

12

# technika lotnicza i astronautyczna

Ostatnie amerykańskie badania Księżyca

Transport lotniczy a handel zagraniczny

Najciekawsze konstrukcje klasy standard

Zwalczanie hałasu w samolocie pasażerskim

Badanie zużycia opon lotniczych

1968



## Lekki samolot wielocelowy Britten-Norman „Islander”

Samolot wielocelowy „Islander” został zaprojektowany przez firmę Britten-Norman głównie dla potrzeb zachodnioafrykańskiej linii lotniczej Cameroons Air Transport (CAT) obsługującej krótką trasę między miastami Tiko i Douala (w Douala istnieje połączenie z międzynarodową siecią linii lotniczych). Używane na tej trasie samoloty Piper „Apache” i „Aztec” nie spełniały wymagań pod względem ilości przewożonych pasażerów, zasięgu i długości startu.

Ponieważ ogólnie dawał się odczuwać brak dwusilnikowego samolotu dostawczego o cenie poniżej 25 000 funtów, firma Britten-Norman zdecydowała się w 1963 r. przystąpić do opracowania samolotu tego typu. Zgodnie z założeniami projektowymi miał to być samolot o niskich kosztach eksploatacyjnych na krótkich trasach, o skróconym starcie, o wytrzymałej konstrukcji (ze względu na duże obciążenia na prowizorycznych lotniskach) i o dobrych własnościach w locie.

Pierwszy prototyp samolotu „Islander” został zbudowany w czerwcu 1965 r. Pierwszy samolot serii informacyjnej BN.2, o znacznie udoskonalonej konstrukcji, odbył pierwszy lot w sierpniu 1966 r.

Samolot został skonstruowany według zasad bezpiecznych uszkodzeń, przy czym usunięto możliwości uszkodzeń zmęczeniowych. Jako materiał zastosowano platerowany stop aluminiowy L72. Wiele uwagi poświęcono zabezpieczeniu przed korozją. Wszystkie powierzchnie zewnętrzne zostały pokryte dwiema warstwami tworzywa sztucznego, a miejsca trudno dostępne — trzema warstwami. Konstrukcja kadłuba jest półskorupowa i składa się z trzech części — części nosowej, kabiny i części ogonowej z pomieszczeniem bagażowym. Jednocześnie skrzydło stanowi nitowaną dwudźwigarową konstrukcję kesonową z integralnymi zbiornikami paliwowymi o pojemności 500 l.

Elektrycznie uruchamiane kłapy szczelinowe mają dwa położenia: 25° i 56°. Stery kierunku i wysokości mają klapki wyważające (ster wysokości na całej rozpiętości). Klapki wyważające lotek są stałe, wyginane. Układ sterowania jest ręczny, bez wzmocnienia.

Stale podwozie ma wszystkie koła o jednakowej średnicy. Koło przednie

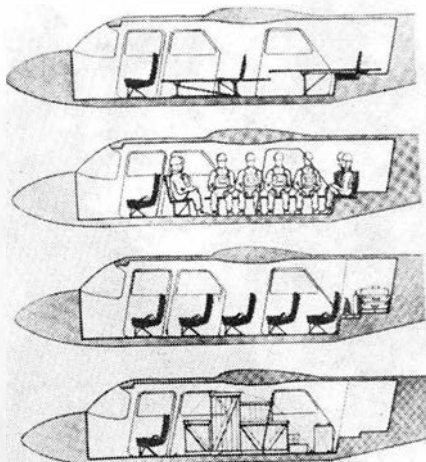
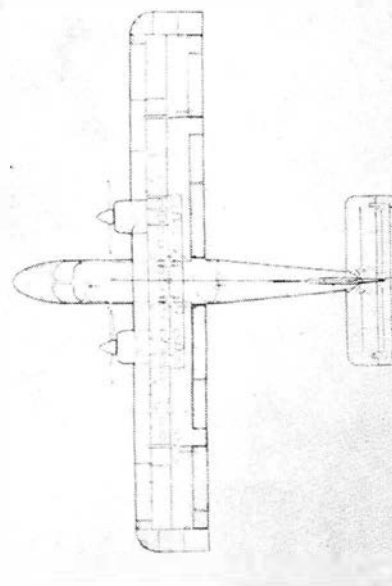
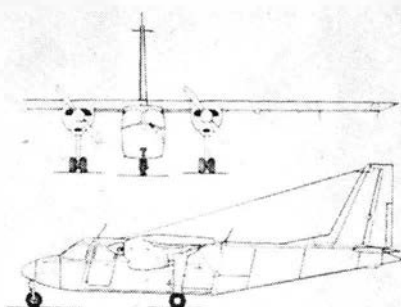
jest sterowane — za pomocą pedałów steru kierunku — o  $\pm 25^\circ$ .

Poza hydraulicznymi hamulcami samolot nie ma żadnych urządzeń hydraulicznych i pneumatycznych. Na życzenie mogą być tylko zastosowane pneumatyczne urządzenia do odladzania krawędzi natarcia skrzydła. Instalacja elektryczna jest zaopatrzona w jeden lub na życzenie w dwa alternatory 25 V/40 A.

Samolot ma 9 miejsc pasażerskich; załogę stanowi jeden pilot. W ciągu 4 minut kabina pasażerska może być przystosowana do przewozu towarów. W wersji sanitarnej samolot zabiera dwóch chorych i dwóch sanitariuszy.

Napęd stanowią dwa silniki tłokowe Lycoming O-540-E o mocy 260 KM, z dwułopatowymi śmigłami Hartzell o średnicy 2,03 m i stałej prędkości obrotowej.

Dane samolotu „Islander” DN.2: rozpiętość 14,0 m; długość 10,9 m; wysokość 4,16 m; powierzchnia skrzydła 30,19 m<sup>2</sup>; ciężar własny 1590 kG; maksymalny ciężar paliwa 366 kG; maksymalny ciężar całkowity 2590 kG; maksymalna prędkość przelotowa na wysokości 2000 m 256 km/h; prędkość ekonomiczna na wysokości 4000 m i na 59% mocy startowej 233 km/h; maksymalny zasięg z pozostawieniem rezerwy paliwa na 30 min lotu 1250 km przy ciężarze handlowym 450 kG i 160 km przy ciężarze handlowym 700 kG; długość startu na wysokość 15 m



przy ciężarze całkowitym 2590 kG — 274 m.

Do końca 1967 r. wyprodukowano 12 samolotów „Islander”, w 1968 r. ma być zbudowanych 100 sztuk, w tym 18 wersji BN.2, pozostałe — wersji BN.2A (wersja BN.2A ma większy o 136 kG ciężar całkowity w związku z bogatszym wyposażeniem). Firma Britten-Norman przewiduje sprzedaż 1000 samolotów w ciągu 10 lat. Cena samolotu BN.2A z wyposażeniem radiowym i instalacją przeciwbłodzeniową wynosi 75 000 dol. Należy zauważyć, że 200 samolotów „Islander” będzie zmontowane w Rumunii, w dawnej wytwórni płatowców IAR (Industria Aeriană Română) w Braşov. Ma to zapoczątkować odbudowę rumuńskiego przemysłu lotniczego, mogącego poszczycić się poważnymi osiągnięciami w okresie przedwojennym.

W.K.

# TECHNIKA LOTNICZA AERONAUTYCZNA

SIĘCZNIK  
CZASOPISMA  
DLA INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW  
LOTNICZYCH  
POLSKICH

XXIII Grudzień 1968 Zeszyt 12

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

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

## SPIS TREŚCI

<b>Zawadzki:</b> Ostatnie amerykańskie badania Księżyca . . . . .	1
<b>Dostatni:</b> Transport lotniczy a handel zagraniczny . . . . .	6
<b>Glass:</b> Szybowcowe Mistrzostwa Świata 1968. I. Najciekawsze konstrukcje laminatowe klasy standard . . . . .	9
<b>Lewandowski:</b> Stateczność podłużna rakiety nie kierowanej w locie balistycznym (dok.) . . . . .	12
<b>Wanał, J. Łabudzki:</b> Badania nieniszczące w lotnictwie komunikacyjnym . . . . .	13
<b>Lewitowicz:</b> Badanie zużycia opon lotniczych metodą izotopową . . . . .	15
<b>Rudiuk:</b> Zwalczanie hałasu w samolocie pasażerskim . . . . .	17
OWOŚCI TECHNICZNE . . . . .	21
TA — Konferencja Grupy Roboczej d.s. Paliw Lotniczych . . . . .	26
A PÓLKACH KSIĘGARSKICH . . . . .	27
OCZNY SPIS TREŚCI . . . . .	28
łkki samolot wielocelowy Britten-Norman „Islander” — W. K. . . . .	II okł.
SIMP . . . . .	IV okł.
RONIKA . . . . .	III okł.
DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZEJ . . . . .	
OTATKI ZE ŚWIATA . . . . .	IV okł.
o piszą inni . . . . .	skrzydełko



WYDAWNICTWA  
CZASOPISM  
TECHNICZNYCH NOT  
Warszawa,  
Czackiego 3/5

**Redaktor naczelny:**  
mgr inż. S. SULIKOWSKI  
**Sekretarz redakcji:** M. K. SZURMAK  
**Redaktorzy działowi:**  
dr B. DOSTATNI, mgr inż. A. GOŁĘDZINOWSKI, mgr inż. A. HADRAWA, mgr inż. S. KOCHAŃSKI, mgr inż. W. KORDZIŃSKI, mgr inż. S. LASSOTA, mgr inż. W. ZAREMBA, inż. K. SZUMIELEWICZ  
**Redaktor techniczny:** ALICJA BIL  
**RADA PROGRAMOWA**  
Prof. mgr inż. L. DULĘBA, mgr inż. J. GRZEGORZEWSKI, mgr inż. H. KRAJEWSKI, mgr inż. A. LEWKOWICZ, inż. R. MACHNOWSKI, mgr inż. W. PIETRZAK, mgr inż. B. TRALA, inż. J. WOJCIECHOWSKI

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

Wrocławska Drukarnia Dzielowa. Zam. 2068/C — R-10  
Nakład 1500 egz. Papier druk. sat. kl. IV, 70 g, 61 × 86.

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

ZAWADZKI A.

**Американские исследования Луны**

В статье рассмотрены две реализованные в последнее время программы NASA: программа „Lunar Orbiter” и программа „Surveyor”. Представлены задания этих программ, ход полетов космических кораблей „Lunar Orbiter” и „Surveyor”, техника фотографирования и пересылки снимков на Землю а также результаты исследований.

797.55(100):629.135.15

GLASS A.

**Планеры на Чемпионате Мира — 1968  
II — Самые интересные конструкции стандартно класса**

В статье рассматриваются конструкции самых интересных планеров стандартного класса которые принимали участие в Чемпионате Мира по планерному спорту в Лешне в 1968. В особенности описаны планеры „Phoebus” Libelle, AS-W15. Кроме того обсуждены наиболее интересные конструкции планеров этого класса и их оборудование.

RUDIUK A.

**Борьба с шумом в пассажирском самолете.**

В статье обсуждены акустические измерения, проведенные в 4-х двигательном пассажирском самолете польской конструкции. Поданы результаты измерений уровня шума на поверхности фюзеляжа и внутри кабины перед и после применения акустической изоляции, состоящей из слоя, гасящего колебания, форированных листов и обивочного материала. Сравнение результатов показывает большую эффективность применения изоляции, которая уменьшает шум внутри пассажирской кабины до уровня, согласно критерию Лиллберта и Миллера. Уменьшению шума в самолете способствовало также применение шумоглушителей на выхлопных трубах двигателей.

LEWITOWICZ J.

**Испытание износа авиационных шин изотопным методом**

В статье описан практический изотопный метод позволяющий определять износ протекторов авиационных шин. Измерения основаны на использовании точного источника излучения радиоактивного материала, помещенного в протекторе. Измерения, полученные этим методом характеризуются погрешностью на порядок меньше по сравнению с методом основанным на измерении изменения наружного диаметра шины.



# technika lotnicza i astronautyczna

MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH

Mgr inż. ANDRZEJ ZAWADZKI

523.3.001(73): 629.19

Artykuł zawiera omówienie dwóch ostatnio zrealizowanych programów NASA: programu „Lunar Orbiter” i programu „Surveyor”. Przedstawiono w nim zadania obu programów, przebieg lotów pojazdów „Lunar Orbiter” i „Surveyor”, technikę fotografowania i przesyłania obrazów na Ziemię oraz wyniki przeprowadzonych przez pojazdy badań.

## Ostatnie amerykańskie badania Księżyca

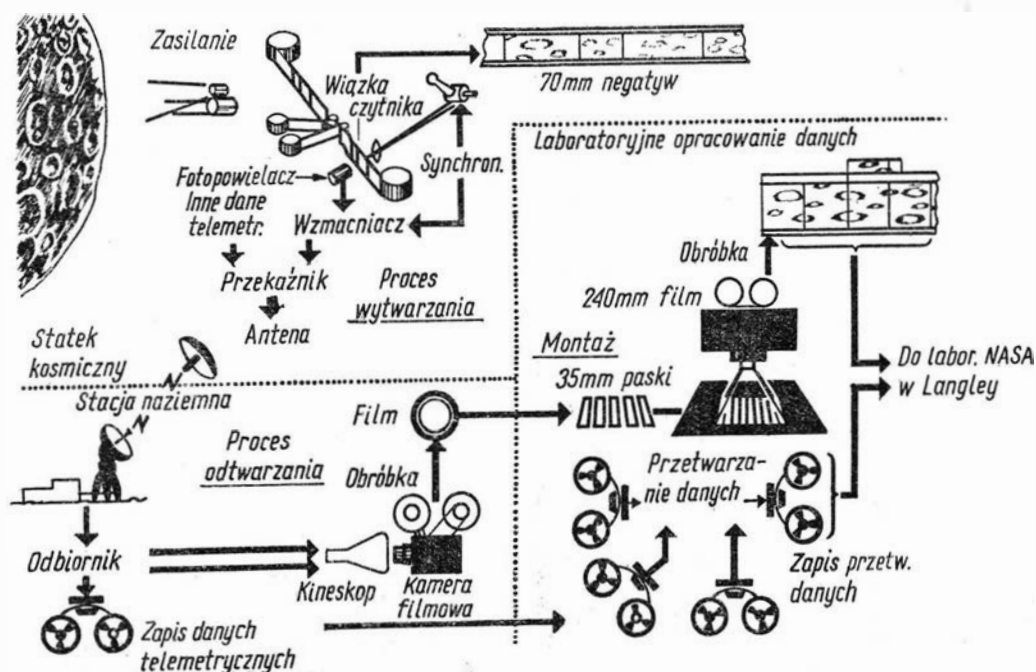
W celu wybrania miejsc do lądowania amerykańskich astronautów na Księżycu oraz w celu zebrania niezbędnych wiadomości naukowych, których nie można osiągnąć przez obserwacje z Ziemi, w ostatnim czasie NASA zrealizowała dwa programy bezzałogowego badania Księżyca. Program „Lunar Orbiter” był przeznaczony do opanowania techniki sztucznego satelity Księżyca, wykonania zwiadu fotograficznego oraz zbadania wokołoksiężycowej przestrzeni kosmicznej. Program „Surveyor” miał na celu wypróbowanie techniki lądowego lądowania, przesłanie zdjęć telewizyjnych bezpośrednio z powierzchni Księżyca oraz zbadanie fizyko-chemicznych własności gruntu księżycowego.

### Program „Lunar Orbiter”

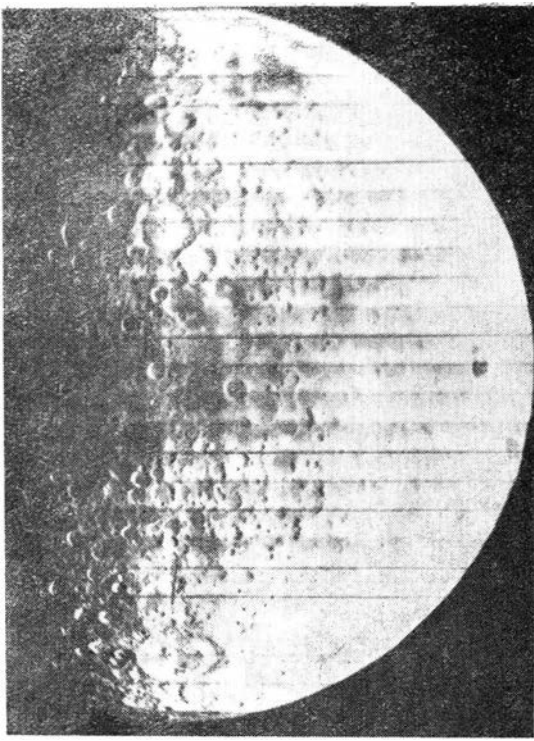
W ramach programu „Lunar Orbiter” wysłano do Księżyca pięć bezzałogowych pojazdów kosmicznych wyposażonych w aparaturę filmową i telemetryczną. Start odbywał się każdorazowo z Przylądka Kenne-

dy’ego za pomocą rakiety „Atlas-Agena”, która wynosiła 380 kg statek na tor księżycowy. Po około 92 godzinach lotu, podczas którego można było przeprowadzić dwie korekcje toru, statek zostawał wprowadzony na eliptyczną orbitę księżycową. Parę dni później następowała korekcja orbity i statek przechodził na nową, wydłużoną eliptyczną orbitę, której punkt przyksiężycowy znajdował się zaledwie 45 km nad powierzchnią Księżyca. Z tej wysokości była dokonywana większość zdjęć. Po wykonaniu misji, przeważnie po 3 miesiącach od daty startu, kierowano pojazd za pomocą silnika korekcyjnego na powierzchnię Księżyca, gdzie ulegał on rozbić. Niszczenie pojazdów eliminowało istnienie ewentualnych zakłóceń spowodowanych obecnością dwóch „Orbiterów” na zbliżonych orbitach.

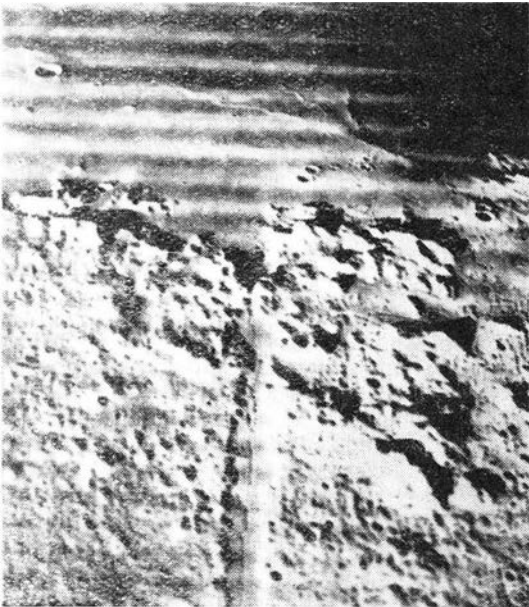
Orbity „Lunar-Orbiterów” były tak dobrane, że statki przelatywały nad wybranym obszarem na wysokości około 50 km, kiedy Słońce znajdowało się nisko za horyzontem. Nierówności powierzchni dawały wtedy duże i wyraźne cienie, co ułatwiało późniejsze opracowy-



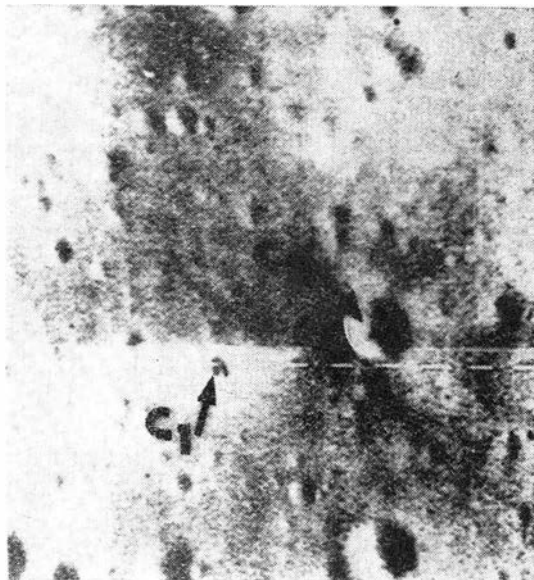
1. Schemat procesu filmowania, obróbki, przekazywania i rekonstrukcji zdjęć wykonywanych przez statki „Lunar Orbiter”



2



3



4

wanie wykonanych zdjęć. Statki wyposażone były w kamerę z dwoma obiektywami: szerokokątny o ogniskowej 76,2 mm i w teleobiektyw o ogniskowej 609,6 mm. Na zdjęciach o średniej zdolności rozdzielczej — wykonanych przez obiektyw szerokokątny — można było rozróżnić obiekty na powierzchni Księżyca o wymiarach powyżej 9 m, zaś na zdjęciach o dużej zdolności rozdzielczej — wykonanych przez teleobiektyw — można było dostrzec obiekty o wielkości 1 m.

Proces filmowania dokonywany był na jednej taśmie filmowej, przy czym zdjęcia przez oba obiektywy wykonywane były równocześnie. Otrzymywano więc każdorazowo parę zdjęć umieszczonych na kliszy fotograficznej jedno za drugim. Na rysunku 1, pokazany jest proces filmowania i obróbki zdjęć na pokładzie statku oraz technika rekonstrukcji i montażu odebranych obrazów w laboratoriach NASA. Proces ten miał następujący przebieg. Po naświetleniu taśma filmowa przesuwała się do pojemnika, gdzie była wywoływana, utrwalana i suszona. Wyszuszone taśma podawana była następnie na urządzenie szczytujące, które zamieniało obraz na sygnały elektryczne. Sygnały elektryczne po odpowiednim wzmocnieniu były przekazywane na Ziemię drogą radiową. Szczytywanie obrazu odbywało się paskami w poprzek taśmy, przy czym każdy poprzeczny pasek zamieniany był na 17 000 linii. Po odebraniu i zapisaniu na taśmie magnetofonowej w stacji naziemnej sygnały przekazywane były do lampy kineskopowej, gdzie odtwarzane były kolejne pasma filmu. Z tych pasków można było zmontować na Ziemi kolejne obrazy wykonane przez statek. Czas przekazywania jednej pary zdjęć wynosił około 40 minut.

Ponieważ kolejne zdjęcia obejmowały około 60% powierzchni zdjęcia poprzedniego, uzyskiwano więc stereoskopowe obrazy powierzchni Księżyca. Takie zdjęcia umożliwiały szczegółowe opracowanie topografii interesującego obszaru. Zapas taśmy filmowej umożliwił wykonanie około 200 par zdjęć stereoskopowych.

Starty statków z serii „Lunar Orbiter” odbywały się regularnie w odstępach trzymiesięcznych począwszy od sierpnia 1966 r., kiedy z Przylądka Kennedy’ego wystartował do lotu pierwszy z pięciu statków. W kilka dni po wejściu na orbitę Księżyca aparatura fotograficzna rozpoczęła fotografowanie wybranych obszarów. Ponieważ jednak rozregulowało się urządzenie synchronizujące, około 40% zdjęć było zamazanych i nie przedstawiało żadnej wartości naukowej. Usterka ta została usunięta w kolejnych startach i wymieniona powyżej niesprawność aparatury pokładowej nie powtórzyła się więcej.

W listopadzie 1966 r. i w lutym 1967 r. odbyły się dwa kolejne loty, których przebieg był pomyślny. Na podstawie zebranych danych postanowiono zaprzestać dalszego fotografowania możliwych lądowisk, a dwa następne loty miały posłużyć do badania ciekawszych geologicznie terenów Księżyca.

Czwarty „Orbiter” skierowano na orbitę biegunową (w odróżnieniu od poprzednich, których płaszczyzna była tylko nieznacznie nachylona do równika księżycowego), co umożliwiło wykonanie zdjęć na całym obszarze widocznej i niewidocznej strony Księżyca. Uzyskano również po raz pierwszy zdjęcia okolic biegunowych oraz wysokiej klasy zdjęcia niewidocznej strony Księżyca. Ogółem łącznie z misją „Lunar Orbitera”-5 sfotografowano około 98% niewidocznej strony Księżyca oraz uzyskano wysokiej klasy zdjęcia ciekawych terenów geologicznych po stronie widocznej. Sfotografowano również po raz pierwszy Ziemię z okolic Księ-

2. Zdjęcie niewidocznej strony Księżyca

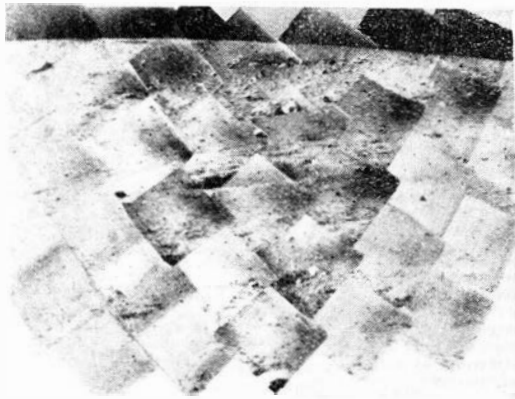
3. „Dolina Alpejska” ukazana na jednym ze zdjęć przesłanych przez „Lunar Orbiter” 4

4. Eliptyczny krater (C<sub>1</sub>) powstały w wyniku upadku „Range-ra” 8. Zdjęcie wykonane przez „Lunar Orbiter” 2

życa. Uzyskano także zdjęcie krateru powstałego na powierzchni Księżyca w wyniku upadku „Rangera”-8 oraz zdjęcie statku „Surveyor”-1, który wylądował łagodnie na Księżycu w rejonie Oceanu Burz.

### Program „Surveyor”

Statki „Surveyor” były przeznaczone do umieszczania na powierzchni Księżyca aparatury naukowej i były wysyłane z Ziemi za pomocą rakiet „Atlas-Centaur”. Po około 66 godzinach lotu statek znajdował się w pobliżu Księżyca. W odległości 80 km od jego powierzch-



5. Mozaikowe zdjęcie powierzchni Księżyca zmontowane z obrazów przesłanych przez „Surveyora” 3

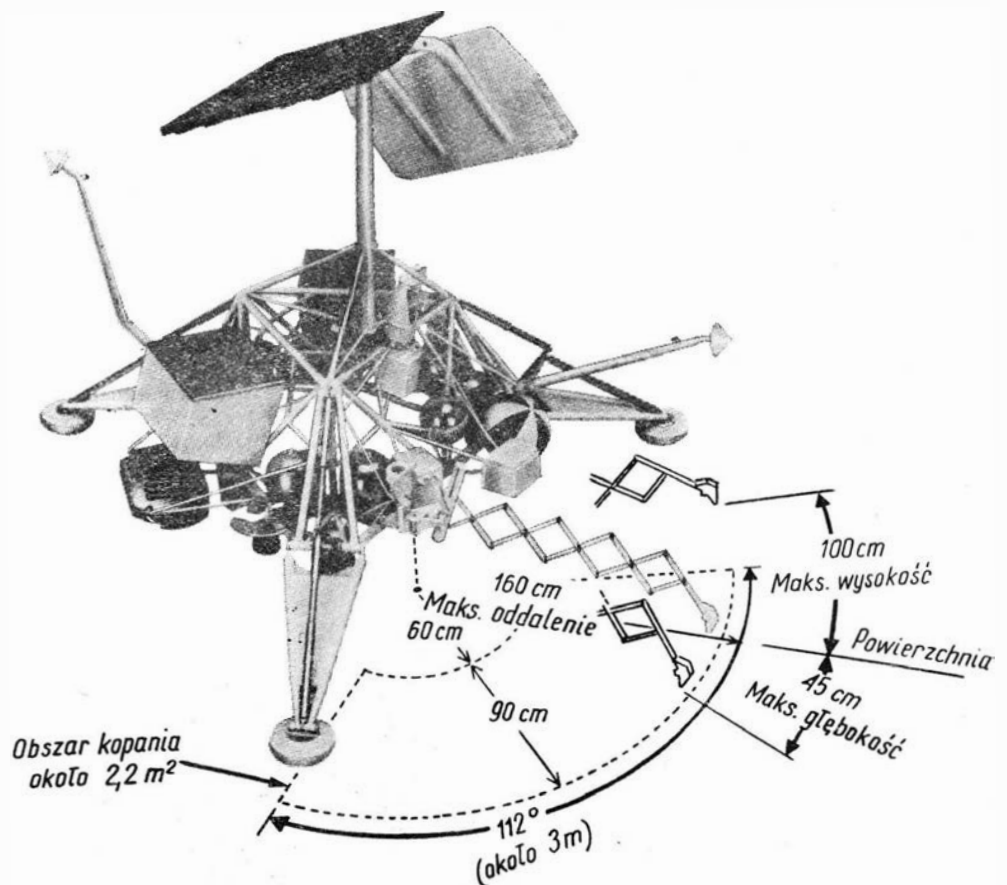
ni wysokościomierz radarowy uruchamiał główny silnik hamujący. Na wysokości około 10 km, po zmniejszeniu prędkości statku z 9500 km/h do około 420 km/h, opadał od statku wypalony silnik główny, a jego rolę przejmowały trzy małe silniki o regulowanym ciągu, zasilane ciekłym materiałem pędym. Dalsze opadanie było sterowane automatycznym przelicznikiem umieszczonym na pokładzie statku, który porównywał aktualną prędkość opadania i wysokość z wartościami optymalnymi i wysyłał odpowiednie sygnały sterujące do silników hamujących. W efekcie prędkość opadania malała do 4 km/h na wysokości 4 m nad powierzchnią. Wtedy urządzenie sterujące wyłączało silniki i statek lądował z prędkością około 10 km/h.

Po wylądowaniu rozpoczynało się ustawianie baterii słonecznych oraz kierowanie na Ziemię prostokątnej anteny kierunkowej. Do tego czasu łączność ze statkiem była utrzymywana przez dwie anteny wielokierunkowe, a przesyłane na Ziemię obrazy telewizyjne miały standard 200 linii. Późniejsze obrazy przesyłane były w standardzie 600 linii.

Wszystkie statki wyposażone były w kamerę telewizyjną przeznaczoną do wykonywania zdjęć powierzchni po wylądowaniu. Kamera miała obiektyw o zmiennej ogniskowej z obrotową głowicą, co dawało możliwość wykonywania zdjęć całej panoramy księżycowej pod różnymi kątami oraz umożliwiało skierowanie obiektywu w niebo i na Ziemię. Pierwsze dwa statki wyposażone były tylko w kamerę telewizyjną, następne dwa dodatkowo w mechaniczną koparkę, która przystosowana była do pobierania próbek gruntu księżycowego i do określania jego własności fizycznych, takich jak: gęstość, wytrzymałość na ściskanie, spistość itp. Dwa dalsze pojazdy wyposażone były w urządzenie do wykonywania analizy chemicznej gruntu do głębokości zaledwie 0,01 mm, nie miały natomiast mechanicznej koparki. Dopiero ostatni statek z tej serii wyposażony był jednocześnie we wszystkie wymienione urządzenia naukowe.

Z siedmiu wysłanych pojazdów pięć pomyślnie dotarło do celu, dwa natomiast nie spełniły swego zadania. Podczas lotu „Surveyora”-2 w czasie wykonywania korekcji toru jeden z trzech silników korekcyjnych nie włączył się na sygnał wysłany z Ziemi. Wskutek powstałej asymetrii ciągu pojazd wpadł w ruch wirowy, którego nie udało się już opanować. W tej sytuacji technicy czuwający nad lotem przeprowadzili cały szereg prób technicznych statku włącznie z uruchomieniem głównego silnika hamującego. W kilkanaście sekund po uruchomieniu silnika utracono kontakt ze statkiem, który rozbił się następnie o powierzchnię Księżyca na południowy wschód od krateru Kopernika. Podobny los spotkał statek „Surveyor” 4, z którym utracono łączność w chwilę po uruchomieniu silnika hamującego. Przypuszcza się, że przyczyną tego niepowodzenia była eksplozja silnika głównego. Zestawienie wszystkich misji pojazdów „Surveyor” zawiera tabela 1.

