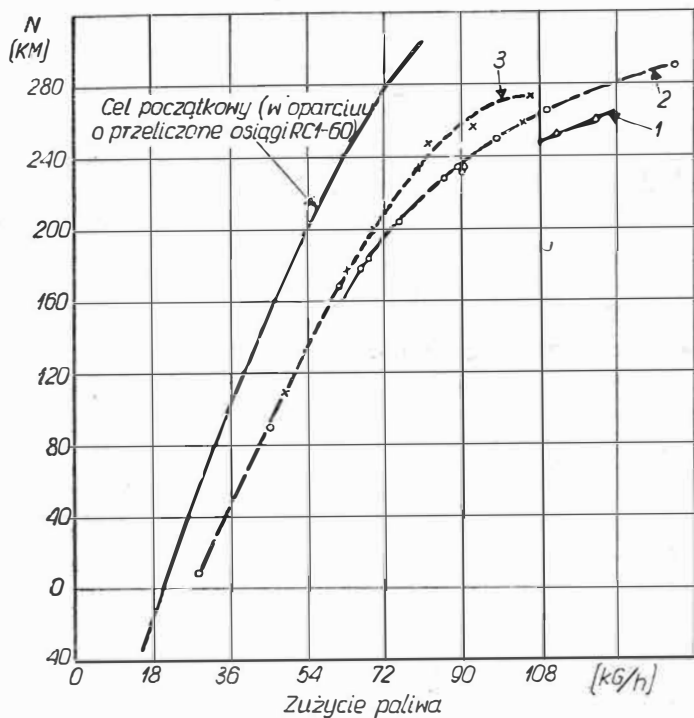
15. Zmienność współczynnika napełnienia w funkcji prędkości obrotowej

są całkowicie obrabiane, ściany czołowe i środkowa mają żebra odlewane. Układ olejowania z pompą tłoczącą i trzema odsysającymi umożliwia pracę silnika przy znacznych pochyleniach. Napędy agregatów, łożyskowane wysięgnikowo w łożyskach tocznych, są smarowane rozbrzygowo. Silnik jest mocowany wysięgnikowo od strony końcówki napędowej.

Częściowe wyniki prób silnika przedstawiono na rysunkach 15 i 16. Zwraca uwagę bardzo duży współczynnik napełnienia silnika, charakterystyczny dla silników Wankla z wlotem obwodowym. Rysunek 16 przedstawia zmierzone i docelowe charakterystyki silnika. Cyframi oznaczono kolejne etapy rozwoju silnika w ciągu pierwszych pięciu miesięcy prób. Znaczny postęp w stosunkowo krótkim czasie pozwala przypuszczać, że zamierzone parametry zostaną osiągnięte.

Rozwój silnika RC2-90 jest prowadzony w ramach kontraktu Marynarki Stanów Zjednoczonych mającego na celu wstępną ocenę silnika w locie. Marynarka przewiduje zastosowanie silników Wankla chłodzonych powietrzem do małych śmigłowców o mocach 200–600 KM [18].

Osiągi omówionych powyżej silników odpowiadają aktualnemu rozwojowi silników Wankla chłodzonych



16. Charakterystyki silnika RC2-90 przy 6000 obr/min., paliwo JP-5

powietrzem. W drodze zwiększenia ilości cylindrów z dwóch do czterech można obecnie zbudować, opierając się na silniku RC2-90, silnik śmigłowiec o mocy 620 KM i ciężarze w stanie suchym (bez zbiornika oleju, chłodnicy i rozrusznika) około 190 kG, a więc ciężarze jednostkowym rzędu 0,3 kG/KM, i jednostkowym zużyciu paliwa JP5 w warunkach przelotowych 230÷÷240 G/KMh. Zwiększenie ilości cylindrów daje w przypadku silnika Wankla znaczne korzyści, ponieważ wzrost mocy jest znacznie większy niż przyrost ciężaru, a dzięki „plastrowej” budowie silnika główne zespoły, takie jak cylindry, tłoki, ściany czołowe mogą być przy różnych ilościach cylindrów jednakowe. Dzięki typowemu dla silników Wankla brakowi ograniczeń wymiany ładunku możliwy jest także wzrost prędkości obrotowej silnika, pozwalający na podniesienie mocy przy praktycznie nie zmienionym ciężarze. Wyniki dotychczasowych badań wskazują na potencjalną możliwość zwiększenia prędkości obrotowej w granicach 40÷50%.

Podobnie do klasycznych silników tłokowych można przypuszczać, że będą rozwijane doładowane lotnicze silniki Wankla. Z punktu widzenia sprawności i prostoty konstrukcji najbardziej celowe byłoby w tym przypadku zastosowanie turbosprężarek.

Kwartalnik Historii Kultury Materialnej. Rok XVI nr 3 W-wa 1968 PWN, s. 453, zł 35.00 (Instytut Historii Kultury Materialnej Polskiej Akademii Nauk).

W Dziale Studiów i Materiałów zamieszczono dwa obszernie artykuły poświęcone historii rozwoju lotnictwa komunikacyjnego w Polsce w okresie międzywojennym. Andrzej Glass analizuje postęp techniczny polskiej komunikacji lotniczej w tym okresie, zaś Mieczysław Mikulski przedstawia początki transportu lotniczego w Polsce i jego eksploatację w latach 1919—1928.

Warto przeczytać

SAMOLOT JAKO ŚRODEK MASOWYCH PRZEWOZÓW TOWAROWYCH

Przydatność przewozowa określonej gałęzi transportu zależy między innymi od stopnia rozwinięcia sieci komunikacyjnej oraz częstotliwości ruchu. O lotnictwie możemy powiedzieć, że w wielu regionach globu ziemskiego sieć taka istnieje i już funkcjonuje, w pozostałych natomiast istnieją magistralne szlaki lotnicze, w zasięgu których znajdują się główne ośrodki miejskie i przemysłowe.

Rzecz charakterystyczna, że struktura obszarów zagospodarowanych globu ziemskiego powstająca w przekroju historycznym pociąga za sobą rozwój różnych gałęzi transportu, od karawan do samolotu. Rozwój kolejnych połączeń transportowych następuje dopiero po dłuższym okresie czasu. Reguła ta nie dotyczy krajów wyzwolonych, lecz tylko tych, w których notuje się wysokie tempo rozwoju gospodarczego.

W Związku Radzieckim, obok wielkiego kolejowego szlaku transsyberyjskiego, powstaje równoległy szlak lotniczy, lecz z kilkudziesięcioletnim opóźnieniem. W Stanach Zjednoczonych równoleżnikowe układy dróg kolejowych zastępowane są przez szlaki lotnicze, tam gdzie przedtem długo niezastąpione były pojazdy konne. Północny szlak lotniczy wiodący przez Atlantyk dopiero po kilku wiekach nałożony został na drogę morską.

Na wypieranie „starego przez nowe” oraz na kształtowanie się nowoczesnych sieci komunikacyjnych zasadniczy wpływ między innymi ma stopniowe uniezależnianie pojazdów od drogi. Samochód np. wykazuje znacznie luźniejszy związek z drogą aniżeli kolej, a samolot luźniejszy aniżeli samochód. Wreszcie wodolot staje się bardziej operatywny i mniej uciążliwy aniżeli statek rzeczny.

Podobnie kształtować będzie się w przyszłości dalszy rozwój transportu lotniczego. Autobusy powietrzne będą wypierać samoloty starszych typów między innymi dlatego, że przyczynią się do rozluźnienia „oceanu powietrznego”. Kolejno samoloty naddźwiękowe o dużej pojemności zmniejszą do minimum czas przebywania „w oceanie powietrznym”.

Nie należy jednak obawiać się, że masowe wprowadzenie transportu lotniczego zmniejszy przydatność innych rodzajów transportu. Chociaż zjawisko takie można zaobserwować na przykładzie Atlantyku Północnego —



w relacji przewozów pasażerskich. W dalszej jednak perspektywie, nawet w układzie międzynarodowym, niezbędna staje się koordynacja przewozów mająca na celu wyeliminowanie szkodliwego współzawodnictwa.

Tendencje rozwojowe samolotów transportowych i przewozów towarowych

Czynnikiem inspirującym wykorzystanie samolotu jako środka masowych przewozów towarowych niewątpliwie stała się druga wojna światowa. Do tego zmusiły warunki, w jakich znalazły się państwa koalicji antyhitlerowskiej. Wszystkie transporty były wówczas niebezpieczne, morski w szczególności, z uwagi na nasilenie działania łodzi podwodnych. Pozostał jedynie skuteczny i bezpieczny — transport lotniczy.

Po zakończeniu działań wojennych wytwórnie lotnicze dostosowują samoloty do przewozów towarowych. Pomieszczenia towarowe to początkowo zwiększone luki bagażowe, których powierzchnia jest stale powiększana. Stale zwiększające się zapotrzebowanie na przewozy towarowe powoduje jednak rozpoczęcie produkcji samolotów specjalnych.

W aktualnym stanie rozwoju środków transportu oraz stabilizacji taryf przewozowych zaczynają się już kształtować granice między komparatywnymi grupami ładunków towarowych dla określonych rodzajów ładunków. Czynnikiem decydującym o masowym zastosowaniu samolotów towarowych pozostają jednak taryfy. W tablicy 1 przedstawiono porównanie kosztów transportu różnymi środkami transportu — przyjmując wartości średnie.

Wprowadzone do eksploatacji nowe samoloty zmniejszają systematycznie opłaty za przewóz. Koszty przewozu 1 tkm zmniejszyły się następująco: (samolot DC-3 przyjmujemy za 100)

- DC-3 — 100
- DC-7 — 66
- Boeing-707 — 41
- CL-44 lub DC-8F — 14
- Boeing-747B — 9 — 18.

Przedstawione typy samolotów stosowane są na przestrzeni 30 lat, począwszy od DC-3 do ostatnio wprowadzonego do prób Boeinga — 747. W ciągu tego okresu,

samoloty specjalne sprowadziły taryfy do poziomu stawek w transporcie drogowym w relacjach międzynarodowych.

Jak stąd wynika, kolejno wprowadzone do eksploatacji samoloty charakteryzują się stałą obniżką taryf. Problem jednak w tym, że nowy sprzęt nie eliminuje całkowicie starego. Przez długi okres czasu pracuje on równolegle, a ściślej do dzisiejszego dnia w wielu przedsiębiorstwach lotniczych nadal eksploatuje się wysłużone samoloty DC-3 (około 1000 sztuk). Po nich kilkakrotnie modyfikowano już sprzęt, lecz na wielu trasach przydatność DC-3 jest jeszcze w pełni uzasadniona. Decydują o tym czynniki pośrednie. Zakup nowego sprzętu np. w Nepalu czy Indonezji, gdzie samoloty DC-3 służą do obsługi lokalnych tras, wiązałoby się z rozbudową kosztownej infrastruktury, na którą rządy tych państw nie mogą sobie pozwolić. Podobnie przedstawia się sprawa z kolejnymi samolotami np. DC-7 w odniesieniu do nowszych typów.

Tak jak różnorodny jest sprzęt lotniczy będący w dyspozycji przedsiębiorstw, tak też różnorodne są drogi przewozowe zarówno w realacji pasażerskiej, jak i towarowej. Dla określonych dróg dobiera się typ samolotu warunkujący zabezpieczenie potrzeb przewozowych. Trudno porównywać drogę lotniczą: Patna — Katmandu (mimo że droga ta ma charakter międzynarodowy) z drogą Londyn — Rzym. Na tej pierwszej całkiem wystarczający okaże się samolot DC-3. Wiele przedsiębiorstw przerobiło wnętrze samolotu DC-3 przeznaczając go dla przewozów towarowych.

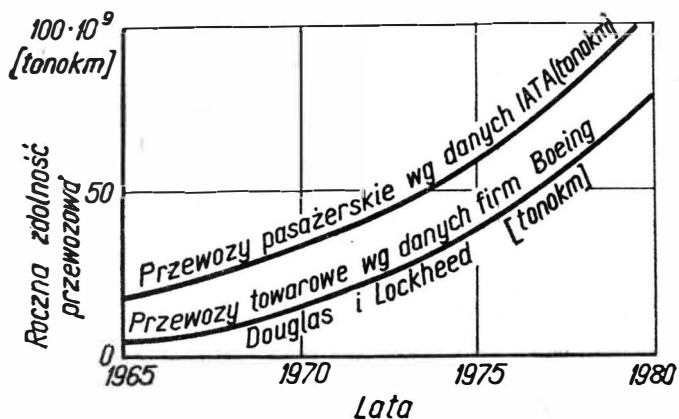
Każde przedsiębiorstwo lotnicze ma swoją odrębną politykę rozwojową i kieruje się właściwymi sobie celami. Niedawno np. podano do wiadomości, że KLM sprzedał ostatni samolot turbośmigłowy Lockheed „Electra”. Nabywcą okazało się lokalne przedsiębiorstwo amerykańskie, samolot ten jeszcze długo będzie spełniał określone funkcje usługowe.

Faktem jest, że zapotrzebowanie na samoloty o przeznaczeniu towarowym jest większe aniżeli na samoloty pasażerskie, co wynika z większego tempa wzrostu przewozów towarowych.

