

technika  
lotnicza  
i astronautyczna

1966

**1**

The right side of the cover features a large, abstract geometric design. It consists of a vertical blue triangle pointing to the right, a horizontal red triangle pointing to the left, and a black rectangle positioned in the center where the two triangles meet. The background is a light cream color.

# DO NASZYCH DOTYCHCZASOWYCH I PRZYSZYŁYCH CZYTELNIKÓW

Zmieniamy profil naszego czasopisma. Czynimy to na zapotrzebowanie społeczne, czynimy to dla Was, Czytelnicy.

Wielu z Was pamięta, że **TECHNIKA LOTNICZA** przeszła już poważną reorganizację przed pięciu laty. Pismo przestało być wtedy elitarnym periodykiem dla wąskiego grona naukowców — a zyskało szeroki wachlarz Czytelników spośród inżynierów i techników — praktyków: konstruktorów, technologów, organizatorów.

Od kilku już lat — wierni zasadzie informowania Czytelników o nowościach dotyczących sprzętu latającego — publikujemy informacje lub sporadyczne artykuły na temat raket, sztucznych satelitów czy podboju Kosmosu.

Dziś, gdy już nie tylko Polska lecz nawet Indonezja — wysyła w stratosferę rakiety meteorologiczne, gdy amerykański „Early Bird”, radziecka „Molnia”, czy kanadyjski „Skowronek” łączą narody przez telewizję czy radiofonie, gdy ludzkość wchodzi w erę budowania laboratorium w Kosmosie — pora nam oficjalnie wprowadzić astronautykę na łamy „Techniki Lotniczej”, dokumentując to w tytule czasopisma, które począwszy od tego zeszytu zmienia nazwę na **TECHNIKA LOTNICZA I ASTRONAUTYCZNA**.

Astronautyka będzie reprezentowana w każdym zeszycie przez artykuł naukowo-techniczny i informacje o nowościach z tej dziedziny w stałej rubryce „Nowości Techniczne”.

Pod względem tematyki mniej więcej czwarta część zeszytu przypadnie na samoloty, rakiety i statki kosmiczne. łącznie zaś z opisem wyposażenia i pokrewnymi zagadnieniami sterowania oraz automatyki — prawie pół zeszytu poświęcimy tym gałęziom wiedzy.

Następnie, problemy konstrukcyjne, nowości techniczne i kronika zajmą poważną część materiałów redakcyjnych,

zaś problemy naukowe i badawcze oraz zagadnienia eksploatacyjne około 30% objętości pisma. Ponadto, zamierzamy rozszerzyć tematykę eksploatacyjną, komunikacji lotniczej oraz wprowadzić cykl artykułów popularyzujących nową technikę i organizację w przemyśle lotniczym.

Dzielimy się również z naszymi Czytelnikami pomysłem wiadomością, że Kolegium Redakcyjne powiększy się o specjalistę z dziedziny astronautyki oraz o dwóch członków-korespondentów z poważnych zakładów lotniczych, znanych aktywistów postępu technicznego.

Wydawca — Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT rozpoczęły starania o zwiększenie przydziału papieru i, być może, już niedługo objętość naszego pisma będzie powiększona do 32 stron. Zmieniamy również szatę graficzną. Oprócz nowej komunikatywnej okładki, wprowadzimy bardziej atrakcyjny układ wewnątrz pisma. Przez zmianę szerokości szpalt oraz nowe winiety, staranniejsze opracowanie ilustracji i fotografii a także inne zmiany postaramy się, aby pismo nasze było ładniejsze.

Jak wiemy, „Pomoce Konstruktorskie” cieszą się dużą popularnością wśród pracowników technicznych lotnictwa i dlatego zamierzamy drukować je wewnątrz numeru na środkowych stronach, które można będzie oddzielnie kompletować.

Wreszcie informujemy, że Redakcja TL i A z okazji ważnych imprez bądź rocznic interesujących naszych Czytelników — będzie wydawała zeszyty specjalne poświęcone danemu wydarzeniu lub problemowi.

Wydaje nam się jednak niezbędne uprzedzić Czytelników, że zmiany tematyki pisma będą zachodzić stopniowo, w miarę dopływu materiałów redakcyjnych, odpowiadających nowemu profilowi naszego miesięcznika.

Mamy nadzieję, że nasze zamierzenia spotkają się z przychylną oceną Czytelników.

Kolegium Redakcyjne

## TREŚĆ ZESZYTU

	Str.
<b>M. Łyżwiński:</b> Źródła i przemiany energii w nowych napędach raketowych	2
<b>T. Rajpert:</b> Zwalczanie hałasu wywołanego przez strumienie gazu spalinowego, część III	6
<b>A. Didkowski:</b> Spawanie łukowo-argonowe stopów magnezu	12
Charakterystyki burzliwości atmosfery na europejskich liniach lotniczych	16
O akcjach lotniczych w rolnictwie — <b>Z.</b>	21
<b>NOWOŚCI TECHNICZNE — W. K. i A. G.</b>	22
<b>KRONIKA</b>	26
<b>NOTATKI ZE ŚWIATA</b>	27
<b>WIADOMOŚCI SIMP</b>	27
<b>POMOCE KONSTRUKTORSKIE TECHNIKI LOTNICZEJ — oprac.: A. Ciszewski i T. Radomski</b>	28

## СОДЕРЖАНИЕ

	Стр.
<b>М. Лыжвинский:</b> Источники и превращения энергии в новых ракетных приводах	2
<b>Т. Райперт:</b> Преодоление шума вызываемого струей отходящего газа, часть III	6
<b>А. Дидковский:</b> Дугово-аргоновая сварка магниевых сплавов	12
Характеристики турбулентности атмосферы на европейских воздушных трассах	16
О АВИАЦИОННЫХ ДЕЙСТВИЯХ В СЕЛЬСКОМ ХОЗЯЙСТВЕ — <b>З.</b>	21
<b>ТЕХНИЧЕСКИЕ НОВОСТИ — W.K. i A.G.</b>	22
<b>ХРОНИКА</b>	26
<b>ЗАМЕТКИ ИЗ МИРА</b>	27
<b>ВЕДОМОСТИ — S.I.M.P.</b>	27
<b>КОНСТРУКТОРСКИЕ ПОСОБИЯ ТЕХНИКИ —обработ.: А. Ciszewski и Т. Radomski</b>	28

## CONTENTS

	Page
<b>M. Łyżwiński:</b> Energy sources and energy conversion in advanced rocket propulsion	2
<b>T. Rajpert:</b> Counteracting the noise developed by engine outlet jets, part III	6
<b>A. Didkowski:</b> Gas tungsten-arc welding of magnesium alloys	12
Turbulence characteristics of the atmosphere on european airways	16
<b>AVIATION OPERATIONS IN AGRICULTURE — Z.</b>	21
<b>TECHNICAL NEWS — W.K. and A.G.</b>	22
<b>THE CHRONICLE</b>	26
<b>NOTES FROM THE WORLD</b>	27
<b>SIMP INFORMATION</b>	27
<b>DESIGNER'S DATA SHEETS: A. Ciszewski and T. Radomski:</b> Material used in aviation structures, part XVI (VIII continuation)	28



WYDAWNICTWA  
CZASOPISM  
TECHNICZNYCH NOT  
Warszawa,  
Czackiego 3/5

### KOLEGIUM REDAKCYJNE

Redaktor naczelny mgr inż. S. SULIKOWSKI

Redaktorzy działowi: mgr inż. A. GOŁĘDZINOWSKI, mgr inż. W. KORDZIŃSKI, mgr inż. S. JASSOTA, mgr inż. W. ZAREMBA

Sekretarz red. M. K. SZURMAK

Red. techniczny D. PIETRZYKOWSKA

### RADA PROGRAMOWA

mgr inż. J. GRZEGORZEWSKI, inż. W. JANUSZ, mgr inż. W. JUNG, mgr inż. A. JAWORSKI, mgr inż. H. KRAJEWSKI, mgr inż. M. KWIATKOWSKI, inż. R. MACHNOWSKI, mgr inż. W. PIETRZAK, mgr inż. K. SZUMIELEWICZ, mgr inż. B. TRALA, mgr inż. K. WÓJCICKI

REDAKCJA: Warszawa, Czackiego 3/5, tel. 27-25-53

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

Wrocławska Drukarnia Dziecowa, Zai 1573/A — Z-5 Nakład 1000 egz. Papier druk sat. kl. IV, 70 g, 61 × 86.