Naukową interpretacją przesłanych zdjęć zajmował się dr E. Shoemaker z Amerykańskiego Ośrodka Geologicz-



6. Statek „Surveyor” wyposażony w mechaniczną koparkę. Na zdjęciu zaznaczono możliwy zasięg ramienia koparki

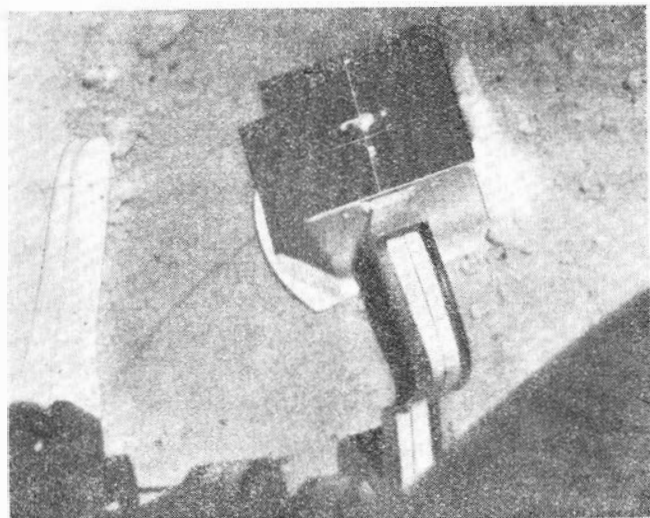
Tablica 1. Niektóre dane o lotach statków z serii „Surveyor”

Statek	Data startu	Wyposażenie naukowe	Wyniki
„Surveyor” 1	30.V.1967	kamera TV	przekazał 11 150 zdjęć TV
„Surveyor” 2	20.IX.1967	kamera TV	z powodu awarii silnika wpadł w ruch wirowy i rozbił się o powierzchnię Księżyca
„Surveyor” 3	16.IV.1967	kamera TV koparka	wykonał 6319 zdjęć TV koparka pracowała 18 godzin
„Surveyor” 4	14.VII.1967	kamera TV koparka	utracono kontakt w chwilę po rozpoczęciu hamowania
„Surveyor” 5	7.IX.1967	kamera TV i analizator	18 000 zdjęć TV oraz pierwsza analiza gruntu Księżycowego. Krótkie uruchomienie jednego z silników
„Surveyor” 6	6.XI.1967	kamera TV i analizator	30 000 zdjęć TV, analiza chemiczna, pierwszy start z księżycą
„Surveyor” 7	6.I.1968	kamera TV, koparka i analizator	około 11 000 zdjęć TV, badania fizyczne i analiza chemiczna gruntu w górzystym terenie Księżyca

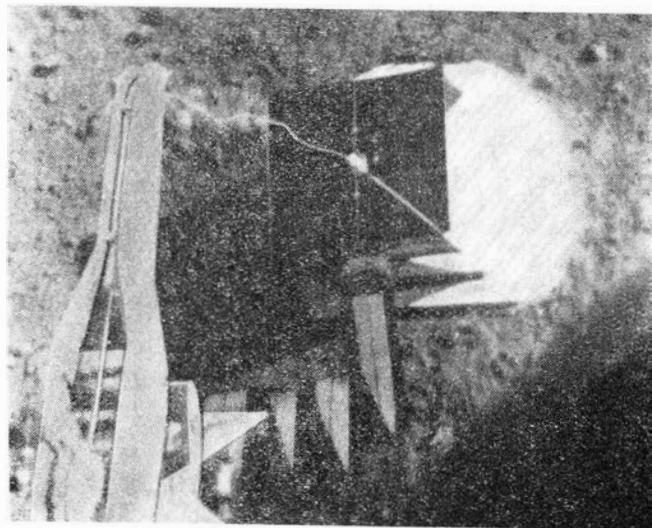
nego, a interpretacją wyników analiz fizyko-chemicznych gruntu księżycowego dr R. Scott z Kalifornijskiego Instytutu Technologicznego. Do ciekawych należy zaliczyć interpretację wyników badań fizyko-chemicznych własności powierzchni Księżyca. Z uzyskanych danych stwierdzono, że grunt księ-

życowy przypomina wyglądem i składem grunt niektórych obszarów Ziemi pochodzenia wulkanicznego. Na powierzchni księżycowej znajdują się skały bazaltowe zawierające 75% tlenu i krzemu. Wyniki analiz chemicznych wykonanych przez statki „Surveyor” 5 i „Surveyor” 7 zamieszczone są w tablicy 2.

a)



b)



7. Widok opuszczonego na powierzchnię Księżyca analizatora a) przed poruszeniem się statku, b) po przesunięciu

Tablica 2. Procentowa zawartość pierwiastków w glebie księżycowej

Pierwiastki	„Surveyor” 5	„Surveyor” 7
Tlen	58 ± 5	58 ± 5
Krzem	18,5 ± 3	18,5 ± 3
Aluminium	6,5 ± 2	8 ± 3
Magnez	3 ± 3	4 ± 3
Węgiel	3	2
Sód	2	—
Wapń	—	6 ± 2
Od siarki do niklu	13 ± 3*	—
Żelazo	—	2 ± 1
Cieęższe od niklu	0,5	—

\* żelazo, kobalt, nikiel — 3%

Fizyczne własności gruntu były głównie badane za pomocą mechanicznej koparki. Dodatkowo wykorzystywano pomiary sił na nogach pojazdu podczas lądowania oraz wywołane nimi zniekształcenia powierzchni, silniki rakietowe do badania ilości pyłu i magnezowe płytki do wykrywania metali ferromagnetycznych w wierzchniej warstwie gruntu. Z tych danych i z danych uzyskanych podczas kopania i zgniatania pobranych próbek określono, że grunt księżycowy jest na tyle wytrzymały, że zdoła utrzymać statek kosmiczny oraz selenonautów na powierzchni. Podczas misji „Surveyora” 7 koparka dwukrotnie natrafiała na warstwę tak twardą, że uniemożliwiło to dalsze kopanie. Gęstość gruntu w warstwie powierzchniowej w badanych okolicach wynosiła 2,4—3,1 g/cm<sup>3</sup>.

Na umieszczonych przy stopach statków płytkach silnego magnezu zauważono kilkakrotnie drobne grudki materiału księżycowego, podczas gdy identyczne płytki wykonane z materiałów niemagnetycznych pozostawały czyste. Wskazuje to na istnienie w gruncie księżycowym materiałów magnetycznych.

Nie wykryto natomiast istnienia pyłu, co było wyraźnie widoczne podczas prób, w czasie których skierowywano na powierzchnię strumień gazów z silników rakietowych. Szczególnie ważną próbą przeprowadzoną w listopadzie 1967 r. był start pojazdu „Surveyor” 6 z po-



wierzchni Księżyca. Próba ta miała wykazać, czy podczas późniejszych startów załogowych statków z powierzchni Księżyca wyrzucane przez gazy spalinowe silników raketowych materiały gruntu księżycowego będą zanieczyszczać okna kabiny. Ze zdjęć przesłanych po próbie, podczas której statek przeleciał około 3 m na wysokości 1,5 m, wynikało, że tylko jedna z trzech stóp była zanieczyszczona gruntem księżycowym, pozostałe zaś stopy oraz głowica kamery były czyste.



8. Umocowane lustro na ramie nośnej „Surveyora” 7 umożliwiło wykonanie stereoskopowych zdjęć procesu kopania

Ciekawy eksperyment przeprowadzono za pomocą pojazdu „Surveyor” 7. Krótko po zapadnięciu nocy na Księżycu z dwóch punktów Ziemi wysłano do statku strumienie laserowe, które zostały sfotografowane przez kamerę telewizyjną jako dwa wyraźne punkty świetlne na tle nocnej półkuli Ziemi. W przyszłości przy zastosowaniu laserowego systemu Dopplera moż-

na będzie określać odległość między określonymi punktami Ziemi i Księżyca z dokładnością do  $\pm 15$  cm. Podobne urządzenie umieszczone na pokładzie „Lunar Orbitera” — oparte jednak o fale o częstotliwości radiowej, a nie świetlne — pozwoliło określić odległość z dokładnością do  $\pm 100$  m.

„Surveyor” 7 był jedynym pojazdem, który wylądował w górzystym terenie Księżyca. Miejsce lądowania było oddalone o około 20 km na północny wschód od krateru Tycho. Z przeprowadzonej analizy zdjęć telewizyjnych wywnioskowano, że krater Tycho powstał w wyniku upadku na Księżyc głowicy komety o średnicy około 3 km z prędkością 20 km/sek, na co wskazuje układ skał wyrzuconych z powierzchni podczas upadku. ●kreślono również, że krater jest 500 razy młodszy od mórz księżycowych.

Misja „Surveyora” 7 zakończyła realizację tego programu, gdyż ze względu na finasowych NASA zrezygnowała z przeprowadzenia dalszych lotów. Pozwoliło to zaoszczędzić sumę około 90 mln dolarów.

Po przestudiowaniu danych nadesłanych przez statki z serii „Lunar Orbiter” i „Surveyor” wyznaczono pięć głównych lądowisk dla amerykańskich astronautów, którzy udadzą się na Księżyc w ramach programu „Apollo”. Znajdują się one w okolicy równika po widocznej z Ziemi stronie Księżyca, w pasie położonym między  $\pm 45^\circ$  długości i  $\pm 5^\circ$  szerokości, na równinnych terenach mórz księżycowych. Wybrane tereny zawierają niewielkie ilości skał i kraterów oraz umożliwiają optymalną realizację lądowania i startu.

Realizacja obu programów kosztowała około 700 mln dolarów, z tego 500 mln dolarów przeznaczonych było na program „Surveyor”. W programie „Lunar Orbiter” budowa statków kosmicznych pochłonęła sumę 160 mln dolarów, a koszt rakiet nośnych wynosił 40 mln dolarów.

Następne amerykańskie badania Księżyca wykonywane będą w czasie załogowych lotów w ramach programu „Apollo”.

## Literatura

1. Aviation Week and Space Technology, rok 1967 i 1968
2. Aerospace Technology, rok 1967 i 1968

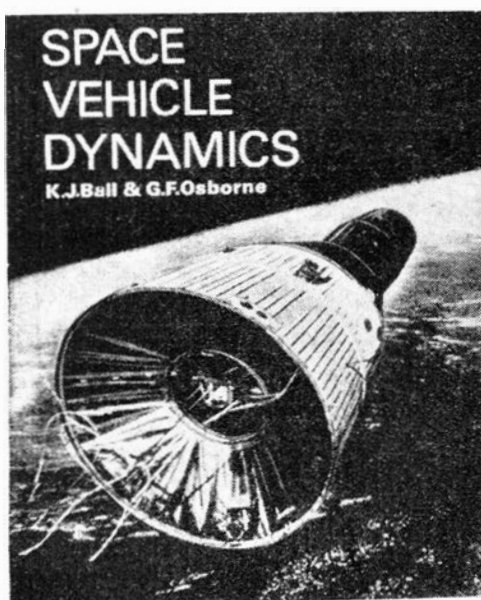
## TECHNIKA BRYTYJSKA

Nowe polskie czasopismo „Przegląd Techniki Brytyjskiej” oraz jego angielski odpowiednik „Polish Engineering Review” powstały w wyniku rozwijających się między Wielką Brytanią a Polską stosunków handlowych oraz współpracy na polu nauki, techniki i prasy fachowej. „Przegląd Techniki Brytyjskiej” informuje polskich czytelników a „Polish Engineering Review” angielskich czytelników o rozwoju gospodarki i techniki obu naszych krajów. „Przegląd Techniki Brytyjskiej” wydają Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT.

W bieżącym roku ukazały się już dwa numery tego ciekawego czasopisma. W numerze 1 „Przeglądu Techniki Brytyjskiej” o „Roli techniki w gospodarce brytyjskiej” pisze Jennifer Walton, a w części artykułowej znajdują się następujące pozycje: „Lokomotywa Kestrel”, „Reaktor ciężkowodny”, „Niskociśnieniowa metoda otrzymywania metanolu opracowana przez ICI”, „Silnik nadprzewodnikowy”, „Scentralizowane badania spalnicze w Wielkiej Brytanii”, „Brytyjskie stalownictwo”, „Szybkie utwardzanie lakierów wiązkami elektronów”. Oprócz tego pismo zawiera krótkie ilustrowane fotografiami i rysunkami informacje o nowych osiągnięciach technicznych.

Czasopismo „Przegląd Techniki Brytyjskiej” można zaprenumerować w Zakładzie Kolportażu WCT NOT, Warszawa, ul. Mazowiecka 12. Redakcja czasopisma mieści się w Warszawie przy ul. Czackiego 3/5.

Space vehicle dynamics (Dynamika pojazdów kosmicznych), K. J. Ball i G. F. Osborne, Oxford, 1967.



Książka zawiera treściwy przegląd zagadnień teoretycznych i praktycznych związanych z dynamiką pojazdów kosmicznych. Poszczególne jej rozdziały są tak uporządkowane, aby czytelnik mógł śledzić w logicznej kolejności pojazd kosmiczny od chwili jego wystrzelenia do chwili umieszczenia na orbicie. Omówiono w nich rodzaje torów lotu rakiety w fazie działania napędu, problem optymalizacji rakiet kilkustopniowych, stateczność pojazdu w atmosferze i w przestrzeni kosmicznej, sposoby oddzielania stopni, osłon satelitów i satelitów, metodę jo-jo wyhamowywania stabilizującego ruchu obrotowego satelity, podorbitalny lot balistyczny, wejście rakiety w atmosferę, sposoby odzyskiwania rakiet nośnych, zagadnienia związane z wprowadzaniem satelitów na orbity różnego typu, zmiany orbit i manewry spotkaniowe, zakłócenia w ruchu satelitów oraz przedstawiono analizę błędów i źródeł ich powstawania w czasie umieszczania satelitów na orbitach; wstępnie poruszono zagadnienia związane z lotami międzyplanetarnymi.

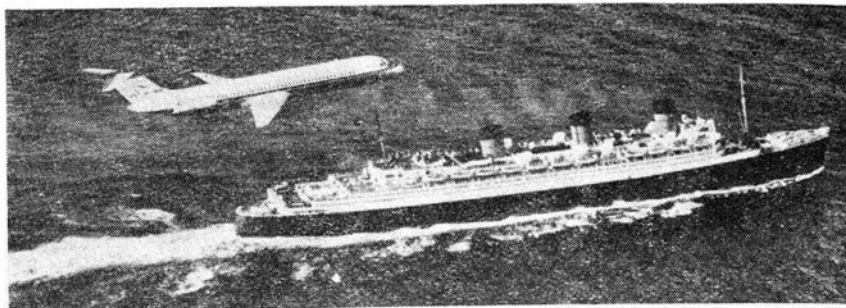
Książka wyróżnia się jasnym matematycznym ujęciem zagadnień bez zagłębiania się w zbędne szczegóły. Na końcu każdego rozdziału zamieszczono wykaz literatury. Książka została napisana przede wszystkim dla studentów, zawiera jednak szereg szczegółów ważnych również dla naukowców i inżynierów zajmujących się astronautyką.

W.K.

# Transport

## lotniczy

### a handel zagraniczny



Dwa rywalizujące środki transportu. Walka między nimi o każdego pasażera czy kilogram ładunku trwa. Wygrywa jednak samolot

Analiza współczesnego świata w przekroju gospodarczym i politycznym zmusza do ustalenia granic jego podziału i sprecyzowania najkorzystniejszych form współpracy międzynarodowej.

O ile we współczesnym świecie w ogóle można mówić o problemie rozbrojenia i jego konsekwencjach ekonomicznych, to, w przypadku lotnictwa miałyby to wydziałki szczególnie. Z jednej strony wykorzystanie najnowocześniejszego przemysłu dla celów gospodarczych, z drugiej wykorzystanie istniejącego już potencjału dla celów przewozowych.

Rozpad systemu kolonialnego oraz umocnienie pozycji gospodarczej państw socjalistycznych spowodowało, że na świecie wytworzył się nowy typ międzynarodowych stosunków ekonomicznych oraz międzynarodowego podziału pracy. Dynamiczny proces postępu technicznego oraz ograniczone zdolności wytwórcze określonych państw prowadzą nieuchronnie do szeroko pojętej specjalizacji i kooperacji produkcji. Konsekwencją tych procesów jest wzmożona wymiana międzynarodowa obejmująca swoim zasięgiem cały świat. Wysoki stopień rozwoju sił wytwórczych w różnych punktach globu ziemskiego, jak np. Europa, Ameryka Północna czy Japonia, dodatkowo powodują wzmożoną wymianę międzynarodową. Proces ten wymaga zaangażowania coraz to nowocześniejszych i sprawniejszych środków transportu, warunkujących najbardziej ekonomiczne i racjonalne przemieszczanie niejednokrotnie bardzo wrażliwych na uszkodzenie ładunków towarowych.

W poprzednim artykule powiedzieliśmy o opłacalności samolotu transportowego i jego wysokiej użyteczności. Obecnie należałoby przedstawić czynniki warunkujące wybór środka transportu w handlu zagranicznym, jak również organizację przewozów towarowych ze szczególnym uwzględnieniem funkcji lotniska i samolotu. Zagadnienie powyższe ma fundamentalne znaczenie z dwóch względów. Po pierwsze systematycznie rośnie przydatność samolotu jako środka masowych przewozów łącznie ze spadkiem taryf przewozowych, po drugie rośnie masa ładunków towarowych o wysokiej wartości nominalnej, kwalifikujących się do przewozów lotniczych, szczególnie zaś na dużych odległościach.

#### Wybór środka transportu w handlu zagranicznym

Jednym z podstawowych czynników racjonalnego działania w handlu zagranicznym jest wybór środka transportu, łącznie z ustaleniem najkorzystniejszej drogi przewozu. Określony ładunek dostarczony może być do miejsca przeznaczenia różnymi środkami transportu. Podstawą wyboru środka transportu powinny być przede wszystkim efekty ekonomiczne uzyskiwane w danych warunkach. Porównywalne efekty ekonomiczne zależą od szeregu czynników jak: zdolność przewożenia, wielkość załadunku, czy prędkość oraz całego zespołu pomocniczych elementów odpowiadających różnym gałęziom transportu.

Nasze stulecie charakteryzuje się wielką rewolucją nie w produkcji, lecz w transporcie i sieci połączeń. Odległości przewozowe prawie przestają już być brane

pod uwagę. Wielokrotnie zwiększa się prędkość, podnosi bezpieczeństwo, a co najważniejsze systematycznie następuje obniżka taryf. Dzięki ulepszeniu środków transportu i połączeń systematycznie roszerzają się rynki zbytu, a udoskonalenie warunków transportu powoduje, że mogą być przewożone towary tańsze, o dużej objętości i mniejszej wartości. Taki stan rzeczy staje się korzystny zarówno dla producentów, jak i dla konsumentów. Lepsze możliwości transportowe wyrównują niejednokrotnie różnice wynikające z sezonowości, klimatu czy metod produkcji poszczególnych krajów. Dostawy mogą następować systematycznie i punktualnie z najbardziej odległych obszarów, co nawet może ograniczyć potrzebę posiadania wielkich magazynów.

Różnorodność środków transportu powoduje możliwość dowolnego ich wyboru w oparciu o analizę praw techniczno-ekonomicznych. Właśnie świadomy cel wyboru drogi i środka transportu stanowi istotny odcinek handlu zagranicznego, niejednokrotnie decydujący o powodzeniu.

Decyzja wyboru transportu lotniczego jako środka najsprawniejszego uwzględniać musi szereg dodatkowych czynników w odróżnieniu od decyzji wyboru innych środków transportu. Problemem podstawowym w ocenie przydatności transportu lotniczego jest położenie geograficzne relatywnych rynków, co jednak nie zawsze zapewnia każdemu kontrahentowi będącemu uczestnikiem światowej wymiany towarowej identyczne możliwości. Ocena taka musi być dokonywana każdorazowo, a decyzja podejmowana w indywidualnych przypadkach rejsowych, bowiem charakter przewozów lotniczych będzie na pewno odmienny od stałych i utartych szlaków morskich czy kolejowych. A i w tych ostatnich, mimo wieloletniego doświadczenia każdorazowy akt przewozu wymaga indywidualnego dokonania oceny i częstej zmiany decyzji.

Uważa się w badaniach ekonomicznych, że najkorzystniejszym położeniem geograficznym z punktu widzenia potencjalnych możliwości użycia różnych rodzajów transportu jest kraj, który stanowi część składową dużego kontynentu, a także bezpośredni dostęp do oceanów, lub morza międzykontynentalnego. Wiele państw Afryki, Azji czy Ameryki Południowej odpowiada takim warunkom, lecz położenie ich jest zdecydowanie niekorzystne. W przypadku krajów leżących na tych kontynentach w relacjach międzynarodowych pozostaje przypadek alternatywności drogi i środka transportu. W przypadku takim skorzystać można tylko z dwóch głównych dróg przewozu (morskiej lub lotniczej). Ograniczona skala wyboru jest w tym przypadku rekompensowana szeregiem zalet ekonomiczno-technicznych transportu lotniczego.

W sytuacji odległych rynków, gdzie pod uwagę mogą być brane jedynie dwa rodzaje transportu, to znaczy morski i lotniczy, transport lotniczy może być wykorzystany w znacznie szerszym zakresie aniżeli w zespole geograficznym, gdzie istnieje dowolność wyboru środków przewozowych, jak np. wewnątrz kontynentu europejskiego.

W omawianym przypadku, gdzie kontrahenci znajdują się na odległych kontynentach, zakres użyteczności sa-

molotu wyznaczają między innymi różnice odległości. Porównanie odległości morskiej i lotniczej, np. z Londynu do Bagdadu (przez Kanał Sueski) kształtuje się jak 1:2,12. Po zamknięciu Kanału Sueskiego droga morska znacznie została wydłużona. Inny przykład to droga lotnicza z Tokio do Europy przez Związek Radziecki (tzw. szlak transsyberyjski) w porównaniu z drogą morską. Tylko średnia oszczędność czasu z Tokio do Europy skróconą trasą w porównaniu z drogą prowadzącą przez Bliski Wschód i Indie wynosi około 7 godzin — lot samolotem typu DC-8. Natomiast oszczędność w kosztach podróży taryfowa wg zasad IATA wynosi około 300 dolarów w przeliczeniu na jednego pasażera. Tak więc przedsiębiorstwa lotnicze, które uzyskały prawo przelotu nad obszarem ZSRR, stanowią poważną konkurencję dla pozostałych na rynku lotniczym Azji i Europy.

Prof. Tarski w książce „Transport jako czynnik lokalizacji produkcji” rozpatruje jeszcze inną ewentualność wykorzystania samolotu, np. dla dostawy pewnych części awaryjnych samolotem zamiast statkiem czy innym dostępnym środkiem transportu. Ewentualność taka może zaistnieć, jeżeli koszt transportu lotniczego będzie kompensowany przez straty, które wynikłyby z przestoju zakładu produkcyjnego, gdyby przewoźnik dokonano tańszym, ale za to mniej szybkim środkiem transportu.

Zastosowanie środka szybszego ale droższego wymaga spełnienia następującej nierówności:

$$K_1 - K_2 < S(T_2 - T_1)$$

gdzie:

- $K_1$  — koszt dostawy droższym ale szybszym środkiem transportu;
- $K_2$  — koszt dostawy tańszym, ale mniej szybkim środkiem transportu;
- $S$  — dzienna strata wynikająca z opóźnienia dostawy;
- $T_1$  — czas dostawy (w dobach) droższym, ale szybszym środkiem transportu;
- $T_2$  — czas dostawy (w dobach) tańszym, ale mniej szybkim środkiem transportu.

Jeśli lewa strona nierówności przyjmie wartość większą niż prawa, wtedy należy wybrać środek transportu o dłuższym czasie dostawy i odwrotnie. Jeśli jednak obie strony nierówności będą w przybliżeniu równe, wtedy zadecydują inne czynniki zazwyczaj z korzyścią dla transportu lotniczego.

Rozwój rynków produkcyjnych, które odcięte są od aktywnych ośrodków przemysłowych, byłby możliwy w wypadku rozbudowy sieci transportowej, jednak aktualnie staje się to dalece nieopłacalne z uwagi na ich znikomy udział w działalności gospodarczej świata. Rozbudowa sieci transportu lotniczego w tych strefach globu ziemskiego staje się najbardziej uzasadniona. Np. w odniesieniu do oddalonych obszarów Azji czy Afryki. Postulat ten zresztą, bardzo powoli, ale jest realizowany. Przykłady zastosowania samolotu w celach awaryjnych, interwencyjnych czy nawet gospodarczo uzasadnionych spotykamy na porządku dziennym. Samolot jest jedynym dostępnym środkiem w zapotrzeniu ludności Biafry przez Międzynarodowy Czerwony Krzyż. Kraje takie jak Afganistan masowo stosują samolot do przewożenia ładunków towarowych z portów morskich państw sąsiadujących.

O walorach użytkowych i narastającej funkcji przewoźników lotniczych przekonuje stale narastająca dynamika rozwojowa. W tablicy 1. przedstawiono niektóre wskaźniki wszystkich przedsiębiorstw lotniczych będących członkami ICAO i ich rozwój w latach 1948—1966.

Wyjątkowo szybki spadek kosztów przy istniejącym poziomie wykorzystania zdolności przewozowej świadczy o narastającej użyteczności samolotu. Należy bowiem zaznaczyć, że nie wykorzystana powierzchnia handlowa w samolocie przepada bezpowrotnie. W transporcie morskim władze portowe surowo przestrzegają przepisów dotyczących tzw. linii ładunkowych (linia wolnej burty). Natomiast w transporcie lotniczym te elementy nie wchodzi w rachubę — samolot realizuje lot niezależnie od stopnia załadowania. Niemniej jednak tylko w 1964 r. około 44% powierzchni handlowej samolotów było nie wykorzystane (w ramach ICAO), co równoważyło się z dochodem (utraconym) rzędu 1200 milionów funtów szterlingów. Z jednej strony zjawisko wyjątkowo niekorzystne, z drugiej jednak gwarantujące znacznie większą sprawność przewozową. W warunkach wysokiej rezerwy przewozowej istnieje łatwość w nabyciu biletów lotniczych czy dokonania przesyłek towarowych. Jak wynika z badań przeprowadzonych przez linie lotnicze BEA, gdyby podwyż-



Tablica 1

Rok	Wielkość przewozów w w mln tonokilometrów	Średnie koszty na tysiąc tonokilometrów w dolarach
1946	—	—
1948	359	1,80
1951	863	0,75
1956	1777	0,58
1961	3634	0,44
1966	8564	0,32

Tablica 2

Dane samolotu	AN-10	CL-44	Boeing 707/320	DC-8	VC-10 Super	AN-22
Ilość silników	4	4	4	4	4	4
Całkowita moc (ciąg)	16 000	22 920	30 480	31 800	40 000	60 000
Pojemność bagażników w m <sup>3</sup>	42	31	48	39	55	
Maksymalny ciężar ładunkowy w kg	14 500	22 960	25 810	15 600	20 400	80 000
Prędkość maksymalna w km/godz.	715	660	1000	950	1000	740
Zasięg maks. w km	4075	9110	11 000	9500	6900	11 000

żyć wskaźnik załadunku z 50 do 56<sup>1</sup>/<sub>6</sub>, pozwoliłoby to na obniżenie taryf o dalsze 16<sup>1</sup>/<sub>6</sub> dając jednocześnie zwiększenie dochodów dla przedsiębiorstwa o 1<sup>1</sup>/<sub>6</sub>. Akcja taka wymaga jednak dalszego spopularyzowania transportu lotniczego jako środka o najwyższych walorach użytkowych.

### Przystosowanie transportu lotniczego do przewozu ładunków towarowych w relacji handlu zagranicznego

Zagadnienie przewozów towarowych drogą lotniczą to jeden z najistotniejszych tematów badawczych wielu instytutów lotniczych oraz określonych komórek handlu zagranicznego. Problemem tym zainteresowani są specjaliści techniczni zajmujący się dostosowaniem samolotu do przewozu wybranych ładunków towarowych i rozwiązaniem infrastruktury naziemnej, jak również ekonomiści, których zadaniem jest wszechstronna informacja o możliwościach przewozowych z uwzględnieniem opłacalności.

Przyrost lotniczych przewozów towarowych jest znacznie większy aniżeli przewozów pasażerskich. Należy się spodziewać, że już w 1975 r. przewozy towarowe będą tak powszechne jak dzisiaj przewozy samochodowe w relacji międzynarodowej. Proces ten wymaga jednak spełnienia wielu nieodzownych warunków. Wymieńmy tylko niektóre z nich:

- duża ofensywność przedsiębiorstw lotniczych w zakresie przewozów towarów, szczególnie wśród central handlu zagranicznego. W przypadku naszego kraju badania takie należałoby niezwłocznie rozpocząć, a w ich tematyce uwzględnić grupy towarowe w eksporcie i imporcie, kierunki geograficzne przewozów itp.,
- wprowadzenie do eksploatacji specjalnych samolotów towarowych, jak CL-44, Argosa, DC-8f, Boeing-707/320C, AN-22 lub im podobne,
- przystosowanie opakowań z przeznaczeniem wyłącznie dla transportu lotniczego i kombinowanego,
- rozbudowa lotnisk towarowych zapewniających

sprawną odprawę oraz załadunek i rozładunek frachtu lotniczego,

- rozbudowa systemu połączeń lotnisk z ośrodkami miejskimi znajdującymi się w strefie obsługi danego lotniska.

Proces rozwoju samolotu przebiega bardzo sprawnie i należy uważać, że łącznie z helikopterami potencjał przewozowy całkowicie zabezpiecza założone zadania. W tablicy 2 zaprezentowane zostały niektóre typy samolotów będących aktualnie w eksploatacji i kwalifikujących się do przewozów towarów. Znaczenie wolniej rozwija się natomiast infrastruktura naziemna lotniska. Przygotowanie ładunku towarowego do przewozu lotniczego będzie musiało mieć charakter absolutnie precyzyjny, bowiem najdrobniejsze zakłócenie w tym względzie spowodowane np. awarią urządzeń rozdzielczych, nieregularnością lotu wynikającą ze złych warunków atmosferycznych doprowadzić mogą do naruszenia schematu ściśle wyznaczonych czynności. Tak więc konieczna jest pełna automatyzacja w zakresie „obróbki” ładunku, a przede wszystkim automatyczne zabezpieczenie startu i lądowania na węzłowych lotniskach. W takiej sytuacji ukształtowane zostaną magistralne szlaki lotnicze o charakterze towarowym. Szukając doświadczeń organizacyjnych, najwięcej celi wspólnych w tym względzie doszukamy się w transporcie kolejowym.

Zamierzenia organizacyjne uwzględnić jednak muszą obiektywny obraz współczesnego świata, w którym dysproporcje rozwojowe raczej będą systematycznie narastać. „Lüksus” masowych przewozów lotniczych wymagać będzie wyjątkowo dużych nakładów inwestycyjnych, na które pozwolą sobie tylko państwa zamożne. Między tymi właśnie państwami zapoczątkowany zostanie masowy ruch przewozowy. Tak więc w pierwszej kolejności w grę wchodzi intensyfikacja połączeń między Europą a Ameryką Północną.

W następnym artykule przedstawione zostaną elementy infrastrukturalne nowoczesnego lotniska zabezpieczające sprawny przewóz ładunków towarowych.

## Wiadomości z terenu

● W wyniku nawiązania współpracy między kołami SIMP Instytutu Lotnictwa i WSK w Świdniku zorganizowano wycieczkę grupy inżynierów simpowców Koła Zakładowego w Świdniku do Instytutu Lotnictwa w Warszawie.

Ze szczególnym zainteresowaniem zapoznali się goście z działem badań napędów, hamownikami do prób silników lotniczych oraz tunelem aerodynamicznym wyposażonym w trójskładową wagę aerodynamiczną. W dziale badań wytrzymałości konstrukcji członkowie wycieczki zaznajomili się z badaniami zmęczeniowymi steru wysokości samolotu „Wilga”. Zapoznano się tam również z aparaturą tensometryczną i urządzeniami przystosowanymi do prowadzenia badań statycznych przy próbach wytrzymałościowych. Ponadto goście ze Świdnika obserwowali badania przeprowadzone na stoisku do prób zmęczeniowych elementów podwozia śmigłowca oraz obejrzelili model dostosowany do nowej metody badań rezonansu śmigłowca Mi 2.

Instytut Lotnictwa zorganizował laboratorium maszyn analitycznych, gdzie między innymi pracami prowadzi się analizę osiągnięć i parametrów śmigłowca badanego w porównaniu z danymi śmigłowca wzorcowego.

● Z inicjatywy Zarządu Oddziału SIMP w Lublinie odbyła się w Kraśnickiej Fabryce Wy-

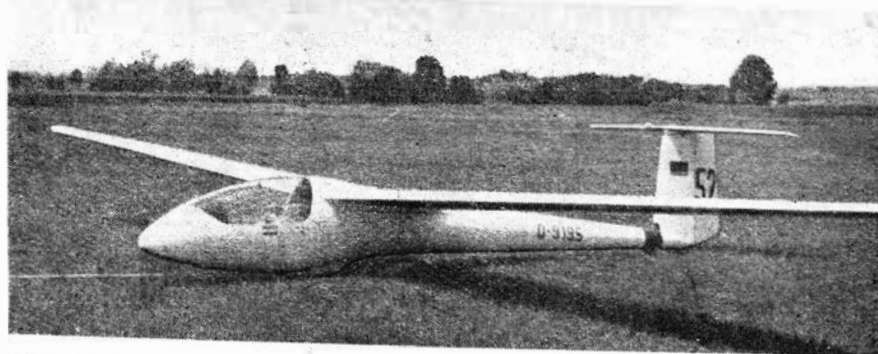
robów Metalowych sesja wyjazdowa i spotkanie członków Zarządu Oddziału z kolegami simpowcami z Koła Zakładowego SIMP w Kraśniku. W programie było zwiedzenie zakładu i zapoznanie się z produkcją i urządzeniami nowej hali żyzysk wielkogabarytowych.

W czasie spotkania ciekawą pogadankę wygłosił kol. *Gawski* z WSK Świdnik, który powrócił właśnie z Włoch, gdzie odbywał praktykę stypendialną. Praktyka w ramach fundacji ONZ obejmowała zagadnienia mechanizacji i automatyzacji czynności kontroli technicznej w obróbce skrawaniem i systemy organizacyjne kontroli. Miejscem praktyki były zakłady Olivetti k. Turynu oraz zakłady Innocenti w Mediolanie.

Reasumując i szeregując wrażenia z obydwu spotkań należy podkreślić duże znaczenie czynnika atrakcyjności w organizowanych spotkaniach. Słuszną drogą jest łączenie praktycznego zapoznania się z urządzeniami oraz wyposażeniem nowoczesnych zakładów z informacjami teoretycznymi, podawanymi w formie swobodnego wywiadu, pogadanki lub krótkich dialogów nawiązywanych między gośćmi a gospodarzami.

Koledzy ze Świdnika powrócili z wycieczek nie tylko z ładunkiem nowych wiadomości, ale także projektami do wprowadzenia w swoim zakładzie.

Artykuł omawia laminatowe konstrukcje najciekawszych szybowców klasy standard zaprezentowanych na Szybowcowych Mistrzostwach Świata w Lesznie w 1968 r. W szczególności opisane zostały szybowce „Phoebus”, „Libelle”, AS-W15, UTU. Ponadto zostały omówione najbardziej interesujące rozwiązania konstrukcyjne szybowców tej klasy oraz wyposażenie szybowców.