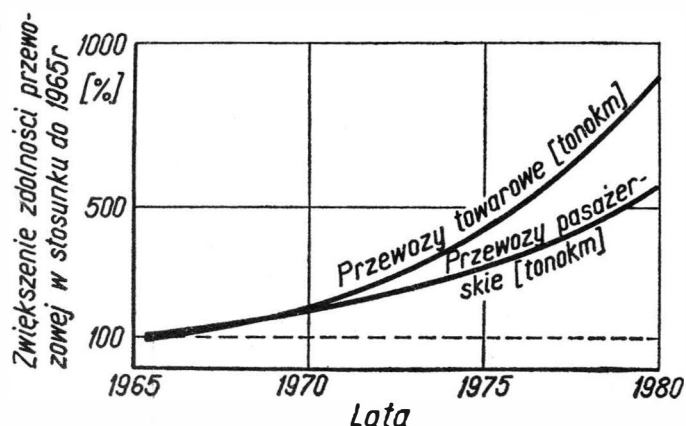
Według oceny producentów poziom przewozów towarowych w latach 1965 — 1980 wzrośnie ośmiokrotnie. Oznacza to, że tempo to będzie znacznie większe aniżeli w przewozach pasażerskich. W 1985 r. poziom przewozów towarowych osiągnie już poziom przewozów pasażerskich. Proces zmian w tym zakresie przedstawiono na rysunkach 1 i 2 z tym jednak, że rysunek 2 ilustruje nam znacznie wyższy wzrost tempa przewozów towarowych po roku 1970. W ocenie przyjęto proste założenie, że wprowadzenie do eksploatacji samolotów gigantów, a równolegle zmniejszenie taryf przewozowych znacznie spotęgują zapotrzebowanie na przewozy lotnicze.

Powyższe przewidywania przewozowe zmuszają jednak do poważnych rekonstrukcji wszystkich urządzeń towarzyszących. Przewiduje się bowiem, że niektóre lotniska obsługiwać będą w roku 1980 ponad 2 miliony ton ładunków spaletyzowanych, reprezentujących bardzo wysoką wartość nominalną.

W celu kompleksowego przedstawienia docelowego programu przewozowego ładunków towarowych drogą lotniczą kolejno omówimy wszystkie elementy składo-



1. Zmiany w zakresie zdolności przewozowej samolotów towarowych i pasażerskich w latach 1965—1980



2. Tempo wzrostu zdolności przewozowej samolotów pasażerskich i towarowych w latach 1965—1980

we towarzyszcie: od nadawcy do odbiorcy. Czy w tym zakresie istnieje podobieństwo w stosunku do innych gałęzi transportu i czy pewne wzory mogą być przeniesione do lotnictwa? Postaramy się kolejno problemy te przeanalizować.

Współczesne poglądy na organizację lotniczych przewozów towarowych

Stwierdzenie przydatności samolotu do przewozów towarowych zmieniło gruntownie pogląd na jego konstrukcję. Zasadniczemu przeobrażeniu podlegają również rozwiązania wewnętrzne i przestrzenne portów lotniczych. Ustalone zostały ostatecznie komparatywne grupy towarów przeznaczone do przewozów lotniczych obejmujące zarówno artykuły szybko psujące się jak: owoce, kwiaty, żywność oraz wiele wyrobów przemysłowych. Jako przykład typowej masy towarowej w układzie ilościowym i asortymentowym przedstawimy przewozy w przedsiębiorstwie KLM w roku 1968. W roku tym KLM przewiózł 83 770 ton towarów oraz 3630 ton poczty. Odległość, na jakiej przewieziono towary, należy do większych w świecie i kształtuje się na poziomie ponad 3000 km, co w wartościach pracy przewozowej wynosi 286 mln tonokm. Dla informacji można powiedzieć, że w 1954 r. lotnictwo całego świata wykonało w tym zakresie pracę przewozową na poziomie 300 mln tonokm.

Przedmiotem przewozów lotniczych KLM w układzie strukturalnym były następujące towary:

- 3% — żywność,
- 10% — żywe zwierzęta oraz produkty pochodzenia roślinnego,
- 10% — wyroby tekstylne,
- 3% — metale,
- 28% — maszyny, pojazdy mechaniczne i aparatura elektryczna,
- 5% — wyroby chemiczne i farmaceutyczne,
- 6% — wyroby papiernicze, gumowe i drzewne,
- 7% — aparatura naukowa i przyrządy precyzyjne,
- 29% — inne ładunki towarowe.

Przeciętny roczny przyrost przewozów towarowych w relacjach lotniczych wynosi 12%. Takie tempo przyrostu wyznacza określony program rozwoju przedsiębiorstwa. W 1968 r. przedsiębiorstwo dysponowało następującymi samolotami:

- 4 samoloty Douglas DC-7F
- 17 „ „ DC-8 — 30/50
- 2 „ „ DC-8 — 63
- 6 „ „ DC-9 — 15
- 5 „ „ DC-9 — 32
- 7 „ Lockheed L — 188C.

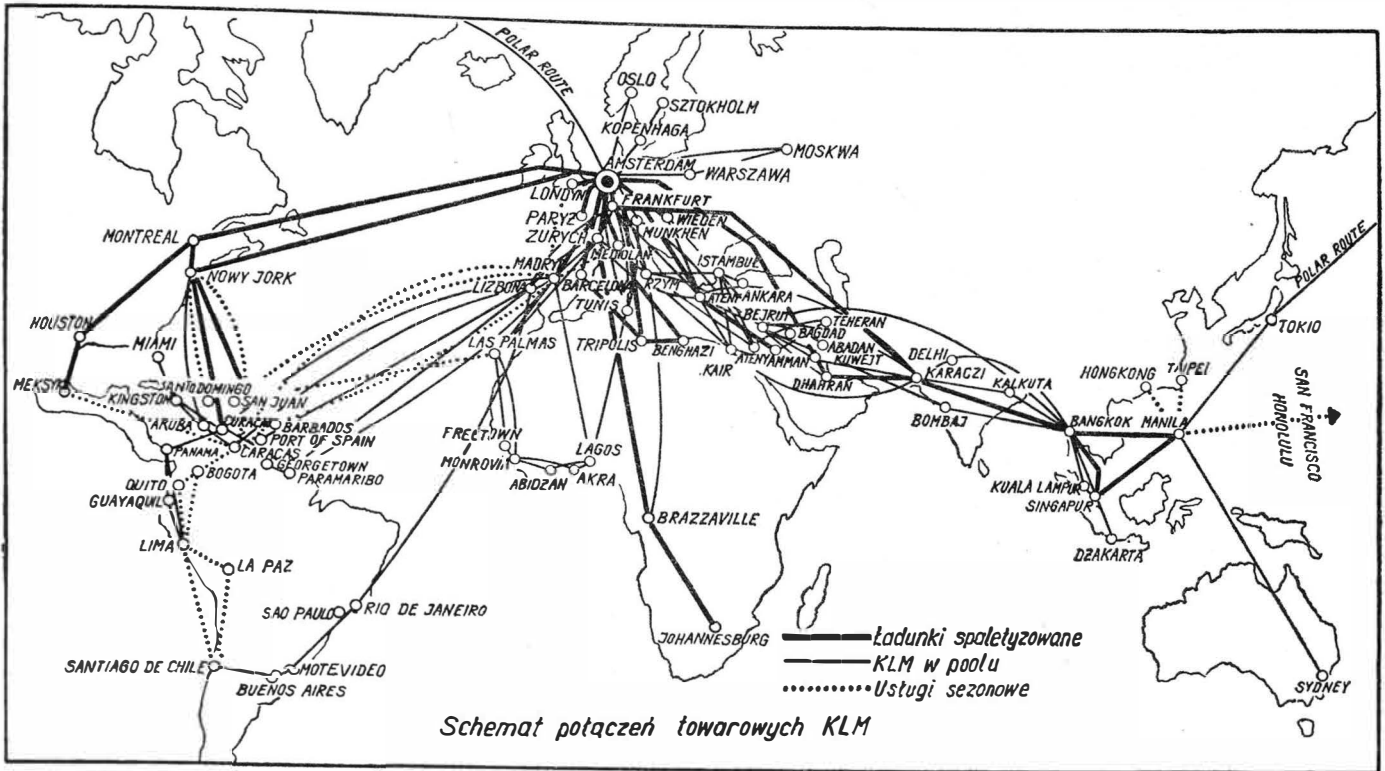
W 1969 r. przedsiębiorstwo KLM całkowicie przeszło na eksploatację samolotów odrzutowych. Samoloty Lockheed zastąpił on odrzutowcami DC-8-63 oraz DC-9-32 (jeden z tych ostatnich nosi imię miasta Warszawy). W 1971 r. do eksploatacji wprowadzone zostały 3 samoloty Boeing — 747 w wersji towarowo-pasa-

Tablica 1. Porównanie kosztów przewozu różnymi środkami transportu (transport lotniczy klasyczny — 100)

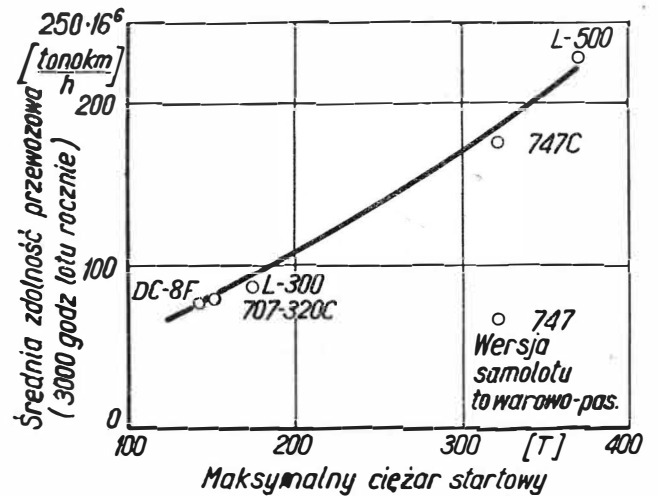
Lp.	Rodzaj transportu	Koszt przewozu 1 tonokm (współczynnik)
1	samolot klasyczny	100
2	samolot specjalny (DC-8F, CL-44D, „Argosy”)	20—50
3	autobus powietrzny Boeing-747	10
4	transport samochodowy w relacji międzynarodowej	15—40
5	transport kolejowy	4—20
6	transport morski	1—10

Tablica 2. Wybrane wskaźniki techniczno-ekonomiczne samolotów towarowych

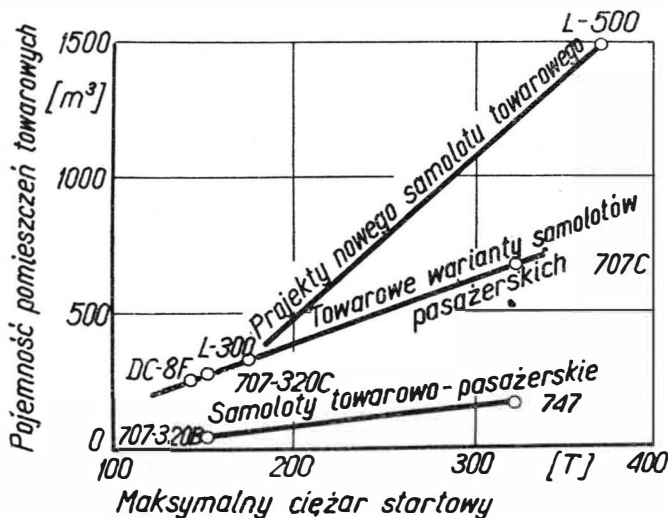
Samolot	Maksymalny ciężar startowy [kG]	Średnia prędkość podróży [km/h]	Maksymalny zasięg lotu [km]	Maksymalny ciężar ładunkowy [kG]	Pojemność kabiny [m ³]
DC-3A	11 800	282	2 805	2 742	35
DC-4	33 113	354	6 598	7 711	95
DC-6A	48 535	451	6 550	12 782	142
DC-7F	57 154	515	7 221	16 330	—
CL-44 D	92 250	620	10 110	29 575	207
DC-8F	140 616	932	11 410	28 400	—
Super VC-10	157 399	621	7 121	44 566	307
Boeing-747 C	308 440	990	8 000	100 000	670



żerskiej. Dzisiaj wiadomo, że w 1978 r. zakupione zostaną samoloty Boeing 2707/200 w liczbie 6 sztuk. Liczba samolotów, jakimi dysponuje omawiane przedsiębiorstwo, pozwala na obsługę 96 stolic świata oraz 66 innych miast, a więc łącznie w zasięgu sieci lotniczej znajdują się 162 lotniska (na mapie przedstawiono towarową sieć lotniczą KLM). Łączny udział KLM w międzynarodowych przewozach wynosi 4%, a utrzymanie takiego udziału w dalszym ciągu jest już ambicją przedsiębiorstwa. Jak wynika z powyższego przykładu, szanse powodzenia na rynku lotniczym mają przedsiębiorstwa wy-