Cena pojedynczego egz. zł 12.—

Prenumerata roczna zł 144.—



# technika lotnicza i astronautyczna

MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH

## V Kongres Techników Polskich

Jesteśmy w przededniu otwarcia kolejnego Kongresu Techników Polskich, Kongresu, w którym — wśród przedstawicieli innych branż — wezmą udział reprezentanci pracowników lotnictwa.

I gdy toczyć się będą obrady w wielkiej sali Domu Kultury w Zabrzu technicy i inżynierowie naszej branży, pracownicy przemysłu lotniczego i naukowcy, personel latający i członkowie obsługi technicznej lotnictwa uważnie będą śledzić przebieg dyskusji kongresowej. Oczekiwac i liczyć bowiem będą na powstanie klimatu, w którym technika polska wzięć musi rozbrat z przestarzałymi metodami, w którym ugruntują się jej pozytywy i ekonomika przedsięwzięć oraz wytyczona zostanie zielona droga dla nowoczesności.

Dobiegła końca realizacja planu lat 1961—1965, która przyniosła wzrost produkcji przemysłowej ponad 48%, w czym przyrost produkcji przemysłu maszynowego — powyżej 91%.

Dynamiczny rozwój przemysłu spowodował zmianę struktury zatrudnienia, charakteryzującą się wzrostem udziału kadry inżynieryjno-technicznej o przeszło 26%.

Wytyczne dla kierunków rozwojowych bieżącego 5-lecia oparte są na założeniach daleko idącego postępu w dziedzinie nauki i techniki. Podniesienie nowoczesności i jakości produkcji ma doprowadzić 60% wyrobów przemysłowych do poziomu światowego. Osiągnięcie tych wyników powinna zapewnić działalność ekonomiczna, techniczno-organizacyjna i społeczno-wychowawcza, nasza — tj. pracowników technicznych.

Z wiarą odnosimy się do prac V Kongresu, bowiem z wdrożeniem jego uchwał w życie wiążemy nadzieję na realizację postawionych ambitnych zadań, na wprowadzenie rzeczywistego postępu w technice naszego kraju i lepsze nią zarządzanie.

V Kongres Techników Polskich poprzedziła organiczna praca w dwunastu sekcjach problemowych, które opracowały podstawowe tezy do dyskusji przedkongresowej.

Poniżej podajemy tematykę prac Sekcji Kongresu, poświęcając szerszą charakterystykę tym problemom, które — z natury swej — wiążą się ze stanem i rozwojem naszej branży.

Sekcja I pod przewodnictwem mgra inż. J. Hrynkiewicza zajęła się „Problemami nowoczesności produkcji i poprawy jej jakości”. W telegraficznym skrócie wymieńmy te problemy. Chodzi tu m.in. o wprowadzenie kryteriów nowoczesności i właściwej jakości wyrobów, o ustalenie zadań w zakresie konstrukcji i technologii oraz zaopatrzenia w materiały, surowce i półfabrykaty. Chodzi dalej o postulowanie standaryzacji, normalizacji i ochrony patentowej, o szersze wykorzystanie wzorów i doświadczeń zagranicznych, o właściwe postawienie zagadnień kontroli technicznej.

Sekcja II pod kierunkiem prof. dra inż. J. Kaczmarka opracowała zagadnienie „Doskonalenia warsztatu pracy twórczej inżyniera i technika”. Określono zadania kadry technicznej w realizacji planu gospodarczego 1966—70 oraz w rozwoju techniki w latach następnych. Omówiono postępowe metody pracy inżyniera i technika oraz czynniki warunkujące efektywność ich działalności w zakładach produkcyjnych, biurach projektowych, instytucjach i placówkach naukowych. Zanalizowano rolę informacji technicznej oraz fachowego piśmiennictwa.

Sekcja III prowadzona przez mgra inż. J. Chylińskiego opracowała „Kierunki rozwoju produkcji przemysłu elektromaszynowego, jako głównego dostawcy maszyn i urządzeń, decydującego o postępie i wydajności w całej gospodarce narodowej”.

Sekcja IV pod przewodnictwem prof. dra inż. J. Kożuchowskiego zajęła się „Zagadnieniami mechanizacji i automatyzacji w gospodarce narodowej”.

Sekcja V, VI i VII opracowały tezy do „Problemów chemizacji gospodarki narodowej”, „Problemów produkcji i wykorzystania energii i paliw”, wreszcie „Problemów produkcji i wykorzystania podstawowych surowców i półfabrykatów”.

Sekcja VIII zajęła się „Intensyfikacją gospodarki rolnej i problemami przetwórstwa”.

Sekcja IX — pod przewodnictwem prof. dra inż. Z. Zbichorskiego — przeanalizowała „Zagadnienia ekonomiki i organizacji produkcji oraz nowoczesne metody i środki techniczne w systemie zarządzania”.

Tematyką też były przede wszystkim „Zagadnienia stosowania zasad naukowej organizacji pracy oraz środków technicznych w zarządzaniu i w pracach inżynierskich”. Ponadto objęto analizą: rachunek ekonomiczny w postępie technicznym, inwestycjach i pracach badawczych, metody planowania i zarządzania w zakładach pracy i w branżach, wreszcie problematykę likwidacji czynników osłabiających inicjatywę i hamujących podejmowanie decyzji.

Sekcja X opracowała „Techniczno-organizacyjne problemy planowania przestrzennego”, zaś Sekcja XI — pod kierunkiem prof. J. Tymowskiego — zajęła się zagadnieniami „Kadr technicznych”.

Z kolei ostatnia — Sekcja XII — zestawiła dorobek ruchu stowarzyszeniowego w 20-letnim okresie istnienia PRL. Grupa społeczników, działająca w tej sekcji, wysunęła szereg wartościowych tez, zmierzających do określenia dalszych kierunków umocnienia i rozwoju stowarzyszeń naukowo-technicznych.

Opracowane przez sekcje tezy były tematem dyskusji w przeszło 4000 zakładów przemysłowych z udziałem około 50 tys. osób oraz na dziewięciu konferencjach wojewódzkich.

Jednak organizatorzy Kongresu nie poprzestali na pracach przygotowawczych prowadzonych centralnie. 62 wybrane zakłady miały prawo indywidualnie zgłaszać wnioski. Wśród zakładów tych znalazły się również wytwórnie sprzętu komunikacyjnego.

Należy zadać pytanie, czy polski techniczny świat lotniczy jest dostatecznie usatysfakcjonowany opracowanymi tezami i stawianą przed Kongresem tematyką.

Odpowiadamy. W ujęciu ogólnym — tak. Jednak oceniając prace przedkongresowe w aspekcie programowo-tematycznym, dajemy wyraz przekonaniu, że Sekcja III pracująca pod kierunkiem min. J. Chylińskiego, (który tak mocno był związany z lotnictwem) powinna postawić kropkę nad „i”.

Bo jeżeli...

— w 1964 r. udział eksportu maszyn i urządzeń wynosił dla Polski 33,4%, zaś dla Czechosłowacji — 47%,

— mamy w rozpoczętym pięcioleciu znacznie większy udział produkcji wyrobów precyzyjnych i asortymentów o wysokim stopniu uszlachetnienia,

— wiadomo, że eksport samochodu czy okrętu przyniesie 2—5 dol., zaś eksport konstrukcji lotniczej 150—1000 dol. za 1 kg ciężaru,

... to należy chronić przed wypieraniem z zakładów, popierać i rozwijać produkcję nowoczesnego SPRZĘTU I OSPRZĘTU LOTNICZEGO.

Zaś w tezach Sekcji III wśród kierunków rozwoju produkcji elektromaszynowej — obok chemii i środków łączności — należy umieścić PRZEMYSŁ LOTNICZY.