Laminatowy Bölkow „Phoebus” A zajął 3 miejsce w mistrzostwach

Fot. A. Glass

# SZYBOWCOWE MISTRZOSTWA ŚWIATA

## II. Najciekawsze konstrukcje laminatowe klasy standard

Główny wysiłek konstruktorów szybowcowych idzie w kierunku budowy superorchidei klasy otwartej. Dlatego też i na Mistrzostwach Świata w Lesznie ilość nowych konstrukcji klasy standard była znacznie mniejsza niż klasy otwartej.

W klasie standard startowało w mistrzostwach 57 szybowców, w tym 13 laminatowych — pozostałe drewniane. Spośród 16 reprezentowanych typów 4 miały konstrukcję laminatową, 12 — drewnianą. Większość stanowiły ulepszone odmiany szybowców, których prototypy brały udział w poprzednich Mistrzostwach Świata w 1965 r. („Elfe Standard”, „Phoebus”, „Libelle”, „Dart” 15, M-25) bądź jeszcze wcześniej („Vasama”, „Foka”, „Standard Austria”, Ka-6). Konstrukcjami prezentowanymi po raz pierwszy na mistrzostwach były: AS-W15 (zbudowany w 1968 r.), „Urupema” (z 1968 r.) i UTU (z 1964 r.).

Najliczniej reprezentowane były „Foki” — 24 szt. (a ponadto 4 w klasie otwartej), w tym jedna „Foka” 5, jedna „Foka” 45 (zwana też 4M), kilkanaście „Fok”, 4 i nieco mniej „Fok” C. „Phoebusów” A było 6 (i 6 „Phoebusów” C w klasie otwartej), „Libelle Standard” — 4 (i jedna „Libelle” w klasie otwartej), „Elfe Standard” — 3, Ka-6 sztuk 6 (5 Ka-6E i jedna Ka-6CR), pozostałe typy po dwa względnie po jednym egzemplarzu.

Najlepsze miejsca zajęły szybowce: „Elfe” S-3 (miejsca 1, 4, 6), „Libelle Standard” (miejsca 2, 5, 13), „Phoebus” A (miejsca 3, 7, 9, 12), „Foka” 5 (miejsce 8), AS-W15 (miejsce 10). Następnie na miejscu 11 znalazł się M-35, na 14 Ka-6E, na 15 „Standard Austria”, na 16 „Foka” 4, natomiast „Edelweiss” na 19, „Vasama” na 21, „Dart” 15W na 22, UTU na 24, „Urupema” na 46 i „Delfin” na 48.

Czołówka szybowców klasy standard miała następujące osiągi: doskonałość 37—38 (żaden z szybowców, które zajęły pierwsze 10 miejsc, nie miał doskonałości mniejszej niż 36) przy prędkości 85—95 km/h, opadanie minimalne 0,6—0,65 m/s przy 75—80 km/h oraz prędkość minimalną 60—65 km/h. Biegunowe tych szybowców są bardzo płaskie i dla dużych prędkości dość zbliżone do siebie. Natomiast wyraźniejsze różnice istnieją między początkowymi partiami biegunowych, tj. dla małych prędkości, mającymi decydujący wpływ na własności krążenia.

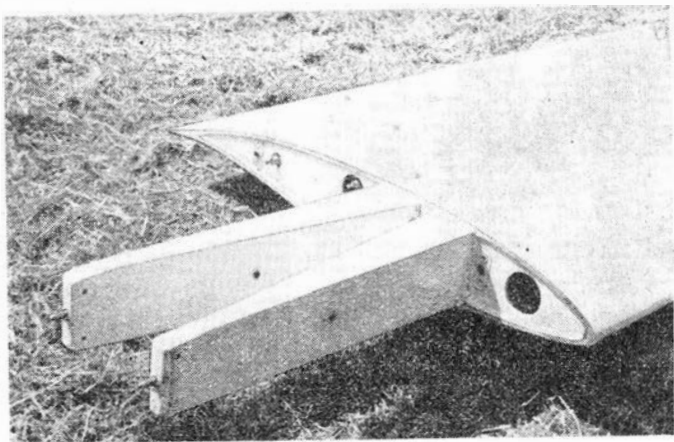
Do najciekawszych konstrukcji należy zaliczyć szybowce laminatowe „Phoebus”, „Libelle”, AS-W15 i UTU oraz szybowce drewniane „Elfe Standard” S-3, „Foka” 5 i „Urupema”, a także startujący w klasie otwartej Wa-26 „Squale”. Ponadto interesujące są niektóre szczegóły konstrukcyjne szybowców „Dart” 15W i M-35. Wszystkie te szybowce są godne omówienia, gdyż nawet te, które startowały w 1965 r. w Lesznie, wystąpiły w nowych wersjach, a ponadto dopiero teraz można było poznać szczegóły ich konstrukcji.

Ponieważ największe zainteresowanie wzbudzają szybowce laminatowe — od nich zaczniemy.

### Bölkow „Phoebus”

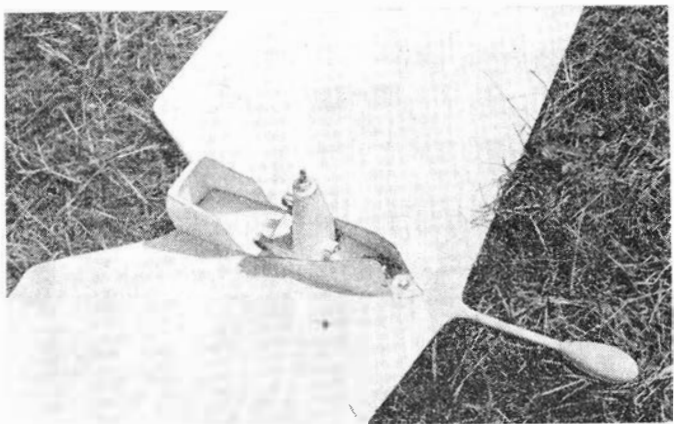
konstrukcji i produkcji zachodniemieckiej — był najliczniej reprezentowanym szybowcem laminatowym w Lesznie. W Mistrzostwach brało udział 6 „Phoebusów” A i 6 „Phoebusów” C. „Phoebus” powstał w wyniku doświadczeń zebranych przez konstruktorów, prof. R. Epplera i inż. R. Nägele, z pierwszego na świecie udanego szybowca laminatowego FS-24 „Phoenix” — zbudowanego w 1957 r., a następnie wyprodukowanego w małej serii przez wytwórnię Bölkow pod nazwą „Phoenix” T. Prototyp „Phoebusa” oblatano w 1964 r., w 1965 r. zajął on 8 miejsce w Mistrzostwach Świata w Anglii, w 1966 r. szybowiec otrzymał certyfikat, zaś pod koniec 1966 r. wszedł do produkcji seryjnej. Do połowy 1968 r. zbudowano 105 „Phoebusów”. Pierwsza wersja tego szybowca — „Phoebus” A — należy do klasy standard. Na przełomie 1967 i 1968 r. rozpoczęto produkcję wersji „Phoebus” B, różniącą się od poprzedniej wciąganiem podwoziami, oraz wersji „Phoebus” C (początkowo oznaczanej „Phoebus 17”) o rozpiętości 17 m i z wciąganiem podwoziami.

Płat, kadłub i usterzenie „Phoebusa” mają skorupową konstrukcję laminatową przekładkową z wypełniaczem z balsy. Wewnętrzna warstwa laminatu bardzo cienka. Skrzydło jednodźwigarowe z okuciami widelcowymi — analogicznymi jak w opisanych uprzednio szybowcach laminatowych klasy otwartej np. „Cirrus” czy „Diamant”. Okucia tego typu były po raz pierwszy zastosowane w 1961 r. na szybowcu SB-6. Łączenie skrzydeł jednym sworzniem po przeknięciu okuc przez otwór w kadłubie; mocowanie w kadłubie za pomocą sworzni (czopów) kadłuba wchodzących samoczynnie w gniazda w skrzydłach podczas montażu skrzydeł. Profil skrzydła Eppler 403. Dźwigar skrzydła skrzynkowy. Hamulce płytowe wysuwane typu Schempp-Hirth, umieszczone w 70% cięciwy. W skrzydle znajdują się bardzo długie popychacze napędów sterowania prowadzone w filcowych oczkach w ściankach. Usterzenie poziome płytowe o dość małej powierzchni, z przeciwwagą na wysięgniku. Mocowanie usterzenia pokazuje rys. 5. Usterzenie w układzie T ułatwia wykonanie statecznika pionowego razem z kadłubem. Szybowiec ma małe koło ogonowe, które jest korzystne przy starcie z betonowego pasa startowego, i koło główne z hamulcem. Osłona kabiny jednoczęściowa, odejmwana. W szybowcu tym zwraca uwagę duża powierzchnia usterzenia pionowego, powodem czego jest bardzo smukły tył kadłuba. Kadłub w części kabinowej wyższy, w miejscu mocowania skrzydeł jest podcięty od spodu i od tego miejsca smukły. Podczas produkcji kadłub jest dzie-



Okucie skrzydłowe „Phoebusa”

Fot. A. Glass



Okucie usterzenia poziomego „Phoebusa”

Fot. A. Glass

lony w płaszczyźnie poziomej, a nie pionowej jak w innych szybowcach. Próby statyczne „Phoebusa” wykazały przy  $+54^\circ$  wytrzymałość na obciążenia o współczynniku 12.

„Phoebus” A w porównaniu z szybowcem Ka-6 wykazuje nieco mniejszą stateczność w krążeniu, a podczas lotu termicznego wymaga więcej pracy pilota. Osiągi w krążeniu ma bardzo dobre, prędkość minimalną 62 km/h, a opadanie 0,67 m/s przy 80 km/h. Doskonałość obliczeniowa wynosi 37 przy 97 km/h, z pomiarów — przekracza 36. Dzięki powierzchni nośnej 13,16 m<sup>2</sup>, przy ciężarze własnym 220 kG, obciążenie powierzchni wynosi 23,5 do 26,5 kG/m<sup>2</sup>, a więc jest dość małe. Prędkość dopuszczalna w burzliwej atmosferze wynosi 180 km/h, w spokojnej — 200 km/h. Wersja „Phoebus” C o rozpiętości 17 m ma powierzchnię nośną 14,3 m<sup>2</sup>, wydłużenie 20, ciężar całkowity maksymalny 375 kG, obciążenie powierzchni 24,5—26 kG/m<sup>2</sup>, doskonałość 42 przy 90 km/h, minimalne opadanie 0,55 m/s przy 80 km/h i prędkość dopuszczalną w atmosferze spokojnej i burzliwej 200 km/h. Cena szybowca „Phoebus” A wynosi 5000 dol., „Phoebus” B — 5250 dol., a „Phoebus” C — 5750 dol. Średnia produkcja wynosi jeden szybowiec tygodniowo, czyli około 50 rocznie.

### Glasflügel Hütter H-301 „Libelle”

jest szybowcem laminatowym produkcji zachodniemieckiej wytwórni Glasflügel. Konstruktorami szybowca są bracia W. i U. Hütter, znani jeszcze z okresu międzywojennego. W oparciu o konstrukcję szybowca H-30TS z turbinowym silniczkiem odrzutowym powstał szybowiec H-30GFK z laminatowym skrzydłem. Z niego został rozwinięty prototyp H-301 „Libelle” oblatany w 1964 r. W sierpniu 1965 r. uzyskał on certyfikat i równocześnie rozpoczęto produkcję szybowców tego typu. „Libelle” był początkowo, mimo rozpiętości 15 m, szybowcem klasy otwartej z powodu klap i cho-

wanego podwozia. W 1968 r. rozpoczęto produkcję szybowca bez klap i ze stałym podwoziem — nazywając go „Libelle Standard”. Cztery szybowce tego typu startowały w Lesznie.

Skrzydło „Libelle” jest skorupowe przekładkowe z laminatu i balsy. W miejscu pasów dźwigara wypełniacz balsowy jest zastąpiony przez laminat. Dźwigar dwuteowy przechodzący w skrzynkowy u nasady skrzydła. Skorupa pokrycia podparta laminatowymi omegówkami (rozstawionymi co 1 m), spełniającymi rolę żeber. Skrzynki górnej i dolnej płyty hamulców aerodynamicznych są tak rozmieszczone, że mijają się z sobą. Hamulce aerodynamiczne znajdują się w tylnej części profilu. W wersji szybowca z klapami, kłapy wychylają się o  $-4^\circ$  w górę (dając w wyniku prędkość optymalną 160 km/h) oraz w dół. Lotki sprzężone z klapami. W nosku skrzydła można zabudować zbiornik wodny. Napęd lotek i klap rurami skrętnymi.

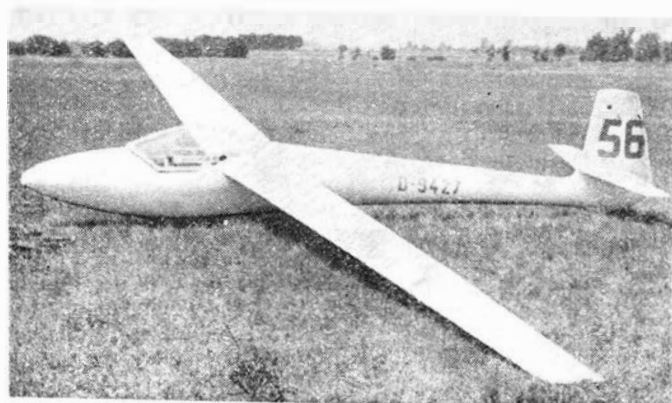
Kadłub ze skorupy z samego laminatu podpartego wręgami z laminatowych profili. Podczas produkcji kadłub jest dzielony w płaszczyźnie pionowej. Osłona kabiny jednoczęściowa, w czasie lotu dla wentylacji może być nieznacznie uniesiona do góry. Podstawa sterownic w laminowana w konstrukcję dołu kadłuba. Pedaly laminatowe są przestawialne w locie. Drażek sterowy wygięty. Kolumna tablicy przyrządów typu wprowadzonego przez „Fokę” i „Zefira”. Wszystkie linkowe napędy sterów w kabine i w kadłubie mają prowadnice w postaci rurek poliamidowych zamiast krążków. Podwozie spawane z amortyzacją sprężynową Fibrecone. Hamulec szczękowy. Płozą ogonową w postaci sprężyny piórowej z laminatu lub kółko ogonowe. Kształt kadłuba smukły z wylupiącą kabiną. Kadłub za kabiną o przekroju kropłowym z ostrą krawędzią na górze.

Usterzenie w układzie normalnym, z wysoko położonym usterzeniem poziomym. Układ ten występujący u kilku typów szybowców na mistrzostwach wydaje się być jednym z najbardziej racjonalnych rozwiązań. Usterzenie ma taką samą konstrukcję jak skrzydło, tj. laminatowo-balsową. Dysza prędkościomierza na stateczniku pionowym.

Powierzchnia całego szybowca „Libelle” jak i innych szybowców laminatowych jest pokryta barwionym na biało żelkotem (żywica o większej plastyczności od żywicy stosowanej w laminacie) i jedną warstwą białego lakieru. Żelkot jest pierwszą warstwą, którą kładzie się w negatywowej formie, w której formuje się laminatowe skrzydło czy kadłub.

Ciężar jednego skrzydła (w wersji z klapami) wynosi 50 kG, a kadłuba bez przyrządów pokładowych 70 kG, przy ciężarze własnym szybowca 180 kG. „Libelle Standard” ze względu na stałe kółko i brak klap wychylanych do góry ma nieco gorsze osiągi, gdyż doskonałość jej wynosi 38 przy 85 km/h, a opadanie minimalne 0,60 m/s przy 80 km/h, podczas gdy „Libelle” ma doskonałość 39 przy 95 km/h i opadanie poniżej 0,6 m/s. W br. dopuszczalną prędkość w burzliwej atmosferze podniesiono dla tych szybowców ze 175 km/h do 210 km/h, a w spokojnej atmosferze z 200 km/h do 240 km/h. Dotychczas zbudowano ponad 50 szybowców „Libelle” obu wersji, a zdolność produkcyjna wytwórni wynosi

Laminatowy Glasflügel „Libelle Standard” — zdobywca drugiego miejsca  
Fot. A. Glass



50 szybowców rocznie. Wytwórnia opracowała 17-metrową wersję tego szybowca o nazwie „Kestrel”, powierzchnię nośną 11,4 m<sup>2</sup>, ciężarze własnym 210 kg i doskonałości 43 przy 100 km/h. Cena szybowca „Libelle” wynosi 5500 dol., „Libelle Standard” — 4500 dol.

### Schleicher AS-W15

to laminatowy szybowiec zachodniemiecki, którego konstruktorem jest inż. G. Waibel, twórca szybowca AS-W12. Oczywiście w AS-W15 wykorzystano doświadczenia uzyskane z AS-W12, stąd też rozwiązania konstrukcyjne są zbliżone. Prototyp szybowca zbudowany i oblatany na wiosnę 1968 r. wziął udział w Mistrzostwach w Lesznie. Swymi osiągnięciami miał przewyższać wszystkie inne szybowce klasy standard, czego jednak w lotach porównawczych wykonanych w Lesznie podczas treningu przed Mistrzostwami nie było widać.

Konstrukcja szybowca skorupowa przekładkowa: laminat — balsa — laminat. Skrzydła o obrysie prostokątno-trapezowym. Profil u nasady Wortmann FX-61-163, na końcu FX-60-126. Hamulce płytowe typu Schempp-Hirth. Płat dwudzielny. Kadłub o kształcie „jajko na patyku”. Osłona kabiny jednoczęściowa. Koło podwozia w osłonie. Podwozie ogonowe w postaci małego kółka. Usterzenie o układzie normalnym z usterzeniem poziomym położonym kilkanaście centymetrów powyżej kadłuba. Usterzenie pionowe o lekkim skosie, z dyszą prędkościomierza na górze.

Dane techniczne: rozpiętość 15 m, długość 6,5 m, powierzchnia nośna 11,0 m<sup>2</sup>, ciężar własny 190 kg, ciężar użyteczny 80—120 kg, ciężar całkowity 270—308 kg, obciążenie powierzchni 24,5—28 kg/m<sup>2</sup>, doskonałość (osiągi obliczeniowe) 38 przy 85—90 km/h, minimalne opadanie 0,58 m/s przy 67 km/h, prędkość dopuszczalna w spokojnej atmosferze 200 km/h.

Uruchomienie produkcji seryjnej przewidziane na 1969 r., cena poniżej 5000 dol.

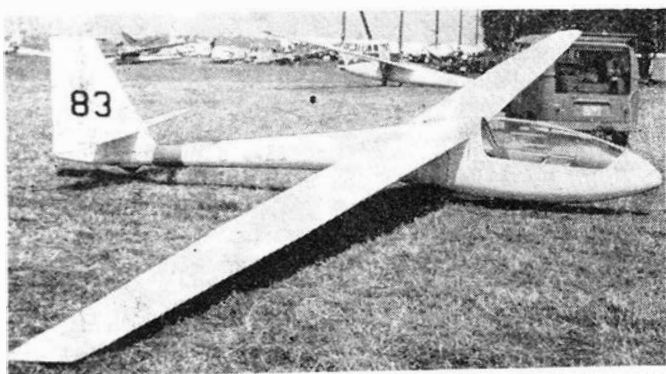
### KK-1 UTU

to fiński szybowiec laminatowy konstrukcji inż. Ahto Antilla budowany przez wytwórnię Oy Fibra. Projektowanie szybowca rozpoczęto w 1961 r., pierwszy prototyp oblatano w 1964 r., a w 1965 i 1966 r. zbudowano 5 dalszych prototypów różniących się konstrukcją. Jeden z prototypów po próbach w locie przeszedł próby statyczne. Dwa prototypy UTU wzięły udział w Mistrzostwach w Lesznie równocześnie stając do konkursu OSTIV na szybowiec klasy standard.

Konstruując prototypy UTU zbadano szereg skrzydeł laminatowych o różnym rozłożeniu pasów dźwigara i różnych rodzajach pokrycia — uzyskując w próbach statycznych współczynniki obciążenia od +5,7 do +14. Najniższą wytrzymałość uzyskano przy szerokim rozłożeniu pasów dźwigara. Dźwigar dwuteowy ustatednia powłokę i daje najlepszy stosunek wytrzymałości do ciężaru. Podczas próby w locie przy 250 km/h na szybowcu (bez wyważenia powierzchni sterowych) wystąpił flutter, w wyniku którego nastąpiło tylko lekkie

Laminatowy Schleicher AS-W 15

Fot. A. Glass

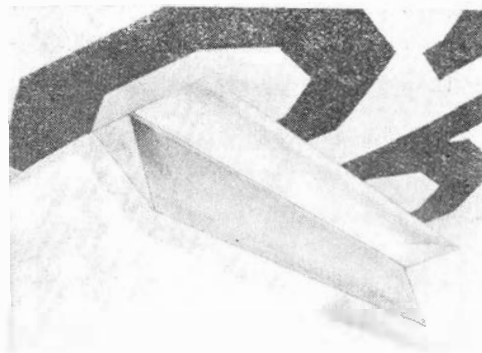


Fiński szybowiec laminatowy KK-1 UTU

Fot. A. Glass

uszkodzenie skorupy tyłu kadłuba. Elastyczność laminatów powoduje zwiększenie ich odporności na flutter; konstrukcja drewniana w takich samych warunkach natychmiast by się rozszypała.

Konstrukcja UTU jest skorupowa przekładkowa z laminatu z żywicy poliestrowej i pianki polimetanowej. Skrzydło jednodźwigarowe, bezżebrów. Profil u nasady NACA 63/3/618 przechodzący w NACA 63/1/612. Skrzydła mocowane do kadłuba za pomocą dwóch sworzni stożkowych. Hamulce aerodynamiczne obracane na krawędzi spływu (podobnie jak w szybowcach „Elfe” i „Squale”) o długości 1,2 m i powierzchni po 0,43 m<sup>2</sup>. Lotki konstrukcji przekładkowej, wyważone statycznie w 100%. Usterzenie o układzie T z szerokim niskim usterzeniem pionowym. Ster kierunku wyważony masowo.



Hamulec aerodynamiczny UTU umieszczony na krawędzi spływu

Fot. E. Margariński

Kadłub skorupowy z jedną wręgą (za kabiną) przenoszącą siły od podwozia i płata. Osłona kabiny jednoczęściowa, odejmovana. Kabina ciasna, o słabej widoczności do przodu. Szerokość kadłuba 0,60 m, wysokość 0,90 m, przekrój 0,424 m<sup>2</sup>, powierzchnia zewnętrzna 9 m<sup>2</sup>. Koło podwozia 300×100 mm, nieamortyzowane, z hamulcem. Szereg elementów układu sterowania, które tradycyjnie wykonuje się z metalu, zostało zastąpione przez nylonowe, kształtowane metodą wtryskową.

Ciężar skrzydeł — 120 kg, kadłuba 60 kg, usterzenia 7 kg. Ciężar własny niewyposażony 187 kg. Ciężar przyrządów pokładowych 3 kg, ciężar wyposażenia dodatkowego (radiowego itp.) 10 kg. Ciężar własny 200 kg. Ciężar maksymalny 310 kg. Szybowiec liczony wg przepisów OSTIV (podmuchy ±30 m/s, współczynnik bezpieczeństwa 1,75) ma współczynniki obciążenia dopuszczalnego +8/=6. Prędkość dopuszczalna w burzliwej atmosferze 210 km/h, w spokojnej atmosferze 250 km/h. Osiągi „UTU” są dobre, doskonałość 35 przy 81 km/h, opadanie minimalne 0,6 m/s przy 74 km/h, biegunowa raczej płaska (opadanie 2 m/s przy 140 km/h).

W następnym numerze będą opublikowane konstrukcje drewniane szybowców klasy standard.

# Stateczność podłużna rakiety nie kierowanej w locie balistycznym (dokończenie)

## Wahania krótkookresowe

Stosując warunek wg b) do równania (7) otrzymuje się układ:

$$(\lambda - c_{z\alpha})\alpha - (\lambda - c_{x_0})\beta = 0 \tag{35}$$

$$c_{m\alpha}\alpha + (c_{m_i}\lambda - \dot{\lambda}^2)\beta = 0$$

Rozwijając odpowiedni wyznacznik otrzymuje się równania trzeciego stopnia:

$$\dot{\lambda}^3 - (c_{m_q} + c_{z\alpha})\dot{\lambda}^2 + (c_{z\alpha}c_{m_q} - c_{m\alpha})\dot{\lambda} + c_{x_0}c_{m\alpha} = 0 \tag{36}$$

Ponieważ w locie poziomym  $c_{x_0} = 0$ , to równanie (36) sprowadza się do równania drugiego stopnia:

$$\dot{\lambda}^2 - (c_{m_q} + c_{z\alpha})\dot{\lambda} + (c_{z\alpha}c_{m_q} - c_{m\alpha}) = 0 \tag{37}$$

Jego rozwiązanie jest następujące:

$$\dot{\lambda}_{1,2} = n \pm i(\omega) = \frac{c_{m_q} + c_{z\alpha}}{2} \pm i \sqrt{(c_{z\alpha}c_{m_q} - c_{m\alpha}) - \frac{(c_{m_q} + c_{z\alpha})^2}{4}} \tag{38}$$

Ponieważ zawsze  $c_{m_q} < 0$  oraz  $c_{z\alpha} < 0$ , to zawsze  $n < 0$ , czyli początkowe zakłócenie jest zawsze tłumione. Po przekształceniu wyrażenie podpierwiastkowe przybiera postać:

$$\omega = \sqrt{-c_{m\alpha} - \frac{(c_{m_q} - c_{z\alpha})^2}{4}} \tag{39}$$

Pozytywna stateczność statyczna, czyli  $c_{m\alpha} < 0$  jest warunkiem koniecznym, ale niewystarczającym do występowania ruchu oscylacyjnego, warunek drugi to:  $|c_{m\alpha}| > \frac{(c_{m_q} - c_{z\alpha})^2}{4}$ , co łatwo w praktyce zachodzi, bo wartość ułamka po prawej stronie jest zwykle bardzo mała w porównaniu do wartości bezwzględnej  $c_{m\alpha}$ .

Dokładne równanie (36) zawiera jeszcze wyraz  $c_{x_0} \cdot c_{m\alpha}$ , czyli ma rozwiązania dla lotu pionowego czy też ukośnego nieco inne niż dla poziomego (może dojść jeszcze jeden pierwiastek), jednakże wartość tego wyrazu jest zwykle bardzo mała i może być on pominięty. Wtedy równanie wg (37) obowiązuje dla dowolnego kąta toru. Tak więc wahania krótkookresowe nie są praktycznie zależne od kąta toru. Oscylacje przy wyżej przedstawionych warunkach są tłumione. Charakterystyka oscylacji jest określona następującymi parametrami:

$$\frac{t_1}{2} = \frac{0,69}{|n|} t^* = \frac{1,38 t^*}{c_{m_q} + c_{z\alpha}} \tag{40}$$

$$T = \frac{2\pi t^*}{\omega} = \frac{2\pi t^*}{\sqrt{-c_{m\alpha} - \frac{(c_{m_q} - c_{z\alpha})^2}{4}}} = \frac{2\pi t^*}{\sqrt{-c_m}} \tag{41}$$

Tłumienie oscylacji jest tym silniejsze, im wartości pochodnych  $|c_{m_q}|$  oraz  $|c_{z\alpha}|$  są większe, okres oscylacji jest natomiast praktycznie biorąc funkcją zapasu stateczności statycznej i jest tym dłuższy, im ten zapas jest mniejszy.

## Analiza stateczności w ruchu nie ustalonym Analiza warunków początkowych

Przedstawione w poprzednim rozdziale klasyczne rozważania stateczności ruchu statku latającego są przeprowadzone przy założeniach nie do przyjęcia w przypadku ruchu rakiety po torze balistycznym. Dla naświetlenia tego aspektu zagadnienia przeanalizowane będą warunki początkowe. Są one określone równaniami:

$$\begin{aligned} X_0 - mg \sin \vartheta_0 &= 0 \\ Z_0 + mg \cos \vartheta_0 &= 0 \\ X_0 &= T_0 - S_0 \end{aligned}$$

W locie poziomym jest  $\vartheta_1 = 0$ , a stąd  $Z_0 + mg = 0$  oraz  $X_0 = 0$ , czyli  $T_0 = S_0$ . Jeżeli ciąg byłby równy zeru, to ruch byłby nie ustalony. W locie pionowym do góry jest  $\vartheta_1 = \pi/2$ , a stąd  $Z_0 = 0$  oraz  $X_0 - mg = 0$ , czyli  $T_0 = S_0 + mg$ , czyli ciąg  $T_0$  musi spełniać ściśle określony warunek, natomiast w przypadku lotu rakiety na torze czynnym aktualna wartość ciągu z reguły wielokrotnie przekracza wartość  $S_0 + mg$ , a na torze biernym ciąg przybiera wartość zerową, tak więc ma się do czynienia z ruchem nie ustalonym. W lo-

cie pionowym do dołu jest  $\vartheta_1 = -\frac{\pi}{2}$  i wtedy  $Z_0 = 0$  oraz  $X_0 + mg = 0$ , czyli  $T_0 = S_0 - mg$ . W przypadku toru biernego, gdzie  $T_0 = 0$ , może istnieć ruch ustalony przy spełnieniu warunku  $S_0 = mg$ . Jest to dobrze znane z praktyki samolotowej pionowe nurkowanie z prędkością graniczną. Zresztą i w tym przypadku prędkość nie jest stała z racji zmieniającej się gęstości powietrza z wysokością. Dopiero posłużenie się prędkością równoważną, określoną jako  $V_r =$

$= V \sqrt{\frac{l}{l}}$  realizuje warunki ruchu ustalonego, który jest przedmiotem analizy klasycznej. Odrzucając w ogólnym przypadku warunek  $v = \text{const}$  oraz  $z = \text{const}$  oraz przyjmując, że pochodne aerodynamiczne są funkcją liczby Macha oraz że masa rakiety jest zmienna, dochodzi się do układu równań różniczkowych już nieliniowych, który w ogólnym przypadku nie może być rozwiązany analitycznie.

## Twierdzenie Sonina

Przytoczone poprzednio klasyczne warunki stateczności odnoszą się do ruchu opisanego układem równań różniczkowych liniowych o stałych współczynnikach. Wykorzystując twierdzenie Sonina można rozszerzyć te warunki stateczności na równania różniczkowe liniowe o współczynnikach zmiennych w czasie. Twierdzenie to mówi, że jeżeli rozpatrywać funkcję spełniającą równanie:

$$\ddot{x} + b\dot{x} + cx + d = 0 \tag{42}$$



gdzie różniczkowanie oznaczone jest względem czasu  $t$ , zaś  $b = f(t)$  oraz  $c = f(t)$ , to w danym przedziale czasu kolejne maksima  $x^2$  (jeżeli są) maleją, jeżeli  $(2bc + \dot{c}) > 0$  i odwrotnie.

**Dowód twierdzenia Sonina.** Wprowadza się funkcję  $f = x^2 + \frac{x^2}{c}$  zwaną funkcją energii, gdyż przyjmując, że równanie (42) jest równaniem opisującym ruch ciała pod działaniem sił sprężystych i sił wywołanych tarcieniem płynnym, człon  $x^2$  jest proporcjonalny do energii sprężystej, a człon  $x^2$  do energii kinetycznej. Różniczkując funkcję  $f_2$  względem czasu  $t$  otrzymuje się:

$$\frac{df}{dt} = 2x\dot{x} + \frac{2x\ddot{x}c - x\dot{c}}{c^2} = -\frac{x^2}{c^2}(2bc + \dot{c})$$

Warunkowi maksimum  $x$  odpowiada  $\dot{x} = 0$ . Bierze się kwadrat  $x$ , bo wtedy zarówno maksimum jak i minimum  $x$  dają maksimum dla  $x^2$ , a więc dla maksimum

jest  $f = x^2 > 0$ . O tym, czy kolejne maksima  $x^2$  są malejące czy też wzrastające w miarę wzrastania czasu, decyduje znak  $\dot{f}$  czyli  $(2bc + \dot{c})$ , bo człon  $-\frac{x^2}{c^2}$  jest zawsze ujemny. Tak więc, gdy  $(2bc + \dot{c}) > 0$ , to  $\dot{f} < 0$  i kolejne maksima  $x^2$  są malejące i odwrotnie. Z równania (42), gdy  $\dot{x} = 0$  wynika, że wartość  $c > 0$  dla funkcji oscylacyjnej, bo wtedy wartość drugiej pochodnej ma znak przeciwny do znaku przy  $x$ . Otrzymuje się więc następujące warunki na malejące maksima  $x^2$  — a to jest nic innego jak cecha stateczności ruchu:

$$b + \frac{c}{2c} > 0 \quad c > 0 \quad (43)$$

Identyczne warunki dla ruchu opisanego równaniami o stałych współczynnikach brzmiąły:

$$b > 0 \quad c > 0.$$

Inż. TADEUSZ WANAT  
Inż. JERZY ŁABUDZKI

629.138:620.179:656.7

## Badania nieniszczące w lotnictwie komunikacyjnym

Wykorzystanie szeregu zjawisk fizycznych do kontroli jednorodności materiałów bez ich niszczenia względnie zmniejszenia przydatności eksploatacyjnej umożliwiło powstanie nowej metody badania materiałów, tzw. badań nieniszczących. Gwałtowny wzrost stosowania tych badań w ostatnich kilkunastu latach należy przypisać coraz ostrzejszym wymaganiom odnośnie niezawodności pracy sprzętu i to w coraz dłuższych okresach czasu.