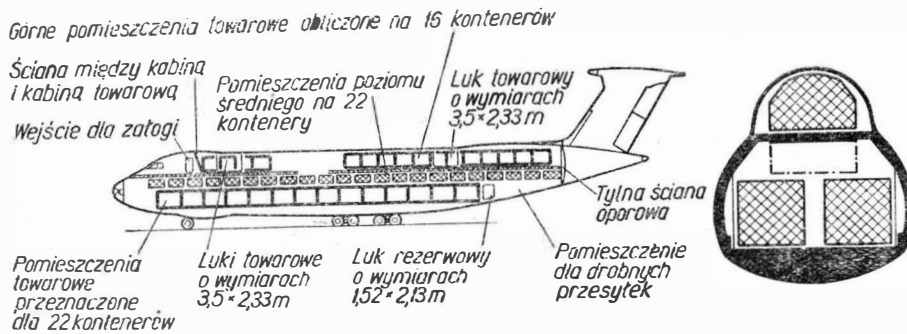


4. Średnia roczna zdolność przewozowa i maksymalny ciężar startowy



3. Pojemność hangaru i maksymalny ciężar startowy samolotów towarowych

sażone w nowoczesne samoloty. Po roku 1970 do eksploatacji wprowadzone zostaną samoloty Boeing — 747, Lockheed — L-500 oraz An-22. Wymienione samoloty będą przystosowane do ładunków o dużej pojemności. Powierzchnia pomieszczeń towarowych samolotu Boeing-747 w wersji mieszanej (pasażersko-towarowej) ma 60% powierzchni towarowej samolotów Boeing — 707 — 320C lub DC-8F (niezależnie od miejsc pasażerskich), które przeznaczone są wyłącznie do przewozów towarowych. Ilustracją porównawczą określonych samolotów przeznaczonych do przewozów towarowych są rysunki 3 i 4. W początkowej fazie eksploatacji samolotów Boeing — 747 całkowicie wystarczy wersja mieszana, pasażer-



ska-towarowa. Dopiero po stopniowym opanowaniu rynku i stabilizacji ładunków towarowych do eksploatacji wprowadzone zostaną towarowe wersje Boeing — 747C. Samolot ten ma pomieszczenia towarowe o pojemności 670 m³ i jednorazowo może przewozić około 100 ton ładunków. Oznacza to, że powierzchnia pomieszczeń towarowych w samolocie Boeing — 747C jest ponad 2,5 raza większa aniżeli w stosowanych aktualnie samolotach odrzutowych o przeznaczeniu towarowym.

W pomieszczeniach towarowych samolotu Boeing — 747C będzie można umieścić różnorodne kontenery, w tym także kontenery standardowe stosowane w innych

rodzajach transportu o wymiarach 2,43 × 2,43 × 12,5 m. Kontenery te mogą być przeładowywane na samolot prosto z bocznic kolejowej lub przyczepy samochodowej. Duża pojemność handlowa samolotu, a przede wszystkim duża powierzchnia użytkowa pozwoli na osiągnięcie maksymalnego obciążenia wynoszącego 157 kG/m². Samolotem tego typu będzie można przewozić ładunki o bardzo dużym ciężarze, np. urządzenia dla przemysłu. Przewiduje się również, że roczna wydajność handlowa samolotu przy nalocie 3000 godzin wyniesie 175 × 10⁶ tonokm/h. Tak wysoka wartość użytkowa pozwoli na zmniejszenie taryf do około 2 centów za tonokm.

Mgr inż. HENRYK KRASOWSKI

551.55

Przedstawiono przyczyny powstawania turbulencji pozachmurowej i wspomniano o stratach, jakie ona powoduje w lotnictwie. Omówiono trudności sterowania samolotem w turbulencjach atmosfery i opisano przyrząd — zastosowany na samolotach linii PAA — ostrzegający przed turbulencją pozachmurową. Podano szereg wskazań ułatwiających wykrywanie i omijanie turbulencji pozachmurowej oraz podkreślono znaczenie utrzymania w warunkach turbulencji właściwego położenia samolotu.

Turbulencja pozachmurowa CAT

Turbulencja pozachmurowa CAT (Clear Air Turbulence) stanowi jedną z najbardziej niebezpiecznych pułapek czyhających w czasie lotu na samolot, tym bardziej że pilot wlatuje w jej obszar niespodziewanie, nie będąc na to przygotowany.

Zjawisko turbulencji powietrznej można porównać do zachowania się powierzchni wody. Nawet wtedy gdy powierzchnia wody jest zupełnie spokojna, tak że nie kołysze nawet najmniejszym statkiem, jest mimo to w ciągłym ruchu. Gdy powstaje silniejszy wiatr, tworzą się fale. Fale rosną do momentu powstania fal łamiących się. Zjawisko morskich fal łamiących się jest bardzo podobne do zjawiska turbulencji pozachmurowej CAT. Ruch fali w górę, załamanie się i ruch w dół jest podobny do ruchu pionowych wirów powietrza, w które wpada samolot wlatując w obszar objęty turbulencją pozachmurową CAT. Wiry te mogą powstawać i rozwijać się, gdy określona warstwa atmosfery zostanie zaburzona przez prąd strumieniowy czy przez zawirowania wywołane silnym wiatrem na zawiętrznej stronie gór, czy też wskutek przechodzenia burzy.

CAT powoduje wielkie szkody. Straty jedynie samolotów wojskowych z powodu uszkodzenia lub zniszczenia przez CAT w USA w latach 1963—1965 wyniosły 30 mln dolarów. Tylko w roku 1964 w 5 amerykańskich przedsiębiorstwach lotniczych 99 osób odniosło obrażenia z powodu działania turbulencji CAT. Nikt nie jest

w stanie określić, jak wiele małych samolotów zostało zniszczonych przez CAT, gdyż wypadków tych nie bada się tak dokładnie jak wypadków komunikacyjnych. Uznano je najprawdopodobniej za spowodowane błędem pilota, brakiem odpowiednich kwalifikacji lub oprzyrządowania do lotów w trudnych warunkach meteorologicznych. Szeroki rozwój lotów na dużych wysokościach spowodował, że CAT stała się problemem szczególnie ważnym dla wszystkich rodzajów lotnictwa. Zagrożenie bezpieczeństwa lotu przez turbulencję pozachmurową spowodowało w USA powołanie państwowego komitetu do spraw turbulencji CAT. Komitet stwierdził, że meteorolodzy wiedzą niewiele o turbulencji CAT, a opracowywane prognozy nie są odpowiednie dla potrzeb operacyjnych lotnictwa komunikacyjnego.

Wyróżniono trzy rodzaje silnej turbulencji CAT:

- turbulencję na dużych wysokościach związaną z prądem strumieniowym,
- turbulencję związaną z falą górską,
- turbulencję w pobliżu burzy wykazującej linię szkwałową.

Obecnie nie można jeszcze precyzyjnie określić czasu i miejsca występowania CAT; prawdopodobieństwo umiejscowienia CAT jest obecnie tego rzędu jak prognozowanie wystąpienia małej burzy lokalnej, nawet

gdy prognoza jest sporządzona z największą dokładnością.

Przypadki wejścia w niezwykle silną turbulencję CAT są na tyle rzadkie, że pilot nie zawsze jest w stanie nauczyć się jej obchodzenia w oparciu o własne doświadczenie. Prawdopodobieństwo wejścia w silną turbulencję CAT statystyka określa na około jeden raz na 500 godzin lotu. Warunki lotu, jakie spotyka się w silnej turbulencji, nie dadzą się dokładnie odtworzyć, ani się nie powtarzają. Brak więc odpowiedniego materiału porównawczego. Dlatego zaleca się, aby sposób sterowania samolotu w warunkach silnej turbulencji był przedstawiony w podręcznikach szkoleniowych dla pilotów i w instrukcjach operacyjnych przedsiębiorstw lotniczych.

Niezwykle istotne w warunkach silnej turbulencji jest prawidłowe położenie samolotu, a przede wszystkim kontrola pochylenia. Gdy pilot spotyka turbulencję, może zobaczyć jej wpływ na pięciu różnych przyrządach pokładowych wskazujących zmianę pochylenia samolotu, jednak tylko sztuczny horyzont pokazuje właściwe pochylenie. Inne przyrządy: prędkościomierz, wysokościomierz, wariometr i przyspieszeniomierz oraz odczucie wartości i kierunku przyspieszeń przez samego pilota (odrywanie i włączanie w fotel), udzielają fałszywych informacji*. Jeżeli pilot ma doświadczenie w posługiwaniu się sztucznym horyzontem, może przez utrzymanie położenia horyzontalnego uchronić się przed utratą kontroli nad położeniem samolotu. Fakt ten został stwierdzony i udokumentowany zapisem dokonanym na pokładzie samolotu „Canberra” należącego do laboratorium silnych burz w Norman w stanie Oklahoma 27 maja 1967 roku.

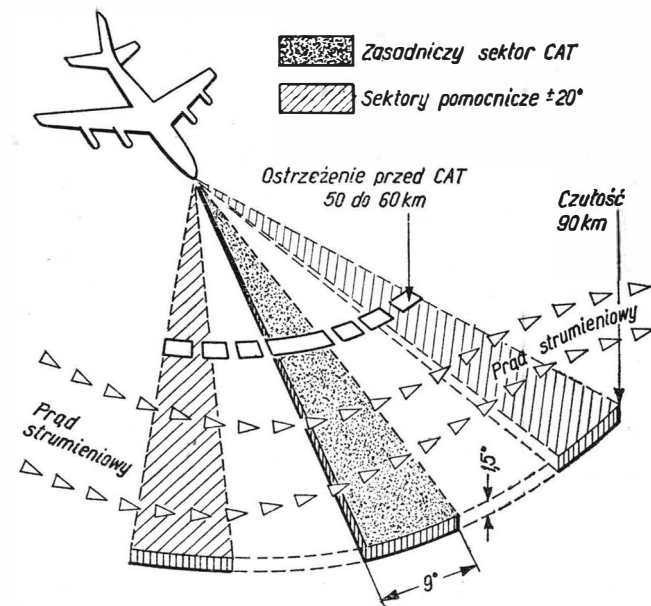
Samolot, jak wyjaśnił pilot, leciał obok burzy przy bezchmurnym niebie. Zupełnie niespodziewanie wleciał w strefę silnej turbulencji, która trwała około dwu minut. Kiedy samolot opuszczał strefę, jego prędkość wzrosła nagle od $Ma = 0,74$ do $Ma = 0,84$. Samolot wpadł w drgania występujące przy krytycznej liczbie Macha. Pilot, przekonany, że leci w bezpiecznym obszarze, był zupełnie zaskoczony turbulencją. Wykres czasu reakcji pilota wykazał, że nie została dokonana poprawka pochylenia samolotu nawet w sekundę po osiągnięciu maksymalnego podmuchu. Przez cały poprzedni odcinek czasu działanie pilota było błędne. Należy dodać, że pilot był doświadczonym oblatywaczem. Komitet ustalił, że pilot lecący w turbulencji daje się zasugerować wskazaniami przyrządów nie przekazującymi rzeczywistego pochylenia samolotu. Jeśli więc zacznie działać sterem wysokości odwrotnie niż potrzebna, zwiększa się w groźny sposób możliwość utraty kontroli położenia przestrzennego samolotu. Informacje o położeniu przestrzennym samolotu muszą być dostarczane pilotom w sposób jednoznaczny przez cały czas lotu, muszą być wyraźne i nie budzące wątpliwości. Głównym zadaniem prowadzonych obecnie prac badawczych jest skonstruowanie urządzenia ostrzegającego przed CAT. Zdaniem ekspertów urządzenie takie rozwiąże problemy CAT znacznie lepiej niż wszelkie inne sposoby. Przeprowadza się badania nad wykrywaniem i lokalizowaniem CAT za pomocą radaru pracującego na ultrakrótkich falach, wiązki laserowej czy też spektrometru podczerwieni.

Taki właśnie ostrzegacz działający w paśmie promieni podczerwonych został zainstalowany na samolotach Boeing 707 należących do PAA. Wykrywacz CAT został skonstruowany w zakładach North American Rockwell Corporation, a jego wprowadzenie do eksploatacji zostało poprzedzone dwuletnimi próbami w locie. System detekcji promieniowania podczerwonego zapewnia podanie pilotowi sygnału ostrzegawczego przed CAT na 3—5 minut przed wejściem w strefę turbulencji.

Cztery egzemplarze tego urządzenia przeszły próby w 76 lotach, w czasie których przeleciało 330 tys. kilometrów w ciągu 372 godzin, przy czym zanotowano dwadzieścia przypadków turbulencji: 13 lekkiej, 6 umiarkowanej i 1 silnej.

* Patrz artykuł „Lot w turbulencji według wskazań przyrządów pokładowych”, zamieszczony w nrze 4 i 5 z 1969 w „Technice Lotniczej i Astronautycznej” (przyj. red.).