# Źródła i przemiany energii w nowych napędach raketowych

*W artykule ogólnie rozważono źródła energii możliwe do wykorzystania w napędach raketowych. Podano krótki zarys metod wytwarzania ciągu w napędach typu raketowego. Artykuł omawia nowe rozwiązania napędów raketowych znajdujących się obecnie w stadium niedojrzałych technicznie opracowań.*

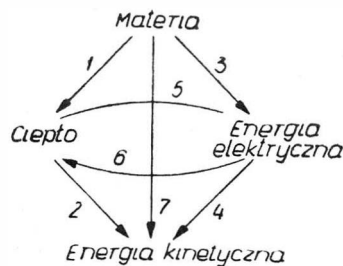
Działanie silnika raketowego opiera się na ogólnej zasadzie zachowania pędu środka masy układu, wynikającej z praw Newtona. Układ materialny stanowi rakietę z zespołem napędowym oraz wypływający czynnik roboczy, np. spaliny. Model silnika raketowego pracującego na chemicznych materiałach pędnych odznacza się szczególną prostotą konstrukcyjną.

Efekt raketowy można uzyskać również w wyniku innych łańcuchów przemian energii, prowadzi to jednak do konstrukcji znacznie różniących się od ogólnie znanych i stosowanych silników raketowych. Zasada zachowania pędu środka masy układu w odniesieniu do napędu raketowego może być wykorzystywana wieloma różnymi sposobami.

W silniku raketowym czynnikiem roboczym w sensie substancji, której ruch daje w efekcie ciąg, mogą być spaliny, gazy neutralne, gazy zjonizowane — plazma, jony, produkty rozpadu jądrowego i wreszcie materia w postaci polowej, np. fotony. Procesy przemian energii w napędach odrzutowych sprowadzają się w ogólnym wyniku do wyzwolenia energii z materii i przekształcania jej w energię kinetyczną strumienia wylotowego. Łańcuch przemian energii w napędach raketowych kończy się na energii ruchu czynnika roboczego. Pośredniczącymi w tych przemianach ogniwami — formami energii jest ciepło i energia elektryczna (rys. 1).

1. Schemat ilustrujący przemiany energii w różnych napędach raketowych:

konwersja energii źródła wg przemian 1—2, 3—6—2 charakteryzuje raketowe silniki termiczne (wypływ gazów przez dyszę de Laval), przemiany 1—5—4, 3—4 dotyczą raketowych silników elektrycznych (jonowe i plazmowe), bezpośrednia przemiana (7) energii źródła w energię kinetyczną charakteryzuje silniki-generatory promieniowań korpuskularnych i elektromagnetycznych (np. napęd fotonowy)



Rodzaj źródła i przemian energii może być podstawą klasyfikacji różnorodnych znanych obecnie silników raketowych. Odmienność możliwych rozwiązań silników typu raketowego wynika z możliwości zastosowania różnych źródeł energii, np. energii jądrowej czy energii promienistej Słońca oraz z przebiegu przemian energii źródła w energię kinetyczną czynnika roboczego.

## Źródła energii

Źródłem energii w napędach raketowych mogą być paliwa chemiczne, procesy jądrowe zachodzące w reaktorach i w izotopach promieniotwórczych oraz Słońce. Teoretycznie jest również możliwe wykorzystanie energii pól elektromagnetycznych przestrzeni kosmicznej.

Stosowane paliwa chemiczne pozwalają osiągać kosmiczne prędkości lotu dzięki wielostopniowości raket. Poza napędem w czasie startu i powrotu raket, paliwa chemiczne

nie mogą być uważane w dalszej perspektywie jako najbardziej odpowiednie źródła energii do lotów kosmicznych.

Obserwowane w literaturze naukowej duże zainteresowanie nowymi rodzajami źródeł energii nie tylko do celów raketowych wynika stąd, że możliwości związane z paliwami chemicznymi są wyraźnie ograniczone zarówno w sensie zasobów jak i efektów energetycznych. Paliwa chemiczne ze względu na stosunkowo niewielki zasób energii i duże zużycie jednostkowe brane są pod uwagę tylko w przypadkach urządzeń kosmicznych o małych mocach i krótkotrwałym działaniu. W przyszłości zastosowanie paliw chemicznych w technice raketowej może rozszerzyć się w związku z rozwojem generatorów bezwrotnikowych, tzw. ogniwo paliwowych, przemieniających energię chemiczną bezpośrednio w energię elektryczną z przewidywaną sprawnością w granicach 60—80%.

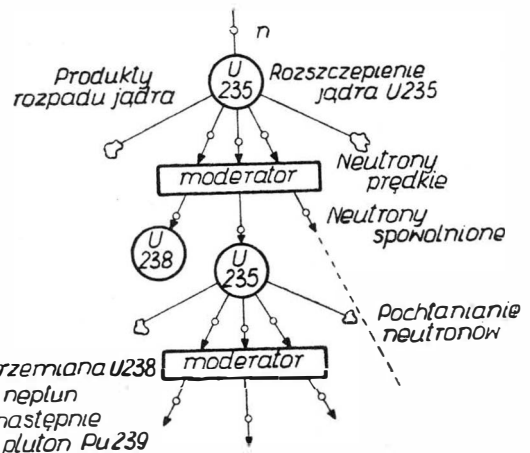
Również duże znaczenie może mieć wprowadzenie na szerszą skalę wysoko energetycznych paliw borowodorowych i fluorowodorowych. Borowodory wykazują ciepło spalania o 40—60% wyższe w porównaniu do paliw węglowodorowych. Dwuboran B<sub>2</sub>H<sub>6</sub> ma ciepło spalania 17 750 kcal/kg, pentaboran B<sub>5</sub>H<sub>9</sub> — 16 650 kcal/kg.

W dziedzinie paliw chemicznych prowadzone są również prace rozwojowe nad praktycznym wykorzystaniem tzw. wolnych rodników. Są to atomy lub cząsteczki o bardzo małej trwałości. Przy zanikaniu wolnych rodników, np. atomowego wodoru lub azotu wyzwalają się na jednostkę ciężaru ilość energii kilkakrotnie większa niż w procesie spalania:



Zanikanie wolnych rodników może polegać na łączeniu się atomów lub cząstek w większe ugrupowania lub, odwrotnie, cząstki w stanie nietrwałym ulegają rozpadowi. Wolne rodniki łącząc się ze sobą bądź ulegając rozpadowi wydzielają nadmiar energii i tworzą w rezultacie zwykle, niczym nie wyróżniające się, cząsteczki.

Podstawowy problem praktycznego zastosowania omawianych paliw w napędach raketowych polega na opracowaniu sposobów ekonomicznego wytwarzania wolnych rodników i opanowaniu efektywnych metod ich stabilizacji. Jednak,



2. Przebieg reakcji łańcuchowej w reaktorze uranowym

w ogólnym bilansie korzystanie z wolnych rodników nie może przynieść dużych korzyści energetycznych. Chodzi bowiem o to, że nakład energii konieczny do ich wytwarzania jest równy energii wywiązywanej podczas reakcji ich zanikania. Z drugiej strony, zastosowanie tych nowych paliw pozwoliłoby osiągać znacznie korzystniejsze charakterystyki rakiet w wyniku możliwości zmniejszenia masy materiałów pędnych.

W literaturze rozważane są różne sposoby wytwarzania wolnych rodników. Istnieją możliwości wykorzystania do tego celu łuku elektrycznego, działania pól elektrycznych o wielkiej częstotliwości, promieniowań elektromagnetycznych i korpuskularnych. Duże nadzieje przypisuje się zastosowaniu w tej dziedzinie izotopów wytwarzających promieniowanie typu  $\beta$ , jak np. promet Pr 143, cer Ce 144, cez Cs 137 i innych. Podstawą technologii produkcji wolnych rodników może być także wykorzystanie promieniowania w jądrowych reaktorach rozszczepieniowych, a więc promieniowania  $\gamma$  i neutronowego.

Dotychczasowe wyniki prac badawczych nie pozwalają jeszcze na praktyczne stosowanie rodników. Stoi temu na przeszkodzie zasadnicza trudność uzyskania wolnych rodników o dużym stopniu koncentracji. Sposoby stabilizowania omawianego paliwa wiążą się z techniką niskich temperatur.

Czerpanie energii z reakcji chemicznych raczej nie daje szerszych perspektyw dla rozwoju astronautyki w dalszej przyszłości. Jeśli chodzi o silniki rakietowe przewidziane do startu i lądowania, paliwa chemiczne będą stanowiły nadal podstawowe źródło energii. Zastosowanie w tym celu termicznych silników jądrowych, aczkolwiek technicznie możliwe, będzie jednak ograniczone względami promieniowania jonizującego.