Ze wzrostem prędkości środków komunikacji, a szczególnie samolotów komunikacyjnych przy jednoczesnym dążeniu do możliwie największego wykorzystania sprzętu oraz wydłużenia okresów międzyprawczych i trwałości sprzętu — powstała konieczność stosowania materiałów o wysokiej jakości do jego budowy. Nowoczesne samoloty pracują bowiem często w bardzo trudnych warunkach, a naprawa uszkodzenia, nawet drobnego, spowodowanego nieraz użyciem materiału o nieodpowiedniej jakości, jest ogromnie kosztowna.

Również wysokie ceny, jakie użytkownicy płacą za samoloty, zaostrzają ich wymagania co do jakości i trwałości materiałów, niezawodności działania i łatwości naprawy.

Aby sprostać tym wymaganiom, niezbędne są badania nieniszczące, które należy przeprowadzać zarówno we wszystkich stadiach produkcji i remontu, jak i w czasie eksploatacji. Badania te dostarczają informacji o materiale wyjściowym, gotowym wyrobie i zmianach w stanie materiału, jakie zachodzą w czasie eksploatacji (usuwa się wówczas części uszkodzone, np. wskutek pęknięć zmęczeniowych).

Tak więc obok względów bezpieczeństwa, które są decydującym czynnikiem, gdy chodzi o zagrożenie życia ludzkiego, o zastosowaniu badań nieniszczących w produkcji i eksploatacji samolotów decydują również względy ekonomiczne.

Dla zilustrowania znaczenia badań nieniszczących we współczesnym lotnictwie komunikacyjnym przytoczyć można następujące przykłady:

● W ZSRR z chwilą wprowadzenia do eksploatacji samolotów wyposażonych w silniki turbinowe powołano specjalistyczne laboratoria (zarządzenie GUGWF nr 401 z lipca 1960 r.), których zadaniem jest polepszenie konstrukcji jakości części i zespołów sprzętu lotniczego w czasie eksploatacji. Laboratoria te mają za zadanie podwyższenie niezawodności i bezpieczeństwa eksploatacji samolotów przez praktyczne sprawdzenie niektórych zagadnień rzutuujących na trwałość zespołów. O pozytywnych wynikach pracy tych laboratoriów może świadczyć m.in. ponad piętnastokrotne wydłużenie międzyprawczego czasu pracy silników AI-20.

● według informacji zawartych w specjalistycznej literaturze w latach pięćdziesiątych w USA w przemyśle lotniczym oraz w przemyśle budowy turbogeneratorów wydatki na badania nieniszczące oceniono na około 13% całkowitych kosztów produkcji.

● w materiałach z IV Międzynarodowej Konferencji Badań Nieniszczących (Anglia 1963) podano, że jedna godzina przestoju samolotu kosztuje około 500 funtów; podano także przykład badania metodą nieniszczącą, dzięki której kontrolę elementu, zabudowanego w samolocie, można było wykonać w przeciągu godziny w porównaniu do 160 godzin potrzebnych do kontroli tego elementu metodami dotąd stosowanymi (częściowy demontaż zespołów i przegląd wzrokowy).

Szybkie i szerokie wdrożenie metod nieniszczących do produkcji i eksploatacji wymaga oprócz właściwego wyposażenia, systematycznego szkolenia personelu, który by znał możliwości i ograniczenia metod badań nieniszczących i dzięki temu mógł dokonywać wyboru najbardziej stosownej technologii badań.

W produkcji i eksploatacji samolotów znalazły zastosowanie nieomal wszystkie znane obecnie metody badań nieniszczących, które można podzielić na:

- radiograficzne
- ultradźwiękowe
- elektromagnetyczne
- penetracyjne
- optyczne
- inne metody.

Dla ilustracji, poniżej omówimy podstawowe metody w zakresie badań nieniszczących.

### Metody radiograficzne

W badaniach radiograficznych wykorzystuje się zjawisko osłabienia promieni X lub promieni  $\gamma$  w materiale. Natężenie promieniowania po przejściu przez

materiał jest inne w miejscach nie zawierających wad niż w miejscach z wadami i określa się je wzorem:

$$I = I_0 \cdot e^{-\mu x}$$

gdzie:

$I$  — natężenie promieniowania po przejściu przez przedmiot,

$I_0$  — natężenie promieniowania padającego na przedmiot,

$e$  — podstawa logarytmu naturalnego,

$\mu$  — współczynnik absorpcji,

$x$  — grubość przedmiotu.

W lotnictwie najszerze zastosowanie znalazła metoda rejestracji na błonie fotograficznej zmian natężenia promieniowania.

Grubość ścianek, które mogą być badane promieniami X, zależy od napięcia lampy i rodzaju sprawdzanego materiału. Wykrywalność wad w metodzie radiograficznej określa się jako najmniejszą zmianę grubości badanego przekroju, wyrażoną w procentach, możliwą do wykrycia na radiogramie. Wykrywalność waha się w granicach 0,5 do 2% w zależności od grubości ścianek, rodzaju błony, czasu naświetlania itd. Do kontroli wykrywalności najczęściej używa się wzorców pręcikowych.

Oprócz promieni X stosowane są promienie  $\gamma$ , w których źródłem mogą być izotopy kobaltu, cezu, irydu itp.

Wadą metod radiograficznych jest jednak to, że nie wykrywa się różnic struktury materiałów, rozwarstwień oraz drobnych pęknięć.

### Metody ultradźwiękowe

W badaniach ultradźwiękami wykorzystuje się zjawisko rozchodzenia się fal ultradźwiękowych w ciałach stałych. Fale ultradźwiękowe są wytwarzane przez specjalne przetworniki piezoelektryczne, jak kwarc, tytanian baru, lub też przetworniki magnetostrykcyjne. Drgania te rozchodzą się w ciałach stałych pod postacią fal podłużnych, poprzecznych, powierzchniowych, dylatacyjnych względnie fal Love'a.

Fale ultradźwiękowe charakteryzują:

- zdolność przechodzenia przez względnie duże odległości bez znaczących strat energii (np. w stali do kilku metrów),
- odbicie na granicy dwóch ośrodków o różnych własnościach sprężystych i fizycznych,
- łatwość skupiania w postaci wiązek, co ułatwia lokalizację drobnych wad.

Są trzy zasadnicze rodzaje metod ultradźwiękowych:

- przepuszczania zwana metodą cienia,
- metoda echa,
- metoda rezonansu.

Metoda przepuszczania polega na obserwacji osłabienia energii fal ultradźwiękowych przechodzących przez materiał. W zależności od rodzaju i położenia wady osłabienie przechodzącej energii jest różne. W metodzie tej wykorzystuje się dwie głowice ultradźwiękowe, które umieszczone są po przeciwnych stronach badanego materiału. Sprężenie akustyczne między głowicami i materiałem, niezbędne do wprowadzenia energii do badanego elementu, powstaje najczęściej za pośrednictwem warstwy cieczy, np. oleju. Metoda echa rejestruje sygnał odbity od nieciągłości lub wad materiału (zasada radaru).

Metoda rezonansu stosowana jest głównie do pomiaru grubości. Obserwujemy tutaj tworzenie się fali stojącej lub częstotliwość drgań, przy których tworzy się fala stojąca. Pozwala to na ocenę grubości materiału. W lotnictwie metodę tę najczęściej stosuje się do pomiaru grubości ścianek elementów dostępnych tylko z jednej strony lub innych, np. grubości łopatek turbiny.

### Metody elektromagnetyczne

Są trzy metody elektromagnetyczne:

- magnetyczna,
- prądów wirowych,
- elektryczna.

W metodzie magnetycznej wykorzystuje się zjawisko rozproszenia pola magnetycznego w miejscach, w których występują wady lub pęknięcia. Metodą tą wykrywa się pęknięcia powierzchniowe oraz wady leżące blisko pod powierzchnią. Badane przedmioty poddaje się działaniu pola magnetycznego, przy czym największą wykrywalność wad uzyskuje się w przypadku prostopadłego ich usytuowania względem linii sił pola magnetycznego.

Wady powodujące zaburzenia pola magnetycznego wykrywa się za pośrednictwem proszku magnetycznego. Stosuje się albo suchy proszek (tzw. metoda sucha), albo też zawiesiny proszku w płynie (tzw. metoda mokra). Do sprawdzania części mających cienie powierzchniowe stosuje się fluoryzujący proszek magnetyczny i obserwacje przeprowadza się w ultrafioletowym świetle.

W metodzie prądów wirowych przez cewkę umieszczoną nad badanym przedmiotem przepływa prąd o wielkiej częstotliwości. Powoduje to powstawanie prądów wirowych w badanym przedmiocie, które z kolei wytwarzają własne pole magnetyczne, oddziaływające na cewkę umieszczoną nad badaną powierzchnią, modyfikując prąd w niej płynący. Na wartość i rozkład prądów wirowych mają wpływ różne czynniki, a więc i wady materiału, pęknięcia zmęczeniowe, zmiana grubości będąca wynikiem np. korozji. Prądy wielkiej częstotliwości wykrywają wady powierzchniowe, a prądy o małej częstotliwości wykrywają wady położone głębiej. Praktycznie w sposób jakościowy można ocenić pęknięcia znajdujące się nawet ponad 5 mm poniżej powierzchni elementu lub pęknięcia znajdujące się pod warstwą lakieru.

Metody elektryczne (oparte np. na zmianach oporności) są szeroko stosowane głównie do wykrywania rozwarstwień w taśmach, wad w odlewach, niewłaściwego lutowania, identyfikowania materiałów itp.

### Metody penetracyjne

Metody penetracyjne pozwalają na wykrycie pęknięć w spoiwach, pęknięć zmęczeniowych, pęknięć spowodowanych obróbką oraz wszelkiego rodzaju wad otwartych. Wykorzystuje się tu zjawisko przenikania cieczy do wad (pęknięć).

Ciecze stosowane w tych metodach można podzielić na kolorowe i fluorescencyjne. W pierwszym przypadku ciecz penetrująca jest zabarwiona, przy czym kolor jest tak dobrany, aby wywołać największy kontrast między penetrantem a wyplywaczem. W praktyce najczęściej stosuje się penetrant koloru czerwonego, a wywoływacz koloru białego.

W drugim przypadku materiał fluoryzujący jest rozpuszczony w cieczy penetrującej.

Kolejność czynności stosowania cieczy penetrującej jest następująca: powierzchnię badanego przedmiotu należy oczyścić, następnie nanosi się ciecz penetrującą, której nadmiar należy usunąć, po czym nanosi się wywoływacz, który wyciąga ze szczelin powierzchniowych ciecz penetrującą, tworząc widoczne i kontrastowo odróżniające się linie pęknięć.

W metodzie fluorescencyjnej zwanej także luminescencyjną przedmiot zanurza się lub powleka np. mieszaniną oleju mineralnego z naftą. Po usunięciu nadmiaru mieszaniny zewnętrzne powierzchnie posypuje się np. tlenkiem magnezu, a po osuszeniu obserwuje się przedmiot przy oświetleniu promieniami ultrafioletowymi. W miejscu wady (pęknięcia) nagromadzona ciecz świeci pod działaniem promieni ultrafioletowych. Aby uzyskać oczekiwane efekty ekonomiczne i zapewnić prawidłową eksploatację techniczną turbiny samolotów komunikacyjnych towarzystwa lotnicze: Aeroflot, BOAC, BEA, SABENA i inne wprowadziły laboratoria defektoskopowe i prowadzą badania nieniszczące eksploatowanego sprzętu.

# Badanie zużycia opon lotniczych metodą izotopową

W pracy opisano praktyczną metodę izotopową umożliwiającą badanie zużycia bieżników opon lotniczych. Do pomiarów wykorzystano punktowe źródło promieniotwórcze gamma umieszczone w bieżniku. Metoda daje wyniki z błędem o rząd wielkości mniejszym w porównaniu do uzyskiwanych w metodzie opartej na pomiarze zmiany średnicy zewnętrznej opony.

Zastosowanie izotopów promieniotwórczych do określania zużycia opon samochodowych pozwoliło na określenie grubości zużytej warstwy bieżnika rzędu 5 do 8 mikronów [1]. Tak duże dokładności osiągnięto dzięki zastosowaniu źródeł beta-promieniotwórczych. W oponie lotniczej zużycie bieżnika w czasie jednego startu i lądowania jest dużo większe. Do przeprowadzenia praktycznych badań zużycia opon lotniczych można zastosować jedną z metod zestawionych w pracach [2] i [3]. Na wyróżnienie zasługują szczególnie dwie grupy metod opartych na wykorzystaniu izotopów promieniotwórczych, a mianowicie:

- 1) metody aktywacyjne,
- 2) metody ze źródłem punktowym.

Za pomocą metod aktywacyjnych mierzy się natężenie promieniowania jądrowego śladu pozostawionego na podłożu przez naaktywowaną uprzednio oponę. Natężenie mierzonego promieniowania jest proporcjonalne do aktywności startego bieżnika opony pozostawionej na drodze startu lub lądowania samolotu. Znane są dwa sposoby aktywacji opony. Jeden sposób polega na wykonaniu bieżnika z gumy aktywowanej izotopem promieniotwórczym siarki  $^{35}\text{S}$  lub fosforu  $^{32}\text{P}$ , a drugi na aktywacji opony metodą dyfuzji.

W metodach drugiej grupy miarą zużycia bieżnika jest różnica natężenia promieniowania od źródła punkтового umieszczonego w bieżniku, która powstaje w wyniku zmniejszenia się absorpcji promieniowania.

## Opis metody pomiarowej

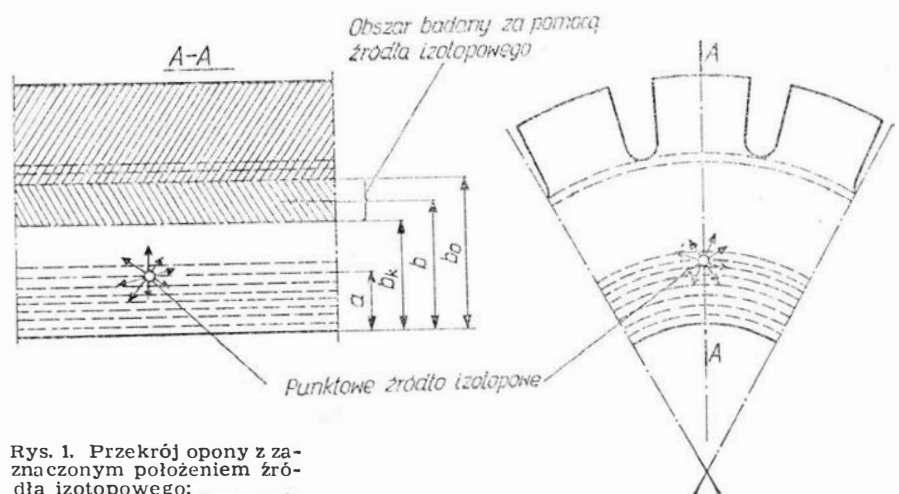
W przeprowadzonych badaniach zastosowano metodę pomiarową opartą na pomiarze natężenia promieniowania (na powierzchni bieżnika) pochodzącego ze źródła „punkowego” umieszczonego w bieżniku opo-

ny, jako metodę prostszą i bardziej odpowiednią do badania zużycia bieżnika już gotowych opon.

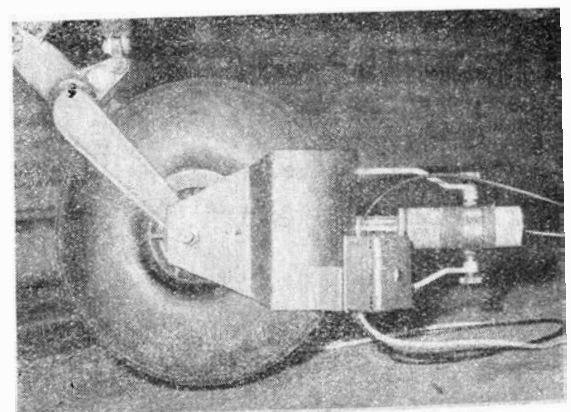
Źródłem promieniotwórczym był izotop promieniotwórczy tulu  $^{170}\text{Tm}$ , który emituje kwanty gamma o energii 84 keV (półokres rozpadu 125 dni) [4]. Źródło „punktowe” zostało wykonane w postaci cylinderka ze szkła organicznego o średnicy 1 mm i długości 2 mm, z otworem o średnicy 0,6 mm i głębokości 1 mm, do którego wstrzyknięto roztwór promieniotwórczego tulu. Tak wykonane źródło punktowe umieszczono w bieżniku opony od wewnątrz, na głębokości  $a = 6$  mm. Sposób umieszczenia źródła w oponie pokazano schematycznie na rys. 1, a ogólny widok stanowiska pomiarowego na rys. 2. Stanowisko zakładano i zdejm-

owano z koła po wykonaniu pomiaru. Jego konstrukcja zapewnia jednak stałe, jednoznaczne położenie detektora. Detektorem był licznik Geigera-Müllera. Aparatura elektroniczna składała się z zasilacza PZS-5 i elektronicznego przelicznika typu PEL-5.

Pomiary przeprowadzano po wykonaniu kolejnych pięciu startów i lądowań samolotu. W celu wyeliminowania zmian parametrów elektrycznych aparatury elektronicznej (pomiary trwały kilka dni) przed każdym pomiarem zużycia opony i jego zakończeniu przeprowadzono pomiary normalizujące. Do pomiarów normalizujących wykorzystano źródło kontrolne wykonane z tego samego izotopu  $^{170}\text{Tm}$ .



Rys. 1. Przekrój opony z zaznaczonym położeniem źródła izotopowego:  $a$  — głębokość umieszczenia źródła izotopowego,  $b$  — grubość bieżąca bieżnika,  $b_0$  — początkowa grubość bieżnika,  $b_k$  — końcowa grubość bieżnika



Rys. 2. Stanowisko pomiarowe zamontowane na przednie koło samolotu odrzutowego

Tablica 1

**Zestawienie wyników pomiarów natężenia promieniowania podczas badania zużycia opony**

Liczba lotów	$N_s \left[ \frac{\text{imp}}{\text{min}} \right]$	$N_k \left[ \frac{\text{imp}}{\text{min}} \right]$	$\lambda_s$
86	526	1237	0,4252
91	709	1187	0,5971
96	854	1216	0,7108
101	1117	1217	0,9181
106	1734	1180	1,4692
111	2327	1189	1,9571
116	2863	1150	2,4896
121	5724	1177	4,8632
126	6362	1170	5,4376
131	7622	1183	6,4429
136	8600	1166	7,3760

Po każdej serii pomiarów określono tak zwaną względną (normalizowaną) ilość impulsów  $\lambda_s$  równą stosunkowi ilości zliczeń zarejestrowanych dla źródła umieszczonego w oponie  $N_s$  i źródła kontrolnego  $N_k$ :

$$\lambda_s = \frac{N_s}{N_k} \quad (1)$$

Zależność pomiędzy zarejestrowanym natężeniem promieniowania i grubością warstwy absorbenta — w naszym przypadku grubością gumy — nie jest zależnością liniową [5]. Zależność tę określa się doświadczalnie. Nazywa się ona krzywą cechowania. Krzywą cechowania dla gumy, z jakiej wykonana jest opona, przedstawiono na rys. 3.

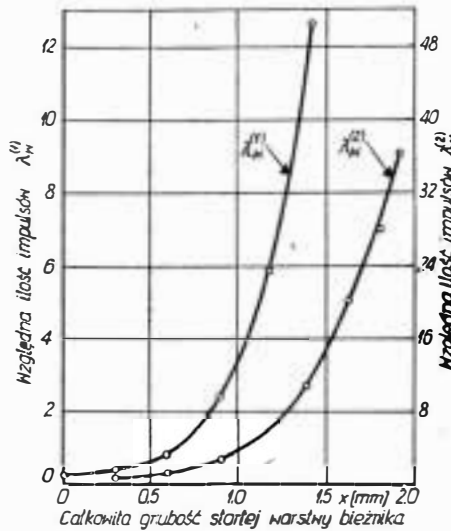
W celu przeliczenia wyników pomiarów, tj. znalezienia grubości startego bieżnika przypadającego na każde pięć startów i lądowań, należy posłużyć się krzywą cechowania z tym, że wyniki pomiarów należy uprzednio skorygować uwzględniając następujące współczynniki:

Tablica 2

**Zestawienie wyników obliczeń grubości warstw zużytego bieżnika uzyskanych metodą izotopową i za pomocą suwmiarki**

(c)	Metoda izotopowa			Pomiar suwmiarką			
	$x$ [mm]	Zużycie bieżnika $\delta_i$ [mm]	Błąd wyznaczenia $\delta_i$ $\Delta\delta_i$ [mm]	$b$ [mm]	Promień i opony $R$ [mm]	$\delta_i$ [mm]	Błąd wyznaczenia $\delta_i$ $\Delta\delta_i$ [mm]
0,4612	0,470	—	—	8,390	244,40	—	—
0,6476	0,575	0,105	$\pm 0,050$	8,285	244,06	0,36	$\pm 0,15$
0,7710	0,625	0,050	$\pm 0,020$	8,255	243,78	0,28	$\pm 0,15$
0,9956	0,680	0,055	$\pm 0,015$	8,180	243,66	0,12	$\pm 0,15$
1,5935	0,795	0,115	$\pm 0,015$	8,065	243,58	0,08	$\pm 0,15$
2,1227	0,870	0,075	$\pm 0,015$	7,990	243,51	0,07	$\pm 0,15$
3,7002	0,940	0,070	$\pm 0,015$	7,920	243,35	0,05	$\pm 0,15$
5,2748	1,160	0,220	$\pm 0,015$	7,700	243,35	0,11	$\pm 0,15$
5,0977	1,200	0,040	$\pm 0,015$	7,660	243,19	0,16	$\pm 0,15$
6,9881	1,255	0,055	$\pm 0,015$	7,605	243,12	0,07	$\pm 0,15$
7,9980	1,300	0,045	$\pm 0,015$	7,560	243,03	0,09	$\pm 0,15$

stosunek aktywności źródeł pomiarowych stosowanych w pomiarach i przy cechowaniu  $v$  oraz różne geometrie pomiarów na samolocie i podczas wykonywania krzywej cechowania  $\epsilon$ .



Rys. 3 Krzywe cechowania względnej ilości impulsów w funkcji całkowitej grubości startej warstwy bieżnika opony lotniczej

Względna ilość zliczeń pomiarowych  $\lambda_s^{(c)}$  sprowadzona do warunków pomiarowych, w jakich wykonano krzywą cechowania, wyrazi się zależnością:

$$\lambda_s^{(c)} = \frac{\epsilon}{v} \lambda_s \quad (2)$$

gdzie:

$$v = \frac{A_s}{A_c} \quad (3)$$

$A_s$  — aktywność źródła izotopowego stosowanego w pomiarach,

$A_c$  — aktywność źródła izotopowego stosowanego przy cechowaniu.

Mając wartość  $\lambda_s^{(c)}$  można, korzystając z krzywej cechowania, wy-

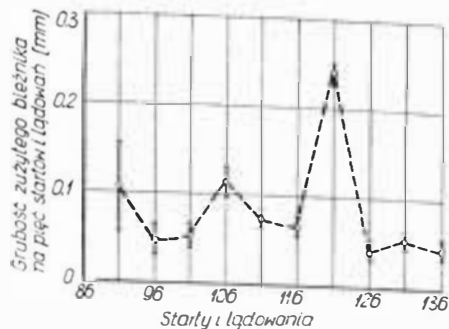
znaczyć odpowiadające im wartości grubości bieżnika  $x$ . Grubość zużytej warstwy bieżnika  $\delta_i$  równa się różnicy wartości wyznaczonych dla kolejnego  $i$ -tego oraz  $i + 1$  pomiaru:

$$\delta_i = x_{i+1} - x_i \quad (4)$$

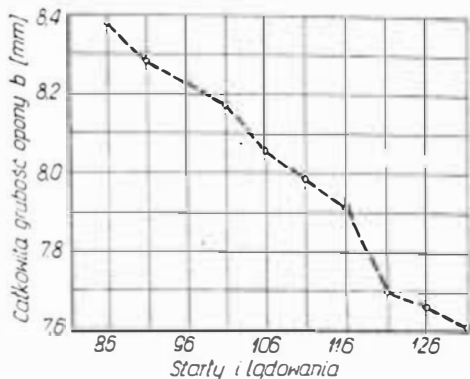
Wyniki obliczeń zestawiono w tablicy 2 i przedstawiono graficznie na rysunkach 4 i 5. W tablicy 2 w kolumnie 5 podano średni błąd kwadratowy  $\Delta\delta_i$ , który maleje dla większych wartości  $x$ . Dla  $x$  większych od 0,68 mm jest on mniejszy niż  $\pm 0,015$  mm. W kolumnie 9 przedstawiono minimalną wartość błędu możliwą do osiągnięcia w najkorzystniejszych warunkach pomiarowych. Na szczególną uwagę w tablicy 2 zasługuje pozycja 8 kolumny 4. Zużycie bieżnika wyniosło tu 0,220 mm. To ponad trzykrotnie większe zużycie bieżnika w stosunku do wartości średniej nastąpiło w wyniku założenia odpowiednio ciężkich warunków startów i lądowań. Polegały one na późniejszym oderwaniu przedniego koła od nawierzchni przy starcie oraz zwiększeniu prędkości przy starcie i lądowaniu samolotu. Różnicy tej nie zauważa się stosując metodę określenia zużycia bieżnika przez pomiar średnicy całkowitej koła za pomocą suwmiarki, co jest zrozumiałe, ze względu na dziesięciokrotnie mniejszą dokładność tej metody.

**Wnioski**

1. Uzyskiwane za pomocą metody izotopowej wyniki pozwalają wyliczyć średnie wartości zużycia bieżnika w różnych warunkach eksploatacji ogumienia samolotu i przewidywać dopuszczalną liczbę starto-lądowań opon lotniczych.



Rys. 4. Zużycie bieżnika opony przedniego koła przypadające na pięć startów i lądowań samolotu



Rys. 5. Zmiana całkowitej grubości opony wskutek zużycia bieżnika w funkcji startów i lądowań samolotu

- Zastosowanie metody izotopowej do określenia zużytej warstwy bieżnika pozwala na wyznaczanie średniej grubości warstwy bieżnika startego w czasie wykonania każdego pięciu startów i lądowań z dokładnością  $\pm 10\%$ .
- Wyniki pomiarów wskazują, że maksymalne zużycie bieżnika jest o trzy do czterech razy większe od średniego zużycia opony i zależy ono od techniki wykonywania startów i lądowań (przy stałych pozostałych czynnikach jak: szorstkość nawierzchni, obciążenie samolotu itp.).
- Błędy, z jakimi wyznacza się grubość zużytej warstwy bieżnika w metodzie izotopowej, są o rząd wielkości mniejsze od błędów pomiarowych w dotychczas stosowanej metodzie pomiaru zmiany średnicy za pomocą suwmiarki.

#### Literatura

- Postępy Techniki Jądrowej, nr 5/6 z 1961.
- Lewitowicz J.: „Izotopy promieniotwórcze — nowe narzędzie pracy inżyniera”, Informator Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych nr 6-A z 1962.
- Korman A.: „Metody izotopowe pomiaru zużycia opon lotniczych”, Informator Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych, nr 23 z 1966.
- Goldman D.: „Nuclides and Isotopes”, New York 1964.
- Hart H.: „Izotopy promieniotwórcze w zastosowaniu do pomiarów grubości”, PW, Warszawa 1960.

Mgr Inż. ANDRZEJ RUDIUK

## Zwalczanie hałasu w samolocie pasażerskim

W artykule omówiono pomiary akustyczne przeprowadzone na 4-silnikowym samolocie pasażerskim polskiej konstrukcji. Podano wyniki pomiarów natężenia dźwięku na powierzchni kadłuba i wewnątrz kabiny pasażerskiej przed i po zastosowaniu izolacji akustycznej, składającej się z warstwy tłumiącej drgania, płyt perforowanych i materiału obciążeniowego. Porównanie tych wyników wskazuje na znaczną skuteczność zastosowanej izolacji, powodującej obniżenie hałasu wewnątrz kabiny pasażerskiej do poziomu zgodnego z kryterium Lipperta i Millera. Do uciszenia samolotu przyczyniło się również zastosowanie tłumików na rurach wydechowych silników.

W artykule omówiono prace mierzące do wytłumienia hałasu na 4-silnikowym samolocie pasażerskim typu MD-12. Początkowo dość pobieżnie potraktowano warunki akustyczne wnętrza kabiny tego samolotu i dopiero wstępna eksploatacja wykazała, że należy gruntowniej zająć się analizą akustyki.

Do oceny hałasu w konfiguracji lotu poziomego (warunki przelotowe) przyjęto: lot poziomy na wysokości 1500 m przy prędkości obrotowej 2100 obr/min i pełnym otwarciu przepustnicy.

Do oceny hałasu w konfiguracji lotu wznoszącego przyjęto pomiar dwuetapowy:

- lot poziomy na wysokości 300 m przy prędkości obrotowej 2350 obr/min i pełnym otwarciu przepustnicy oraz
- lot poziomy na wysokości 1500 m przy prędkości obrotowej 2350 obr/min i pełnym otwarciu przepustnicy.

Pomiary ogólnego poziomu natężenia dźwięku przeprowadzano w wielu punktach (odległości między punktami ok. 0,5 m) na powierzchniach wewnętrznych ścian i sufitu oraz wewnątrz kabiny. Do pomiarów wewnątrz kabiny przyjęto charakterystyczne przekroje i dla tych przekrojów przyjęto punkty: przy podłodze, przy suficie oraz na wysokości głów pasażerów.

Niezależnie od wszelkich badań laboratoryjnych pomiary związane

bezpośrednio z samolotem dzieliły się na trzy części:

- Analiza widma dźwiękowego samolotu na ziemi z jednym silnikiem pracującym.
- Pomiary drgań ścian kadłuba.
- Pomiary kontrolne.

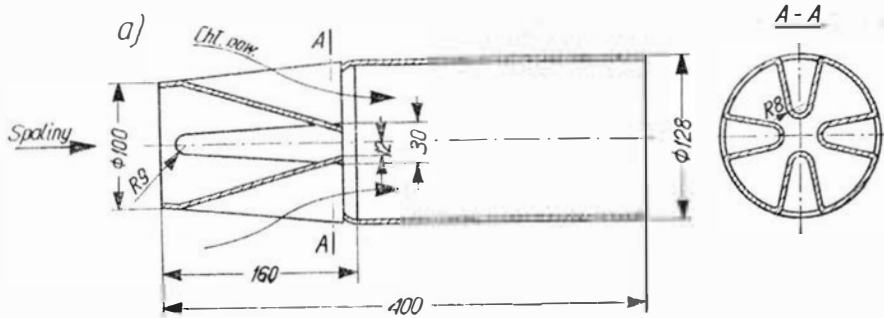
#### Analiza widma dźwiękowego samolotu na ziemi z jednym silnikiem pracującym

W ramach tej części przeprowadzono pomiary opisane poniżej.

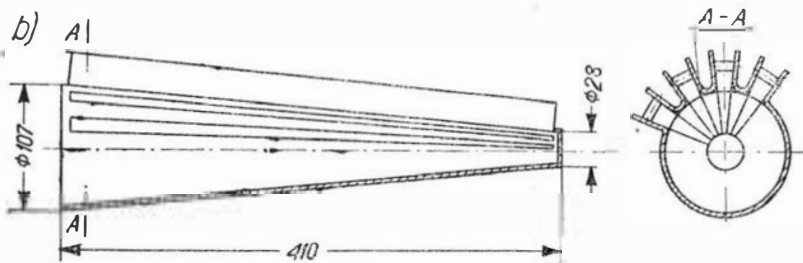
1. *Porównanie dwóch układów rur wydechowych.* W wyniku pomiarów okazało się, że układ podwójny (dwa oddzielne kolektory) jest gorszy od pojedynczego, zwłaszcza przy częstotliwości od 500 do 4500 Hz, a więc w zakresie mowy ludzkiej (nie stanowi to jednak reguły).

2. *Porównanie i wybór tłumików wydechu.* Pomiary polegały na mierzeniu poziomów natężenia dźwięku w funkcji częstotliwości, przy czym badano trzy różne tłumiki: ejektorowy, karbowany i szczelinowy (rys. 1 a, b i c). Aby wyeliminować wpływ hałasu śmigła, porównania między tłumikami przeprowadzono przy założeniu na wał śmigła młynka o cechowanej prędkości obrotowej 2350 obr/min.

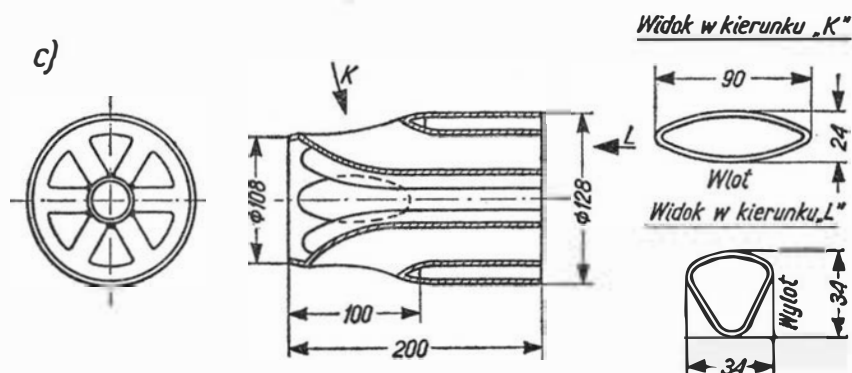
Dla oceny efektywnego wpływu wybranego tłumika przy pracy śmigła przeprowadzono porównanie poziomu głośności hałasu bez tłumika i z ostatecznie wybranym tłumikiem



Rys. 1a. Tłumik ejektorowy



Rys. 1b. Tłumik karbowany



Rys. 1c. Tłumik szczelinowy

wydechu. Poziom głośności w odległości 3 m od rury wydechowej w kierunku kadłuba wynosił: bez tłumika 131 fonów, po zastosowaniu tłumika 122 fony. Wynik porównania był podstawą do zastosowania tłumika ejektorowego.