Przebieg przed samolotem jest kontrolowana w zasięgu 50 do 60 km, pozwala to ostrzec pilota na 3 do 5 minut przed strefą turbulencji (patrz rys.). Piloci PAA latający na samolotach Boeing 707 stwierdzili, że ostrzegacz wykrył wszystkie przypadki silnej turbulencji, 90% przypadków lekkiej oraz w pięciu przypadkach wywołał fałszywy alarm i wykrył bardzo lekką turbulencję. Wprowadzono więc dodatkowy system eliminujący wpływ promieniowania powierzchni ziemi i promieniowania słonecznego, który eliminuje możliwość fałszywego alarmu.



Badając urządzenie stwierdzono, że więcej niż 80% przypadków turbulencji CAT wystąpiło w sąsiedztwie chmur *cumulus* zawierających kryształki lodu, a około 20% przypadków zanotowano przy zupełnie bezchmurnym niebie. Ostrzegacz potrafi z jednakową dokładnością wykrywać obydwa rodzaje turbulencji CAT, potrafi również wykryć turbulencję występującą w kowadłe burzy i ponad nim.

Urządzenie składa się z radiometru podczerwieni, przelicznika elektronicznego i wskaźnika. Ostrzegacz rejestruje zmiany promieniowania podczerwonego charakterystyczne dla CAT w odległości do 90 km przed samolotem i w sektorze $\pm 25^\circ$ od osi podłużnej.

Badania prowadzone od kilku lat w USA i ZSRR pozwoliły poznać dość dobrze turbulencję towarzyszącą prądom strumieniowym, pozwoliły również stwierdzić, że jest ona znacznie mniej groźna od turbulencji CAT towarzyszącej fali górskiej czy też linii szkwałowej burzy.

Piloci sądzą, że groźna turbulencja występuje tylko w pobliżu zawietrznej strony szczytów górskich. Tymczasem okazało się, że CAT towarzysząca fali halniakowej może sięgać kilkakrotnie wyżej niż wysokość masywu górskiego powodującego falę. Może sięgać nawet kilka kilometrów wyżej niż efekt prądów wznoszących fali halniakowej i zaburzać powietrze na b. dużych wysokościach. Wielokrotnie okazywało się, że CAT na dużych wysokościach była wywołana falą halniakową, a nie jak przypuszczano prądem strumieniowym.

Intensywność turbulencji wywołanej falą zależy od wysokości masywu górskiego i prędkości wiatru na poziomie szczytów górskich. Jeśli wiatr osiąga prędkość 90 km/h, to stwarza to już dogodne warunki do powstania silnej turbulencji. Może ona sięgać znacznie wyżej niż wysokość lotu obecnych samolotów i rozciągać się horyzontalnie do 75 km. Nawet przy prędkości wiatru rzędu 55—75 km/h może wystąpić CAT groźna dla ciężkich samolotów. Piloci powinni spodziewać się CAT, kiedy widoczne są chmury typu soczew-

kowatego, a zwłaszcza gdy sięgają one na zawietrzną stronę gór.

Turbulencja występująca w sąsiedztwie linii szkwałowych jest niewątpliwie jedną z najgroźniejszych form CAT. Ośrodek badawczy w Norman, Oklahoma użył do badania turbulencji aż 15 odpowiednio przygotowanych samolotów (m.in. DC-6, B-57F, U-2, F-100 i Piper „Aztec”). Badania te przeprowadzono na dużych i małych wysokościach. Stwierdzono, że turbulencja CAT występuje przede wszystkim na małych wysokościach, a rzadziej na większych. Wniosek z tych badań jest następujący: 95% burz należy omijać na odległość wzroku, natomiast posługując się radarem należy omijać obszary dające echa w odległości 18 km, gdy chce się uniknąć silnej turbulencji w odległości 28 km, gdy chce się uniknąć lekkiej turbulencji.

Turbulencja występuje również nad wierzchołkami burz i niestety nie określono reguły, za pomocą której można byłoby określić, jak wysoko nad burzą można ją spotkać. Wygląd chmury nie pozwala określić intensywności i czasu trwania CAT, ale ustalono, że gdy stwierdza się opad gradu, to na pewno wokół chmury i nad nią wystąpi CAT. Jest więc dużym ryzykiem lecieć blisko obok chmury lub nisko nad jej wierzchołkiem.

Badania stwierdziły, że burza stanowi dla wiatru podobną zaporę jak zbocze górskie i że turbulencja CAT wokół burz jest podobna do turbulencji związanej z falą halniakową. Pilot lecący na dużej wysokości powinien pamiętać mapę pogody na trasie, bowiem znakomita większość turbulencji jest powodowana nie wznoszeniami falowymi, ale rotorami, w których duże prędkości pionowe powstają wskutek dużych gradientów poziomych prędkości wiatru na bliskich poziomach. Podobne zjawisko zachodzi w rejonie łączenia się lub rozplywania się dwu gałęzi prądu strumieniowego. Pilot, który pamięta mapę pogody, potrafi ominąć taką strefę. Największe i najsilniejsze rotory znajdują się

po północnej stronie prądu strumieniowego. Właściwa zmiana wysokości może stanowić o bezpieczeństwie lotu, a można ją wykonać jedynie w oparciu o znajomość mapy pogody dla poziomu, na którym leci samolot. Lecąc z wyżu w kierunku niżowej strony prądu strumieniowego, na wysokościach lotu bliskich troposfery, najszybciej można wyjść z turbulencji przez zmniejszenie wysokości. Zwiększanie wysokości lotu może prowadzić tylko do pogorszenia sytuacji, chyba że wznoszenie będzie strome i szybkie. W przypadku lotu na wysokościach powyżej poziomu maksymalnego wiatru warstwy spokojnego powietrza można oczekiwać po północnej stronie prądu strumieniowego. Przyrostu ciśnienia należy oczekiwać, gdy leci się od wyżowej do niżowej strony prądu strumieniowego, w przypadku lotu w przeciwnym kierunku zależność jest odwrotna. Gdy leci się równoległe do rdzenia prądu strumieniowego, zmiana wysokości lotu o 600 m w większości przypadków wystarczy do wyjścia z turbulencji CAT.

Obecnie opracowywane prognozy nie pozwalają dokładnie zlokalizować CAT, dlatego, aby możliwie skutecznie jej unikać, piloci powinni przestrzegać następujących zasad:

- znać kierunek i prędkość wiatru i przypuszczalne umiejscowienie stref CAT w zasięgu masywów górskich,
- zachowywać bezpieczną odległość omijania burz i linii szkwałowych,
- wiedzieć, w jaki sposób może rozwijać się CAT wokół prądu strumieniowego i znać obraz pogody na trasie lotu,
- pamiętać, że w przypadku wejścia w CAT lub w ogóle w turbulencję najważniejszą rzeczą jest zachowanie właściwego położenia samolotu, ze szczególnym zwracaniem uwagi na pochylenie,
- zgłaszać wszystkie przypadki spotkania turbulencji.

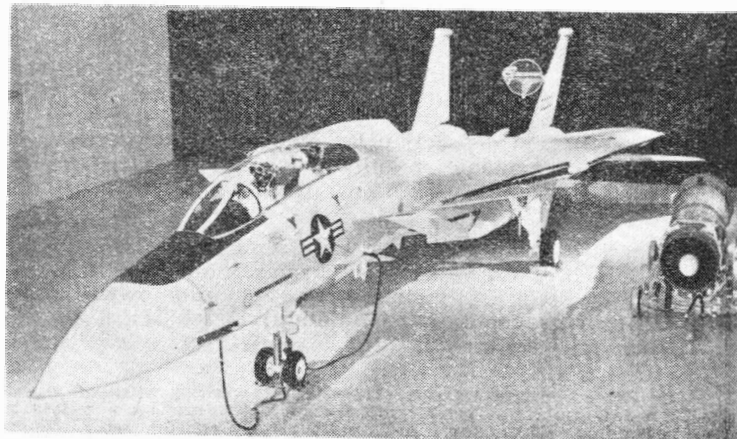
Nowości Techniczne

Nowe amerykańskie programy samolotów wojskowych

W poprzednim zeszycie TLiA zamieszczono w „Nowościach” wzmianki o projektach amerykańskiego bombowca strategicznego AMSA i śmigłowego samolotu szturmowego AX. Obok tych dwóch projektów mają być w USA realizowane w najbliższych latach jeszcze inne programy samolotów wojskowych, z których najważniejsze to: samolot bojowy dla marynarki F-14, przechwytywacz dla USAF F-15, samolot przeciw okrętom podwodnym VSX i samolot wczesnego ostrzeżenia AWACS.

Projekt samolotu F-14 powstał w związku z zapotrzebowaniem na następcę samolotu F-111B, który nie znalazł uznania w oczach marynarki amerykańskiej. Opracowano projekty VFX-1 i VFX-2. Pierwszy z nich otrzymał obecnie oznaczenie F-14A i został przekazany do realizacji firmie Grumman (której przyznano pierwszeństwo przed firmą McDonnell Douglas). F-14A jest dwumiejscowym samolotem myśliwskim ze skrzydłem o zmienny skosie, przystosowanym do operowania z lotniskowców. Napęd stanowią dwa silniki dwuprzepływowe Pratt Whitney TF30-P-12 o ciągu z dopalaniem ok. 8000 kG. Są to silniki stosowane na samolotach F-111A i F-111B. Również wyposażenie elektroniczne i uzbrojenie — pociski kierowane Hughes

„Phoenix” — są zapożyczone z samolotu F-111B. Ciężar całkowity samolotu wynosi ok. 22 700 kG. Próby w locie na pierwszym z pięciu prototypów mają się



rozpocząć na początku 1971 r., a w dwa lata później pierwsze seryjne samoloty mają być przekazane US Navy. Przepuszcza się, że marynarka zakupi kilkakaset samolotów F-14A, które zostaną rozmieszczone na 15 lotniskowcach (na każdym z nich będą stacjonować dwa dywizjony). Cena F-14A będzie wyższa od ceny samolotu F-111B, który kosztuje 8 200 000 dol. Załączona fotografia przedstawia makietę samolotu F-14A. Drugi projekt, VFX-2, stał się podstawą projektów F-14B i F-14C. Obie te wersje różnią się od samolotu F-14A zastosowaniem nowego silnika, opracowywanego dla USAF i US Navy. Poza tym F-14C otrzyma nowe wyposażenie elektroniczne.

Samolot F-15 (pierwotne oznaczenie FX) ma w połowie lat siedemdziesiątych zastąpić przechwytywacze „Phantom” F-4E. Dwusilnikowy, jednomiejscowy F-15, o ciężarze całkowitym 18 150 kG, będzie miał uzbrojenie przystosowane do walk powietrznych na małe i duże odległości oraz będzie nadawał się do atakowania celów naziemnych. Ma się on odznaczać, obok ograniczonych właściwości STOL, dużą zwrotnością. Nie zapadła jeszcze decyzja odnośnie do rodzaju skrzydła. Obecnie F-15 znajduje się w stadium opracowywania założeń, przy czym o kontrakt na projekt i produkcję samolotu ubiegają się firmy Fairchild Hiller, McDonnell Douglas i North American Rockwell. Firmy General Electric i Pratt Whitney biorą udział w konkursie na silnik do samolotu F-15, który będzie również zastosowany na samolotach F-14B i F-14C. Przez firmy Westinghouse Electric i Hughes Aircraft opracowywane jest radarowe urządzenie szturmowe. F-15 ma wejść na uzbrojenie w 1975 r., przy czym pierwsze zamówienie wyniesie 400—500 samolotów. Cena samolotów ma być niższa od ceny samolotów F-14.

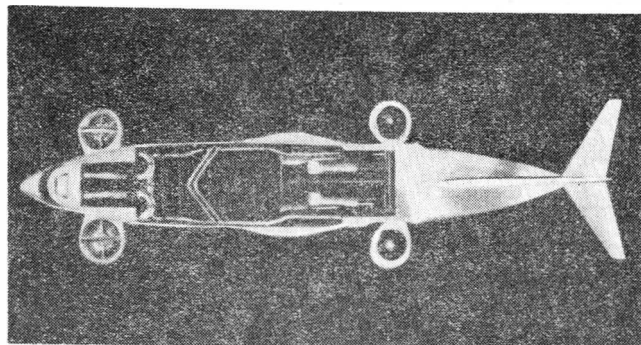
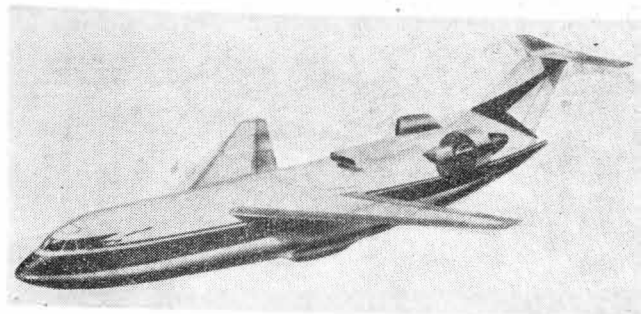
Program VSX przewiduje budowę samolotu do zwalczania okrętów podwodnych S-3A, który zastąpi samolot S-2 „Tracker”. Ustalono, że będzie to dwusilnikowy górno- lub średniopłatowiec, cokolwiek większy od S-2. Napęd będą stanowiły silniki wentylatorowe General Electric TF34 o ciągu 4000 kG i dużym stosunku wydatków. Samolot będzie wyposażony w urządzenie do wykrywania okrętów podwodnych ANEW, które zostało opracowane dla samolotu patrolowego P-3C „Orion” (odmiana samolotu pasażerskiego Lockheed „Electra”). Załoga samolotu ma się składać z czterech osób. Samoloty S-3A będą stacjonować na lotniskowcach od 1973 r.