Konieczne w przyszłości moce rakietowych napędów elektrycznych rzędu megawatów można będzie uzyskać wyłącznie z reaktorów jądrowych. Spełnią one najlepiej wymagania stawiane źródłom energii przeznaczonym do długotrwałej pracy w warunkach kosmicznych. Istnieją opinie, że w latach siedemdziesiątych moc zespołów reaktorowych do celów astronautycznych będzie zawierać się w granicach 10—20 MW.

Użytkowa wartość opałowa paliw jądrowych jest miliony razy większa od wartości opałowej paliw chemicznych. Granice wartości opałowej paliwa jądrowego wynikają z prawa współzależności masy i energii ( $E = mc^2$ ). Przytoczony rząd wartości opałowej paliwa jądrowego dotyczy

przy mocy generatora 35 kW wynosi 45 kG/kW. Badania w locie SNAP-8 mają rozpocząć się w 1967 r.

Celem dalszych prac prowadzonych w USA w tej dziedzinie jest uzyskanie jądrowego zespołu prądowtwórczego o mocy 1000 kW i ciężarze jednostkowym ok. 4,5 kG/kW zdolnego do nieprzerwanej pracy w czasie trzech lat.

Przemiana masy w energię w znacznie większym stopniu niż w procesach rozszczepieniowych zachodzi w reakcjach termojądrowych. Ten sposób wyzwala energii jądrowej, polegający na syntezie jąder lekkich pierwiastków, np. izotopów wodoru, nie podlega dotychczas kontroli. Podczas tej reakcji wyzwalamie energii może odbywać się w procesie przemiany wodoru w hel. Reakcja termojądrowa —  $4H^1 \rightarrow He^4 + 2e^+$  dałaby na jednostkę masy ok. 8 razy więcej energii w porównaniu do jądrowej reakcji rozszczepieniowej. Szybko przebiegającą niekontrolowaną reakcją termojądrową zrealizowano w bombach termojądrowych. Nauka i technika stoją obecnie przed zadaniem zrealizowania reakcji termojądrowej w postaci kierowanego, spokojnie przebiegającego procesu. Rozwiązanie tego zadania pozwoli wykorzystywać ogromne zasoby wodoru jako paliwo jądrowe. Prace mające na celu stworzenie reaktorów termojądrowych rozpoczęto mniej więcej w jednakowym czasie w Związku Radzieckim, w Stanach Zjednoczonych i Anglii. Od szeregu lat prowadzone są prace eksperymentalne na urządzeniach „Ogra”, „Tokomak”, „Probkotron” w ZSRR, „Zeta” i „Sceptor” w Anglii i dziesiątkach innych bardziej nowoczesnych.

Wybiegając daleko w przyszłość należy jednak liczyć się z tym, że wyzwalamie energii w procesach termojądrowych nie będzie wystarczające dla realizacji szeregu zadań astronautycznych opartych na napędach fotonowych. Dochodzi więc do problemu materii i antymaterii, do problemu pełnej anihilacji materii w sensie jej całkowitego przeistoczenia w energię.

Teoretycznie nie wyklucza się możliwości całkowitego wyzwalamie energii zawartej w materii. Wskazuje na to fizyka cząstek elementarnych. W ostatnich latach wykryto nowe cząstki elementarne przeciwstawne od dawna znanym. Antyelektron, tj. pozytron odróżnia się od elektronu tylko znakiem ładunku elektrycznego. Połączenie się tych dwóch cząstek w tzw. reakcji elektronowo-pozytronowej objawia się anihilacją masy i powstaniem w to miejsce dwóch fotonów. Wykryto również antyproton i antyneutron, który od neutronu różni się jedynie kierunkiem momentu magnetycznego.

Przypuszcza się możliwość istnienia antymaterii, której atomy składają się z antycząsteczek. Na podobieństwo atomu np. litu, składającego się z 3 protonów, 4 neutronów oraz z 3 elektronów, można wyobrazić sobie model antyatomu litu (rys. 3).

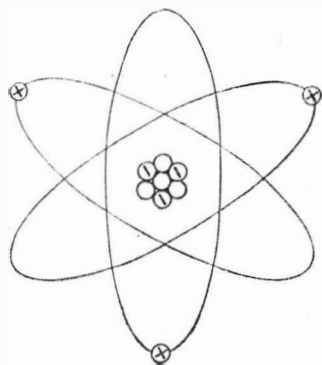
Obecnie antycząsteczki uzyskuje się z olbrzymim trudem za pomocą wielkich akceleratorów — synchrotronów i o praktycznym wykorzystaniu reakcji anihilacji antycząsteczek nie może być jeszcze przez długie lata mowy.

Dla silników termicznych o małym ciągu lub dla rakietowych silników elektrycznych przeznaczonych wyłącznie do sterowania statkiem podczas lotu wystarczającym źródłem energii mogą być izotopy promieniotwórcze.

W ramach amerykańskiego programu księżycowego „Surveyor” przewiduje się prace w latach 1965—66 nad realizacją generatora termoelektrycznego pracującego na kiurze Cm 242 o mocy 25 W. Pierwszy generator termoelektryczny z serii SNAP o ciężarze 2 kG, pracujący na plutonie Pu 238, przeszedł już próby na satelicie „Transit” IV-A.

Cechą charakterystyczną o dużym znaczeniu praktycznym jest niezawodność działania urządzeń izotopowych. Nie wymagają one skomplikowanych układów sterujących, jak to ma miejsce w reaktorach jądrowych czy urządzeniach wykorzystujących energię słoneczną. Ciepło wydzielane w ilościach określonych prawami rozpadu promieniotwórczego może być bezpośrednio przetwarzane na energię elektryczną w elektrycznych generatorach bezwrotnikowych.

Znane są obecnie (ponad 1000) izotopy promieniotwórcze naturalne i sztuczne, ale tylko niektóre odpowiadają warunkom stawianym silnikowym źródłom ciepła. Nie mniej ważny od możliwie dużej mocy promieniowania jest warunek wystarczająco długiego okresu połowicznego rozpadu izotopu, określającego czas pracy zespołu napędowego. Zastosowanie izotopów promieniotwórczych w zespołach napędowych wiąże się z ich produkcją w większych ilościach. W ogólnej ocenie izotopu jako źródła ciepła brana jest również pod uwagę struktura jego promieniowania. Intensywne promieniowanie przenikliwe (promieniowanie  $\gamma$ )



3. Obraz hipotetycznego antyatomu litu

reakcji rozszczepieniowych, w których ubytek masy substancji reagujących, tzw. defekt masy wynosi około 0,1% stanu początkowego.

Budowa lekkich reaktorów jądrowych typu rozszczepieniowego weszła na drogę praktycznej realizacji. Obecnie wykonywane są w USA jądrowe urządzenia zasilające typu SNAP (System for Nuclear Auxiliary Power), przeznaczone do celów astronautycznych.

Najbliższe prace w tym względzie podejmowane w USA zmierzają do budowy reaktorów zasilających generatory prądu elektrycznego o mocy kilkudziesięciu kW. Jednym z przewidywanych zastosowań jest zasilanie w energię rakietowych silników elektrycznych. Reprezentatywny dla kierunku rozwoju jądrowych reaktorów kosmicznych jest opracowywany w USA zespół SNAP-8. Podobnie jak w zespole SNAP-2 w skład urządzenia wchodzi: reaktor jądrowy, turbina pracująca na parach rtęci oraz generator wirnikowy. Zespół SNAP-8 przewidziany jest na łączny czas pracy 10 000 godz., obliczeniowy ciężar jednostkowy

utrudnia zabezpieczenie przed nim otoczenia i zwiększa masę odpowiednio efektywnych osłon biologicznych. W tym świetle liczba izotopów promieniotwórczych kwalifikujących się do użytku w astronautyce ogranicza się do kilkunastu.

Jednym z nich jest polon Po210 wykazujący wysoką moc promieniowania. Stosunkowo krótki czas połowicznego rozpadu Po210 ogranicza zastosowanie tego izotopu do urządzeń, których czas pracy nie przekracza paru miesięcy.

Doskonałym paliwem izotopowym jest pluton Pu238. Dzięki długiemu okresowi półrozpadu, baterie plutonowe mogą spełniać zadania źródła ciepła w czasie do 10 lat, bez większej zmiany mocy urządzeń zasilanych.