3. *Określenie mocy akustycznej poszczególnych źródeł hałasu.* Podstawą walki z hałasem jest znajomość mocy akustycznych poszczególnych źródeł. W przypadku rozpatrywanego samolotu istniały dwa podstawowe źródła hałasu: 1) śmigła i 2) wydech od 4 silników.

Moc akustyczną tych źródeł oceniało na podstawie pomiarów we wszystkich punktach pomiarowych poziomów natężenia dźwięku w zależności od częstotliwości dla każdej tercji —  $1/3$  oktawy. Ponieważ poziom natężenia w decybelach jest określony wzorami:

$$L = 10 \lg \frac{I}{I_0}$$

albo:

$$L = 20 \lg \frac{P}{P_0}$$

gdzie  $I_0$  i  $P_0$  odpowiednie natężenie i ciśnienie akustyczne odpowiadające progowi słyszalności (wielkości stałe):

$$I_0 = 10^{-16} \text{ W/cm}^2,$$

$$P_0 = 2 \cdot 10^{-4} \text{ dyn/cm}^2$$

można więc na podstawie zmierzono poziomu określić natężenie dźwięku w danym punkcie.

Obliczenia przeprowadzone dla poszczególnych pasm częstotliwości tercji oraz dla całego widma dały następujące wyniki:

— średnia moc akustyczna śmigła — 600 W,

— średnia moc akustyczna wydechu z tłumikiem — 192 W,

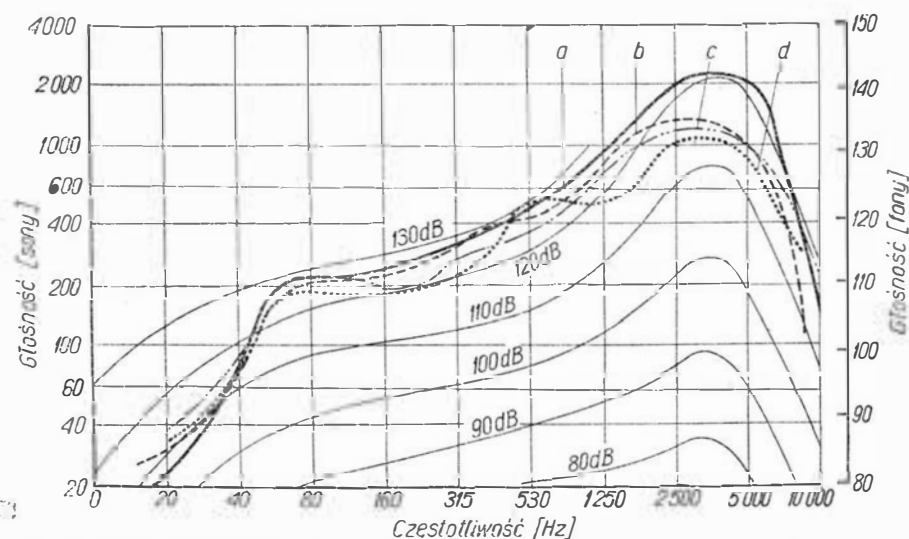
— średnia moc akustyczna wydechu bez tłumika — 1250 W.

Jak z tego widać, po zastosowaniu tłumika wyraźnie dominuje moc śmigła.

4. *Określenie głośności na powierzchni kadłuba.* W celu określenia głośności w poszczególnych punktach powierzchni kadłuba przeprowadzono pomiary sonometryczne w strefie kabiny i obliczono następnie dla poszczególnych punktów pomiarowych całkowite natężenie dźwięku pochodzącego od wszystkich źródeł hałasu. Wyniki przedstawiono na rys. 2.

#### Pomiary drgań ścian kadłuba

Celem tych prób, zgodnie z ustalonym programem, było znalezienie elementów o największych drganiach mechanicznych w celu ewentualnego ich zmniejszenia. Przejście od pomiaru drgań mechanicznych do określenia natężenia dźwięku wewnątrz kabiny uzyskano w sposób przedstawiony poniżej. Z pomiarów w poszczególnych punktach na ścianach kadłuba uzyskano informacje dotyczące amplitud przy określonych częstotliwościach dla



Rys. 2. Poziom głośności w poszczególnych strefach powierzchni kadłuba: a — kabina pilotów, b — strefa śmigieł, c — środkowa część kabiny, d — strefa rur wydechowych

trzech oktav. Z tych informacji obliczono średnie prędkości drgań dla poszczególnych stref kadłuba, a następnie obliczono natężenie dźwięku bezpośrednio przy ścianach według wzoru:

$$I_s = \frac{1}{2} V^2 \rho c$$

gdzie:

$V$  — prędkość drgań,  
 $\rho$  — gęstość powietrza,  
 $c$  — prędkość dźwięku.

W celu obliczenia natężenia dźwięku wewnątrz samolotu przy surowych ściankach należy najpierw wyznaczyć moc akustyczną ze wzoru:  $N = I_s \cdot S$

gdzie:  $S$  — powierzchnia strefy i po oszacowaniu równoważnej powierzchni pochłaniającej przejść do natężenia dźwięku wewnątrz kabiny. Wyniki powyższych obliczeń dla wszystkich stref przedstawia rys. 3. Badania te wykazały, że największe amplitudy, jak również prędkości drgań, wystąpiły na ścianach bocznych w pobliżu śmigieł i rur wydechowych. Częstotliwość tych drgań wynosiła 63 Hz.

Równie duże amplitudy, ale o znacznie mniejszej energii drgań i częstotliwości 16 Hz wystąpiły w elementach o małej sztywności zamocowania (szyby okienne, lampy oświetleniowe, płaskie ściany działowe itp.).

Z pomiarów tych wynika, że dominującą rolę w samolocie niez izolowanym stanowią dźwięki powietrzne, należy jednak wziąć pod uwagę, że po ograniczeniu ich do pewnego stopnia dalsze obniżanie poziomu natężenia dźwięku bez likwidacji drgań mechanicznych nie da żadnych rezultatów.

### Pomiary kontrolne

Projekt konstrukcyjny izolacji dźwiękowej kabiny opierał się na wytycznych opracowanych przez Ka-

tedrę Akustyki i Teorii Drgań Uniwersytetu w Poznaniu. Ustrój akustyczny składał się z trzech warstw izolacyjnych.

Pierwsza warstwa, naklejona od wewnątrz — warstwa tłumiąca drgania — stanowiła izolację najmniejszych częstotliwości. Składała się ona z granulek styropianowych selekcjonowanych pod względem średnicy (2 mm) i klejonych żywicą epoksydową utwardzaną na zimno. Warstwa o grubości 3 mm była pokryta cienkim szarym papierem.

Drugą warstwę stanowiła izolacja średnich częstotliwości. Składała się ona z izolacyjnych płyt perforowanych wykonanych z cienkiej warstwy styropianu o grubości 5 mm, oklejonej z dwóch stron cienkim szarym papierem. Otwory perforacji o średnicy 10 mm i rozstawieniu 100 mm były zaklejone filcem technicznym o grubości 5 mm.

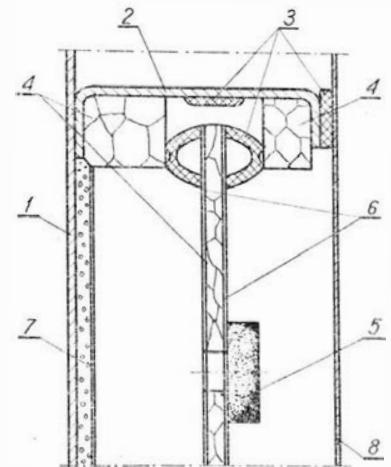
Ostatnią warstwę — izolację wielkich częstotliwości — stanowiła nieprzepuszczalna tkanina powlekana zmięczonym polichlorkiem winylu typu dermy.

W zasadzie ustrój akustyczny był wszędzie jednakowy. Wyjątek stanowiły powierzchnie o mniejszym poziomie głośności, gdzie pominięto warstwę tłumiącą drgania, małe powierzchnie konstrukcyjne, na których nie mieścił się ani jeden rząd perforacji, oraz drzwi. W tych ostatnich wymienionych miejscach, jak również w kabine pilota zastosowano tzw. izolację nietypową, dwuwarstwową, o zwiększonej masie przypadającej na jednostkę powierzchni. Przekrój izolacji typowej pokazano na rys. 4.

W miarę nakładania poszczególnych warstw izolacji przeprowadzono etapowe pomiary wpływu poszczególnych ustrojów izolacyjnych, które pozwoliły uzyskać informacje o rzeczywistym wpływie każdej warstwy izolacyjnej w porównaniu z teoretycznymi założeniami. Do badań

tych używano wyłącznie miernika poziomu głośności, sonometru typu MPG-6 produkcji Politechniki Warszawskiej.

*Pomiary sonometryczne w samolocie bez izolacji.* Celem tych pomiarów było określenie poziomu natężenia dźwięku w punktach na całej wewnętrznej powierzchni kabiny, a ich wynik posłużył do wytypowania obszaru, w którym należało zastosować warstwę tłumiącą drgania. Był on również punktem wyjściowym do określenia skuteczności izolacji.



Rys. 4. Przekrój konstrukcji z izolacją akustyczną:

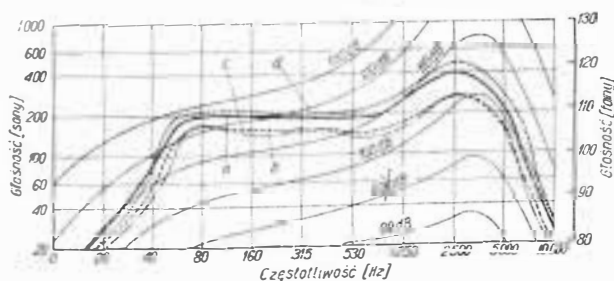
1 — blacha pokrycia, 2 — wręga, 3 — lateks, 4 — styropian, 5 — krążek filcowy, 6 — papier, 7 — warstwa tłumiąca drgania, 8 — tkanina powlekana

Oprócz pomiarów poziomu natężenia dźwięku na powierzchni ścian przeprowadzono pomiary w wielu punktach wewnątrz kabiny.

*Pomiary sonometryczne po wyłożeniu części powierzchni kabiny warstwą tłumiącą drgania.* Celem tych pomiarów było sprawdzenie wzrostu izolacyjności powierzchni ścian kabiny po zastosowaniu warstwy tłumiącej oraz wpływu tej warstwy na spadek poziomu hałasu wewnątrz kabiny, szczególnie w miejscach foteli pasażerskich oraz pilotów.

Ogólny poziom hałasu, jako średnia z 23 punktów we wnętrzu kabiny pasażerskiej, zmalał ze 114,5 dB do 111,8 dB dla zakresu 200—600 Hz oraz ze 103 dB do 99,1 dB dla zakresu 2000—6000 Hz co z punktu widzenia dużej trudności zwalczania hałasu małej częstotliwości uzasadnia stosowanie tej warstwy.

Orientacyjne porównanie analizy widmowej hałasu po nałożeniu warstwy tłumiącej wskazało na znaczną izolacyjność tej warstwy w za-



Rys. 3. Poziom głośności wewnątrz kabiny przy surowych ściankach dla poszczególnych stref obliczony na podstawie pomiarów drgań. Oznaczenia wg rys. 2.

kresie od 200 do 600 Hz (około 8 dB) oraz od 2000—6000 Hz (ok. 10 dB).

*Pomiary sonometryczne po wyłożeniu ścian i sufitu płytami perforowanymi.* Celem tych pomiarów było sprawdzenie wpływu płyt perforowanych na spadek poziomu hałasu wewnątrz kabiny, jak również oszacowanie izolacyjności tych płyt. Próba ta pozwalała również ocenić izolacyjność warstwy nietypowej.

Aczkolwiek warstwa nietypowa została założona przed poprzednią próbą, tym niemniej z poprzedniej próby nie można było się zorientować co do izolacyjności tej warstwy, gdyż znajdowała się ona w otoczeniu izolacji słabszej. Hałas, który przeniknął przez znacznie gorszą izolację, rzutował na stosunkowo bliskie punkty izolacji nietypowej. Po założeniu płyt perforowanych izolacyjność warstwy nietypowej była rzędu izolacyjności płyt, dzięki czemu można oszacować izolacyjność warstwy nietypowej jako różnicę wyników pomiaru po założeniu płyt i przed założeniem warstwy tłumiącej.

Średnio ze wszystkich punktów pomiarowych we wnętrzu kabiny pasażerskiej ogólny poziom hałasu spadł do 106 dB dla zakresu 200—600 Hz oraz do 92,4 dB dla zakresu 2000—6000 Hz. Oznacza to, że płyty perforowane obniżyły kolejno hałas w kabine pasażerskiej o 5,8 dB i 6,7 dB.

Wyniki te są zadowalające, zwłaszcza że wskazują na obniżenie hałasów małych częstotliwości, z którymi walka jest bardzo trudna.

Całkowity spadek hałasu we wnętrzu kabiny w stosunku do kabiny zupełnie nie pokrytej żadną izolacją wynosi 8,5 dB dla zakresu 200—600 Hz oraz 10,6 dB dla zakresu 2000—6000 Hz.

Średnia orientacyjna skuteczność izolacji nietypowej jako różnica między wynikami po próbie z płytami perforowanymi i bez żadnej izolacji wynosi 7,3 dB z pomiarów w kabine pilotów oraz 9,8 dB z pomiarów na drzwiach wejściowych. Wynik ten jako niewiele odbiegający od wpływu płyt perforowanych wskazuje na zdanie egzaminu przez izolację nietypową zgodnie z przewidywaniem.

*Pomiary sonometryczne po wyłożeniu ścian i sufitu kabiny nieprzepuszczalnymi materiałami obiciowymi oraz analiza widma dźwiękowego w samolocie.* Z punktu widzenia

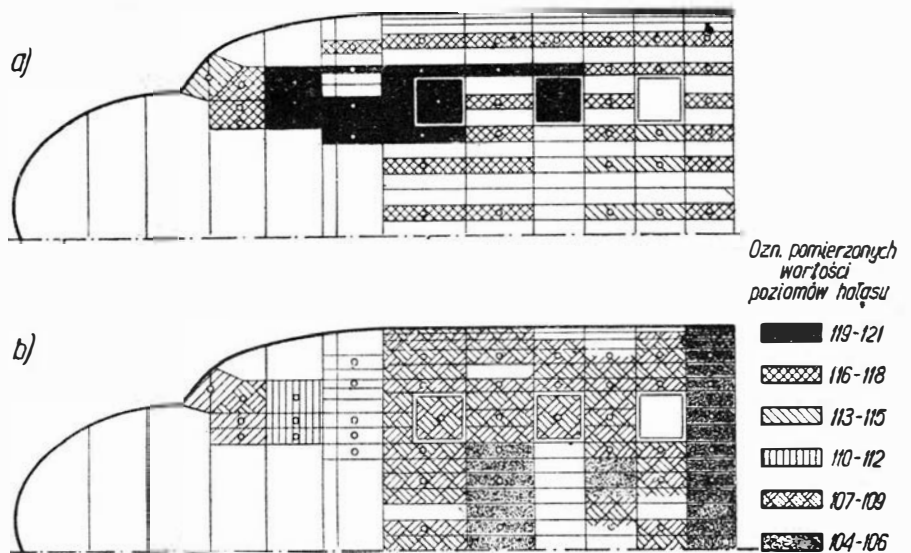
fabrycznych prób dotyczących pomiarów hałasu w opisywanym samolocie pasażerskim miała to być ostatnia próba do określenia wpływu izolacji akustycznej na hałas w kabine bez foteli.

Rozkład poziomu hałasu na powierzchni ścian przed i po wyłożeniu ich tkaniną obiciową przedstawia rys. 5. Wewnątrz kabiny pasażerskiej średni poziom hałasu w 33 punktach wynosił 104 dB dla zakresu 200—600 Hz (spadek o 2,3, dB w stosunku do próby poprzedniej).

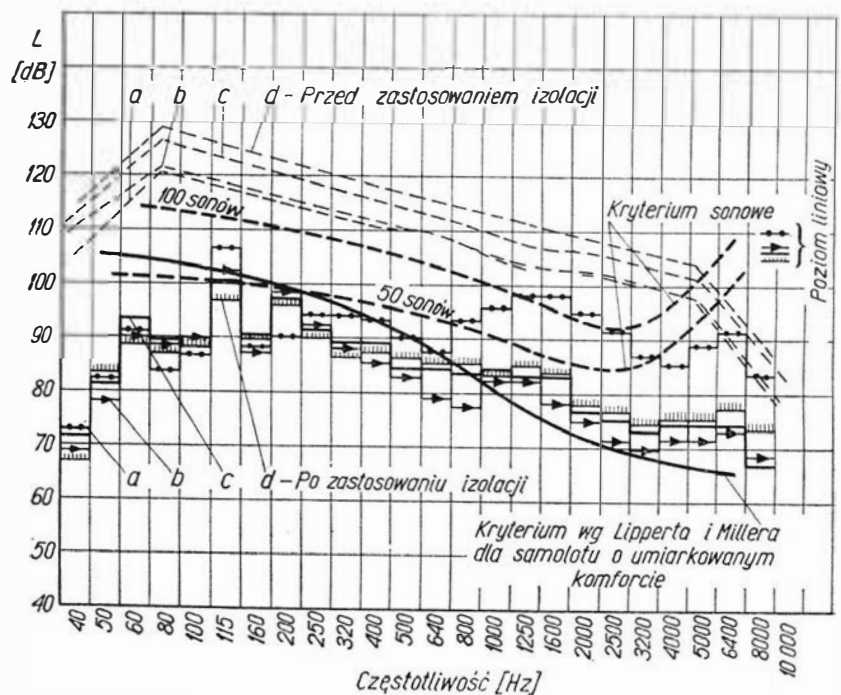
Po uwzględnieniu wpływu 20 foteli i pasażerów oraz ciśnienia ładowania silników dla warunków przelo-

tu średni ogólny poziom hałasu powinien wynosić teoretycznie ok. 101 dB.

Średnia skuteczność izolacji ściany w miejscach warstwy tłumiącej i płyty perforowanej w odniesieniu do samolotu bez żadnej izolacji wynosi 11,8 dB, średnia skuteczność izolacji nietypowej w kabine pilotów 7,9 dBC zaś w przypadku drzwi wejściowych 13 dB. Należy tu zaznaczyć, że w ten sposób otrzymane wyniki skuteczności użytych izolacji mają jedynie charakter orientacyjny, jak również nie uwzględniają wpływu izolacji na większe częstotliwości.



Rys. 5. Wyniki sonometrycznych pomiarów powierzchniowych w samolocie a) przed wyłożeniem ścian tkaniną obiciową, b) po wyłożeniu ścian tkaniną obiciową



Rys. 6. Analiza widma dźwiękowego hałasu przed i po zastosowaniu izolacji akustycznej. Oznaczenia wg rys. 2.



W ramach ostatniej próby hałas w różnych punktach kabiny nagrano na taśmie magnetofonowej, a następnie przeprowadzono analizę widma dźwiękowego hałasu w kabine izolowanego samolotu za pomocą analizatora tercjowego firmy Brüel. Wyniki analizy widma dźwiękowego w kabine samolotu po założeniu izolacji płytowej w porównaniu z widmem samolotu nieizolowanego przedstawia rys. 6.

Porównanie uzyskanych wyników z odpowiednimi kryteriami przeciwhałasowymi (rys. 6) pozwala stwierdzić, że:

1) hałas w kabine pasażerskiej po zastosowaniu izolacji z płyt perforowanych nie jest szkodliwy dla zdrowia nawet w warunkach ciągłego oddziaływania, gdyż jego widmo znajduje się poniżej linii 50 soneń według kryterium sonowego (kryterium sonowe jest uznane jako obowiązujące dla wszystkich gałęzi przemysłu w Polsce),

2) hałas w kabine pilotów jest jeszcze szkodliwy i izolacja tej kabiny wymaga korekty na wielkich częstotliwościach,

3) porównanie z kryterium Lipperta i Millera, zalecanym dla samolotów o umiarkowanym komforcie, wykazuje niewielkie przekroczenie w rejonie większych częstotliwości, jednak po uwzględnieniu wpływu wykonania wnętrza i w warunkach przelotowych praktycznie hałas nie będzie przekraczał tego kryterium,

4) należy jeszcze zwrócić uwagę, iż w kabine pasażerskiej poziomy hałas nieznacznie przekracza 85 dB przy częstotliwości mowy ludzkiej, co stwarza wystarczające warunki dla prowadzenia rozmowy.

Na zakończenie pomiarów przeprowadzono w locie próbę granicznej odległości porozumiewania się ustnego. O ile w samolocie nieizolowanym odległość ta wynosiła ok. 0,5 m, to po założeniu izolacji wzrosła na całą długość kabiny, tj. do 8 m.

\* \* \*

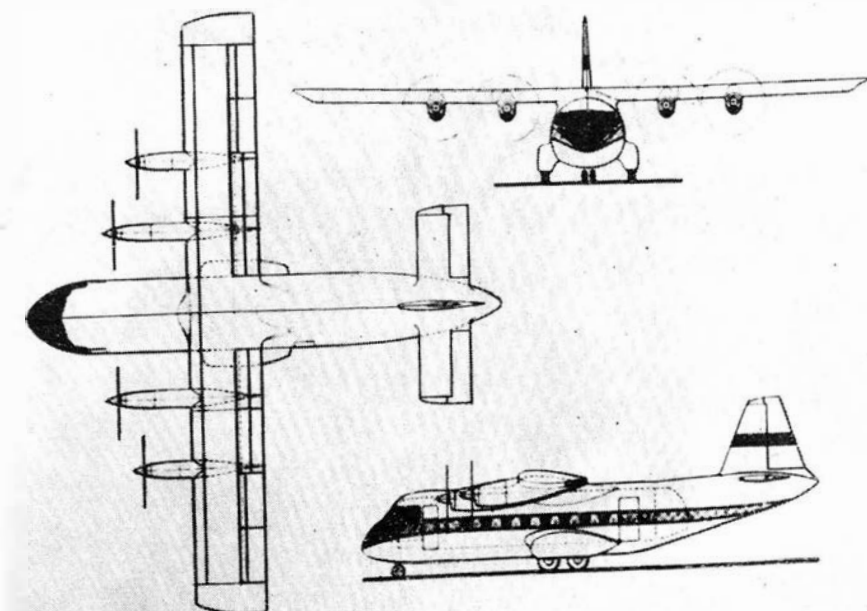
Widmo hałasu w badanym samolocie jest tego samego rzędu, co w innych typach samolotów o umiarkowanym komforcie. Wyniki prób pozwalają stwierdzić, że dwie pierwsze warstwy izolacyjne — warstwa tłumiąca drgania i płyty perforowane — zdały egzamin pomyślnie, natomiast trzecia warstwa — nieprzepuszczalny materiał obiciowy — chociaż w kabine pasażerskiej wniósł pewną poprawę przy małych częstotliwościach, to jednak w zakresie wielkich częstotliwości nie spełnił pokładanych w nim nadziei.

Szczególnie niedostatecznie wpływa ostatnia warstwa izolacji w kabine pilotów. Częściowe wyjaśnienie tego leży w tym, że przez kabinę pilotów przechodzi cały szereg przewodów, wskutek czego warstwa izolacyjna miała dużo nieszczelnych wykrojów, co obniżyło jej skuteczność do zera.

# Nowości Techniczne

## Szwedzkie projekty samolotów pasażerskich na krótkie trasy

Już od kilku lat inżynierowie firmy Svenska Aeroplane AB (SAAB) zajmują się studiami samolotów pasażerskich na krótkie trasy. Wynikiem tych prac są dwa projekty: samolotu doładowanego napędzanego czterema turbinowymi silnikami śmigłowym i większego samolotu odrzutowego przeznaczonego na dłuższe trasy krajowe i krótkie trasy zagraniczne. Koszty rozwoju pierwszego samolotu są szacowane na 100 milionów, drugiego — na 300 milionów koron (rozwój budowanego w latach 1946—1950 samolotu pasażerskiego SAAB „Scandia” kosztował

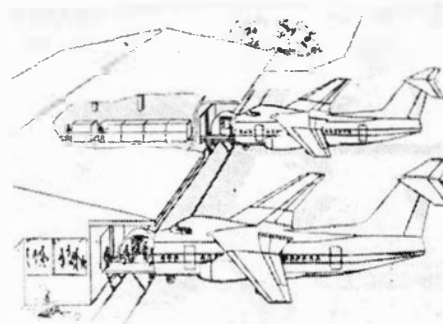


tylko 30 milionów koron). Decyzja budowy jednego z dwóch samolotów ma zapasć jeszcze w tym roku. Samolot dostawczy, SAAB 1071 (rys. 1 i 2), ma przewozić 40 pasażerów. Na napęd czterema silnikami zdecydowano się ze względu na to, że napęd taki w porównaniu z napędem dwusilnikowym zapewnia zmniejszenie długości startu i zwiększenie ciężaru handlowego. Układ czterosilnikowy zwiększa poza tym bezpieczeństwo przy podchodzeniu do lądowania oraz skuteczność hamowania za pomocą odwróconego ciągu. Za budową samolotu śmigłowego przemawiają mniejsze koszty rozwoju i eksploatacji. Koszty eksploatacyjne samolotu śmigłowego są o 20% mniejsze od kosztów eksploatacyjnych samolotu odrzutowego o tej samej ilości miejsc pasażerskich i o 60% mniejsze w porównaniu z samolotem odrzutowym o

tym samym ciężarze całkowitym. Ważnym czynnikiem jest również hałas.

Dane samolotu SAAB 1071: rozpiętość 22,5 m, długość 18,0 m, wysokość 6,3 m, ciężar całkowity 13 000—14 000 kG, ciężar handlowy 5500 kG, prędkość przelotowa ok. 400 km/h, maksymalny zasięg 2000 km. Do startu i lądowania mają wystarczać pasy o długości 800 m. Kabina jest klimatyzowana i szybko może być przystosowana do przewozu towarów. Prostokątne skrzydło jest zaopatrzone w skuteczne urządzenia do zwiększania siły nośnej. Do napędu mają być zastosowane silniki Garrett-AiResearch TPE.331-201 o mocy 755 eKM.

Samolot odrzutowy, SAAB 1073 (rys. 3), o 80 miejscach pasażerskich, ma być napędzany dwoma silnikami dwuprzepływowymi o ciągu 4500 kG. Do startu i lądowania potrzebne są



pasy o długości 1200 m. Pasażerowie wchodzą do kabiny przez nosową część kadłuba, co pozwala na skrócenie czasu zajęcia przez nich miejsc do 5 min. Ciężar własny samolotu wynosi 15 000 kG, maksymalny ciężar całkowity 27 000 kG, prędkość przelotowa 700—800 km/h i zasięg 2600 km.

W.K.

### Projekt odrzutowego samolotu wielocelowego Sud-Aviation i Nord-Aviation

Firmy Sud-Aviation i Nord-Aviation wspólnie zaprojektowały odrzutowy samolot wielocelowy SN.600

maksymalną ponad 800 km/h. Jego zasięg z pozostawieniem rezerwy paliwa będzie wynosił ponad 2000 km. Samolot ma długość 12,45 m, rozpiętość 12,80 m i wysokość 4,30 m. Dostawy mają się rozpocząć w 1971 r.

W.K.



skowego samolotu transportowego „Transall” C.160, nosząca oznaczenie C.161J. Samolot ma być napędzany dwoma silnikami dwuprzepływowymi (obecny napęd samolotu „Transall” stanowią dwa turbosilniki śmigłowe Rolls-Royce „Tyne” RTy.20 o mocy 5665 KM) Pratt and Whitney JT3D-3B o ciągu startowym 8165 KM. Samolot różni się poza tym odchyłaną do góry nosową częścią kadłuba, w związku z czym kabina załogi została umieszczona wyżej. Towary będą przewożone na 9 paletach po 2495 kG. Na trasie o długości 1000 km samolot C.161J może przewozić ładunek o ciężarze 24 T. Prędkość maksymalna na wysokości 7600 m ma wynosić ok. 700 km/h.

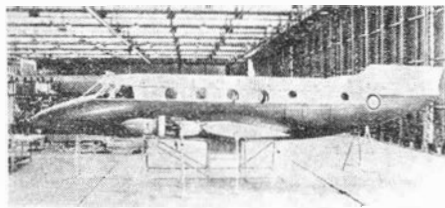
W.K.

### Samolot służbowy Beech „Duke” 60

Firma Beech produkuje seryjnie sześciopasowy samolot służbowy „Duke” 60, napędzany dwoma silnikami tłokowymi z doładowaniem Lycoming TIO-541-E1A4 o mocy 380 KM. Trójłopatowe śmigła mają stałą prędkość obrotową. Kabina samolotu jest klimatyzowana, przy czym na wysokości 8000 m ciśnienie w kabine odpowiada wysokości



### Samolot łącznikowy MD.320 „Hirondelle”



W budowie znajduje się prototyp przeznaczony dla armii francuskiej samolotu łącznikowego Marcel Dassault MD.320 „Hirondelle”, napędzanego dwoma turbosilnikami śmigłowymi Turbomeca „Astazou” 14 o mocy 921 eKM. Rozpiętość samolotu wynosi 14,50 m, długość 12,72 m, powierzchnia skrzydła 27,00 m<sup>2</sup>, ciężar własny 2900 kG, ciężar całkowity 5400 kG, prędkość przelotowa powyżej 500 km/h, maksymalny zasięg 3000 km.

W.K.

### Cywilna wersja samolotu „Transall”

Firma Nord-Aviation zaprojektowała cywilną, towarową wersję woj-

„Diplomate” napędzany dwoma silnikami dwuprzepływowymi SNECMA/Turbomeca M.49 „Larzac” o ciągu 1045 kG. Należy on do klasy samolotów o ciężarze całkowitym poniżej 5700 kG. Z ośmioma osobami na pokładzie będzie rozwijał prędkość przelotową 750 km/h i prędkość



2500 m. Klapy i podwozie uruchamia się elektrycznie, hamulce tarczowe — hydraulicznie. Koło przednie jest sterowane. Zbiorniki paliwa mają pojemność 545 l, zbiorniki dodatkowe — 225 l. Wyposażenie radiowe obejmuje dwa nadajniko-odbiorniki o 360 kanałach, busolę radiową, odbiornik sygnałów markerów i odbiornik sygnałów wytwarzających tor podejścia.

Długość samolotu wynosi 10,21 m, rozpiętość 11,96 m, wysokość 3,76 m, powierzchnia skrzydła 19,73 m<sup>2</sup>, ciężar własny 1860 kG, ciężar użyteczny 1190 kG, ciężar całkowity 3050 kG, prędkość maksymalna 460 km/h, prędkość przelotowa na 75% mocy nominalnej i na wysokości 7600 m — 435 km/h, prędkość przeciągnięcia w konfiguracji do lądowania 140 km/h, prędkość wznoszenia n.p.m. 8,0 m/sek, pułap praktyczny 9450 m, długość startu na wysokości 15 m — 500 m, długość lądowania z wysokości 15 m — 720 m, zasięg na 45% mocy nominalnej na wysokości 7600 m z pozostawieniem rezerwy paliwa na 45 min lotu — 1840 km.

Od jesieni br. roczna produkcja samolotów „Duke” ma osiągnąć 200 sztuk. Cena samolotu z wyposażeniem radiowym wynosi 166 500 dol.

W.K.

przeprowadzone w tunelach aerodynamicznych Ames Research Center. Poza tym mają być przeprowadzone badania tunelowe — w firmie United Aircraft — zmniejszonego modelu tego samego wirnika.

Wirnik składa się z dwóch współosiowych, przeciwbieżnych wirników, przy czym mechanizmy sterowania górnego wirnika są przeprowadzone wewnątrz wału, natomiast mechanizmy sterowania dolnego wirnika znajdują się na zewnątrz. Pokrycie łopaty wirnika będzie wykonane ze zbrojonego sztucznego tworzywa.

Równocześnie firma Sikorsky opracowuje szereg projektów śmigłowców z wirnikami ABC. Dwa z nich pokazano na załączonych rysunkach: śmigłowiec transportowy (rys. 1) o ciężarze całkowitym 7500 kG i ciężarze użytecznym 3100 kG, napędzany dwoma silnikami turbinowymi



Rys. 2

o mocy 1900 KM każdy i rozwijający prędkość maksymalną 450 km/h, oraz śmigłowiec z dodatkowym ciągiem (rys. 2) o prędkości maksymalnej ok. 550 km/h, przeznaczony do zwalczania łodzi podwodnych.

W.K.