Samoloty wczesnego ostrzegania i kierowania AWACS (Airborne Warning and Control System) będą stanowić wspólnie z przechwytywaczami obronę przeciw atakom atomowym. Jako przechwytywacz brany jest pod uwagę samolot General Dynamics/Convair F-106X lub Lockheed F-12. Jako samolot AWACS może być użyta udoskonalona wersja (prawdopodobnie z silnikami o dużym stosunku wydatków) samolotu Boeing 707 lub McDonnell Douglas DC-8. Samolot AWACS będzie miał wewnątrz kadłuba lub nad kadłubem antenę radarową. Większa część przyznanych obecnie na ten program funduszy jest przeznaczona na rozwój wyposażenia elektronicznego. Samolot ma wejść do służby w 1975 r.

W. K.

Nowy projekt samolotu pasażerskiego z wentylatorami nośnymi

Fotografie przedstawiają projekt samolotu VTOL firmy McDonnell Douglas do komunikacji między śródmieściami miast. Samolot jest zaopatrzony w cztery wentylatory, z których dwa — przednie — działają wyłącznie jako wentylatory nośne i w locie poziomym są chowane do kadłuba, natomiast dwa pozostałe, zabudowane po bokach ogonowej części kadłuba, są przestawialne i w czasie startu działają jako wentylatory nośne, a w locie poziomym — jako wentylatory napędowe. Umieszczone na obwodzie wentylatorów wieńce turbinowe są zasilane przez cztery wytwornice,



zabudowane parami z przodu i z tyłu kadłuba. Kanały wylotowe wytwornic są połączone między sobą, aby w przypadku wyłączenia się — w czasie pionowego startu lub lądowania — jednej z wytwornic była utrzymana symetria siły nośnej.

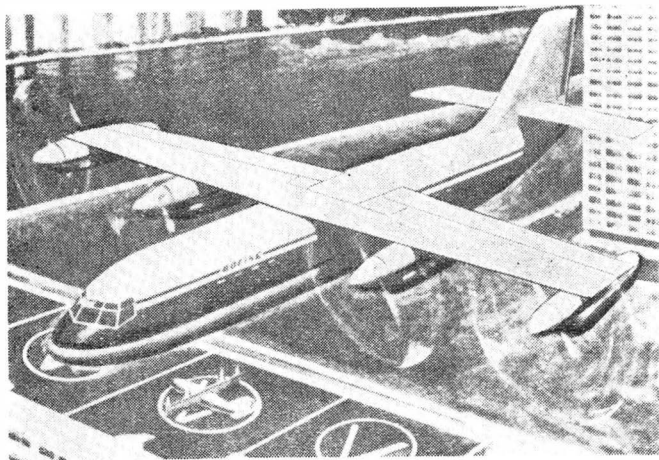
W. K.

Projekt lekkiego samolotu transportowego z przestawialnym skrzydłem

W ramach programu LIT (Light Inter-Theater Transport) firma Boeing Vertol zaprojektowała lekki przylotowy samolot transportowy V/STOL z przestawialnym skrzydłem (rys. 1). Napęd stanowią cztery turbino-silniki śmigłowe ze śmigłami o dużej średnicy, co zapewnia nadmuch strumieniami zaśmigłowymi

1





2

prawie całej powierzchni skrzydła. Udźwieg samolotu ma wynosić 3000 kG przy pionowym starcie i 7500 kG przy starcie skróconym. Opracowana została również cywilna odmiana samolotu (rys. 2) przeznaczona do komunikacji między centrami miast.

W. K.

Potrzeba budowy samolotu pasażerskiego STOL

Linie lotnicze Eastern Air Lines chcą nakłonić amerykański przemysł lotniczy do budowy dużego samolotu pasażerskiego STOL, który byłby eksploatowany na trasach wzdłuż północno-wschodniego wybrzeża Stanów Zjednoczonych (w tzw. korytarzu północno-wschodnim). Samolot powinien zabierać 125 do 175 pasażerów, mieć prędkość przelotową 650 km/h i prędkość lądowania 100 km/h oraz powinien startować i lądować na pasach o długości nie przekraczającej 300 m. Do jego napędu należy zastosować albo nowoczesne silniki wentylatorowe albo silniki z obudowanymi śmigłami. Urządzenia zwiększające siłę nośną powinny być powiązane ze sterowaniem warstwą przyścienną. Wymagania te zostały opracowane na podstawie wyników 7-tygodniowej próbnej eksploatacji samolotu Breguet 941 (McDonnell Douglas 188).

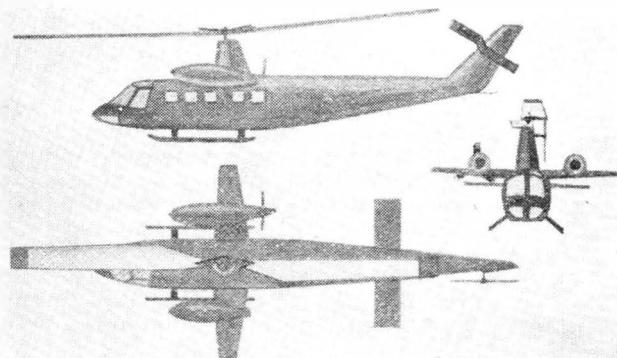
Wiadomo, że firma McDonnell Douglas pracuje nad samolotem, oznaczonym jako Modell 210, który odpowiada wymaganiom linii EAL, nie ogłoszono jednak dotychczas na jego temat żadnych szczegółów.

W. K.

Projekt szybkiego śmigłowca firmy SIAI - Marchetti

Firma SIAI-Marchetti pracuje od połowy 1968 r. nad projektem szybkiego śmigłowca SV.200. Jak widać z rysunku śmigłowiec ma dwułopatowy wirnik i małe skrzydło z dwoma gondolami silnikowymi. W jednej gondoli znajduje się silnik napędzający wirnik nośny i śmigło ogonowe, w drugiej — silnik napędzający śmigło pchające, umieszczone z tyłu gondoli. Oczywiście, oba silniki (a właściwie ich turbiny napędowe) muszą być połączone ze sobą wałem, aby była możliwość wymiany mocy między wirnikiem nośnym a śmi-

głem napędowym w zależności od fazy lotu śmigłowca (start i lot poziomy). Śmigłowiec ma mieć możliwe wszechstronne zastosowanie, również wojskowe. W lutym lub marcu 1969 r. miały się rozpocząć próby zmęczenia ważniejszych elementów śmigłowca. Pierwszy lot prototypu jest zaplanowany jeszcze na bieżący rok.



Firma SIAI-Marchetti zamierza poza tym zbudować do 1975 r. śmigłowiec o prędkości 460 km/h, a do 1980 r. — śmigłowiec (prawdopodobnie z chowanym wirnikiem) o prędkości 920 km/h.

W. K.

Kanadyjsko-amerykański satelita badawczy

29 stycznia 1969 r. wystrzelono z bazy Vanderberg w Kalifornii za pomocą rakiety „Thor-Delta” kanadyjsko-amerykańskiego satelitę ISIS-1 (International Satellite for Ionospheric Studies). Satelita, krążący po wokółziemskiej orbicie na wysokości od 565 do 3500 km, ma przeprowadzić badania, których głównym celem jest udoskonalenie metod przekazywania wiadomości przy wykorzystaniu jonosfery do odbijania fal radiowych. Satelita ma ciężar 240 kG i jest zaopatrzone w 1120 ogniw słonecznych umieszczonych na 16 wysięgnikach.

W. K.

Amerykańskie plany miękkiego lądowania na Marsie

NASA zamierza wysłać w połowie 1973 r. dwie sondy kosmiczne, w odstępie 10 dni, które mają miękko wylądować na planecie Mars. Sondy będą mieć ciężar 2700 kG i będą się składać z dwóch członów: członu krążącego na orbicie Marsa i członu lądującego na planecie. Człon lądujący ma mieć podobną konstrukcję co pojazd „Surveyor”. Dane z członu znajdującego się na powierzchni Marsa będą przekazywane na Ziemię za pośrednictwem członu pozostającego na orbicie, który będzie spełniał w ten sposób rolę stacji przekaznikowej. Sondy zostaną wystrzelone za pomocą rakiet „Titan”-3D/„Centaurus”. Zasadniczym celem przedsięwzięcia jest poszukiwanie śladów życia na Marsie. Szczegółowe zadania naukowe zostaną ustalone po uzyskaniu w 1969 r. wyników z lotu sond „Mariner”.

W. K.

Zestawiony tlen dla astronautów

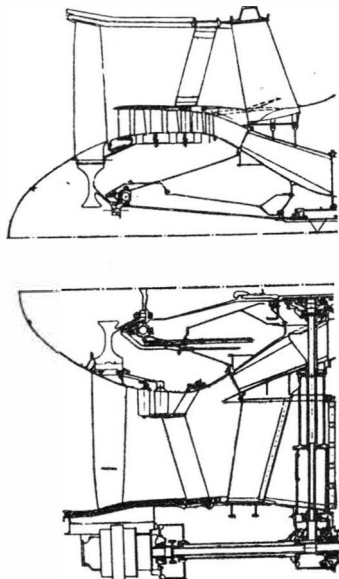
Dotychczas w kosmicznych lotach załogowych używa się do oddychania tlenu w stanie gazowym, ciekłym i nadkrytycznym. Obecnie firma Aerojet General przeprowadza badania nad możliwościami ekonomicznego zastosowania tlenu w postaci zestalonej. Tlen ochładza się w próżni za pomocą zamrożonego azotu. Uzyskany w ten sposób zestalony tlen musi być jednak przechowywany w temperaturze -240°C . Można do tego celu wykorzystać próżnię i niską temperaturę

Pojazd „pogo” sterowany ruchami ciała

Firma Bell Aerosystems przeprowadziła z pomyślnym wynikiem próby doświadczalnego jednoosobowego pojazdu raketowego typu „pogo”. Próby miały na celu sprawdzenie możliwości sterowania pojazdem ruchami ciała. Pierwsze pojazdy „pogo”, jedno- i dwuosobowe, były sterowane wokół trzech osi ręcznie za pomocą urządzenia powodującego zmiany kierunku wektora ciągu. W nowym, uproszczonym pojeździe sterowanie wokół obu osi poziomych odbywa się przez przechylenie ciała w żądanym kierunku, co powoduje odchylenie

Niektóre szczegóły na temat silnika CF6-50

Jak już pisano w „Nowościach”, w wersji na długie trasy autobusu powietrznego McDonnell Douglas DC-10 mają być zastosowane silniki General Electric CF6-50 o zwiększonym ciągu w porównaniu z silnikiem CF6-6. Za najkorzystniejszy sposób zwiększenia ciągu uznano zwiększenie „doładowania” sprężarki wytwornicy gazu, ponieważ nie pociąga to za sobą żadnych zmian konstrukcyjnych w wytwornicy. Zwiększenie doładowania sprężarki wytwornicy osiągnięto przez zastosowanie dwóch dodatkowych stopni w wewnętrznym kanale wentylatora. Powoduje to wzrost ciśnienia i temperatury przed sprężarką wytwornicy, a więc taki sam efekt jak zmniejszenie wysokości i zwiększenie liczby Macha lotu, przesuując na lewo punkt współpracy na charakterystyce — w parametrach spro-



przestrzeni kosmicznej, tzn. przechowywać tlen za zewnątrz statku kosmicznego. Próby wykazały, że zestalony tlen może być wciągnięty przez służy do wnętrza statku, gdzie się topi i odparowuje. Metoda ta jest najekonomiczniejsza w przypadku awaryjnych urządzeń tlenowych, gdyż tlen może być w ten sposób przechowywany dziesięciokrotnie dłużej niż to jest możliwe obecnie. Kawałek zestalonego tlenu o objętości 125 cm^3 , tj. ok. $0,14\text{ kg}$, umożliwi astronautce trzygodzinne przebywanie na zewnątrz statku.

W. K.

wektora ciągu od pionu i ruch pojazdu w kierunku przechylenia ciała. Obrót względem osi pionowej możliwy jest tylko przez przechylenie dysz wylotowych obu silników.

Pojazd ma ciężar 81 kg , a udźwig 158 kg . Czas trwania lotu wynosi 10 min. , w ciągu których pojazd może pokonać odległość 24 km . Podobnie jak w innych pojazdach „pogo” silniki raketowe są zasilane wodą utlenioną.

W czasie pierwszego lotu pojazd przebywał w powietrzu przez 17 sek. , przy czym wznosił się na wysokość $7,6\text{ m}$ i przeleciał odległość 38 m .

Rozważa się możliwość wykorzystania pojazdu firmy Bell już podczas pierwszego pobytu astronautów na Księżycu.