Dobrym paliwem izotopowym jest również kiur Cm242 będący stabilnym źródłem ciepła w okresie do 6 miesięcy. Pod względem czasu istnienia zupełnie niepodobnym do Cm242 jest nowy izotop Cm244, z okresem połowicznego rozpadu wynoszącym ponad 18 lat. Izotop ten będzie szczególnie odpowiednim źródłem energii w związku z projektowanymi na przyszłość długotrwałymi lotami kosmicznymi. Otrzymywanie izotopu Cm244 w większych ilościach jest przedmiotem badań.

Jedynym izotopem uzyskiwanym w jądrowych reaktorach rozszczepieniowych, który może być wykorzystany w technice długotrwałych lotów kosmicznych, jest stront Sr90. Jego wysoka moc promieniowania przy 28-letnim okresie rozpadu połowicznego może pokryć potrzeby energetyczne statku w czasie do 10 lat bez uzupełniania zapasów źródeł energii. Jednak izotop ten jest jednym z najbardziej niebezpiecznych i konieczne jest stosowanie ciężkich osłon przed silnym promieniowaniem jonizującym. Zwiększenie produkcji strontu Sr90 nie stanowi obecnie większego problemu.

Zespoły napędowe o małej mocy, np. silniki jonowe czy plazmowe mogą być z powodzeniem zasilane również energią promieniowania słonecznego. Możliwość czerpania energii z otaczającej przestrzeni jest dla astronautyki szczególnie wartościowa. Napędy lotnicze pracujące w obrębie atmosfery muszą mieć własne źródła energii, natomiast czynnik roboczy może być czerpany z zewnątrz. W przestrzeni kosmicznej sytuacja wygląda odwrotnie. Konieczne są pokładowe zapasy czynnika pracującego (pomijając żagiel słoneczny), a energia może być czerpana z zewnątrz. Odpowiednie urządzenia przetwarzające energię słoneczną w energię kinetyczną strumienia wylotowego mogą być lżejsze, a nawet pewniejsze w działaniu od zespołów pracujących na paliwach chemicznych czy jądrowych. Dotyczy to zwłaszcza urządzeń przeznaczonych do długotrwałej eksploatacji.

Wadą zasilania urządzeń astronautycznych energią promieniowania słonecznego jest zmienność parametrów ich pracy uzależniona od odległości względem Słońca. Rzędy wielkości wskazują na możliwość wykorzystania promieniowania słonecznego do efektywnej pracy rakietowych silników elektrycznych, żagli słonecznych w lotach satelitarnych wokół Ziemi oraz w lotach do najbliższych planet Ziemi.

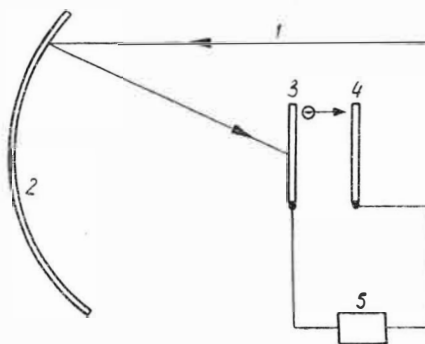
Przetwarzanie energii promienistej Słońca w energię elektryczną może odbywać się za pomocą kotłów i maszyn parowych lub turbin obracających generatory, co wydaje się właściwe dla urządzeń o większej mocy, lub na prostszej drodze w tzw. generatorach bezwrotnikowych, np. termoelektrycznych, termoelektronicznych i innych, które są obecnie przedmiotem intensywnych prac badawczych. Urządzenia do bezpośredniej przemiany ciepła w energię elektryczną mogą osiągać wyższe sprawności pracy dzięki wy-

wyeliminowaniu pośredniej przemiany ciepła na pracę mechaniczną.

Schemat słonecznego generatora bezwrotnikowego podano na rys. 4. W Stanach Zjednoczonych prace w tej dziedzinie obejmuje program STEPS (Solar Thermionic Electric Power System). Urządzenia tego typu przeznaczone są do generacji prądu elektrycznego o mocy kilku kW dla potrzeb sztucznych satelitów. Próby w locie generatora STEPS przewidywano początkowo na 1963 r. Ciężar jednostkowy tego typu generatorów jest szacowany na 70—90 kG/kW.

Należy zaznaczyć, że słoneczne źródło energii nie zapewnia ciągłości pracy zasilanych urządzeń w lotach satelitarnych wokół planet. Podczas lotu statku w cieniu Ziemi silnik rakietowy czy inny odbiornik energii elektrycznej musi być zasilany z baterii akumulatorowej lub z pokładowego źródła energii. Oczywiście komplikuje to konstrukcję układu energetycznego sztucznego satelity. Możliwe jest również akumulowanie energii promienistej Słońca w celu pokrywania potrzeb energetycznych podczas lotów w obszarze cienia Ziemi.

Do magazynowania energii pochodzącej z promieniowania słonecznego proponowane są różne urządzenia. Jeden z najprostszych sposobów polega na roztopianiu substancji stałych, np. wodoru litu ciepłem promieniowania słonecznego. Podczas krzepnięcia substancji część energii może być odzyskana i odpowiednio wykorzystana. Na uwagę zasługują mechaniczne akumulatory energii pracujące w warunkach kosmicznych z wysoką sprawnością (rys. 5). Elementem akumulującym energię jest wirujące koło zamachowe połączone z silnikiem elektrycznym i generatorem. Energia czerpana z promieniowania słonecznego jest częściowo wykorzystywana do rozpędzania koła zamachowego za pośrednictwem silnika elektrycznego. Gromadzona w ten sposób energia kinetyczna wirnika może być następnie przemieniona w energię elektryczną za pomocą prądnicy napędzanej przez koło zamachowe.

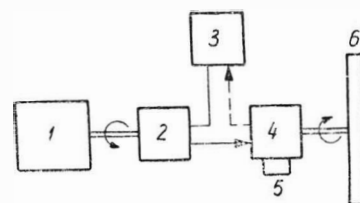


4. Schemat słonecznego generatora termoelektronicznego (termojonowego) STEPS:

- 1 — promienie Słońca,
- 2 — kolektor, 3 — katoda emitująca elektrony,
- 4 — anoda, 5 — odbiornik energii elektrycznej

5. Uproszczony schemat blokowy układu mechanicznej akumulacji energii:

- 1 — przemienniki energii promieniowania słonecznego na pracę mechaniczną, 2 — generator, 3 — odbiornik energii elektrycznej, 4 — silnik elektryczny — generator, 5 — układ sterujący silnik-generator, 6 — koło zamachowe — akumulator energii



Tablica 1

Niektóre izotopowe źródła ciepła w zastosowaniu do kosmicznych urządzeń energetycznych

Izotop	Okres połowicznego rozpadu	Masa odniesiona do mocy promieniowania (kG/kW)	Struktura promieniowania
Cer Ce 144	290 dni	0,036	$\beta + \gamma$ (b. silne)
Ces Cs 137	26,6 lat	3,68	$\beta + \gamma$ (silne)
Kiur Cm 244	18,4 lat	0,366	$\alpha + \gamma$
Polon Po 210	138 dni	0,0071	$\alpha + \gamma$
Pluton Pu 238	86,6 lat	1,72	$\alpha + \gamma$

Rozważane są również elektryczne układy akumulujące. Mogą to być baterie kondensatorów, urządzenia akumulujące ciepło w postaci energii prądu elektrycznego płynącego przez solenoidy o dużej indukcyjności i inne urządzenia.

Korzystanie z promieniowania słonecznego jako źródła energii do napędów rakietowych, czy realizacja tzw. żagla słonecznego nie wyczerpuje możliwości pobierania energii z zewnątrz podczas lotu w przestrzeni kosmicznej.

Poza promienistą formą energii i siłami ciężenia powszechnego, które niestety nie mogą być wykorzystane do niezależnego napędu statków kosmicznych, istnieją w przestrzeni kosmicznej pola sił elektrycznych i magnetycznych. Jak łatwo domyślić się, pola te mogą działać na statki kosmiczne obdarzone ładunkiem elektrycznym jak gigantyczne akceleratory, na podobieństwo urządzeń laboratoryj-

**Charakterystyka mechanicznego akumulatora energii**

Ilość magazynowanej energii	1,75 kWh
Moc maksymalna	3 kW
Czas akumulacji energii	20 min
Srednica koła zamachowego	610 mm
Ciężar koła zamachowego	25 kG
Prędkość obrotowa	9500—19 000 obr/min
Ciężar całkowity urządzenia	100 kG

nych przeznaczonych do przyspieszania cząstek elementarnych.