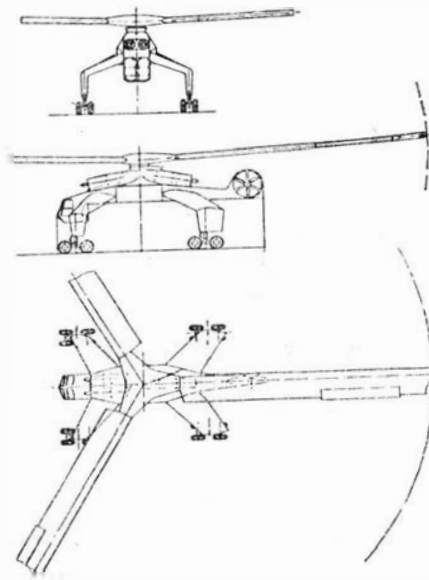
### Projekty śmigłowców z wirnikami ABC

Firma Sikorsky zamierza przeprowadzić próby naturalnej wielkości modelu wirnika nośnego zbudowanego zgodnie z opisywaną już w „owościach” koncepcją podwójnych wirników ABC (Advancing Blade Concept). Badania mają być

Rys. 1



### Projekt latającego dźwigu firmy Dornier

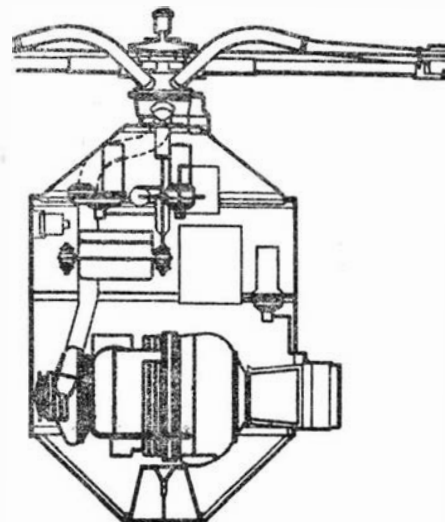


Załączony rysunek przedstawia latający dźwig Do P406 projektowany obecnie przez wydział śmigłowców firmy Dornier. Wirnik śmigłowca będzie napędzany w sposób ciśnieniowy gorącymi gazami. Opracowanie wirnika pod względem technologicznym ma być ukończone jeszcze w 1968 r. Średnica wirnika wynosi 45,00 m, długość śmigłowca 16,00 m, wysokość 7,50 m, swobodna wysokość (do podwieszania ładunków) 4,00 m, rozstaw kół 8,00 m, rozstaw osi 10,00 m, ciężar całkowity 78 000 kG.

W.K.

### Latająca platforma firmy Dornier

Firma Dornier zbudowała latającą platformę z wirnikiem nośnym. Wirnik jest napędzany w sposób ciśnieniowy powietrzem z wytwornicy sprężonego powietrza. Stabilizowana



automatycznie platforma jest połączona kablem z ruchomą stacją naziemną. W ciągu 5 min platforma może wznieść się na wysokość 200—300 m, gdzie zakotwiczona za pomocą liny może pozostawać przez 24 godz.

W.K.

### Mały śmigłowiec z napędem ciśnieniowym i dodatkowym ciągiem

Załączona fotografia przedstawia model niemieckiego trzyosobowego śmigłowca doświadczalnego VFW H3 z ciśnieniowym napędem wirnika przy użyciu turbinowej wytwornicy sprężonego powietrza. Śmigłowiec jest poza tym zaopatrzony w dwa — umieszczone po bokach kadłuba — wentylatory, które wytwarzają dodatkowy ciąg. Do napędu wentyla-

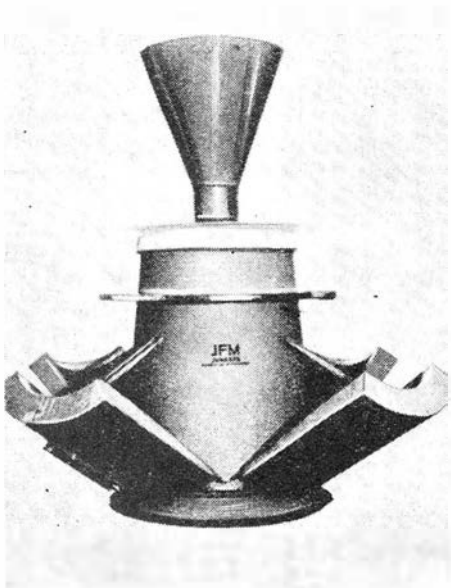


torów służą turbiny powietrzne, zasilane przez wytwornicę sprężonego powietrza.

W.K.

### Zasobnik do prób raketowego silnika „szczytowego”

Firma Junkers projektuje i buduje tzw. zasobnik CT. Chodzi tu o stopień rakiety nośnej przeznaczony do badania w przestrzeni kosmicznej „szczytowego” silnika stopnia ELDO-PAS (raketowy silnik szczytowy — ang. apogee motor — służy do wyniesienia satelity z niskiej orbity na orbitę stacjonarną). Silnik ten, budowany przez włoską fir-

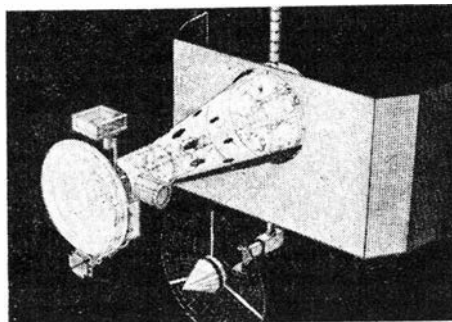


mę Bombrini, będzie zastosowany do umieszczenia na orbicie stacjonarnej satelity łącznościowego. Zasobnik do badań silnika ma ciężar całkowity 400 kg, jest więc najcięższym z budowanych dotychczas w Europie pojazdów kosmicznych. Część elektronicznego wyposażenia zasobnika, jak źródła prądu, przełącznik czasowy itp., jest projektowana i budowana przez firmę Junkers, urządzenia telemetryczne i transponder mają dostarczyć firmy francuskie, a firma Rohde and Schwarz buduje specjalne radiowe urządzenie sygnałowe. Montaż prototypu ma być ukończony w listopadzie 1968 r., a pierwszy start — za pomocą rakiety „Diamant” B — jest przewidziany na jesień 1969 r.

W.K.

### Projekt niemieckiej sondy międzyplanetarnej

Załączony rysunek pokazuje jedną z projektowanych przez firmę Bölkow sond kosmicznych, ISOS-1D, które mają służyć do niemiecko-amerykańskich badań międzyplanetarnych. Po przeprowadzeniu wstępnych studiów projektowych



firma Bölkow zajmuje się obecnie analizą parametrów rakiety nośnej, którą można by zastosować do wystrojenia sondy. Bierze się pod uwagę raketę „Atlas-Centaur” z dodatkowym stopniem „Burner” 2.

W.K.

### Czeski turbinowy silnik śmigłowy

W stadium prób stoiskowych znajduje się obecnie czeski turbinowy silnik śmigłowy M 601 zaprojektowany przez instytut lotniczy VZLU w Letnanach do małego samolotu pasażerskiego L 410. Ogólny układ silnika przypomina układ kanadyjskiego silnika UACL PT6. Jak wiadomo, charakteryzuje się on umieszczeniem turbiny napędowej wraz z przekładnią śmigła z przodu, a sprężarki — z tyłu silnika. Silnik M 601 ma sprężarkę typu mieszanej z dwoma stopniami osiowymi i jednym stopniem odśrodkowym, komorę spalania typu Turbomeca, z wirującym wtryskiwaczem, jednostopniową turbinę wytwornicy z chłodzonymi łopatkami kierownicy (powietrze chłodzące po przejściu przez łopatki jest doprowadzane do komory spalania), jednostopniową turbi-

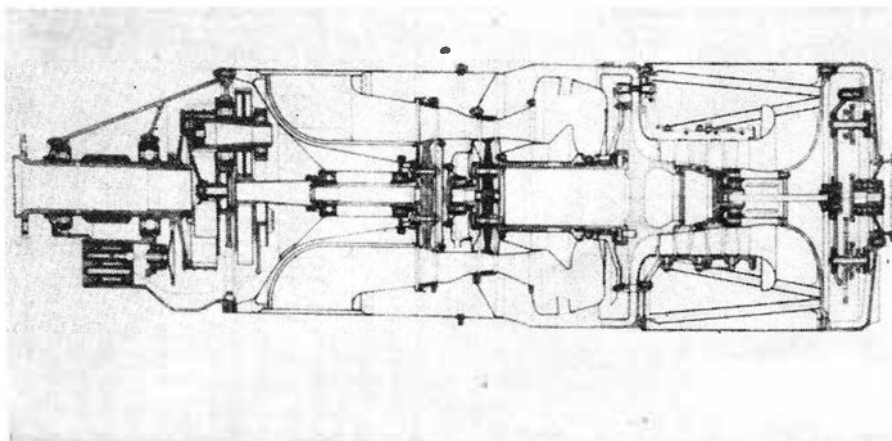
nę napędową i przekładnię typu rozgałęzionego. Skrzynka napędów i osprzęt są zabudowane z tyłu silnika, za sprężarką. Układ sterowania silnika pracuje prawdopodobnie na zasadzie utrzymywania stałej prędkości obrotowej wytwornicy.

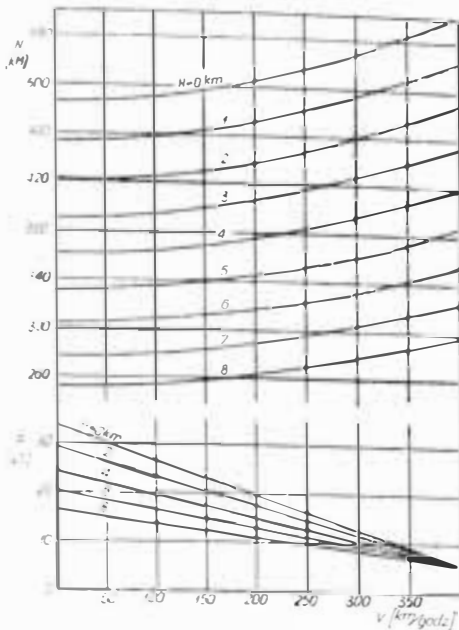
Rozwój silnika jest podzielony na dwa etapy. Do pierwszego etapu rozwoju (prototypy i seria informacyjna) odnoszą się następujące dane silnika:

Moc startowa (5-min)	
równoważna na wale	550 eKM 520 KM
Jednostkowe zużycie paliwa w odniesieniu do mocy równoważnej	0,300 kg/eKMh
w odniesieniu do mocy na wale	0,317 kg/KMh
Moc nominalna (1-godzinna)	0,90 $N_{start}$
Moc przelotowa	0,94 $N_{start}$
Prędkość obrotowa wytwornicy turbiny napędowej śmigła	36000 obr/min 31000 obr/min 2080 obr/min
Wydatek powietrza	2,75 kg/sek
Spręż	6,03 : 1
Temperatura przed turbiną	880 °C
Ciężar silnika	123 kG
Ciężar silnika ze śmigłem, rozrusznikiem i olejem	210 kG
Średnica	390 mm
Długość	1475 mm
Okres międzypawowy	100—500 h

Charakterystyki w locie (moc, ciąg szczątkowy i godzinowe zużycie paliwa w zależności od prędkości i wysokości lotu) prototypu M601 dla nominalnych warunków pracy silnika przedstawiono na załączonych wykresach.

W czasie drugiego etapu rozwoju moc silnika M601 ma być zwiększona do 730 eKM, głównie przez zwiększenie prędkości obrotowej wytwornicy do 37 800 obr/min i temperatury przed turbiną do 930 °C oraz przez udoskonalenie aerodynamiki silnika. W dalszej kolejności zamierza się również zastosować przydźwiękowe osiowe stopnie sprężarki.





### Sprężony zespół silników do napędu śmigłowców

Do napędu nowego amerykańskiego śmigłowca bojowego Bell „Twin Huey” Model 212 ma być zastosowa-

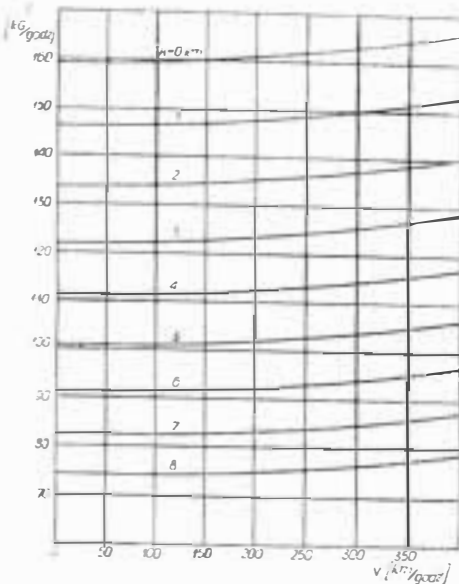
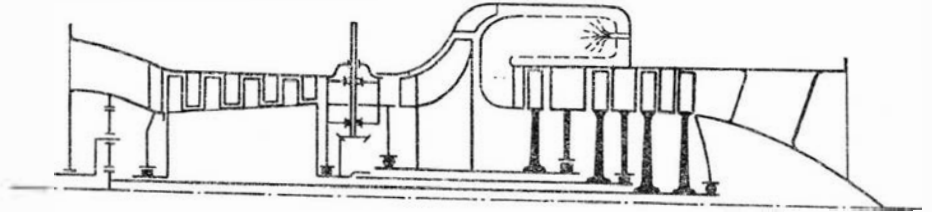
wany sprężony zespół składający się z dwóch silników kanadyjskich UACLP6 o łącznej mocy startowej 1700 KM, mocy trwałej 1600 KM i jednostkowym zużyciu paliwa 0,277 kG/KMh.

**W.K.**

### Trójwałowy silnik śmigłowy

Jako napęd angielskiego wielozadaniowego śmigłowca wojskowego Westland WG.13 mają służyć dwa

napędzane przez jednostopniową turbinę średniego ciśnienia, która znajduje się przed turbiną napędową;



silniki trójwałowe Bristol Siddeley (obecnie Rolls-Royce) BS.360 o mocy 800—900 KM. Układ silników jest następujący: z przodu silnika znajduje się przekładnia obiegowa połączona długim wewnętrznym wałem z dwustopniową turbiną napędową (niskiego ciśnienia); umieszczona za przekładnią czterostopniowa sprężarka niskiego ciśnienia jest kolejnym zespołem jest jednostop-

niowa odśrodkowa sprężarka wysokiego ciśnienia połączona wałem z jednostopniową turbiną wysokiego ciśnienia, umieszczoną bezpośrednio za zwrotną komorą spalania. Wszystkie trzy wały są ze sobą współosiowe.

Długość silnika BS.360 wynosi 1040 mm, szerokość i wysokość 560 mm, ciężar 136 kG.

**W.K.**

### System automatycznego lądowania TAPIR 3

Zastosowany na samolocie pasażerskim na krótkie trasy Nord 262 „Super Broussard” system automatycznego lądowania TAPIR 3 (Transition et Atterrissage Pilotés par Inertie et Radio) firmy SFENA ma umożliwiać lądowanie wg kategorii 3A, tj. przy widzialności poziomej w końcowej fazie lądowania nie mniejszej od 200 m. System obejmuje obok sztucznego pilota następujące dodatkowe elementy: dwa sztuczne horyzonty, po jednym w skopie pomiarowym dla każdej z trzech osi, czujniki przyspieszeń pionowych, przyrząd do pomiaru przesunięć kątowych, czujnik ciśnienia atmosferycznego i wysokościomierz radiowy. W czasie lądowania wykorzystywane są poza tym na ziemi urządzenie ILS. Ciężar całego systemu wynosi 80 kG, z czego połowa przypada na sztucznego pilota, a cena — ok. 550 000 franków. Przebieg lądowania przy użyciu systemu TAPIR 3 jest następujący: na wysokości wyczekiwania 460 m zostaje włączony sztuczny pilot; w odległości 18 km od lotniska samolot przecina wiązkę prowadzącą ILS: pilot nastawia kurs i naciska guzik włączający system automatycznego lądowania; w odległości ok. 1000 m od osi wiązki kierującej następuje zmiana kursu i wejście

na wiązkę prowadzącą; pilot ustala prędkość na 195 km/h oraz wypuszcza podwozie i klapy; w chwili przecięcia toru podejścia zostaje wyłączony stabilizator wysokości i samolot rozpoczyna podchodzenie sterowane wiązką ILS; po upływie jednej minuty lampka sygnalizacyjna przypomina o sprawdzeniu urządzeń i przyrządów kontrolnych; na wysokości 11 m rozpoczyna się przeciąganie i ustawianie samolotu, z silnikami pracującymi na biegu luzem, na środkową linię pasa. System TAPIR umożliwia poza tym przestartowanie na wysokości 15 m z włączonym sztucznym pilotem. Pilot powoduje ten manewr naciskając dwa guziki na dźwigni przepustnicy i ustawiając moc na 95% startowej. Samolot pozostając na wiązce prowadzącej wznosi się pod kątem 10° na dwóch silnikach pracujących i pod kątem 5° — na jednym silniku.

Próby przeprowadzone na samolocie Nord 262 wykazały, że system TAPIR 3 sprowadza bezpiecznie samolot na ziemię, nawet gdy urządzenie ILS nie jest przystosowane do prowadzenia samolotów lądujących wg kategorii 3. System zapewnia następującą dokładność lądowania: na wysokości 30 m maksymalna odchyłka od osi wiązki prowadzącej

Na drugim etapie rozwoju silniki M601 (silniki produkcyjne) będą mieć następujące dane:

Moc startowa równoważna	730 eKM
Jednostkowe zużycie paliwa	0,265 kG/eKMh
Prędkość obrotowa wirownicy	37800 obr/min
Wydatek powietrza	2,97 kG/sek
Spręż	6,8 : 1
Temperatura przed turbiną	930 °C
Ciężar silnika	128 kG
Ciężar silnika ze śmigłem, rozrusznikiem i olejem	213 kG
Okres międzypracy	1000 h

Silnik M601 ma napędzać — oprócz samolotu L 410 — samolot rolniczy i śmigłowiec oraz stacjonarne i przenośne urządzenia pomocnicze. Jego cena ma wynosić ok. 230 000 koron, tj. 10 650 dol. (w porównaniu do 15 000—20 000 dol. silników zachodnich).

**W.K.**

wynosi  $\pm 5$  m, a od toru podejścia  $\pm 1,4$  m; odchyłka od osi pasa  $\pm 4$  m; odchyłka od prędkości lotu  $\pm 3,7$  km/h przy spokojnym powietrzu i  $\pm 9,3$  km/h przy silnej turbulencji; prędkość opadania przy przyziemieniu jest zawarta między 0,26 i 0,50 m/sek; przyziemienie następuje między 425 i 580 m za początkiem pasa.

### Zastosowanie laseru w produkcji samolotów

Nowa generacja samolotów transportowych o nie spotykanych dotychczas wymiarach stwarza nowe problemy produkcyjne. Chodzi tu głównie o przyrządy montażowe, do których ustawiania należało opracować nowe metody. I tak, w zakładach Boeing do ustawiania przyrządu do montażu skrzydła autobusu powietrznego 747 zastosowano specjalne urządzenie laserowe. Wspomniany przyrząd montażowy ma długość 36,6 m i cztery poziomy. Montaż skrzydła odbywa się na kilkunastu pionowych, stalowych podporach o grubości 32 mm, szerokości 508 mm i wysokości od 3,35 do 6,1 m. Odchyłka ustawienia podpór względem siebie na całej długości przyrządu nie może przekraczać 0,25 mm. Dotychczas podpory były ustawiane za pomocą teodolitów, przy czym maksymalna odległość punktu, na który był wycelo-

### Soczewki germanowe

Firma Barnes Engineering Co. wykonała soczewki z germanu o średnicy 1 mm. Są one przeznaczone do urządzeń kosmicznych służących do pomiarów promieniowania horyzontu Ziemi. Obiektów tych urządzeń składa się z pięciu półkuli-stych soczewek umieszczonych jedna pod drugą. Każda soczewka koncentruje promieniowanie cieplne na znajdującym się za nią termistorze, który przekształca energię cieplną

### Włókna szafirowe do zbrojenia materiałów

Prowadzone w ostatnich latach prace badawcze nad wiskerami z tlenku aluminium (szafiru) wykazały ich interesujące własności (wytrzymałość na rozciąganie 700—1400 kG/mm<sup>2</sup>, moduł Younga  $4,90 \cdot 10^4$  kG/mm<sup>2</sup>). Do praktycznego wykorzystania tych własności konieczne jest wytworzenie kryształów szafirowych o większej długości i zastosowania ich np. do zbrojenia tworzyw sztucznych. Laboratorium Tyco (Massachusetts) udało się wspólnie z USAF-Materials Laboratories opracować metodę otrzymywania takich włókien bezpośrednio ze stopionego tlenku aluminium. Metoda ta zapewnia narastanie kryształu w sposób ciągły wzdłuż osi C, dzięki czemu uzyskuje się największą

Do początku 1968 r. przeprowadzono ok. 500 automatycznych lądowań za pomocą systemu TAPIR, w tym 100 we mgłę (dopuszczenie systemu do eksploatacji wg kategorii 3A może nastąpić po przeprowadzeniu ok. 200 próbnych lądowań we mgłę).

W.K.

wany teodolit nie przekraczała normalnie 15 m, gdyż zwiększenie odległości o każde 3 m było okupione zmniejszeniem dokładności ustawienia podpór o 0,025 mm. Analogiczne zmniejszenie dokładności przy zastosowaniu urządzenia laserowego zachodzi dopiero po przekroczeniu o 6 m odległości 15 m.

Urządzenie laserowe przypomina chłodzony powietrzem karabin maszynowy o średnicy 57 mm i długości 508 mm. Moc promienia wynosi tylko 1,3 mW, czyli leży poniżej mocy niebezpiecznej dla zdrowia (5 mW). W czasie ustawiania podpór laser mocuje się na przyrządzie montażowym w miejscu, w którym spoczywa nasada skrzydła, a jego promień kieruje się na odległy o 36,6 m punkt na końcu skrzydła.

W.K.

na energię elektryczną. Na podstawie zmiany promieniowania cieplnego między Ziemią i przestrzenią kosmiczną można określać horyzont Ziemi.

Soczewki germanowe są znacznie mniejsze i lżejsze od zwykłych soczewek optycznych o tej samej mocy. Poza tym german ma duże przewodnictwo cieplne i nie przepuszcza światła zinterferowanego.

W.K.

wytrzymałość i równomierność kształtu. Można w ten sposób wytwarzać nie tylko włókna, lecz również taśmy, rurki itp. Średnia wytrzymałość otrzymywanych tak włókien wynosi 210 kG/mm<sup>2</sup>, maksymalna — 350 kG/mm<sup>2</sup>, moduł Younga —  $3,5 \cdot 10^4$  kG/mm<sup>2</sup>. Oczekuje się, że w wyniku dalszego rozwoju osiągnie się własności równe własnościom wiskerów szafirowych. Włókna szafirowe są dobrym izolatorem elektrycznym, są natomiast przepuszczalne dla fal radiowych, dzięki czemu można je stosować na kopuły i osłony urządzeń radarowych. Nadają się również do zbrojenia żaroodpornych materiałów metalowych.

W.K.

## IATA

### — Konferencja Grupy Roboczej d.s. Paliw Lotniczych

W kwietniu br. w Montrealu, odbyło się 9 zebranie Grupy Roboczej IATA d.s. Paliw Lotniczych. W konferencji brało udział 51 uczestników: przedstawiciele 13 towarzystw lotniczych, delegaci 21 firm zajmujących się produkcją i dystrybucją paliw lotniczych, przedstawiciele 6 firm produkujących silniki lotnicze oraz reprezentant lotnictwa wojskowego USA, jak również przedstawiciel sekretariatu IATA.

W toku obrad poruszono następujące tematy: elektryczność statyczna w paliwie, przegląd wytycznych IATA dotyczących lotniczych paliw turbinowych, możliwość opracowania wytycznych IATA w zakresie zawartości zanieczyszczeń i wody w paliwie, zastosowanie biocydów rozpuszczalnych w wodzie dla zabezpieczenia zbiorników paliwa, przegląd osiągnięć w zakresie skrócenia czasu sedymentacji paliwa w zbiornikach magazynowych, przegląd współczesnych metod zabezpieczenia przed wybuchem pożaru przy wypadku lotniczym, sprawa paliw dla samolotów SST, sprawa uzupełniania paliwem samolotów gigantów oraz uzgodnienie stanowiska towarzystw lotniczych w sprawie dodatku do paliwa eliminującego dymienie.

Przedstawiona tematyka świadczy o bogactwie aktualnych problemów związanych z paliwami lotniczymi. Poniżej zostanie krótko zreferowane tylko kilka punktów z przytoczonej wyżej tematyki.

#### Elektryczność statyczna w paliwie

Zajęto się najpierw doświadczeniami uzyskanymi w praktyce przy stosowaniu dodatku ASA-3 (prod. ang.), przeciwdziałającemu powstawaniu ładunków elektryczności statycznej przy uzupełnianiu samolotów paliwem. Okazało się, że dodatek ASA-3 stosowany jest od kilku lat w 63 portach lotniczych świata, co pozwala obecnie na sformułowanie niektórych wniosków. Nie stwierdzono na przykład dotychczas ujemnego wpływu dodatku na konstrukcję płatowców, silników czy instalacji samolotów. Na temat wpływu dodatku ASA-3 na filtry paliwowe instalacji lotniskowych i dystrybucyjnych zdania były podzielone. Na konferencji przedstawiono również inną propozycję rozwiązania tego problemu w postaci urządzenia produkcji amerykańskiej, składającego się z pierścienia z ostrzami służącymi do neutralizacji ładunków elektryczności statycznej. Dotychczas przeprowadzono tylko ograniczone próby urządzenia. Zdania na temat przydatności powyższego urządzenia były podzielone,

postawiono dokonać dalszych prób, aby uzyskać jaśniejszy obraz. Obserwując sprawę trudno się powstrzymać od komentarza, że spór między zwolennikami metody chemicznej i mechanicznej neutralizacji ładunków elektryczności statycznej jest odbiciem walki konkurencyjnej między producentami angielskimi i amerykańskimi. W toku dalszej dyskusji zwrócono uwagę na brak normalizacji w zakresie jednostek gęstości ładunku oraz trudności, jakie napotkano przy ustalaniu gęstości ładunku i napięcia powierzchniowego.

**Metody zabezpieczenia przed wybuchem pożaru przy wypadku lotniczym** — przedstawiono na konferencji aktualny stan prac badawczych w tym zakresie prowadzonych na terenie USA przez władze wojskowe. Mimo osiągnięcia pewnych interesujących wyników zwrócono uwagę, że cytowane prace ukierunkowane są głównie na przypadek przestrzelenia zbiorników paliwa. Ze strony przemysłu jeden z wytwórców silników wykonał prace związane z paliwem w stanie emulsji, wykazując, że silnik może pracować na takim paliwie po dokonaniu stosunkowo niewielkich modyfikacji. Jest w tym przedmiocie sporo nie rozwiązanych problemów, a jednym

z podstawowych jest pytanie, czy ew. wprowadzenie takiego paliwa nie stworzy zagadnień nowych, których pierwotnie nie zamierzało się w ogóle rozwiązywać. Stwierdzono, że problem ten w aspekcie wojskowym różni się zasadniczo od aspektu cywilnego, jak również wyrażono wątpliwość co do proporcji między rzeczywistymi korzyściami, jakie można osiągnąć w wyniku rozwiązania problemu w porównaniu do środków zaangażowanych na ten cel.

Na zakończenie stwierdzono, że rozwiązanie problemu jest znacznie odleglejsze niżby to wynikało z niektórych informacji podawanych w prasie technicznej i że nie należy przeceniać dotychczas osiągniętych wyników.

**Uzupełnianie paliwem samolotów gigantów** — przewiduje się konieczność rozwiązania problemów związanych z podwyższeniem ciśnienia przetłaczania paliwa. W tym przypadku przewody tłoczące powinny być możliwie krótkie, z czego wynika propozycja zaakceptowania ustawiania agregatu dystrybucyjnego przy tankowaniu pod skrzydłem samolotu. Propozycja ta spotkała się z opozycją ze strony towarzyszt lotniczych. Sprawa ma być przedmiotem dalszych rozważań.

**Nakładem  
WYDAWNICTWA  
NAUKOWO-TECHNICZNYCH  
ukazały się**



**ENCYKLOPEDIA TECHNIKI  
Tom Budowa Maszyn**

Format B5, str. 1500, 2000 ilustracji, opr. pł., cena zł 180, WNT, Warszawa 1968.

Kolejny tom ENCYKLOPEDII TECHNIKI pt. BUDOWA MASZYN obejmuje całokształt wiedzy technicznej związanej z budową maszyn. Poszczególne działy omawiają podstawy konstrukcji maszyn, metaloznawstwo, silniki wodne, kotły parowe i silniki cieplne, pompy, sprężarki, wentylatory i dmuchawy, urządzenia chłodnicze, dźwignice i przenośniki oraz technologię budowy maszyn wraz z maszynami i narzędziami, odlewnictwo, spawalnictwo, obróbkę plastyczną, obróbkę skrawaniem, obróbkę cieplno-chemiczną i powierzchniową, montaż, pomiary warsztatowe jak również zagadnienia organizacji produkcji w przemyśle maszynowym.

Książka zawiera ok. 8000 haseł, uzupełniona jest tablicami jednostek miar oraz tablicami symboli graficznych, stosowanych na rysunkach schematycznych różnego rodzaju mechanizmów, maszyn itp.

**Marutów W. A., Pawłowski S. A.:  
CYLINDRY HYDRAULICZNE  
Konstrukcja i obliczanie**

Tłum. z ros. *M. Langer*  
Warszawa 1968, format A5, s. 240, rys. 140, tabl. 17, nakład 3000, poziom IV—III, zł 26.

W książce omówiono całokształt zagadnień projektowania cylindrów hydraulicznych, a przede wszystkim cylindrów wielostopniowych, cylindrów zmieniających ruch prostoliniowy na obrotowy, obliczenia różnych tłumików uderzeń dynamicznych i in.

Książka przeznaczona jest dla konstruktorów-projektantów napędów hydraulicznych, będzie również użyteczna dla producentów i użytkowników cylindrów hydraulicznych.

**Ciszewski A., Radomski T.:  
OBRÓBKA ORAZ ŁĄCZENIE TYTANU  
I JEGO STOPOW**

Warszawa 1963, format B5, s. 169, rys. 112, tabl. 61, nakład 1200, poziom IV—III, zł 21. Z serii „Nowa Technika”. Zeszyt 74.

W pracy omówiono technologię obróbki oraz łączenia tytanu i jego stopów. a więc: obróbkę cieplną i cieplno-chemiczną, obróbkę plastyczną, obróbkę skrawaniem, spawanie, zgrzewanie, lutowanie i odlewanie. Podane też zostały szczególne wiadomości o własnościach fizycznych, mechanicznych i chemicznych tytanu i jego stopów oraz ich zastosowaniu.

## NA PÓLKACH KSIĘGARSKICH

Wkrótce ukaże się  
nakładem

**WYDAWNICTWA KOMUNIKACJI I ŁĄCZNOŚCI  
LOTNICTWO KRAJU RAD**

Autorami są *Janusz Babiejczuk* i *Jerzy Grzegorzewski*, którzy w ujęciu popularnym przedstawili całokształt wiedzy o historii, organizacji, technice i przemyśle lotniczym w Związku Radzieckim w minionych 50 latach.

Nadmienić należy, że treść książki nie stanowi zbioru wiedzy opartej na bogatej bibliografii, lecz oparta jest przede wszystkim na reportażu czy wywiadach zebranych przez autorów. Wymienieni autorzy — pracownicy Instytutu Lotnictwa, wielokrotnie przebywali w Związku Radzieckim, odwiedzali wytwórnie samolotów, prowadzili dyskusje ze słynnymi konstruktorami jak *Jakowlew* czy *Tupolew*. W oparciu o takie właśnie materiały źródłowe powstała omawiana książka.

Książka składa się z 22 rozdziałów bogato ilustrowanych zdjęciami i rysunkami (większość materiału dokumentalnego

nie była jeszcze publikowana), co znacznie wzbogaca treść książki i podnosi jej wartość edytorską.

W układzie merytorycznym treść książki rozdzielona została na pięć zasadniczych części tworzących jednak jednolitą całość. W takim ujęciu oraz przy określonym poziomie opracowania książka zainteresować powinna zarówno środowiska zajmujące się zawodowo lotnictwem (w ujęciu encyklopedycznym znajdujemy tutaj całokształt dorobku Związku Radzieckiego w dziedzinie lotnictwa), jak również miłośników lotnictwa różnych środowisk.

Książka stanowić może również cenny materiał dla szkolnych kół Przyjaźni Polsko—Radzieckiej. Pozycja ta bowiem obok aktualnych wydarzeń w astronautyce stanowi cenne uzupełnienie zakresu osiągnięć technicznych Związku Radzieckiego w okresie budowy socjalizmu.

**TECHNICZNY PORADNIK  
LOTNICZY**

**Tom I. Płatowce**  
*Wacław Cheda, Michał Malski*

Wyd. I, poziom III, format A5, str. 543, rys. 359, cena 60 zł, WKiŁ, Warszawa 1968.

Poradnik zawiera zagadnienia związane z płatowcem samolotu i omówiono w nim podstawy teoretyczne z aerodynamiki i mechaniki lotu, budowy płatowca oraz materiały stosowane w konstrukcjach samolotowych. Zawiera też niezbędne ogólne wiadomości z eksploatacji i naprawy samolotów.

Książka przeznaczona jest przede wszystkim dla mechaników i techników lotniczych cywilnych i wojskowych, pracujących bezpośrednio w eksploatacji i w warsztatach naprawczych oraz dla pracowników przemysłu lotniczego i starszej młodzieży interesującej się techniką lotniczą.