W. K.

wadzonych — sprężarki, tj. w kierunku mniejszych sprowadzonych prędkości obrotowych i wydatków powietrza. Dzięki temu możliwe jest zwiększenie prędkości obrotowej wytwornicy, przy niedużym wzroście temperatury przed turbiną, bez pogarszania warunków pracy (sprawności) sprężarki wytwornicy. W wyniku uzyskuje się znaczny wzrost rzeczywistego wydatku powietrza przez kanał wewnętrzny silnika i wzrost ogólnego sprężu (do $29,2:1$ w porównaniu z $26,6:1$). Stosunek wydatków uległ zmniejszeniu z $6,2:1$ do $4,6:1$ wskutek zwiększenia wydatku przez kanał wewnętrzny. Turbina niskiego ciśnienia może sprostać zwiększonemu obciążeniu wentylatora dzięki zwiększonemu ciśnieniu i wydatkowi powietrza.

Na górnym rysunku, przedstawiającym wentylator silnika CF6-50, widać kłapy między wewnętrznym i zewnętrznym kanałem wentylatora — służą one prawdopodobnie do upustu powietrza do kanału zewnętrznego przy małych prędkościach obrotowych w celu zwiększenia zapasu statecznej pracy wewnętrznej części wentylatora.

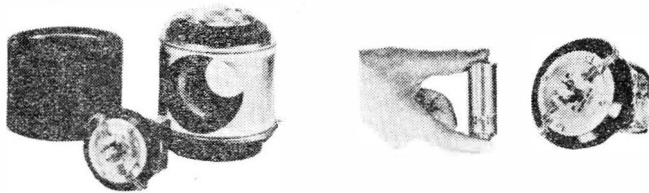
Dane porównawcze silników CF6-6 i CF6-50

	CF6-6	CF6-50
Ciąg startowy [kG]	13 140	21 450
Ciąg przelotowy		
H=10 670 m,		
Ma=0,85	4130	4920
Wydatek powietrza [kG/s]	658	—
Stosunek wydatków	6,2 : 1	4,6 : 1
Spręż ogólny	26,6 : 1	29,2 : 1
Temperatura przed turbiną [°C]	—	1260
Długość [m]	4,83	4,83
Średnica wentylatora [m]	2,19	2,19
Maks. średnica [m]	2,44	2,44
Ciężar [kG]	3335	3675

W. K.

Mikrominiaturyzowana platforma giroskopowa

Firma SASEM w Paryżu ma dostarczać na rynek platformę giroskopową o oznaczeniu MGC, która może być stosowana jako giroskopowa busola, wskaźnik kursu

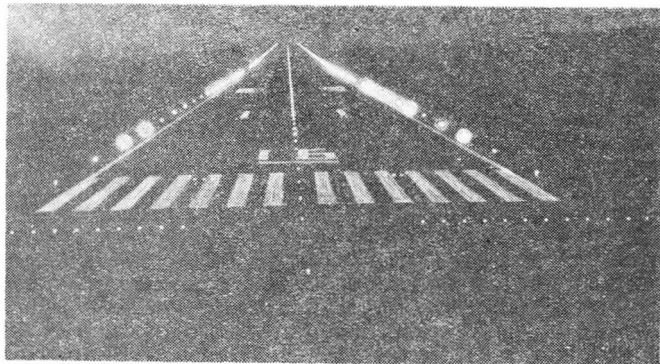


i sztuczny horyzont. Dzięki zastosowaniu mikrominiaturyzowanych elementów elektronicznych i miniaturowych giroskopów udało się zbudować urządzenie

o wyjątkowo małych wymiarach. Platforma giroskopowa ma średnicę 160 mm, długość 180 mm i ciężar 4,5 kG, podczas gdy wymiary układu elektronicznego wynoszą $140 \times 140 \times 130$ mm, a ciężar 2 kG. Zapotrzebowanie mocy przez platformę równa się 10 W, a przez układ elektroniczny — 20 W. Średni okres międzypracy jest oceniany na 2000 h. Dla ułatwienia obsługi platforma może być rozłożona na trzy części. Giroskopy mają dwa stopnie swobody, są zaopatrzone w nowy typ wzmacniacza i nie potrzebują regulacji ze względu na temperaturę. Urządzenie wykazuje następujące błędy wskazań: jako giroskopowa busola wskazująca kierunek północny — $0,5^\circ$, jako wskaźnik kursu — $0,2^\circ$ zmiany azymutu na godzinę i jako sztuczny horyzont — mniej niż $0,2^\circ$. Urządzenie miało być pokazane na wystawie paryskiej w 1969 r.

W. K.

Dodatkowe oświetlenie pasa do lądowania

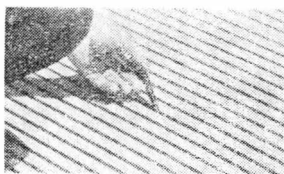


Od 14 listopada 1968 r. port lotniczy Zurich-Kloten należy do nielicznej grupy portów, na których dopuszczalne jest lądowanie według 2 kategorii ICAO. W związku z tym pas do lądowania 16/34 został zaopatrzony na całej swej długości w światła linii środkowej.

Na początku 1968 r. oświetlenie linii środkowej zastosowano tytułem próby na odcinku 1150 m pasa 16/34. Próba wypadła tak pomyślnie, że zapadła decyzja wyposażenia całego — pasa o długości 2600 m — w takie oświetlenie. Wymagało to zainstalowania pod powierzchnią pasa 246 lamp. Szczytowe natężenie światła wynosi 40 000 cd. Podczas pierwszych trzech miesięcy użytkowania oświetlenia pracowało ono przez z górą 1500 h, w tym 500 h przy maksymalnej mocy. Za pomocą specjalnego przyrządu poszczególne lampy można wymieniać w ciągu niewiele sekund.

System oświetlenia linii środkowej pasa 16/34 został wykonany przez firmę Lightning AG Zurich.

W. K.



Rowkowanie nawierzchni pasów lotniskowych

NASA i angielskie ministerstwo techniki już od kilku lat badają wspólnie poślizg kół samolotów na mokrych pasach lotniskowych i wpływ na to zjawisko rowków naciętych na powierzchni pasów.

W 1966 r. stowarzyszenie ATA Air Transport Association poleciło rozpocząć badania rowkowanymi nawierzchni pasów do startu i lądowania na lotniskach amerykańskich. W maju 1967 r. pas do lądowania na przy-

rzędy portu lotniczego w Cansas City, częściowo betonowy, częściowo asfaltowy, został porowkowany na szerokości 40 m (całkowita szerokość pasa 46 m) i na długości 1400 m (całkowita długość pasa 2100 m). Rowki mają szerokość 3,0 mm, i głębokość 6,3 mm, a odstępy między nimi wynoszą 25 mm. W sierpniu tego samego roku główny (betonowy) pas do lądowania na przyrzędy portu lotniczego New York Kennedy otrzymał rowki na całej swej długości i szerokości. Szerokość tych rowków wynosi 9,5 mm, głębokość 3,0 mm i odstęp między rowkami 34 mm. Rowki na pasie portu w Cansas City mają przekrój prostokątny, natomiast flanka rowków pasa portu Kennedy jest nachylona pod kątem 45° . Jeszcze wcześniej, bo w kwietniu 1967 r. rowkowaną nawierzchnię otrzymał pas 18/36 portu Washington National.

Wyniki eksploatacyjne wykazują, że rowki na nawierzchni pasów lotniskowych powodują średnie skrócenie dobiegu o ponad 300 m, poprawiają stateczność kierunkową samolotu i zmniejszają strugi wody wyrzucane spod kół samolotu. Nie stwierdzono, aby rowki na nawierzchni pasów powodowały szybsze zużycie opon samolotów czy też uszkodzenia nawierzchni pasów, nie utrudniają też konserwacji i oczyszczania pasów. W związku z tym stowarzyszenie ATA uznało celowość zastosowania rowkowanymi nawierzchni na pasach amerykańskich lotnisk.

W. K.

Urządzenia do łączenia pojazdów kosmicznych

Istnieje zgodne przeświadczenie, że manewr spotkania i łączenia się w czasie lotu statków i innych pojazdów kosmicznych odgrywać będzie bardzo dużą rolę w dalszym rozwoju astronautyki.

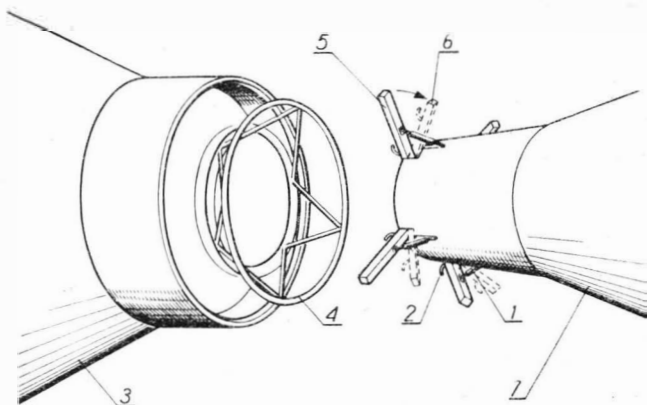
Dotychczas manewr ten został zrealizowany już dziewięć razy w ostatnich czterech lotach amerykańskich statków kosmicznych „Gemini” i dwa razy przez radzieckie bezałogowe sztuczne satelity Ziemi typu „Kosmos”. Mogłoby się więc wydawać, że problem konstrukcji urządzeń łączących pojazdy kosmiczne został już całkowicie rozwiązany.

W rzeczywistości jednak bynajmniej tak nie jest, gdyż urządzenia te muszą spełniać tak wiele warunków, że wcale nie jest pewne czy stosowane obecnie systemy są najlepszym rozwiązaniem tego zagadnienia.

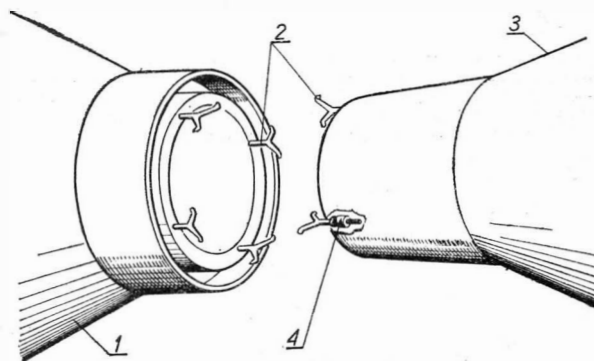
A oto wykaz najważniejszych wymagań wobec urządzeń łączących:

- jak najmniejsza masa urządzenia

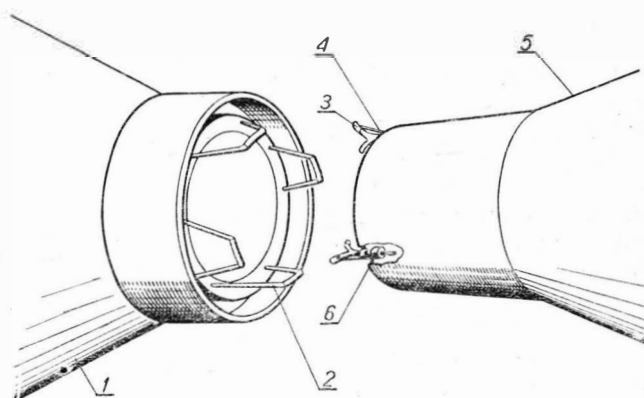
- jak najkrótszy czas łączenia
- jak najmniejszy udział załogi w działaniu urządzenia
- jak największa pewność działania
- jak największe bezpieczeństwo załogi
- urządzenie powinno likwidować różnicę prędkości łączących się statków i rozpraszać wyzwoloną energię kinetyczną
- udarowe przyspieszenia i przeciążenia w czasie łączenia powinny być minimalne
- urządzenie powinno kompensować pewne niedokładności usytuowania łączących się statków
- urządzenie powinno zapewniać szczipienie się statków już w chwili pierwszego zetknięcia
- urządzenie powinno zapewniać dokładne ustabilizowanie obu statków
- urządzenie powinno zapewniać sztywne i mocne połączenie statków
- urządzenie powinno zapewniać natychmiastowe rozłączenie się statków



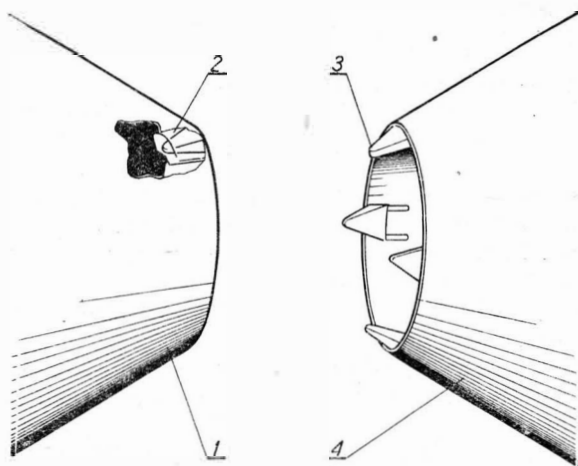
1. System łączeniowy firmy Menasco:
1 — amortyzatory, 2 — łączące haki (przesuwane wzdłuż ugiętych prętów 5), 3 — cel, 4 — koło łączące, 5 — odchylany pręt w pozycji otwartej, 6 — odchylany pręt w pozycji odchylonej, 7 — statek kosmiczny



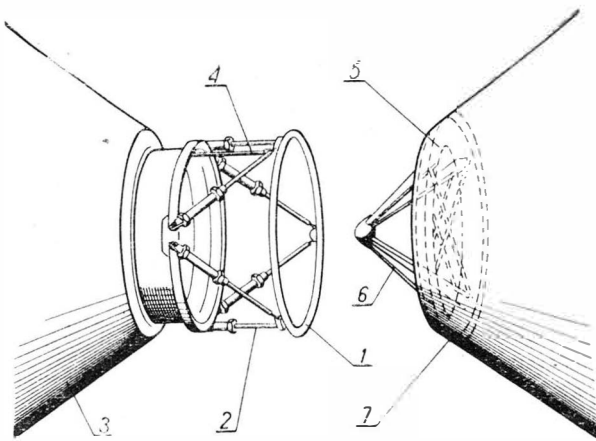
3. System łączeniowy z obustronnym zastosowaniem widel:
1 — cel, 2 — widły, 3 — statek kosmiczny, 4 — amortyzatory.