Korzystanie w ten sposób z energii pól elektromagnetycznych przestrzeni kosmicznej nie jest tak bardzo odległe od rzeczywistości, jak może się to wydawać. Zagadnienie eksploatacji energii przestrzeni kosmicznej nabiera dużego znaczenia. Z drugiej strony, techniczna realizacja pomysłu stanie się zupełnie realna z chwilą praktycznego zastosowania silników jonowych, co jest bieżącym zadaniem astronautyki. Charakter eksploatacji silnika jonowego w omawianej koncepcji napędu polegałby na elektryzacji rakiety ładunkiem dodatnim lub ujemnym w wyniku emisji odpowiednio elektronów lub jonów w otaczającą przestrzeń.

**Sposoby wytwarzania ciągu**

Przezienniki energii — akceleratory przyspieszające czynnik roboczy do prędkości wylotowej mogą stanowić w szeregu napędach raketowych złożone zespoły, zawierające generatory energii elektrycznej.

Prosty generator ciągu stanowi komora z dyszą nadźwiękową, w której energia pierwotna (źródła) jest zamieniana w sposób pośredni w energię kinetyczną strumienia wylotowego. Komorą generatora ciągu może być reaktor jądrowy, komora spalania bądź nagrzewnica gazu zasilana energią elektryczną lub energią promieniowania słonecznego. Zasadniczym problemem tych silników jest trudność osiągnięcia wysokiej sprawności przemiany ciepła w energię kinetyczną strumienia wylotowego.

Prędkość termodynamicznego wypływu jest określona temperaturą i stopniem rozprężania czynnika. Podwyższenie w komorach ciśnienia wywołuje znaczny wzrost masy konstrukcji. Natomiast przy wysokich temperaturach czynnika występują duże straty energii wskutek procesów dysocjacji i jonizacji gazów. Nieużyteczne tutaj procesy rozpadu, wprowadzające gaz w stan plazmy, pozwalają jednak wykorzystać w procesie akceleracji pola elektryczne i magnetyczne.

W silnikach jonowych czynnik poddany jest działaniu sił Coulomba w akceleratorach liniowych o potencjale przyspieszającym rzędu kilku kV.

W napędach jonowych energia elektryczna jest zużywana w procesie jonizacji czynnika roboczego na wytwarzanie pola elektrycznego w akceleratorze oraz przez układ zobojętnienia elektrycznego wylotowego strumienia jonów.

W silnikach magnetogazodynamicznych obok sił Coulomba występują siły elektrodynamiczne, towarzyszące przepływowi plazmy w obecności pola magnetycznego. Siły te, w znacznie prostszym przypadku działania na przewodnik metalowy z prądem, określa prawo Ampera'a-Laplace'a.

Spotykane akceleratory plazmy charakteryzują się dużą różnorodnością rozwiązań konstrukcyjnych.

Istnieje szereg sposobów wykorzystania efektów mgd do przyspieszania, ogrzewania bądź stabilizacji plazmy.

Ruch jonów (w ogólnym przypadku o ładunku elektrycznym  $we$ ) w kanale mgd określony jest równaniem:

$$m \frac{dV}{dt} = we (\vec{E} + \vec{V} \times \vec{B})$$

gdzie:

- $m$  — masa,
- $V$  — prędkość,
- $E$  — natężenie pola elektrycznego,
- $B = \mu H$  indukcja magnetyczna.

Przyspieszająca siła Lorentza  $j \times B$ , reprezentowana wyrażeniem po prawej stronie równania, wprowadza cząstki na tory o charakterze cykloidalnym. Siła ta w przypadku

wartości ujemnej, co zachodzi gdy  $\vec{E} < \vec{V} \times \vec{B}$ , stanowi siłę ponderomotoryczną występującą w procesie generacji energii elektrycznej.

W akceleratorach mgd typu indukcyjnego rolę zewnętrznego pola magnetycznego przyjmuje pole indukowane. Działanie akceleratorów indukcyjnych polega na wykorzystaniu efektów mgd — ciśnienia magnetycznego i skurczu plazmy („pinch effect”) pod działaniem własnego pola magnetycznego.

Korzystając z pierwszego równania Maxwella można wyrazić siłę  $j \times B$  zależnością:

$$\vec{j} \times \vec{B} = \frac{1}{\mu} \vec{B} \nabla \times \vec{B} - \nabla \frac{B^2}{2\mu}$$

Wprowadzając uzyskany wynik do uproszczonego równania Navier-Stokesa równanie ruchu przyjmuje postać:

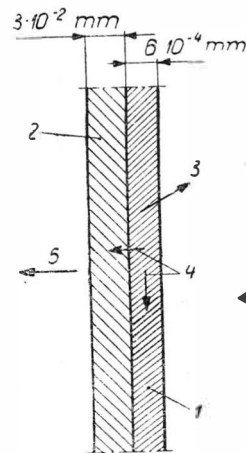
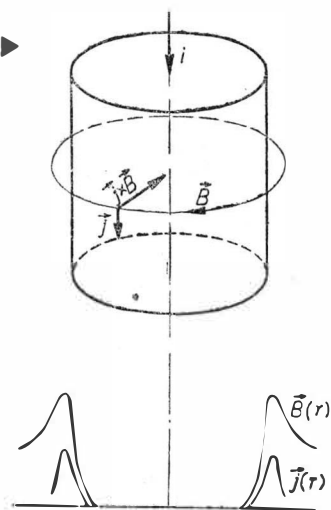
$$\rho \frac{dV}{dt} = -\nabla \left( p + \frac{B^2}{2\mu} \right) + \frac{1}{\mu} \vec{B} \nabla \times \vec{B}$$

Człon  $B^2/2\mu$  wyraża ciśnienie magnetyczne. Jeśli jego wartość jest większa od statycznego ciśnienia plazmy  $p$ , występuje zjawisko skurczu, wykorzystywane do nagrzewania lub przyspieszania plazmy.

Inne proponowane rozwiązania akceleratorów plazmy przypominają działanie rezonatorów wnekowych i falowodów.

Największe impulsy właściwe będą osiągały silniki-generatory promieniowań korpuskularnych i elektromagnetycznych. Istnieje możliwość wykorzystania w tym celu izotopów promieniotwórczych. Kierowane promieniowanie

6. Mechanizm powstawania zjawiska „pinch” (ciśnienia magnetycznego)



7. Schemat napędu raketowego działającego na zasadzie emisji promieni  $\alpha$ : 1 — warstwa izotopu promieniotwórczego (np. Po210) 2 — ekran — warstwa tworzywa sztucznego pochłaniająca promieniowanie  $\alpha$ , 3 — wektor prędkości emitowanej cząstki  $\alpha$ , 4 — wektory prędkości pochłanianych cząstek, 5 — ciąg

np. polonu (Po210) może dać siły o wartości  $2,6 \cdot 10^{-5}$  kG na  $1 \text{ m}^2$  powierzchni emisji.

Dla uzyskania ciągu prędkość opuszczających powierzchnie izotopu cząstek nie może mieć stałego symetrycznego rozkładu. Odpowiednie urządzenie kształtujące rozkład prędkości cząstek jest zasadniczym elementem tego rodzaju generatora ciągu.

Zespół złożony z ekranu-absorbera oraz z warstwy izotopu promieniotwórczego stanowi pierwowzór silnika raketowego działającego na zasadzie kierowanego promieniowania (rys. 7). Ciąg działający w kierunku ekranu-absorbera jest wytwarzany przez cząstki, które swobodnie wylatują w przestrzeń w kierunku przeciwnym. Z rys. 7 wynika, że cząstki  $\alpha$  są pochłaniane zarówno przez absorber jak

i masę samego materiału promieniotwórczego. Energia kinetyczna pochłoniętych cząstek przekształca się w ciepło.