# ROZNY SPIS TRESCI ZA ROK 1968

## Artykuly rózne

	Nr	Str.
Zielone światlo dla lotnictwa komunikacyjnego . Amatorski ruch raketowy — B. Węgrzyn .	1	1
XVII Międzynarodowy Kongres Astronautyczny w Belgradzie — O. Wołczek .	1	2
III Konferencja Naukowo-Techniczna „Postępy w teorii i technice obróbki metali” — A. G.	2	1
Znaczenie astronautyki dla rozwoju nauki i techniki — Z. Pączkowski .	2	22
Zaplecze naukowo-badawcze przemysłu lotniczego w Polsce — J. Grzegorzewski .	3	1
Pewne uwagi o polskiej terminologii lotniczo-silnikowej (artykuł dyskusyjny) — T. Gajewski .	6	14
W odpowiedzi na artykuł dra inż. T. Gajewskiego „Pewne uwagi o polskiej terminologii lotniczej” — Kosmogoniczna teoria prof. G. A. Mokrzyckiego — E. Jungowski .	6	19
Apel Zarządu Głównego SIMP	6	22
Wspomnienie o Stefanie Drzewieckim .	6	24
Międzynarodowy satelita Heos-A — W. K.	7	3
Rakiety sondujące „Zenit” — W. K.	8	24
Niemieckie badania górnych warstw atmosfery — W. K.	8	24
Wstęp do dyskusji przedzjazdowej .	9	II okł.
XV-lecie Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych — M. Sikorski .	9	1
Z okazji Jubileuszu	10	1
Uchwała Zarządu Głównego Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Mechaników Polskich z dn. 29 lipca 1968 .	10	22
IATA — Regionalna Konferencja Techniczna Europy i Środkowego Wschodu .	10	26
40-lecie Zrzeszenia Inżynierów Lotniczych .	10	II okł.
Rozwój badań naukowych w Moskiewskim Instytucie Lotniczym — J. P. Bratuchin .	11	1
Powierzchnie izotermiczne w troposferze — W. Parczewski .	11	25
Zwalczanie hałasu w samolocie pasażerskim — A. Rudiuk .	12	17
IATA — Konferencja Grupy Roboczej d.s. Paliw Lotniczych	12	26
Pamięć ferrytowa o 2 milionach operacji na sekundę	11	31
Zastosowanie lasera w produkcji samolotów	12	26
Soczewki germanowe	12	26
Włókna szafirowe do zbrojenia materiałów	12	26

## Aerodynamika i mechanika lotu

Kryteria doboru profilu dla szybowca wysokowydajowego — W. Stafiej .	1	15
Warunki równowagi podłużnej szybowca holowanego i samolotu holującego w ustalonym locie poziomym — J. Maryniak .	4	3
Próby w locie samolotu Fokker-28 — W. K.	5	27
Uniwersalny symulator do szkolenia pilotów — W. K.	7	26
Stateczność podłużna rakiety niekierowanej w locie balistycznym — R. Lewandowski .	8	5
Wpływ liny holowniczej na zmianę zapasu stateczności statycznej podłużnej szybowca holowanego i samolotu holującego — J. Maryniak .	8	12
Stateczność podłużna rakiety niekierowanej w locie balistycznym — R. Lewandowski .	12	12
Latający symulator do szkolenia pilotów	11	31

## Silniki lotnicze i raketowe

Amatorski ruch raketowy — B. Węgrzyn .	1	2
Zdwojony silnik śmigłowiec Continental — W. K.	1	20
Pomocniczy zespół raketowy do samolotów — W. K.	1	21
Optymalizacja wyteżenia pewnego przypadku wysoko obciążonych śrub — M. Rabenda, M. Jeż .	2	9
Nowe informacje na temat silnika „Olympus” 593 — W. K.	2	20
Specyfika obciążeń działających na zespoły i części turbiniowych silników dwuwahlowych i dwuprzepływowych — S. Szczeciński .	3	5
Silnik z wirującym tłokiem firmy Mallory — W. K.	3	23
Badanie paliw naftowych w małych laboratoryjnych komorach spalania — B. Wiślicki .	4	7
Rozwój atomowego silnika raketowego — W. K.	4	25
Projekty silników raketowych Bölkow — W. K.	4	25
Niektóre szczegóły silnika JT9D — W. K.	4	26
Urządzenia do ciągłego badania stanu turbiniowych silników odrzutowych — B. Gruchelski .	5	12
Elektroniczne urządzenia zapłonowe do silników tłokowych — R. Stamszewska .	5	15
Nowe małe silniki dwuprzepływowe — W. K.	5	30
Stan obecny i perspektywy dalszego rozwoju lotniczych silników turbiniowych — W. Kordziński	6	1
Analizyczna metoda wyznaczania linii współpracy wentylatora i sprężarki z turbinami w dwuwahlowym silniku dwuprzepływowym — T. Gajewski	6	5
Uszkodzenia silników turbiniowych przez ciała obce — R. Belcieszński, H. Rzewski .	6	9
Zagadnienie zastosowania silników turbiniowych do napędu samolotów rolniczych — S. K.	6	23

	Nr	Str.
Francuski silnik raketowy na ciekły wodór — W. K.	7	24
Silniki Turbomeca „Astozou” XIV — W. K.	7	24
Filtr powietrza do silników turbiniowych o pewnych możliwościach elektrycznego modelowania procesów spalania — J. Grzegorzewski .	8	16
Nowe szczegóły na temat silnika Rolls-Royce RB. 207 — W. K.	8	23
Dane na temat osiągnięć amerykańskich rakiet nośnych — W. K.	8	25
Regulacja dyfuzorów wlotowych turbiniowych silników odrzutowych — W. K.	9	3
Warunki podobieństwa w badaniach silników turbiniowych — W. Kordziński .	11	16
Nowy silnik turbiniowy Garrett AiResearch .	11	30
Silnik odrzutowy o ciągu 52 kG	11	31
Nowe dane na temat silnika M. 45H .	11	31
Zasobnik do prób raketowego silnika „szczytowego”	12	24
Czeski turbiniowy silnik śmigłowiec .	12	24
Trójwałowy silnik śmigłowiec .	12	25
Latający symulator do szkolenia pilotów .	11	32
Pamięć ferrytowa o 2 milionach operacji na sekundę	11	31

## Wytrzymałość

Tytan i jego stopy — A. Ciszewski, T. Radomski	1	4
Pomiary dęgań w technice lotniczej — W. Makulski .	3	15
Pionowa rozciągarka do płyt — W. K.	3	25
Warunki równowagi podłużnej szybowca holowanego i samolotu holującego w ustalonym locie podłużnym — J. Maryniak .	4	3
Ilościowe badania wytrzymałości zmęczeniowej — L. S.	4	12
Ilościowe badania wytrzymałości zmęczeniowej — L. S.	7	12
Tworzywa zbrojone włóknom — A. Gołędzinowski	4	12
Zastosowanie analizy całkowitej trwałości zmęczeniowej do oceny efektów ulepszenia przeciwmęczeniowego — B. Jancelewicz .	7	4
Wpływ liny holowniczej na zmianę zapasu stateczności statycznej podłużnej szybowca holowanego i samolotu holującego — J. Maryniak .	8	12
Niektóre problemy wytrzymałości konstrukcji samolotów — J. F. Obraczko .	11	3
Przepisy dotyczące obciążeń samolotów a aktualne problemy obliczeniowe w tej dziedzinie — A. Kardymowicz .	11	20
Tworzywa zbrojone na piasty sztywnych wirników nośnych — W. K.	12	32
Proces dyfuzyjnego ulepszenia powierzchniowego — A. G.	11	32
Badania nieniszczące w lotnictwie komunikacyjnym — T. Wanat, J. Łabudzki .	12	13
Badanie zużycia opon lotniczych metodą izotopową — J. Lewitowicz .	12	15

## Technologia i materiałoznawstwo

Tytan i jego stopy — A. Ciszewski, T. Radomski	1	4
Folia ochronna na łopaty wirnikowe śmigłowców — W. K.	1	22
Defektoskopia elektronowa — A. G.	1	22
Optymalizacja procesów obróbki cieplnej superstopów — A. G.	1	22
Frezarka FYA-31 ze sterowaniem programowym — A. Dworak, J. Kuciejewski, A. Łąguńska .	2	13
Dyfuzyjne łączenie berylu, molibdenu i wolframu — A. G.	2	21
Sterowanie naprężeniami szczątkowymi w drażonych odkuwkach aluminiowych — W. K.	2	21
III Krajowa Konferencja Naukowo-Techniczna „Postępy w teorii i technice obróbki metali” — A. G.	2	22
Obliczanie Optymalnych Parametrów Skrawania (OPS) przy wykorzystaniu zasad programowania liniowego — R. Filipowski .	3	11
Próżniowa rozciągarka do płyt — W. K.	3	25
Wskaźniki cyfrowe na obrabiarkach — A. G.	3	25
Adaptacyjne sterowanie zgrzewaniem punktowym — A. G.	3	26
Puste kulki łożyskowe — W. K.	3	26
Rysik sterowany maszyną matematyczną — A. G.	3	26
Tworzywa zbrojone włóknom — A. Gołędzinowski	4	19
Hydromagnetyczna technika sterowania obiektów latających — S. Borowik .	5	8
Urządzenia do ciągłego badania stanu turbiniowych silników odrzutowych — B. Gruchelski .	5	12
Lepkosprężystość w konstrukcjach i wyrobach z tworzyw sztucznych — Z. Łapiński .	5	23
Pokrycia ochronne samolotu X-15 — W. K.	5	29
Nowy materiał do izolacji cieplnej — W. K.	5	30
Komora spalania z pleksiglasu — W. K.	7	24
Technologia elementów pokrycia kadłuba samolotu Boeing 737 — A. G.	7	26
Nowe kryteria oceny obrabiarek — A. G.	7	27
Obliczenia maksymalnej grubości łopatki na EMC „Odra” 1003 — K. Ignas .	8	20
Frezarka do materiałów przekładkowych — A. G.	8	26
Wywolywacz błonotwórczy do defektoskopii barwnej	9	23



Problemy szorstkości nawierzchni lotniskowych Elektroniczne wyposażenie samolotu komunikacyjnego — J. Janowski	Nr 9	Str. 25
Skrwanie w wysokich temperaturach — A. Gołdźmiński	10	16
Tworzywa zbrojone na piasty sztywnych wirników nośnych — W. K.	10	19
Proces dyfuzyjnego ulepszenia powierzchniowego — A. G.	11	32
Soczewki germanowe — W. K.	11	32
Włókna szafirowe do zbrojenia materiałów — W. K.	12	26
	12	26

## Konstruowanie maszyn latających

Kryteria doboru profilu dla szybowca wysokowydajnego — W. Stafiej	1	15
Niemiecko-amerykański projekt samolotu myśliwskiego V/STOL — W. K.	1	19
Nowe projekty samolotów dostawczych — W. K.	2	18
Samolot pasażerski BAC Two-Eleven — W. K.	2	19
Klimatyzacja kabiny samolotu „Concorde” — S. Kotołyński	3	9
Perspektywy rozwoju pasażerskich samolotów hipersonicznych — W. K.	3	21
Samolot wielozadaniowy Pilatus „Twin Porter” — W. K.	3	21
Francuski samolot doświadczalny VTOL z obudowanymi śmigłami — W. K.	3	22
Nowe samoloty o zmiennym skosie skrzydła — W. K.	4	23
Przygotowania do produkcji amerykańskiego samolotu pasażerskiego o skróconym starcie — W. K.	4	23
Nowe projekty samolotów pionowego startu — W. K.	4	23
Szybowce na Mistrzostwach Świata w Lesznie 1968 — A. Glass	4	23
Niektóre zagadnienia dotyczące samolotu skróconego startu i lądowania — Z. Brodzki	8	9
Budowa hipersonicznego pojazdu — W. K.	8	25
Zagraniczne i polskie szybowce w Lesznie 1968 — W. Stafiej	10	10
Jaki powinien być samolot rolniczy? Wpływ czynników ekonomicznych na konstrukcję — W. Soltys	10	13
Niektóre problemy wytrzymałości konstrukcji samolotów — J. Bratuchin	11	3
Szybowcowe Mistrzostwa Świata 1968. I. Najciekawsze konstrukcje klasy otwartej — A. Glass	11	10
Przepisy dotyczące obciążeń samolotów a aktualne problemy obliczeniowe w tej dziedzinie — A. Kardymowicz	11	20
Samolot dostawczy Beech „Airliner” 99 — W. K.	11	28
Samolot wielozadaniowy Piper PA-35 — W. K.	11	29
Samolot krótkiego startu „Twin Stallion” — W. K.	11	29
Wersja COIN samolotu „Turbo-Porter” — W. K.	11	29
Argentyński samolot COIN — W. K.	11	29
Samoloty rolnicze z silnikami turbinowymi — W. K.	11	29
Szybowcowe Mistrzostwa Świata 1968. II. Najciekawsze konstrukcje klasy standard — A. Glass	12	9
Lekki samolot wielocelowy Britten-Norman „Islander” — W. K.	12	II okł.
Klimatyzacja kabin kosmicznych statków „Wostok” i „Woschod” — A. Marks	11	II okł.
Szwedzkie projekty samolotów pasażerskich na krótkie trasy — W. K.	12	21
Projekt odrzutowego samolotu wielocelowego Sud-Aviation i Nord-Aviation — W. K.	12	22
Samolot łącznikowy MD. 520 „Hirondelle” — W. K.	12	22
Cywilna wersja samolotu „Transall” — W. K.	12	22
Samolot odrzutowy Beech „Duke” 60 — W. K.	12	22

## Osprzęt

Tensometry półprzewodnikowe, ich charakterystyka i zastosowanie — P. Kręgliński	1	12
Giroskopy stabilizowany celownik do śmigłowców — W. K.	1	21
Mikrominiaturyzowany wysokościomierz radiowy — W. K.	1	22
Wskaźnik pęknięć łopaty śmigłowca — W. K.	3	22
Pomiary drgań w technice lotniczej — W. Makulski	3	15
Czuły trójosiowy przyspieszeniomierz — W. K.	3	25
Nowe przyrządy pokładowe — W. K.	4	26
Przyrząd do analizy gruntu księżycowego — W. K.	4	27
Radiowysokościomierze małych wysokości — M. Grodecki	5	19
Pomiary hałasu na lotnisku Okęcie — T. Rajpert	7	18
Urządzenia dopplerowskie firmy Decca — W. K.	8	25
Układ nawigacji bezwładnościowej do autobusów powietrznych — W. K.	8	26
Rejestracja magnetyczna w układach pomiarowych do prób samolotów w locie	9	8
Tensometryczna aparatura do pomiarów statycznych i dynamicznych	9	12
Analiza niektórych własności i wzorcowanie tensometrycznych czujników przyspieszeń	9	15
Czujniki przemieszczeń i prędkości liniowych	9	20
Elektroniczne wyposażenie samolotu komunikacyjnego — J. Janowski	10	16
Badanie zużycia opon lotniczych metodą izotopową — J. Lewitowicz	12	15
Zwalczanie hałasu w samolocie pasażerskim — A. Rudnik	12	17
System automatycznego lądowania „Tapir” 3 — W. K.	12	25

Zastosowanie laseru w produkcji samolotów — W. K.	Nr 12	Str. 26
Soczewki germanowe — W. K.	12	26
Włókna szafirowe do zbrojenia materiałów — W. K.	12	26

## Produkcja

Frezarka FYA-31 ze sterowaniem programowym — A. Dworak, J. Kuciejewski, A. Łągwinska	1	13
Obliczenia Optymalnych Parametrów Skrawania (OPS) przy wykorzystaniu zasad programowania liniowego — R. Filipowski	1	11

## Lotnictwo komunikacyjne i rolnicze

Zielone światło dla lotnictwa komunikacyjnego	1	1
Samolot pasażerski BAC Two-Eleven — W. K.	2	18
Klimatyzacja kabiny samolotu „Concorde” — S. Kotołyński	3	9
Perspektywy rozwoju pasażerskich samolotów hipersonicznych — W. K.	3	21
Przygotowania do produkcji amerykańskiego samolotu pasażerskiego o skróconym starcie — W. K.	4	23
Nowe projekty samolotów pionowego startu — W. K.	4	23
Zagadnienie zastosowania silników turbinowych do napędu samolotów rolniczych — S. K.	6	23
Europejski autobus powietrzny A-300 — W. K.	8	22
Jaki powinien być samolot rolniczy? Wpływ czynników ekonomicznych na konstrukcję — W. Soltys	10	13
Elektroniczne wyposażenie samolotu komunikacyjnego — J. Janowski	10	16
Możliwość zastosowania odrzutowych samolotów dyspozycyjnych do szkolenia pilotów komunikacyjnych — B. Piątkowski	10	22
Aeroflot — S. Kalestyński	11	4
Badania nieniszczące w lotnictwie komunikacyjnym — T. Wanat, J. Łabudzki	12	13
Zwalczanie hałasu w samolocie pasażerskim — A. Rudnik	12	17

## Astronautyka

Nowości astronautyczne na Wystawie Paryskiej — W. K.	1	20
Satelita do badania promieniowania radiowego w Kosmosie — W. K.	1	20
XVIII Międzynarodowy Kongres Astronautyczny w Belgradzie — ●. Wolczek	2	1
Łączenie statków kosmicznych — W. K.	2	19
Konstrukcja statków powrotu — W. K.	2	20
Znaczenie astronautyki dla rozwoju nauki i techniki — Z. Pączkowski	3	1
Próby rakiety „Europa” 1 — W. K.	3	22
Rakieta nośna „Super Diament” — W. K.	3	22
Katapultowanie pod wodą — W. K.	3	25
Astronauci na zewnątrz kabiny „Gemini” — A. Marks	4	1
Przyrząd do analizy gruntu księżycowego — W. K.	4	27
Hydromagnetyczna technika sterowania obiektów latających — S. Borowik	5	8
Francuski projekt odzyskiwanego pojazdu nośnego — W. K.	5	30
Satelita biologiczny — W. K.	5	30
Kosmogoniczna teoria prof. G. A. Mokrzyckiego — E. Jungowski	6	22
Niezawodność urządzeń kosmicznych — A. Marks	7	1
Projekt odzyskiwania pierwszego stopnia rakiety „Saturn” 5 — W. K.	7	24
Wirówka badawcza Latecoere — W. K.	7	24
Radzieckie badania kosmiczne — S. Bramski	8	1
Stateczność podłużna rakiety niekierowanej w locie balistycznym — R. Lewandowski	8	5
Zywnienie astronautów w lotach kosmicznych — M. Jendyk	10	6
Ostatnie amerykańskie badania Księżycy — A. Zawadzki	12	1
Klimatyzacja kabin kosmicznych statków „Wostok” i „Woschod” — A. Marks	11	II okł.
„Symphonie” — niemiecko-francuski program satelitów łącznościowych — W. K.	11	30

## Szybowce

Kryteria doboru profilu dla szybowca wysokowydajnego — W. Stafiej	1	15
Warunki równowagi podłużnej szybowca holowanego i samolotu holującego w ustalonym locie poziomym — J. Marjaniak	4	3
Szybowce na Mistrzostwach Świata w Lesznie 1968 — A. Glass	5	1
Zagraniczne i polskie szybowce w Lesznie 1968 — W. Stafiej	10	10
Szybowcowe Mistrzostwa Świata 1968. I. Najciekawsze konstrukcje klasy otwartej — A. Glass	11	10
II. Najciekawsze konstrukcje klasy standard	12	9

## Śmigłowce

Zdwójony silnik śmigłowcowy Continental — W. K.	1	20
Giroskopy stabilizowany celownik do śmigłowca — W. K.	1	21

	Nr	Str.		Nr	Str.
Wskaźnik pęknięć łopat śmigłowca — W. K.	1	22	Janowski J.: Elektroniczne wyposażenie samolotu komunikacyjnego	10	16
Folia ochronna na łopaty wirnikowe śmigłowców — W. K.	1	22	Jendyk M.: Żywnienie astronautów w lotach kosmicznych	10	6
Śmigłowce Bölkow BO105 — W. K.	4	24	Jeż M.: Optymalizacja wyteżenia pewnego przypadku wysoko obciążonych śrub	2	9
Śmigłowce z napędem ciśnieniowym Dornier Do 132 — W. K.	5	28	Jungowski E.: Kosmogoniczna teoria prof. G. A. Mokrzyckiego	6	22
Projekty z dziedziny szybkich śmigłowców — W. K.	7	22	Kalestyński S.: Aeroflot	11	6
Mały śmigłowiec Del Mar — W. K.	11	29	Kardymowicz A.: Przepisy dotyczące obciążeń samolotów a aktualne problemy obliczeniowe w tej dziedzinie	11	20
Plany budowy dużego śmigłowca w USA — W. K.	11	30	Kołodzki S.: Klimatyzacja kabiny samolotu „Concorde”	3	9
Projekty śmigłowców z wirnikami ABC — W. K.	12	23	Kordziński W.: Stan obecny i perspektywy dalszego rozwoju lotniczych silników turbinowych	6	1
Mały śmigłowiec z napędem ciśnieniowym i dodatkowym ciągiem — W. K.	12	24	W odpowiedzi na artykuł dra inż. T. Gajewskiego „Pewne uwagi o polskiej terminologii lotniczo-silnikowej”	6	20

## Eksploatacja

Elektroniczne urządzenia zapłonowe do silników tłokowych — R. Staniszewski	5	15	Warunki podobieństwa w badaniach silników turbinowych	11	16
Pomiary hałasu na lotnisku Okęcie — T. Rajpert	7	18	Kręgliński P.: Tensometry półprzewodnikowe, ich charakterystyka i zastosowanie	1	12
Możliwość zastosowania odrzutowych samolotów dyspozycyjnych do szkolenia pilotów komunikacyjnych — B. Piątkowski	10	23	Kuciejewski J.: Frezarka FYA-31 ze sterowaniem programowym	2	13
Badania nieniszczące w lotnictwie komunikacyjnym — T. Wanat, J. Łabudzki	12	13	Lewandowski R.: Stateczność podłużna rakiety niekierowanej w locie balistycznym	8	15
Badanie zużycia opon lotniczych metodą izotopową — J. Lewitowicz	12	15	Lewitowicz J.: Badanie zużycia opon lotniczych metodą izotopową	12	15
Zwalczanie hałasu w samolocie pasażerskim — A. Rudiuk	12	17	Łabudzki J.: Badania nieniszczące w lotnictwie komunikacyjnym	12	13

## Transport lotniczy

Nowe projekty samolotów dostawczych — W. K.	18		Łapinski Z.: Lepkosprężystość w konstrukcjach i wyrobach z tworzyw sztucznych	5	23
Transport lotniczy jako czynnik polityki gospodarczej państwa — B. Dostatni	10	3	Łągnińska A.: Frezarka FYE-31 ze sterowaniem programowym	2	13
Przydatność przewozowa transportu lotniczego w relacjach handlu zagranicznego — B. Dostatni	11	22	Makulski W.: Pomiary drgań w technice lotniczej	3	15
Transport lotniczy a handel zagraniczny — B. Dostatni	12	6	Markś A.: Astronauci na zewnątrz kabiny „Gemini”	4	1

## Alfabetyczny spis autorów

Ibekieński R.: Uszkodzenia silników turbinowych przez ciała obce	6	9	Niezawodność urządzeń kosmicznych	7	1
Borowik S.: Hydromagnetyczna technika sterowania obiektów latających	5	8	Klimatyzacja kabin kosmicznych statków „Wostok” i „Woschod”	11	II okł.
Bramski S.: Radzieckie badania kosmiczne	8	1	Maryniak J.: Warunki równowagi podłużnej szybowca holowanego i samolotu holującego w ustalonym locie poziomym	4	3
Bratuchin I. F.: Rozwój badań naukowych w Moskiewskim Instytucie Lotniczym	11	1	Wpływ liny holowniczej na zmianę zapasu stateczności statycznej podłużnej szybowca holowanego samolotu holującego	8	12
Brodzki Z.: Niektóre zagadnienia dotyczące samolotu skróconego startu i lądowania	8	9	Obrazcow F. F.: Niektóre problemy wytrzymałości konstrukcji samolotów	11	3
Ciszewski A.: Tytan i jego stopy	1	4	Parczewski W.: Powierzchnie izotermiczne w troposferze	11	25
Obróbka i łączenie tytanu i jego stopów, cz. I. Obróbka cieplna tytanu i jego stopów	2	okł.	Pączkowski Z.: Znaczenie astronautyki dla rozwoju nauki i techniki	3	1
cz. II. Obróbka plastyczna tytanu i jego stopów	okł.		Perliński J.: Pomoce inżyniera prób w locie. Nomogram krzywej dnia	1	okł.
cz. III. Obróbka skrawaniem tytanu i jego stopów	6	28	Piátkowski B.: Możliwość zastosowania odrzutowych samolotów dyspozycyjnych do szkolenia pilotów komunikacyjnych	10	1
Obróbka skrawaniem tytanu i jego stopów — dok.	7	okł.	Rabenda M.: Optymalizacja wyteżenia pewnego przypadku wysoko obciążonych śrub	2	9
Dostatni B.: Transport lotniczy jako czynnik polityki gospodarczej państwa	10	3	Radomski T.: Tytan i jego stopy	1	4
Przydatność przewozowa transportu lotniczego w relacjach handlu zagranicznego	11	22	Obróbka i łączenie tytanu i jego stopów, cz. I. Obróbka cieplna tytanu i jego stopów	2	okł.
Transport lotniczy a handel zagraniczny	12	6	cz. II. Obróbka plastyczna tytanu i jego stopów	3	okł.
Dworak A.: Frezarka FYA-31 ze sterowaniem programowym	2	13	cz. III. Obróbka skrawaniem tytanu i jego stopów	6	28
Filipowski R.: Obliczanie Optymalnych Parametrów Skrawania (OPS) przy wykorzystaniu zasad programowania liniowego	3	11	Rajpert T.: Pomiary hałasu na lotnisku Okęcie	7	18
Gajewski T.: Analityczna metoda wyznaczania linii współpracy wentylatora i sprężarki z turbinami w dwuwiałowym silniku dwuprzepływowym	6	5	Romiczy J.: Wpływ liczby $R_e$ na charakterystyki profili	4	okł.
Pewne uwagi o polskiej terminologii lotniczo-silnikowej (artykuł dyskusyjny)	6	19	Rudiuk A.: Zwalczanie hałasu w samolocie pasażerskim	12	17
Glass A.: Szybowce na Mistrzostwach Świata w Lesznie 1968	5	1	Rzewski H.: Uszkodzenia silników turbinowych przez ciała obce	6	9
I. Najciekawsze konstrukcje klasy otwartej	11	10	Sikorski M.: XV-lecie Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych	9	1
II. Najciekawsze konstrukcje klasy standard	12	9	Sołtyk W.: Jaki powinien być samolot rolniczy? Wpływ czynników ekonomicznych na konstrukcję	10	13
Gołędzinowski A.: Tworzywa zbrojone włóknom	4	19	Wanat T.: Badania nieniszczące w lotnictwie komunikacyjnym	12	13
Skrawanie w wysokich temperaturach	10	19	Stafiej W.: Kryteria doboru profilu dla szybowca wysokowyczynowego	1	15
Grodecki M.: Radiowysokościomierze małych wysokośći	5	19		2	4
Gruchelski B.: Urządzenia do ciągłego badania stanu turbinowych silników odrzutowych	5	12	Stafiej W.: Zagraniczne i polskie szybowce w Lesznie 1968	10	10
Grzegorzewski J.: Zaplecze naukowo-badawcze przemysłu lotniczego w Polsce	6	14	Staniszewski R.: Elektroniczne urządzenia zapłonowe do silników tłokowych	5	15
O pewnych możliwościach elektrycznego modelowania procesów spalania	8	16	Szczeciński S.: Specyfika obciążeń działających na zespoły i części turbinowych silników dwuwiałowych i dwuprzepływowych	3	5
Ignas K.: Obliczenia maksymalnej grubości łopatkki na EMC „Odra” 1003	8	20	Węgrzyn B.: Amatorski ruch raketowy	1	2
Jancelewicz B.: Zastosowanie analizy całkowitej trwałości zmęczeniowej do oceny efektów ulepszenia przeciwzmęczeniowego	7	4	Wiślicki B.: Badanie paliw naftowych w małych laboratoryjnych komorach spalania	4	7
			Wótczek O.: XVIII Międzynarodowy Kongres Astronautyczny w Belgradzie	1	1
			Zawadzki A.: Ostatnie amerykańskie badania Księżycy	12	1

# Spis treści według zeszytów

## Zeszyt 1

Zielone światło dla lotnictwa komunikacyjnego	
B. Węgrzyn: Amatorski ruch raketowy	
A. Ciszewski, T. Radomski: Tytan i jego stopy	
P. Kreglicki: Tensometry półprzewodnikowe ich charakterystyka i zastosowanie	
W. Stafiej: Kryteria doboru profilu dla szybowca wysokowyczynowego	
NOWOSCI TECHNICZNE	15
KRONIKA	19
ROZNY SPIS TRESCI za rok 1967	23
POMOCE KONSTRUKTORSKIE TECHNIKI LOTNICZEJ i ASTRONAUTYCZNEJ: Pomoc inżyniera prob w locie. Nomogram krzywej dnia — opr. J. Perliński	25

## Zeszyt 2

O. Wolczek: XVIII Międzynarodowy Kongres Astronautyczny w Belgradzie	
W. Stafiej: Kryteria doboru profilu dla szybowca wysokowyczynowego (dokończenie)	4
Pamięci inżyniera Jerzego Dąbrowskiego	8
M. Rabenda, M. Jeż: Optymalizacja wyteżenia pewnego przypadku wysoko obciążonych śrub	9
A. Dworak, J. Kuciejewski, A. Łagwiński: Frezarka FYA-31 ze sterowaniem programowym	13
NOWOSCI TECHNICZNE	18
III Krajowa Konferencja Naukowo-Techniczna „Postępy w teorii i technice obróbki metali”	22
KRONIKA	23
NA PÓLKACH KSIĘGARSKICH	24
POMOCE KONSTRUKTORSKIE TECHNIKI LOTNICZEJ i ASTRONAUTYCZNEJ: Obróbka i łączenie tytanu i jego stopów. — oprac. A. Ciszewski, T. Radomski	

## Zeszyt 3

Z. Pączkowski: Znaczenie astronautyki dla rozwoju nauki i techniki	1
S. Szczeciński: Specyfika obciążeń działających na zespoły i części turbinowych silników dwuwałowych i dwuprzepływowych	5
S. Kotulski: Klimatyzacja kabiny samolotu „Condor”	9
R. Filipowski: Obliczanie optymalnych parametrów skrawania	11
W. Makulski: Pomiar drgań w technice lotniczej	15
NOWOSCI TECHNICZNE	21
KRONIKA	27
POMOCE KONSTRUKTORSKIE TECHNIKI LOTNICZEJ i ASTRONAUTYCZNEJ: Obróbka i łączenie tytanu i jego stopów — oprac. A. Ciszewski i T. Radomski	

## Zeszyt 4

A. Marks: Astronauca na zewnątrz kabiny „Gemini”	1
J. Maryniak: Warunki równowagi podłużnej szybowca holowanego i samolotu holującego w ustalonym locie poziomym	3
B. Wiślicki: Badanie paliw naftowych w małych laboratoryjnych komorach spalania	7
Ilościowe badania wytrzymałości zmęczeniowej — L. S. A. Gołędzinowski: Tworzywa zbrojone włóknem	12
NOWOSCI TECHNICZNE	19
KRONIKA	23
WIADOMOŚCI ZE ŚWIATA	22 i 27
POMOCE KONSTRUKTORSKIE TECHNIKI LOTNICZEJ i ASTRONAUTYCZNEJ: Wpływ liczby $R_e$ na charakterystyki profili — J. Romicki, Pomoc inżyniera prob w locie. Nomogram krzywej dnia — (dok.) — oprac. J. Perliński	28

## Zeszyt 5

A. Glass: Szybowce na Mistrzostwach Świata w Lesznie 1968	1
S. Borowik: Hydromagnetyczna technika sterowania obiektów latających	8
XI Szybowcowe Mistrzostwa Świata	11
B. Gruchelski: Urządzenia do ciągłego badania stanu silników odrzutowych	12
R. Staniszewski: Elektryczne urządzenia zapłonowe do silników tłokowych	15
M. Grodecki: Radiowysokościomierze małych wysokości	19
Korespondencja z terenu	22
Z. Łapiński: Lepkosprężystość w konstrukcjach i wyrobach z tworzyw sztucznych	23
NOWOSCI TECHNICZNE	27
WIADOMOŚCI ZE ŚWIATA	32
NA PÓLKACH KSIĘGARSKICH	32

Str.		Str.
1	POMOCE KONSTRUKTORSKIE TECHNIKI LOTNICZEJ i ASTRONAUTYCZNEJ: Wpływ liczby $R_e$ na charakterystyki profili (dok.) — oprac. M. Romicki	okł.
2	Z PRASY TECHNICZNEJ	okł.
4		
12		

## Zeszyt 6

okł.	W. Kordziński: Stan obecny i perspektywy dalszego rozwoju lotniczych silników turbinowych	1
	T. Gajewski: Analityczna metoda wyznaczania linii współpracy wentylatora i sprężarki z turbinami w dwuwałowym silniku dwuprzepływowym	5
	R. Bekesiński, H. Rzewski: Uszkodzenia silników turbinowych przez ciała obce	9
	J. Grzegorzewski: Zaplecze naukowo-badawcze przemysłu lotniczego w Polsce	14
	Przegląd prasy technicznej	18
	T. Gajewski: Pewne uwagi o polskiej terminologii lotniczo-silnikowej (artykuł dyskusyjny)	19
	W. Kordziński: W odpowiedzi na artykuł dra inż. T. Gajewskiego „Pewne uwagi o polskiej terminologii lotniczo-silnikowej”	20
	E. Jungowski: Kosmogoniczna teoria prof. G. A. Mołczyńskiego	222
	NOWOSCI TECHNICZNE	23
	APEL ZG SIMP	24
	Z działalności Sekcji Lotniczej SIMP	25
	NOTATKI ZE ŚWIATA	26
	KRONIKA	27
	NA PÓLKACH KSIĘGARSKICH	27
	POMOCE KONSTRUKTORSKIE TECHNIKI LOTNICZEJ i ASTRONAUTYCZNEJ: Obróbka i łączenie tytanu i jego stopów, cz. III. Obróbka skrawaniem tytanu i jego stopów — oprac. T. Radomski i A. Ciszewski	28

## Zeszyt 7

okł.	A. Marks: Niezawodność urządzeń kosmicznych	1
	Wspomnienie o Stefanie Drzewieckim	1
	B. Jancelewicz: Zastosowanie analizy całkowitej trwałości zmęczeniowej do oceny efektów ulepszenia przeciwmęczeniowego	4
	Z działalności Sekcji Lotniczej SIMP	8
	Ilościowe badania wytrzymałości zmęczeniowej (dok.) — S. L.	9
	KRONIKA	17
	T. Rajpert: Pomiar hałasu na lotnisku Okęcie	18
	NOWOSCI TECHNICZNE	22
	NOTATKI ZE ŚWIATA	27
	Sprzęt z zakresu techniki lotniczej na XXXVII MTP	27
	NA PÓLKACH KSIĘGARSKICH	28
	Przegląd prasy technicznej	28
okł.	POMOCE KONSTRUKTORSKIE TECHNIKI LOTNICZEJ i ASTRONAUTYCZNEJ: Obróbka i łączenie tytanu i jego stopów, cz. III. Obróbka skrawaniem tytanu i jego stopów — oprac. A. Ciszewski i T. Radomski	okł.