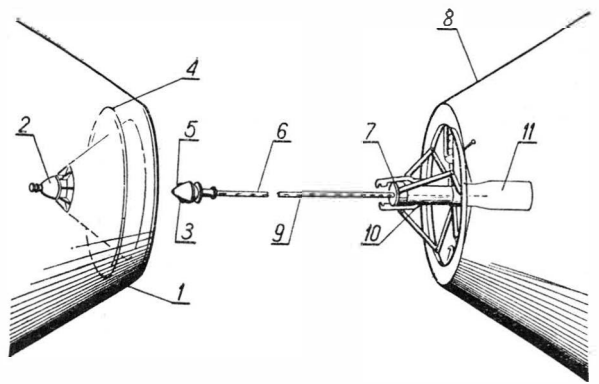
2. System łączeniowy firmy McDonnell Douglas:
1 — cel, 2 — zaczepy, 3 — widły, 4 — haki łączące, 5 — statek kosmiczny, 6 — amortyzatory



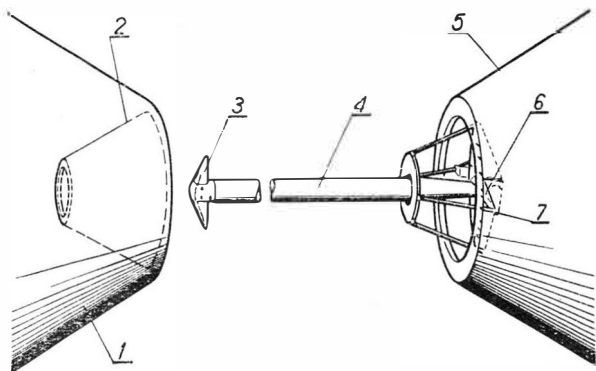
4. System łączeniowy ze zderzakami. Łączenie odbywa się elektromagnetycznie:
1 — cel, 2 — gniazdo, 3 — zderzak, 4 — statek kosmiczny



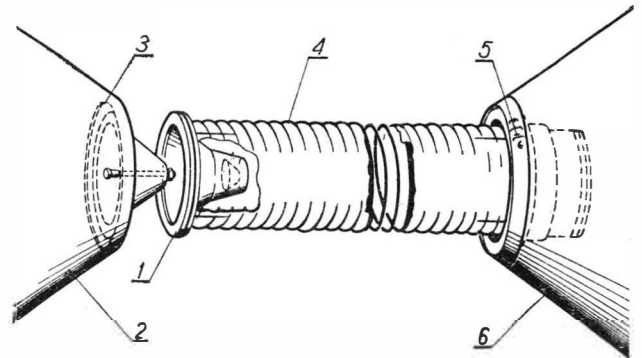
5. System łączeniowy z wykorzystaniem koła i stożka:
1 — koło łączące, 2 — amortyzator, 3 — cel, 4 — pręt łączący,
5 — mechanizm łączący, 6 — stożek, 7 — statek kosmiczny



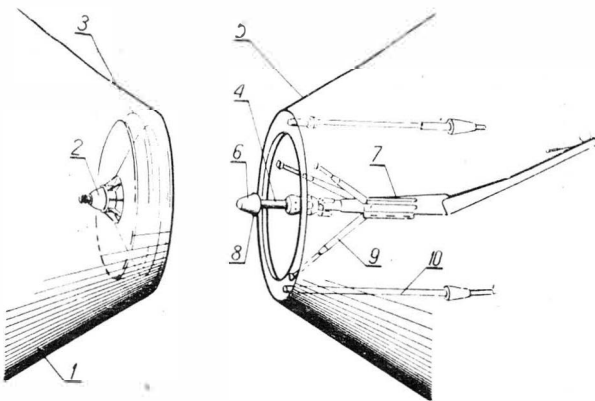
8. System łączeniowy z liną:
1 — cel, 2 — gniazdo, 3 — haki, 4 — stożek, 5 — zaczep, 6-9 —
pógiętka lina, 7 — system zaczepów, 8 — statek kosmiczny,
10 — amortyzator, 11 — mechanizm ściągający linę po zaczepi-
niu zaczepu 5 i haków 3



6. System łączeniowy z nadmuchiwaną rurą:
1 — cel, 2 — stożek łączący, 3 — wstępny rozszerzający zaczep,
4 — nadmuchiwana rura, 5 — statek kosmiczny, 6 — bęben, na
który nawija się nadmuchiwaną rurę 5, po wstępnym zaczepi-
eniu zaczepu 4, 7 — system zaczepów



9. System łączeniowy z giętym tunelem. (W systemie tym
połączenie aparatów nie jest sztywne. W razie potrzeby można
jednak dodać urządzenia usztywniające):
1 — uszczelnienie i amortyzator, 2 — cel, 3 — luk, 4 — giętki
i rozciągalny nadmuchiwany tunel, 5 — urządzenie wysuwa-
jące tunel, 6 — statek kosmiczny



7. System łączeniowy o nazwie STEM:
1 — cel, 2 — gniazdo, 3 — stożek, 4 — rozsuwany pręt, 5 — sta-
tek kosmiczny, 6 — zaczep, 7 — mechanizm wysuwający pręt,
8 — haki, 9 — centrujące pręty, 10 — system zaczepów

- w czasie rozłączania się statków urządzenie powinno wytwarzać siłę rozdzielającą statki od siebie
- urządzenie powinno być zdolne do wielokrotnego i natychmiastowego użytku
- urządzenie powinno umożliwiać przechodzenie załogi między statkami
- dla działania urządzenia nie powinno być potrzebne wykonywanie manewrów przez oba statki po ich złączeniu się
- w czasie łączenia się statków warunki ich widoczności nie powinny się pogarszać
- urządzenie powinno mieć prostą konstrukcję
- koszt urządzenia powinien być minimalny.

Podłożenie tak wielkiemu wachlarzowi wymagań zmu-
sza do kompromisowego podejścia do poszczególnych
problemów i nałożenia pewnych ograniczeń na poszcze-
gólne wymagania.

Na przykład zakłada się, że w chwili zetknięcia się
statków powinny być spełnione następujące warunki:

- prędkość podłużna powinna zawierać się w grani-
cach 0,035—0,35 m/sek (ewentualnie do 0,75 m/sek)
- prędkość poprzeczna — $0 \div 0,18$ m/sek
- prędkość kątowna — $0 \div 1$ °/sek,
- przesunięcie osi stykających się elementów w kie-
runku poprzecznym nie powinno przekraczać 0,35 m
- kątowe odchylenie osi stykających się elemen-
tów — 10°
- kątowe przesunięcie łączących się elementów w
płaszczyźnie styku — 10° .

Na załączonych rysunkach przedstawiono kilka opubli-
kowanych w literaturze zachodniej rozwiązań urządzeń
do łączenia pojazdów kosmicznych.

Zaletą czterech pierwszych systemów jest to, że zosta-
wiają one miejsce na tunele — służy przejściowe dla
załogi. System przedstawiony na rys. 5 wymaga w tym
celu otwierania stożka 6.

Następne 4 systemy łączeniowe należą do grupy połą-
czeń miękkich. Charakteryzują się one tym, że istotną
ich część stanowią nadmuchiwane elementy pneuma-
tyczne lub nawet zwykłe liny.

NOTATKI ZE ŚWIATA

• Odbywają się obecnie na świecie liczne imprezy jubileuszowe.

— W USA obchodzono dzień braci Wright, którzy przed 65 laty wystartowali po raz pierwszy na samolocie własnej konstrukcji.

— Z okazji 60-lecia pierwszych na świecie zawodów lotniczych, które odbyły się w Reims, Aeroklub Francji organizuje w maju br. specjalny rajd. Na zakończenie imprezy odbędą się wielkie pokazy, w których zademonstrowane zostaną samoloty z czasów I wojny światowej i najnowocześniejsze samoloty doby obecnej.

• Uruchomiona została nowa linia lotnicza Lufthansy pomiędzy Frankfurtem i Monachium a Tel-Awivem. Jest to jeszcze jeden dowód stale zacieśniającej się współpracy pomiędzy NRF a Izraelem.

• Komunikacja lotnicza Japonii jest reprezentowana przez liczne przedsiębiorstwa. 5 towarzystw obsługuje regularne linie, 25 firm prowadzi przewozy taksówkowe, a 14 przedsiębiorstw realizuje każde zlecenie przewozowe.

• Liczba ubiegłorocznych wypadków lotniczych na wewnętrznych liniach lotniczych Stanów Zjednoczonych w porównaniu z rokiem 1966 obniżyła się o 10%. Mimo to liczba osób zabitych w tych wypadkach wzrosła o 130%. Spowodowane to zostało znacznym zwiększeniem średniej pojemności eksploatowanych samolotów i wzrostem liczby pasażerów. W ubiegłym roku linie wewnętrzne USA przewiozły 118,6 mln pasażerów (w 1966 r. — 97,0 mln pasażerów).

• Statystyka wykazuje, że na każde 10 mln ładowań samolotów przypada jeden wybieg samolotu poza granice drogi startowej.

• W Stanach Zjednoczonych AP planuje się zorganizowanie w 1971 r. Światowej Wystawy Lotniczej, która byłaby imprezą konkurencyjną dla Salonu Paryskiego. Do realizacji tego planu przystąpił departament handlu wspólnie z departamentem obrony i Narodowym Klubem Lotniczym w Waszyngtonie.

• Istnieje duża zbieżność dwóch amerykańskich programów kosmicznych: cywilnego — naukowego NASA i wojskowego — wywiadowczego „Pentagonu”. Perspektywiczny temat pierwszego: umieszczenie w 1972 r. na orbicie ziemskiej laboratorium z 3-osobową załogą. Etap planu wojskowego: wprowadzenie w 1972 r. orbitującego posterunku z 2-osobową załogą. Drogi do osiągnięcia tych celów muszą być uzgodnione, tym bardziej, że 44 mld dolarów wydane przez NASA do chwili lotu statku „Apollo” 8 przewyższa półroczny budżet „Pentagonu”.

• Kanada energicznie wkracza w działalność kosmiczną. Planuje się utworzenie sieci telewizyjnej przy wykorzystaniu satelitów retransmisyjnych, nawiązanie kooperacji z Europą, budowę satelity telekomunikacyjnego dla prowincji Quebec (mówi się o realizacji tego zamierzenia wspólnie z Francją) i wreszcie utworzenie instytucji badawczo-doświadczalnej typu NASA.

• Specjaliści od lotów kosmicznych wyliczyli, że koszt umieszczenia 1 kg ładunku na Księżycu — w obecnym stanie techniki — przekracza cenę kilograma złota.

• Tragicznie dla radzieckich spadochroniarzy zakończyła się próba grupowego skoku z wysokości 8000 m na jeden z najwyższych szczytów Pamiru — Szczyt Lenina (7100 m). Niespodziewany podmuch wiatru spowodował, że z 10 skoczków czterech zginęło na skałach Pamiru.

• Współczesne sterowce — wypełnione helem — są bezpieczniejsze od samolotów. Kosztują one trzy razy mniej niż samoloty, zaś czterokrotnie mniej niż śmigłowce o takim samym udźwigu. Koszt eksploatacji sterowców wyposażonych w turbinowe silniki śmigłowe lub odrzutowe jest 4—5 razy mniejszy niż samolotów i 10—20 razy mniejszy niż śmigłowców. Wymienione tu korzyści zdecydowały, że w Stanach Zjednoczonych AP zaprojektowano sterowiec SMD-100 o objętości 250 tys. m³ i udźwigu 100 ton do przewożenia wielkich ładunków oraz sterowiec atomowy komunikacyjny na 400 pasażerów o prędkości 160 km/h.