Ciąg silnika tego rodzaju wynika z natężenia promieniowania oraz z prędkości wylotowej cząstek ( $w$  o masie  $m$ ). Przy założeniu całkowitego pochłaniania cząstek przez absorber i uwzględnieniu jedynie prędkości składowych równoległych do kierunku ruchu silnika, reakcję  $R$  stanowiącą ciąg przypadający na jednostkę powierzchni emisyjnej można wyrazić równaniem:

$$R = mw S \pi l \left(1 - \frac{1}{2r}\right)$$

gdzie:  $S = \frac{\lambda \rho N}{4\pi A}$  — stała charakteryzująca izotop, zależna od stałej rozpadu  $\lambda$ , gęstości  $\rho$ , ciężaru atomowego  $A$  i liczby Avogadra  $N$ ,  
 $l$  — grubość warstwy promieniotwórczej,  
 $r$  — długość drogi wyhamowania cząstki  $\bullet$  w materiale izotopu.

Prostota konstrukcji i niezawodność pracy silników działających na zasadzie emisji promieniowania korpuskularnego czyni je bardzo odpowiednimi do stosowania w układach sterujących obiektami satelitarne. Urządzenie takie nie wymaga złożonych przemienników energii, jak to ma miejsce w silnikach jonowych czy plazmowych, pracuje bez wibracji i odznacza się odpornością na niszczące działanie drobnych meteorytów.

Jeśli chodzi o napęd fotonowy, to wyraźne szanse realizacji ma wariant w postaci żagla słonecznego. Ciśnienie promieniowania fotonowego w okolicy Ziemi  $5 \times 10^{-7} \div 10^{-6}$  kG/m<sup>2</sup> mogłoby dać przy realnych wymiarach zwierciadeł siły rzędu miligramów.

Napęd fotonowy z własnym źródłem promieniowania ma charakter wybitnie perspektywiczny. Przy temperaturach rzędu setek tysięcy stopni i więcej, doprowadzana do plazmy energia byłaby głównie przekształcana w energię promieniowania świetlnego.

Równanie na ciąg silnika fotonowego ma następującą postać:

$$R = \frac{P}{c}$$

gdzie:

$c$  — prędkość światła,  
 $P$  — moc źródła energii.

Należy wyraźnie zaznaczyć, że rozwój szeregu nowych napędów raketowych (silniki jonowe, plazmowe, elektrotermiczne i inne) jest zależny w dużym stopniu od opanowania bardziej efektywnych sposobów generacji energii elektrycznej.

Znaczne podwyższenie sprawności procesu wytwarzania energii elektrycznej przez wyeliminowanie przemiany energii źródła w ciepło, a następnie w energię mechaniczną, umożliwią generatory bezwrtownikowe. W nowych napędach raketowych znajdują zastosowanie zarówno ogniwa paliwowe, jak i generatory termoelektryczne czy termojądrowe, a zwłaszcza generatory mgd. Wymienione przemienniki energii, których praca opiera się na od dawna znanych zjawiskach, wkraczają na drogę realizacji energetycznie uzasadnionych konstrukcji.

### Literatura

- Zbiór referatów symp. AFOSR — Rocketdyne — NAA w 1957 r.: Advanced propulsion systems, Perg. Press, London 1959.  
 Landau L., Lifszic E.: Elektrodynamika ośrodków ciągłych. PWN, Warszawa 1959.  
 Goworkow W. A.: Pola elektryczne i magnetyczne. WNT, Warszawa 1962.  
 Praca zbiorowa: Zagadnienia magnetogazodynamiki. Wyd. PAN 1963.  
 Linhart J. G.: Fizyka plazmy (przekł. z ang.) WNT, Warszawa 1963.  
 Łyżwiński M., Barzykowski J.: Raketowe silniki elektryczne. Technika Lotnicza nr 1—2/1964.  
 Löb H.: Neue Raketenantriebe. Kerntechnik, nr 5/63.

## Zwalczanie hałasu wywoływanego przez strumienie gazu spalinowego

### Część III

Konstrukcje budowlane w portach lotniczych powinny być projektowane i wykonane tak, aby spełniały wszelkie wymagania wynikające z ich przeznaczenia, a zarazem zabezpieczały przed hałasem, a przede wszystkim przed hałasem wywoływanym przez strumienie gazu spalinowego współczesnych silników samolotów odrzutowych. W oparciu o artykuł „Hałas wywoływany strumieniem gazów spalinowych” jak również o niniejszą pracę można wydzielić dwa zasadnicze kierunki w lotniskowych konstrukcjach budowlanych uwzględniających zabezpieczenie przeciwhałasowe:

- konstrukcyjne rozwiązanie budowli zabezpieczające przed przedostawaniem się hałasu do wewnątrz budynków (np. dworców lotniczych, wież kontrolnych budynków administracyjnych itp.) wywoływanego przez silniki samolotów w czasie startu, lądowania, kołowania i prób silników,
- konstrukcyjne rozwiązania budowli zabezpieczające przed przedostawaniem się hałasu na zewnątrz budowli (np. zwykłych hangarów remontowych, hangarów - boksów, hamowni itp.) wywoływanego przez silniki w czasie ich prób, docierania, kontroli technicznych, prac badawczych itp.

Można więc stwierdzić, że w portach lotniczych lotniskowe konstrukcje budowlane w uzasadnionych przypadkach będą zabezpieczały przed dostawaniem się hałasów zewnętrznych do pomieszczeń znajdujących się wewnątrz tych konstrukcji lub przedostawaniem się hałasów wewnętrznych z pomieszczeń znajdujących się wewnątrz tych konstrukcji.

Najczęściej hałasy zewnętrzne do wewnątrz budowli lub hałasy wewnętrzne na zewnątrz budowli przedostają się przez otwory okienne i drzwiowe, przewody wentylacyjne, rurociągi wodno-kanalizacyjne, centralne ogrzewanie i inne. Bardzo często hałasy przedostają się przez ściany.

Teoretyczną wartość izolacji dźwiękowej ( $N$ ) różnego rodzaju przegród np. ścian zewnętrznych lub wewnętrznych budynków okien, drzwi itp. dla dźwięków przenoszonych przez powietrze można określić ze wzoru:

$$N = 10 \lg \frac{W_1}{W_2} \text{ [dB]} \quad [14]$$

gdzie:  $W_1$  — moc akustyczna dźwięków padających na przegrodę,

$W_2$  — moc akustyczna dźwięków przechodzących przez przegrodę.

Wielkości  $W_1$  i  $W_2$  mogą być określone w drodze bezpośrednich pomiarów ciśnień dźwiękowych po obu stronach badanej przegrody.

Fale dźwiękowe, powstające wewnątrz pomieszczeń wskutek działania bodźców zewnętrznych i wewnętrznych, w czasie rozprzestrzeniania się podlegają szeregowi odbić. Padają one na konstrukcję ścian nośnych i działowych pod różnymi, dowolnymi kątami. Fale padające na konstrukcję ścian częściowo odbijają się, częściowo przenikają przez nią na zewnątrz. Należy podkreślić, że przenikanie fal dźwiękowych przez konstrukcję drzwi i okien w swej istocie nie



różni się od zasad przenikania fal przez ściany nośne oraz działowe i dlatego też wszystkie rozważania teoretyczne dotyczące pochłaniania dźwięków przez ściany nośne, działowe i stropy mają w pełni zastosowanie do drzwi i okien. W odniesieniu do okien i drzwi należy uwzględnić tę okoliczność, że konstrukcje tego typu charakteryzują się poważnymi nieszczelnościami, co w znacznym stopniu pogarsza ich zdolność izolacji dźwiękowej. Nieszczelności te w postaci wyraźnych szczelin często dyskwalifikują te konstrukcje pod względem izolacji akustycznej.

Rozwiązania ścian, drzwi i okien oraz stropów pod względem konstrukcyjnym można podzielić na dwie podstawowe grupy:

1) konstrukcje jednowarstwowe bez przewarstwienia powietrznego,

2) konstrukcje dwu- lub wielowarstwowe, rozdzielone pomiędzy sobą warstwą powietrza, nazywaną dalej poduszką powietrzną.