## Zeszyt 8

okł.	S. Bramski: Radzieckie badania kosmiczne	1
	R. Lewandowski: Stateczność podłużna rakiety niekierowanej w locie balistycznym	5
	Z. Brodzki: Niektóre zagadnienia dotyczące samolotu skróconego startu i lądowania	9
	J. Maryniak: Wpływ liny holowniczej na zmianę zapasu stateczności statycznej podłużnej szybowca holowanego i samolotu holującego	12
	J. Grzegorzewski: O pewnych możliwościach elektrycznego modelowania procesów spalania	16
	K. Ignas: Obliczenia maksymalnej grubości łopaty na EMC „Odra” 1003	20
	NOWOSCI TECHNICZNE	22
	Przegląd prasy technicznej	26
	NOTATKI ZE ŚWIATA	27
	KRONIKA	27
	Z działalności Sekcji Lotniczej SIMP	28
	NA PÓLKACH KSIĘGARSKICH	28

## Zeszyt 9

okł.	M. Sikorski: XV-lecie Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych	1
	Regulacja dyfuzorów wlotowych turbinowych silników odrzutowych	3
	Rejestracja magnetyczna w układach pomiarowych do prób samolotów w locie	8
	Tensometryczna aparatura do pomiarów statycznych i dynamicznych	12
	Z działalności Sekcji Lotniczej SIMP	14
	Analiza niektórych własności i wzorcowanie tensometrycznych czujników przyspieszeń	15
	Czujniki przemieszczeń i prędkości liniowych	20
	Wywoływacz błonotwórczy do defektoskopii barwnej	23
	Problemy szorstkości nawierzchni lotniskowych	25

Wstęp do dyskusji przedzjazdowej . . . . .	
POMOCE KONSTRUKTORSKIE TECHNIKI LOTNICZEJ i ASTRONAUTYCZNEJ: Pomoce inżyniera prób w locie — Nomogram do przeliczania prędkości równoważnej na prędkość równoważną poprawioną i odwrotnie . . . . .	okł.
<b>Zeszyt 10</b>	
Z okazji Jubileuszu . . . . .	1
B. Dostatni: Transport lotniczy jako czynnik polityki gospodarczej państwa . . . . .	3
M. Jendyk: Żywnienie astronautów w lotach kosmicznych . . . . .	6
W. Stafiej: Zagraniczne i polskie szybowce w Lesznie 1968 . . . . .	10
W. Sołtyk: Jaki powinien być samolot rolniczy? Wpływ czynników ekonomicznych na konstrukcję . . . . .	13
J. Janowski: Elektroniczne wyposażenie samolotu komunikacyjnego . . . . .	16
A. Gołędzinowski: Skrawanie w wysokich temperaturach . . . . .	19
Uchwała Zarządu Głównego Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Polskich Mechaników z dnia 29 lipca 1968 . . . . .	22
B. Piątkowski: Możliwość zastosowania odrzutowych samolotów dyspozycyjnych do szkolenia pilotów komunikacyjnych . . . . .	23
IATA — Regionalna Konferencja Techniczna Europy i Środkowego Wschodu . . . . .	26
NOWOŚCI TECHNICZNE . . . . .	27
KRONIKA . . . . .	32
POMOCE KONSTRUKTORSKIE TECHNIKI LOTNICZEJ i ASTRONAUTYCZNEJ: Pomoce inżyniera prób w locie. Nomogram do przeliczania prędkości równoważnej na prędkość równoważną poprawioną i odwrotnie — c.d. z nru 9/68 . . . . .	32
40-lecie Zrzeszenia Inżynierów Lotniczych . . . . .	II okł.

**Zeszyt 11**

J. P. Bratuchin: Rozwój badań naukowych w Moskiewskim Instytucie Lotniczym . . . . .	1
J. F. Obrazcow: Niektóre problemy wytrzymałości konstrukcji samolotów . . . . .	3
S. Kalesyński: Aeroflot . . . . .	6

		Str.
A. Glass: Szybowcowe Mistrzostwa Świata 1968. I. Najciekawsze konstrukcje klasy otwartej . . . . .		10
W. Kordziński: Warunki podobieństwa w badaniach silników turbinowych . . . . .		16
A. Kardymowicz: Przepisy dotyczące obciążeń samolotów a aktualne problemy obliczeniowe w tej dziedzinie . . . . .	okł.	20
B. Dostatni: Przydatność przewozowa transportu lotniczego w rejonach handlu zagranicznego . . . . .		22
W. Parczewski: Powierzchnie izotermiczne w troposferze . . . . .		25
NOWOŚCI TECHNICZNE . . . . .		28
A. Marks: Klimatyzacja kabin kosmicznych statków „Wostok” i „Woschod” . . . . .	II okł.	
POMOCE KONSTRUKTORSKIE TECHNIKI LOTNICZEJ i ASTRONAUTYCZNEJ: Pomoce inżyniera prób w locie. Nomogram do przeliczania prędkości równoważnej na prędkość równoważną poprawioną i odwrotnie — c.d. . . . .		III okł.
KRONIKA i NOTATKI ZE ŚWIATA . . . . .		IV okł.
Co piszą inni . . . . .		skrzydełko

**Zeszyt 12**

A. Zawadzki: Ostatnie amerykańskie badania Księżyca . . . . .	1
B. Dostatni: Transport lotniczy a handel zagraniczny . . . . .	6
A. Glass: Szybowcowe Mistrzostwa Świata 1968. II. Najciekawsze konstrukcje klasy standard . . . . .	9
R. Lewandowski: Stateczność podłużna rakiety nie kierowanej w locie balistycznym . . . . .	12
T. Wanat, J. Łabudźki: Badania nieniszczące w lotnictwie komunikacyjnym . . . . .	13
J. Lewitowicz: Badanie zużycia opon lotniczych metodą izotopową . . . . .	15
A. Rudiuk: Zwalczania hałasu w samolocie pasażerskim . . . . .	17
NOWOŚCI TECHNICZNE . . . . .	21
IATA — Konferencja Grupy Roboczej d.s. Paliw Lotniczych . . . . .	26
NA POŁKACH KSIĘGARSKICH . . . . .	27
ROZNY SPIS TREŚCI . . . . .	28
Lekki samolot wielocelowy Britten-Norman „Islander” . . . . .	II okł.
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZEJ . . . . .	IV okł.
Korespondencja z terenu . . . . .	
Dwa spotkania . . . . .	IV okł.
KRONIKA . . . . .	III okł.
NOTATKI ZE ŚWIATA . . . . .	III okł.
Co piszą inni . . . . .	skrzydełko

*Czytelnikom, Autorom i Sympatykom*  
*„Techniki Lotniczej i Astronautycznej”*  
*Serdeczne Życzenia*  
*Świąteczne i Noworoczne*  
*składa*  
*Zespół Redakcyjny*

ZAWADZKI A.

**Latest american explorations of the Moon**

In this article the two latest NASA programmes — Lunar Orbiter and Surveyor — are discussed. The purposes of these two programmes, the mission sequences of the vehicles Lunar Orbiter and Surveyor, the details of taking and telemetering to the Earth the pictures and the exploration results are presented.

GLASS A.

**Sailplanes of World Gliding Championships — 1968****II — The most interesting constructions of standard class.**

The article covers the problems of construction of the standard class sailplanes being shown during the 1968 World Gliding Championships. In the special focus are all the questions pertaining to the sailplanes as follow: Phoebus, Libelle, AS-W15, UTU. Beside it there have been presented the details of construction of other standard class sailplanes and the equipment of the sailplanes.

RUDIUK A.

**Suppressing the noise in passenger aircraft**

In this paper the aconstic measurements carried-out on four-engine passenger aircraft of polish design are presented. The results of measurements of noise level on the fuselage sur faces and inside the crew and passenger cabins before and after installing sound insulation are given. The insulation consists of vibration damping layer, perforated plates and covering textile. The comparison of measurement results demonstrates the sufficient effectiveness of insulation used, that suppriesses of insulation used, that suppriesses the noise in passenger cabin to the level required by the Lippert and Miller criterion. To noise lowering contribute also the noise suppressors installed on engine-outlet systems.

LEWITOWICZ J.

**Testing aircraft tire wear by the use of isotope method**

This paper presents the practical isotope method for testing wear of aircraft tire tread. The method is based on measurements using point source of  $\gamma$ -radiation located in tire tread. It ensures measuring accuracy by one order of magnitude increased in comparison with methods based on measurements of outer tire diameter.

# Co piszą inni...

## Bhp integralną częścią produkcji

Zapewnienie bezpiecznych i higienicznych warunków pracy jest obowiązkiem kierownictwa zakładów pracy (przedsiębiorstw, instytucji).

W zakres bhp wchodzi m. in.:

- 1) należyte rozplanowanie urządzeń, maszyn, budynków przemysłowych itp.,
- 2) bezpieczeństwo techniczne procesów produkcyjnych,
- 3) bezpieczna organizacja pracy,
- 4) wyposażenie w urządzenia higieniczno-sanitarne,
- 5) środki ochrony osobistej pracowników,
- 6) szkolenie pracowników w zakresie bhp,
- 7) kontrola lekarska,
- 8) przestrzeganie odpowiednich warunków pracy kobiet i młodocianych,
- 9) należyte zaplanowanie i zużycie środków finansowych na bhp,
- 10) zgłaszanie wypadków w zatrudnieniu i chorób zawodowych oraz analiza ich przyczyn.

Obowiązki bhp wynikają z ogólnych postanowień konstytucji i są określone licznymi przepisami, regulującymi szczegółowo bhp w różnych branżach i dziedzinach pracy.

Przepisy w zakresie bhp, doktryna i orzecznictwo sądowe stawiają przed personelem kierowniczym przedsiębiorstw bardzo wysokie i trudne zadania. Żąda się, by system bhp był optymalny, tj. zupełny, konkretny, realny, wewnętrznie przejrzysty, harmonijny i skuteczny.

O obowiązkach kierownictwa przedsiębiorstwa w zakresie bhp pisze „Ochrona Pracy” w nrze 10 z 1968 r.

## O sposobach zapobiegania wypadkom przy pracy na tokarkach

stosowanych w Anglii można się dowiedzieć z nru 10/68 „Ochrony Pracy”. Podane są tu najczęstsze przyczyny wypadków na tokarkach oraz ilustrowane rysunkami i fotografiami przykłady zabezpieczeń: różne osłony uchwyty i suportu, sercówki tokarskiej, zabezpieczenie klucza przed pomysłowym zostawieniem go w uchwycie tokarskim itp.

## O sposobie korzystania z patentowej literatury Belgii

można się dowiedzieć z nru 10/68 „Wynalazczości i Racjonalizacji”.

## Normowanie i określanie pracochłonności badań patentowych

Działająca od niedawna w naszych zakładach służba ochrony własności przemysłowej nie wypracowała jeszcze doświadczeń dotyczących normowania i określania pracochłonności badań patentowych. Niemniej jest to zagadnienie, którym należy się zająć. Celowe wydaje się wykorzystanie doświadczeń, jakie uzyskała w tym zakresie radziecka służba ochrony patentowej. Kierując się tą myślą Redakcja czasopisma „Wynalazczość i Racjonalizacja” zamieściła w nrze 10 z 1968 r. kilka artykułów dyskusyjnych opublikowanych ostatnio w radzieckim miesięczniku „Waprosy Izobrietatelstwa”.

## Przekładnie zębate zegarowe

Chociaż taka sama jest zasada działania przekładni zębatach zegarowych jak przekładni maszynowych, problematyka ich jest nieco inna. W odróżnieniu od przekładni maszynowych pracują one zawsze na sucho. O aktualnych problemach dotyczących przekładni chodu i przekładni zliczających w mechanizmach zegarowych pisze „Przegląd Mechaniczny” w nrze 17 z 1968 r. Omówione tu zostały rodzaje zażeń stosowanych obecnie w obu tych rodzajach przekładni zegarowych i przedstawiono wymagania, jakie się stawia tym przekładniom.

## Nowoczesna metoda kształtowania

Udarowe kształtowanie obrotowe nie powoduje strat materiałowych, charakteryzuje je mały koszt początkowego wyposażenia, mały koszt narzędzi i robocizny, większa wytrzymałość na rozciąganie materiału po tej operacji, lepsze wykończenie powierzchni. O zasadach udarowego kształtowania i korzyściach wynikających z jego stosowania pisze „Przegląd Techniki Brytyjskiej” w nrze 2 z 1968 r.

● 5 października br. zakłady lotnicze w Mielcu obchodzą swój 30-letni jubileusz. Budowę Państwowych Zakładów Lotniczych Wytwórni Płatowców Nr 2 (PZL WP2) w Mielcu rozpoczęto w 1937 r., a ukończono w 1938 r. Warto nadmienić, że właśnie w mieleckiej wytwórni samolotów powstała największa wówczas w Polsce hala o konstrukcji żelbetonowej z zewnętrzными odciegami wg projektu prof. S. Hempla\*.

W obchodach jubileuszowych wzięli udział między innymi minister J. Hryniewicz, przewodniczący CRZZ I. Łoga-Sowiński i przedstawiciele ambasady ZSRR. Zarząd Sekcji Lotniczej telegraficznie przekazał załodze WSK serdeczne powinszowania i życzenia rozwoju w naszej branży.

W roku 1938 Biuro Fabrykacji PZL WP 1 w Warszawie (Okęcie-Paluch) przygotowało produkcję samolotu bombowego „Łoś” dla fabryki mieleckiej. Równocześnie prowadzono nabor i przeszkolenie kadry technicznej. PZL WP2 rozpoczął produkcję w marcu 1939 r., wypuszczając pierwsze „Łosie”. Niestety już 7 września przeprowadzona została ewakuacja Zakładów. Poważny rozwój fabryki nastąpił dopiero po wyzwoleniu.

● Z okazji 25-lecia Ludowego Wojska Polskiego zorganizowana została na terenie Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych Ogólnowojskowa Wystawa Prac Wnalezczych. Ekspozycja obrazuje olbrzymi dorobek racjonalizatorów i wynalazców wojskowych, który wyraża się dużymi efektami ekonomicznymi uzyskanymi tylko w jednostkach lotniczych.

Wyniosły one:

2 000 900 zł w 1963 r. i  
11 963 000 zł w 1967 r.

W wystawie uczestniczyli: ITWL, Lotnicze Zakłady Remontowe, lotnicze jednostki specjalne i inne.

O dominacji lotnictwa w wojskowej wynalazczości pracowniczej i w ekspozycjach wystawy świadczy osiągnięte wyniki w konkursie racjonalizatorskim w 1968 r. I nagrodę otrzymał ppłk. mgr inż. Z. Otrowski.

● Otwarcie Międzynarodowego Dworca Lotniczego na Okęciu ma nastąpić w marcu 1969 r. Nowy port obliczony jest na milion pasażerów rocznie, przy czym ma on przejąć ruch zagraniczny i krajowy. Koncepcja ta budzi obawy, że nie uniknie się zatłoczenia pomieszczeń. Sugerujemy, aby pasażerski ruch krajowy oddzielić i pozostawić w dotychczasowym miejscu. Jak wiadomo, w przyszłości dla lotniczej komunikacji międzynarodowej i międzykontynentalnej zbudowane ma być nowe lotnisko i nowy port na terenie warszawskiego zespołu miejskiego, w odległości 20 do 30 km od miasta.

● W Katedrze Budowy Dróg i Ulic Politechniki Krakowskiej opracowano projekty przewidujące pokrycie prawie całego obszaru Polski południowej siecią lądowisk i heliportów. Projekty obejmują m.in. lądowiska w pobliżu Nowego Sącza, Rabki i Kryniczy oraz heliporty koło krynickiego szpitala i pod Wawelem.

● 1 października 1968 r. na lotnisku Okęcie wyładował samolot PLL „LOT” IL-14 z Paryża, na pokładzie którego przyjechał do Warszawy 5-milionowy pasażer w powojennej historii „LOT-u”.

● W 1968 r. niemal co 5 minut na płycie lotniska Okęcie lądował lub startował samolot komunikacyjny. Codziennie przez operacje portowe przechodziło 48 rejsowych samolotów linii zagranicznych. Ruch krajowy i zagraniczny wzrósł o około 20%. Przejście graniczne na Okęciu przekroczyło pół miliona osób.

● W latach 1960—66 liczba osób podróżujących samolotami w skali światowej powiększyła się o 90%, a liniami „LOT-u” prawie trzykrotnie (ze 176 do 494 tysięcy).

\* Po wojnie konstruktora iglicy na Wystawie Ziemi Odzyskanych we Wrocławiu.

cy). Dane za ostatnie lata wskazują, że co 3,5 roku podwaja się liczba pasażerów „LOT-u”. Przy aktualnej dynamice rozwoju lotnictwa w warszawskim porcie lotniczym w 1980 r. trzeba będzie odprawić około 9 milionów pasażerów. Taki ruch panuje obecnie na lotnisku Orly w Paryżu. Obsługa zagranicznych linii stała się ważnym instrumentem zdobywania dewiz dla gospodarki narodowej. Nie wolno więc hamować koniunktury przez skąpiecie czy zmniejszanie środków na niezbędne inwestycje w zakresie sprzętu latającego oraz organizacji i wyposażenia przyziemia.

● Nasz kraj zajmuje jedno z ostatnich miejsc w agrolotniczej działalności. Podczas gdy w Polsce tylko 6% uprawianej ziemi korzysta z zabiegów lotniczych (opryskiwanie, opylanie, nawożenie), to na Węgrzech i w NRD 22%, w Czechosłowacji 30%, zaś w Bułgarii 60%. Natomiast do eksportu znanych w świecie rolniczych „Gawronów” doszedł w ostatnich latach eksport usług agrolotniczych WSK Okęcie: w Austrii, Tunezji, Libii, Sudanie, zaś w 1968 r. w Zjednoczonej Republice Arabskiej.

● Gdański Urząd Morski ma w eksploatacji samolot „Morava” produkcji CSRS. Jest on przeznaczony do rozpoznania lądowego i ratownictwa morskiego. Samo-

lot jest 5-osobowy o zasięgu 1200 km, co odpowiada 5 godzinom lotu, wyposażony jest w kompletny system radiowo-nawigacyjny oraz urządzenie do ratowania ludzi na morzu.

● Z okazji 40-lecia Aeroklubu Krakowskiego przybyła z Anglii delegacja Stowarzyszenia Królewskich Sił Powietrznych (grupującego m.in. polskich pilotów walczących w obronie W. Brytanii) przekazała szereg pamiątek. Stowarzyszenie ofiarować ma również do Muzeum Lotnictwa egzemplarz „Spritfira”.

● Przed 30 laty polscy baloniarze A. Janusz i F. Janik zdobyli po raz ostatni przed wojną słynne trofeum: Puchar Gordon-Benneta. Z okazji 30-lecia tego zwycięstwa w Gliwicach na Stadionie Dwudziestolecia wystartował balon „Kattowice” z 5-osobową załogą. Kapitanem tego lotu był jubilat, inż. F. Janik, prof. Politechniki Warszawskiej. Balon ten miał pojemność 2200 m<sup>3</sup>.

● W dęblńskiej „Szkoła Orłąt” przebywała 300-osobowa grupa nauczycieli z województw południowo-wschodnich kraju. Zapoznała się ona z tradycjami lotnictwa polskiego oraz stosowanymi metodami szkolenia i wychowania.

## Uwagi do artykułu mgra inż. W. Sołtyka „Jaki powinien być samolot rolniczy?”

629.138—473

Nie kwestionując w zasadzie wniosków, do jakich doszedł mgr inż. W. Sołtyk w artykule „Jaki powinien być samolot rolniczy?” (Technika Lotnicza i Astronautyczna, nr 10 z 1968 r.) na temat wyboru parametrów samolotu rolniczego, warto zwrócić uwagę na fakt, że jak dotychczas wnioski te nie znajdują potwierdzenia w praktyce. Jak widać z przytoczonego poniżej zestawienia, większość stosowanych obecnie samolotów rolniczych ma silniki o mocy 200—300 KM i udźwieg środków chemicznych 500—700 kg, w porównaniu z postulowaną przez autora mocą trwałą 800 KM (czyli mocą startową ok. 1000 KM) i udźwieg 1500 kg. Również prędkości przelotowe tych samolotów są mniejsze od proponowanej w omawianym artykule. Należy podkreślić, że znaczna część spośród zestawionych w tabeli samolotów została zaprojektowana w ciągu ostatnich lat po gruntownym rozpoznaniu potrzeb rynku. I dlatego można żałować, że autor artykułu nie próbował wy-

jaśnić rozbieżności między wynikami przeprowadzonej przez siebie analizy wpływu czynników ekonomicznych na parametry samolotów rolniczych a parametrami budowanych obecnie samolotów rolniczych. Nie wydaje się, aby były one związane z lokalnymi warunkami eksploatacyjnymi, można natomiast przypuszczać, że rozbieżności te są wynikiem np. istniejących w przypadku lekkich samolotów większych możliwości operowania z małych, gruntowych lądowisk, co zmniejsza koszty ich przygotowania i ułatwia użytkowanie bliżej obrabianych terenów (skrócenie dolotu), a także zwiększa manewrowość tych samolotów i związane z tym większe bezpieczeństwo przeprowadzania zabiegów rolniczych. Pewne znaczenie mogą mieć również koszty powstające w przypadku straty samolotu. Należy sobie życzyć, aby na temat poruszonego zagadnienia wypowiedzieli się poza autorem artykułu również inni specjaliści z dziedziny samolotów rolniczych.

mgr inż. W. Kordziński

Typ samolotu	Kraj	Moc startowa silnika [KM]	Udźwieg środków chemicz. [kg]	Ciężar całkowity [kg]	Prędkość przelotowa [km/h]
DINFIA A53	Argentyna	225—235	ok. 500	1525	185
Y.M „Cropmaster”	Australia	285	711	1683	207
Transavia PL12 „Airtruk”	Australia	285	907	1855	222
Z-37 „Cmelak”	Czechosłowacja	310	600	1850	185
UTVA-65 „Privrednik”	Jugosławia	270—350	ok. 950	1760—1890	176—192
Fletcher FU-24	N. Zelandia	260	730	1588	204
Waitomo „Airtruk”	N. Zelandia	550	1230	3266	209
Cessna „Agwagon”	USA	230	—	1497	—
Distributor Wing DW-1	USA	290 + 150	ok. 900	2360	240
Gail 202A „Golduster”	USA	190	454	—	145
Grunman „Ag-Cat”	USA	300	544	1700	130
IMCO Call Air A-9	USA	235	567	—	177
Piper PA-25 „Pawnee” B	USA	235	544	—	161
Snow S-2C	USA	450	907	—	185
Transland Ag-2	USA	600 600	1360	—	193
			1089	3493	177

● Sekcja Lotnicza przy Oddziale Wojewódzkim SIMP w Bydgoszczy z okazji 25-lecia Ludowego Wojska Polskiego oraz 50-lecia polskiego lotnictwa wojskowego zorganizowała 22.9. br. Sympozjum Historyczne, poświęcone rozwojowi i tradycjom lotnictwa polskiego. W czasie spotkania, w którym uczestniczyło około stu przedstawicieli trzech pokoleń lotników, wygłoszono referaty i przeprowadzono dyskusję. Obrady, dyskusja (która częstokroć doprowadzała do zaskakujących wyników i ustaleń), a potem w przyjacielskiej atmosferze wspomnienia lotnicze weteranów dwóch wojen światowych przeciągnęły się do późnej nocy. Bydgoskiemu Sympozjum Historycznemu poświęcony będzie oddzielny artykuł na łamach TL i A.

● 23. IX. br. w Ośrodku Postępu Technicznego w Katowicach odbyło się plenarne zebranie Zarządu Głównego SIMP, na którym członkowie prezydium SL SIMP przekazali informacje na temat przebiegu dyskusji nad tezami na V Zjazd PZPR. Należy podkreślić ożywioną i cenną działalność przedzjazdową, którą rozwinęły Oddział Sekcji Lotniczej SIMP w Poznaniu oraz Koło SIMP przy Szybocowym Zakładzie Doświadczalnym w Bielsku-Białej.

● Zarząd Sekcji zwrócił się do swych oddziałów i kół zakładowych prosząc o poinformowanie o przebiegu realizacji Uchwały Zarządu Głównego SIMP w sprawie udziału członków naszego sto-

warzyszenia w dyskusji nad tezami na V Zjazd Partii.

● 17 i 18 października br. odbyła się w Lublinie Konferencja Naukowo-Techniczna na temat klejenia metali zorganizowana przez Koło SIMP przy WSK Świdnik oraz Zarząd Okręgu Lubelskiego SIMP przy współpracy Instytutu Lotnictwa.

Konferencja zgromadziła około 150 uczestników i dzięki znacznej ilości fachowych odczytów wygłoszonych przez naukowców i praktyków z Instytutu Lotnictwa, WAT, Instytutu Tworzyw Sztucznych, WSK Świdnik, oraz specjalistów z NRD i Czechosłowacji była na wysokim poziomie. Drugi dzień konferencji przeznaczony był na zwiedzanie Wydziału Klejowego WSK i wysłuchanie okolicznościowych referatów.

● Zarząd Sekcji Lotniczej zwrócił się z apelem do kół simpowskich w sprawie pozyskania korespondentów terenowych dla Redakcji „Techniki Lotniczej i Astronautycznej”. Łączymy na to, że korespondencja z ośrodków lotniczych wpłynie na uatrakcyjnienie czasopisma i zwiększenie ilości prenumeratorów. Korespondencja powinna zawierać informacje o nowych rozwiązaniach technicznych, pracy zakładowego koła SIMP, o działalności miejscowego Oddziału Sekcji Lotniczej, o życiu zakładu, o pracy Aeroklubu itp. O ile to możliwe, informacje powinny być ilustrowane fo-

tografiami. Opublikowane w „Technice Lotniczej i Astronautycznej” materiały będą płatne wg obowiązujących stawek autorskich.

● Numer 40 z dn. 6. X. 68 r. „Skrzydlatej Polski” ukazał się pod hasłem Sekcji Lotniczej SIMP i wiele miejsca poświęcił popularyzacji miesięcznika „Technika Lotnicza i Astronautyczna”. O działalności Sekcji Lotniczej pisze w tym numerze jej przewodniczący, mgr inż. T. Kostia, a o 30-letniej działalności „Techniki Lotniczej” redakcja.

● Zarząd Sekcji Lotniczej ustalił następujący terminarz zebrań w 1969 r.: 9. I. 69 — wspólne zebranie zarządów: Sekcji Lotniczej ZG i Oddziału SL SIMP w Poznaniu,

6. II. 69 — zebranie Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP w Warszawie,

6. III. 69 — wspólne zebranie zarządów: Sekcji Lotniczej SIMP i Koła SIMP przy Instytucie Lotnictwa w Warszawie,

3. IV. 69 — zebranie Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP z udziałem przewodniczących zarządów kół zakładowych i oddziałów Sekcji Lotniczej SIMP w Warszawie,

8. V. 69 — zebranie Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP, poświęcone przygotowaniom do walnego zgromadzenia członków, czerwiec 1969 — zebranie sprawozdawczo-wyborcze Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP.

## NOTATKI ZE ŚWIATA

■ Lotnictwo komunikacyjne szybko wprowadza samoloty turboodrzutowe. Przed 10 laty w eksploatacji było zaledwie 12 samolotów tego typu, obecnie ich liczba zbliża się do 2500. Wielkie samoloty odrzutowe mimo wysokiej ceny zaczynają się sówicie opłacać. Chociaż stanowią one zaledwie 35% ogólnej liczby samolotów eksploatowanych przez linie lotnicze, wykonują aż 85% całej pracy przewozowej.

■ Przedstawiciel „Aeroflotu” oświadczył, że linia lotnicza łącząca stolicę ZSRR z Nowym Jorkiem stanowi dla przedsiębiorstwa dalsze ogniwo międzykontynentalnego szlaku łączącego Azję z Ameryką. Pierwsze ogniwo tej wielkiej trasy powietrznej uruchomione zostało przez „Aeroflot” w 1967 r., gdy oddano do eksploatacji regularną linię lotniczą łączącą Moskwę z Tokio. „Aeroflot” nosi się z zamiarem uruchomienia w najbliższym czasie nowych linii regularnych, które połączą Związek Radziecki z Ameryką Południową, jak również z Australią.

■ Z Leningradu prowadzi już 8 szlaków bezpośrednich do innych krajów, a mianowicie linie lotnicze do: Helsinek, Sztokholmu, Londynu, Paryża, Pragi, Warszawy, Berlina i Amsterdamu. Na szlakach tych zatrudnione zostały 70-osobowe samoloty radzieckie typu TU-134 bądź też samoloty innych towarzystw lotniczych.

■ W Kanadzie, Francji i USA przeprowadzono badania statystyczne na temat zderzeń samolotów z ptakami. Na liniach kanadyjskich w ciągu 7 lat zanotowano prawie 1000 zderzeń. W Stanach Zjednoczonych tyleż zderzeń zanotowano w

ciągu 3 lat. Badania pozwoliły stwierdzić, że najniebezpieczniejsze są miesiące jesiennych i wiosennych masowych wędrówek ptaków.

■ Czechosłowacja w ostatnich sześciu latach eksportowała 6000 samolotów do 50 krajów. Największym odbiorcą samolotów sportowych, szkolno-treningowych oraz rolniczych jest Związek Radziecki.

■ Ekspertci stwierdzają, że samolot „Mirage” 5, który kosztuje 5 mln franków, jest tańszy i szybszy od szwedzkiego „Drakena”, angielskiego „Lightinga” czy amerykańskiego F 5. Samolot „Mirage” 5 osiąga niezwykłą manewrowość operacyjną, ma wyjątkowe walory nawet w lotach na małej wysokości, zadziwiająca siła ognia, prostotę konstrukcji i dużą ekonomiczność. Praktycznie samolot jest całkowicie zautomatyzowany. Samoloty „Mirage” robią obecnie wielką karierę w wielu krajach. Niezależnie od zakupu gotowych samolotów „Mirage” niektóre kraje, jak np. Australia i Szwecja zakupiły we Francji licencję na produkcję silników „Atar”, w które zamierzają wyposażyć własne samoloty.

● Kosmiczny radar, początkowo zaprojektowany dla amerykańskich pojazdów automatycznych, które miały miękko lądować na Księżycu, znajdzie zastosowanie w lotnictwie. Zostanie on zastosowany w amerykańskich samolotach wojskowych krótkiego oraz pionowego startu i lądowania, a także w śmigłowcach. Ciężar całego urządzenia radarowego wynosi ok. 25 kg i może być stosowane na wysokościach od 6 do 10 km.

■ W Stanach Zjednoczonych AP znajduje się obecnie 9209 cywilnych lotnisk

ładowych, 307 wodnych oraz 419 dla śmigłowców. Ogółem istnieje więc 10 015 miejsc do lądowania i wodowania.

■ Największy poduszkiowiec na świecie „Mountbatten Class” SRN4 odbywa regularne rejsy na trasie — Dover — Boulogne w służbie Brytyjskich Linii Kolejowych. Przewozi on pasażerów i ich pojazdy przez kanał La Manche w 35 min.

■ W Bejrucie odbyła się konferencja arabskich pilotów, na której postanowiono powołać do życia Zrzeszenie Pilotów Arabskich. Honorowym prezesem zrzeszenia został król Jordanii Hussain.

■ W konferencji wiedeńskiej ONZ, poświęconej badaniom i pokojowemu wykorzystaniu przestrzeni kosmicznej, wzięło udział około 600 uczonych z 74 krajów świata, a także przedstawiciele 13 międzynarodowych organizacji. Do uczestników konferencji papież Paweł VI nadał orędzie, proponując opracowanie prawa kosmicznego.

■ 8 krajów socjalistycznych wystąpiło z inicjatywą powołania do życia pod auspicjami ONZ międzynarodowej organizacji o nazwie „Intersputnik”. Zadaniem organizacji byłoby ustanowienie i kierowanie światowym systemem sztucznych satelitów Ziemi.

■ W Moskwie odbyła się narada grupy uczonych krajów socjalistycznych specjalistów od zagadnień fizyki kosmicznej, na której postanowiono, że w latach 1969—1970 wysłane zostaną w Kosmos pierwsze sztuczne satelity Ziemi z aparaturą skonstruowaną przez uczonych z krajów wchodzących w skład „kosmicznej osemki” (Bułgaria, Czechosłowacja, Mongolia, NRD, Polska, Rumunia, Węgry, ZSRR).