Szereg wersji sterowców transportowych projektuje się również w Biurze Konstrukcyjnym im. Ciołkowskiego w Leningradzie, zakładając udźwig od 100 do 1000 ton i prędkości od 100 do 200 km na godz.

Co piszą inni...

W pierwszym tegorocznym numerze „Przeglądu Techniki Brytyjskiej” znajdują się m.in. informacje o „Nowych silnikach dla pojazdów użytkowych lat siedemdziesiątych”, „Nowoczesnych zaworach kurkowych”, „Przyszłościowym pociągu pasażerskim”, „Uniwersalnym elektrycznym układzie do badania materiałów”, „Zastosowaniu ładowarki bocznej w transporcie kontenerowym”, „Nowym materiale superplastycznym”.

Przegląd Techniki Brytyjskiej nr 1 z 1969

Normalizacja w RWPG

Minęło 20 lat działalności RWPG, w zakres której wchodzi m.in. normalizacja. Działalność organów RWPG w zakresie normalizacji określona jest regulaminem stałych komisji oraz specjalnej instrukcji. W artykule omawiającym wyniki prac normalizacyjnych w RWPG przedstawiono zasady, na których opierają się te prace, ich cele oraz etapy rozwojowe. Omówione są też główne zadania perspektywicznego planu prac na lata 1966—1970. Zwrócono uwagę na znaczenie, jakie ma działalność normalizacyjna dla specjalizacji i kooperacji produkcji krajów członkowskich RWPG, dla wymiany towarowej oraz przytoczono przykłady korzyści ekonomicznych uzyskanych przez wprowadzenie w życie zaleceń normalizacyjnych RWPG. Omówiono również działalność Instytutu Normalizacyjnego RWPG.

Normalizacja, nr 3 z 1969

Wypełnij

Wytnij

Przyślij

**Deklaracja uczestnictwa
w Konkursie „Technika lotnicza w dwudziestopięcioletcu PRL”**

Imię i nazwisko uczestnika

(lub każdego członka zespołu)

Dokładny adres

Temat opracowania

Podpis

Data

1969 r.

lotnicze porty świata

FRANKFURT n. MENEM

Z uwagi na swoje położenie przestrzenne Frankfurt należy do głównych lotnisk europejskich. Zwiększenie ruchu pasażerskiego w ostatnich latach przekroczyło wszelkie oczekiwania. W związku z tym wzrosło tempo rozwoju lotniska, jego rozbudowa, przewozy pasażerskie i towarowe i w rezultacie już w 1972 r. przekroczona zostanie założona wielkość przewozów pasażerskich — 12 mln pasażerów.

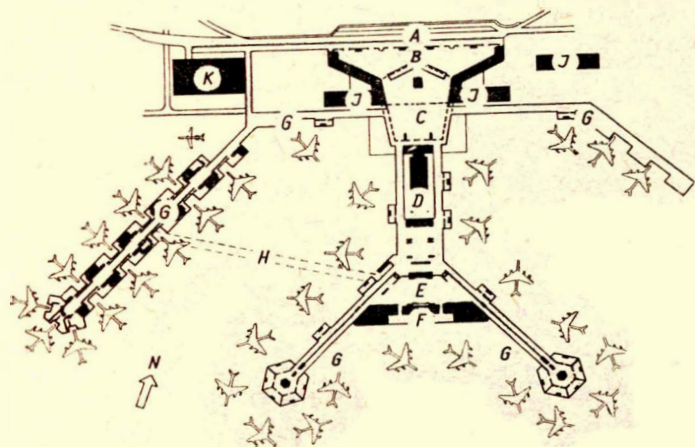
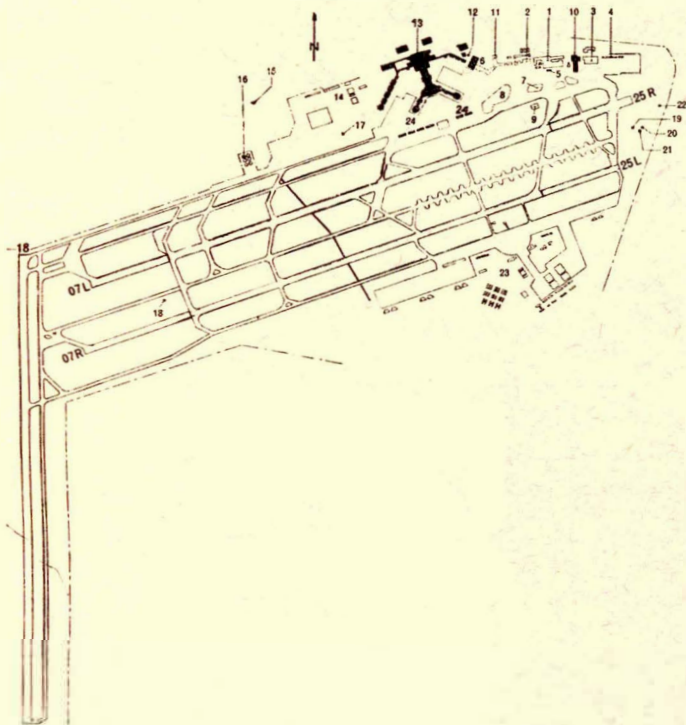
Funkcjonalny układ dworca zapewnia obsługę 4800 pasażerów na godzinę. Podobnie jak to ma miejsce w Amsterdamie ruch przylotowy oddzielony został od odlotowego przez różne strefy obsługi.

Całkowicie zautomatyzowane jest rozdzielanie i przenoszenie ładunków towarowych, co umożliwia załadunek w ciągu jednej godziny ponad 2500 kontenerów na samoloty odlatające i przylatujące oraz około 2000 kontenerów w tranzycie. Ciekawie przedstawiają się również założenia docelowe w ruchu towarowym. W 1975 r. przewiduje się obsługę około 1 mln

ton ładunków, dzięki czemu Frankfurt znajdzie się na pierwszym miejscu w Europie w zakresie przewozów towarowych. Na lotnisku są dwie równoległe względem siebie drogi startowe o długości 3900 m i szerokości 60 m. Odległość między drogami wynosi 518 m. Niedawno oddana została do użytku trzecia droga o kierunku północ-południe, której długość wynosi 4000 m. Zabudowania miejskie nie pozwalają jednak na start i lądowanie w kierunku północnym. Wszystkie drogi startowe wyposażone są w urządzenia zabezpieczające lądowanie w trudnych warunkach meteorologicznych. Układ palcowy na płycie przeddworcowej zabezpiecza jednocześnie obsługę 76 różnych samolotów łącznie z autobusami powietrznymi, dla których przygotowano już odpowiednie stanowiska.

Tablica Przewozy pasażerskie i towarowe w latach 1956—1966

Lata	Liczba obsługiwanych samolotów	Liczba obsługiwanych pasażerów	Liczba przewiezionych ładunków towarowych [tony]	Liczba przewiezionej poczty [tony]
1956	47 997	997 221	17 380	6 089
1958	64 536	1 404 849	22 228	7 562
1960	85 257	2 172 494	46 910	14 875
1962	105 329	3 014 535	78 282	25 848
1964	125 412	3 972 257	99 128	34 289
1966	133 985	5 072 926	125 000	—



- 1 — dworzec krajowy
- 2 — warsztaty naprawcze
- 3 — hangar dla samolotów komunikacyjnych dalekiego zasięgu
- 4 — hangar dla samolotów lekkich
- 5 — pomieszczenia do rozdzielania bagaży
- 6 — dworzec towarowy
- 7—8 — płyty postojowe
- 9 — podziemne instalacje paliwowe
- 10 — nowy dworzec krajowy
- 11 — budynek administracyjny
- 12 — panoramiczne urządzenie radarowe ASR-3 o zasięgu 60 km
- 13 — międzynarodowy dworzec lotniczy
- 14 — biura i warsztaty przedsiębiorstwa Lufthansa
- 15 — panoramiczne urządzenie radarowe ASR-4 o zasięgu 90 km
- 16 — zbiorniki paliwa
- 17 — urządzenie radarowe do kontroli lotniska ASDE-2
- 18—19 — urządzenia do pomiaru widzialności poziomej
- 20 — anemometr
- 21 — stacja obserwacji meteorologicznych
- 22 — urządzenie do pomiaru podstawy chmur
- 23 — pomieszczenia wojskowe
- 24 — kontrolne wieże startowe

- A — podjazdy
- B — hala odlotowa
- C — hala przylotowa
- D — wieża kontrolna na budynku administracyjnym
- E — poczekalnia dla pasażerów zagranicznych
- F — restauracja
- G — korytarze palcowe
- H — przejścia podziemne wyposażone w ruchome chodniki
- I — budynki administracyjne
- K — garaże, parkingi na 1000 samochodów

Ogłoszenie Konkursu

Zgodnie z zapowiedzią wydrukowaną w majowym numerze miesięcznika „Technika Lotnicza i Astronautyczna” ogłaszamy

KONKURS

pod hasłem

TECHNIKA LOTNICZA W DWUDZIESTOPIĘCIOLECIU PRL

Organizatorem Konkursu jest Redakcja miesięcznika „Technika Lotnicza i Astronautyczna”.

Współpraca i pomoc w realizacji Konkursu została zadeklarowana przez:

Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT, Aeroklub PRL, Szybowcowy Zakład Doświadczalny w Bielsku-Białej, Polskie Linie Lotnicze LOT, Dowództwo Wojsk Lotniczych, Sekcję Lotniczą przy ZG SIMP, Sekcję Lotniczą przy ZG SITK, tygodnik „Skrzydłata Polska”, tygodnik „Wiraze”

1. Cel Konkursu:

Celem konkursu jest przedstawienie rozwoju i osiągnięć lotnictwa w dwudziestopięcioleciu PRL.

2. Tematyka Konkursu:

Tematyka Konkursu dotyczy opracowań artykułów reprezentujących następujące działy:

- teoria i konstrukcje samolotów, śmigłowców i szybowców oraz silników,
- wyposażenie sprzętu latającego i lotnisk (urządzenia elektroniczne, przyrządy pokładowe, urządzenia radarowe),
- zagadnienia związane z użytkowaniem samolotów komunikacyjnych, gospodarczych i sportowych,
- ekonomia transportu lotniczego,
- najnowsze rozwiązania i osiągnięcia technologiczne,
- zagadnienia dotyczące meteorologii lotniczej,
- zagadnienia z zakresu medycyny lotniczej.

3. Regulamin Konkursu:

a) udział w Konkursie jest nieograniczony. Może w nim uczestniczyć bądź indywidualnie, bądź w zespole każdy zajmujący się techniką lotniczą, a więc zarówno osoba pracująca zawodowo w dziedzinie konstrukcji, technologii, jak i eksploatacji sprzętu lotniczego oraz innych dziedzinach związanych bezpośrednio z lotnictwem.

b) ocena opracowań dokonana będzie w oparciu o następujące kryteria:

— atrakcyjność tematyki z uwzględnieniem wpływu na przeobrażenia i rozwój polskiego lotnictwa,

— walory publicystyczne (poziom opracowania artykułu pod względem treści i formy, jasne ujęcie tematu itp.),

c) pisemne zgłoszenia uczestnictwa w Konkursie należy nadesłać pod adresem Redakcji miesięcznika „Technika Lotnicza i Astronautyczna” w terminie do **30 sierpnia br.** (miarodajna data stempla pocztowego). Zgłoszeniem będzie „Deklaracja uczestnictwa” wydrukowana w tym numerze na str. IV skrzydełka, którą po wypełnieniu i podpisaniu należy wyciąć i przesłać w kopercie z napisem „Konkurs” do Redakcji miesięcznika „Technika Lotnicza i Astronautyczna”: **Warszawa, ul. Czackiego 3/5.**

d) ilość zgłoszonych prac jest nieograniczona,

e) nie mogą być przedmiotem Konkursu opracowania uprzednio publikowane w czasopismach krajowych,

f) termin zakończenia Konkursu: **31 października 1969 r.**

g) oceny opracowań dokona sąd Konkursowy. Jego skład będzie ustalony i ogłoszony do **30 września 1969 r.**

h) wyniki Konkursu będą opublikowane do **30 stycznia 1970 r.**

i) **nagrody.** Autorzy prac wyróżnionych przez Sąd Konkursowy otrzymają nagrody pieniężne lub rzeczowe. Przewiduje się:

I nagrodę o wartości 3000 złotych

II nagrodę o wartości 2000 złotych

III nagrodę o wartości 1500 złotych

Organizatorzy Konkursu zastrzegają prawo zmiany wysokości i ilości nagród stosownie do decyzji Sądu Konkursowego, po rozpatrzeniu nadesłanych prac.

Ilość i wysokość nagród rzeczowych będzie opublikowana dodatkowo.

j) organizatorzy Konkursu zastrzegają sobie prawo publikacji opracowań w miesięczniku „Technika Lotnicza i Astronautyczna” lub w innych czasopismach technicznych według obowiązujących stawek autorskich,

k) o dodatkowe informacje mogą zainteresowani zwracać się do Redakcji miesięcznika „Technika Lotnicza i Astronautyczna”, **Warszawa, ul. Czackiego 3/5, tel. 27-01-75.**