Liczne prace eksperymentalne wykazały, że w przypadku hałasów przenoszonych przez fale dźwiękowe rozprzestrzeniające się w powietrzu głównym czynnikiem, od którego zależy średnia zdolność izolacji dźwiękowej konstrukcji dla częstotliwości w granicach 100—3200 Hz, jest ciężar jednostkowy (ciężar 1 m<sup>2</sup>) konstrukcji. Zależność zdolności izolacji dźwiękowej konstrukcji od jej ciężaru i częstotliwości dźwięku padającego prostopadłe na powierzchnię konstrukcji rozpatrzył Rele ujmując ją następującym wzorem:

$$N = 10 \lg \left[ 1 + \left( \frac{\omega m}{2 \rho c} \right)^2 \right] \approx 20 \lg \frac{\omega m}{2 \rho c} \quad [15]$$

W przypadku padania fal dźwiękowych na powierzchnię konstrukcje pod pewnym kątem przytoczony wzór przyjmie postać:

$$N = 10 \lg \left[ 1 + \left( \frac{\omega m}{2 \rho c} \cos \Theta \right)^2 \right] \quad [16]$$

We wzorach [15] i [16] przyjęte wielkości oznaczają:

- $\omega$  — częstotliwość kątowa dźwięku (pulsacja),
- $m$  — ciężar 1 m<sup>2</sup> powierzchni konstrukcji w kG,
- $\rho$  — gęstość powietrza w kG/m<sup>3</sup>,
- $c$  — prędkość dźwięku w powietrzu w m/sek,
- $\Theta$  — kąt padania fal dźwiękowych na konstrukcję przegrody (w przypadku dyfuzyjnego pola dźwiękowego możliwe padanie fal dźwiękowych pod dowolnym kątem w granicach 0—90°).

A. London określa współczynnik przenikliwości dźwiękowej dla konstrukcji przegrodowej następującym wyrażeniem:

$$\tau = 2 \int_0^{\pi/2} \frac{\cos \Theta \sin \Theta d \Theta}{(\alpha)^2} \quad [17]$$

gdzie:

$$\alpha = \frac{P_1}{P_2} = 1 + \frac{z_w \cos \Theta}{2 \rho c} \quad [18]$$

$P_1, P_2$  — ciśnienie fal dźwiękowych padających na konstrukcję przegrodową i przenikających przez konstrukcję przegrodową,

$z_w = i \omega m$  — mechaniczna bezwładność ściany na jednostkę powierzchni (przy uwzględnieniu tylko oporności indukcyjnej masy).

Po scałkowaniu wzoru [17]. A. London uzyskał następującą zależność:

$$N = 10 \lg \left( \frac{\omega m}{2 \rho c} \right)^2 - 10 \lg \left\{ \ln \left[ 1 + \left( \frac{\omega m}{2 \rho c} \right)^2 \right] \right\} \quad [19]$$

Praktyka wykazała, że wyniki obliczeń wykonywanych za pomocą tych wzorów nie pokrywają się z rezultatami pomiarów eksperymentalnych zdolności izolacji dźwiękowej konstrukcji. Wynika to z tego, że wzory [17]—[19] nie uwzględniają szeregu trudno uchwytanych czynników takich jak np. efektu zbieżności falowej (efektu koincydencji), który może wystąpić przy padaniu fal dźwiękowych na konstrukcję ogrodzenia, lub strat dysypacyjnych (rozproszenia) przy przechodzeniu energii dźwiękowej przez przegrody.

Momentami nie uwzględnionymi w przytoczonych wzorach zajmował się L. Cremer. W oparciu o równania drgań płyt

ustalił, że przy zbieżności prędkości fali poprzecznej, wywołanej w płycie przez padającą na nią falę dźwiękową, z prędkością swobodnej fali poprzecznej powstaje efekt zbieżności falowej. Stwierdził on, że w tym przypadku płyta przekazuje falę dźwiękową bez ich osłabienia pod warunkiem, że nie występują straty dysypacyjne. L. Cremer w jednej ze swych prac (Akustischezeitschrift, nr 7/1942) podaje wzór umożliwiający określenie granicznej częstotliwości zbieżności, poniżej której nie może mieć miejsca zbieżność falowa. Wzór ten ma następującą postać:

$$f_c = \frac{c^2}{2\pi h} \sqrt{\frac{12 \rho (1-\mu^2)}{E}} \quad [20]$$

gdzie:  $c$  — prędkość dźwięku w powietrzu w m/sek,  
 $h$  — grubość płyty w m,  
 $\rho$  — gęstość materiału, z którego wykonano płytę w kG/m<sup>3</sup>,  
 $\mu$  — współczynnik Poissona,  
 $E$  — moduł sprężystości.

L. Cremer we wspomnianej pracy rozpatrzył również zagadnienia strat dysypacyjnych przy przechodzeniu energii dźwiękowej przez przegrody. W celu uwzględnienia efektu zbieżności falowej i strat dysypacyjnych L. Cremer wysunął następującą zależność dla mechanicznej oporności pozornej (impedancji) przegrody na jednostkę powierzchni:

$$Z_w = i \omega m \left( 1 - \frac{f^2}{f_c^2} \sin^4 \Theta \right) \quad [21]$$

gdzie:  $f$  — częstotliwość dźwięku padającego na przegrodę,  
 $f_c$  — częstotliwość krytyczna zbieżności, określana ze wzoru [20].

A. London zaproponował wprowadzenie we wzór na mechaniczną oporność pozorną dodatkowego członu, łączącego wszelkie straty powstające przy przechodzeniu fal dźwiękowych przez konstrukcję przegrodową i wówczas wzór [21] przyjmie postać:

$$Z_w = \frac{2r}{\cos \Theta} + i \omega m \left( 1 - \frac{f^2}{f_c^2} \sin^4 \Theta \right) \quad [22]$$

wzór [18]:

$$\alpha = \frac{P_1}{P_2} = 1 + R + \frac{i \omega m \cos \Theta}{2 \rho c} \left( 1 - \frac{f^2}{f_c^2} \sin^4 \Theta \right) \quad [23]$$

gdzie:  $R = \frac{r}{\rho c}$  — oporność w jednostkach  $\rho c$ , a wzór

[17] określający współczynnik przenikliwości dźwiękowej w tym ujęciu miał następującą postać:

$$\tau = 2 \int_0^{\pi/2} \frac{\cos \Theta \sin \Theta d \Theta}{(\alpha)^2} \quad [24]$$

A. London przeprowadził szereg prac eksperymentalnych, które potwierdziły zgodność wyników z obliczeniami teoretycznymi.

Przytoczone rozważania dotyczyły przegród w postaci jednorodnych płyt bez poduszki powietrznej. Poniżej będą rozpatrzone zagadnienia akustyczne, związane z konstrukcjami przegród w postaci płyt z przewarstwieniem powietrznym (tzw. poduszką powietrzną).

W przypadku konstrukcji przegród z poduszką powietrzną podstawowymi elementami określającymi w obliczeniach średnią efektywność izolacji dźwiękowej konstrukcji są: globalny ciężar 1 m<sup>2</sup> konstrukcji (z uwzględnieniem obu płyt) oraz grubość warstwy poduszki powietrznej.

A. London określił wzór umożliwiający obliczenie izolacji dźwiękowej uzyskiwanej za pomocą konstrukcji z poduszką powietrzną. Wzór ten, podobnie jak poprzednie, uwzględnia masę konstrukcji, dysypację i efekt zbieżności falowej i ma postać:

$$N = 10 \lg \frac{1}{\tau} = 10 \lg \frac{1}{2 \int_0^{\pi/2} \frac{\cos \Theta \sin \Theta d \Theta}{(\alpha)^2}} \quad [25]$$

gdzie:

$$(\alpha)^2 = 1 + 4 [R (R + 1) + p^2 v^2] + 4 \sin^2 b v$$

$$\{ [R (R + 1) + p^2 v^2]^2 - p^2 v^2 \} - 4 p v [R (R + 1) + p^2 v^2]$$

$$v = \cos \bullet \quad p = a \left[ 1 - \frac{f^2}{f^2} (1 - v^2)^2 \right]$$

$$b = \frac{\omega d}{c} \quad a = \frac{\omega m}{2 \rho c}$$

Za pomocą wzoru [26] określił on współczynnik przenikliwości dźwiękowej, który ma postać:

$$a = \frac{P_1}{P_2} = 1 + 2\gamma + \gamma^2 (1 - e^{-2i\beta}) \quad [26]$$

gdzie:

$$\beta = kd \cos \Theta, \\ \gamma = Z \omega \frac{\cos \bullet}{2 \rho c}$$

$k$  — liczba falowa,

$d$  — grubość warstwy powietrznej,

$Z \omega$  — pozorna oporność mechaniczna na jednostkę powierzchni jednej płyty dwupłytowej konstrukcji przegrody.

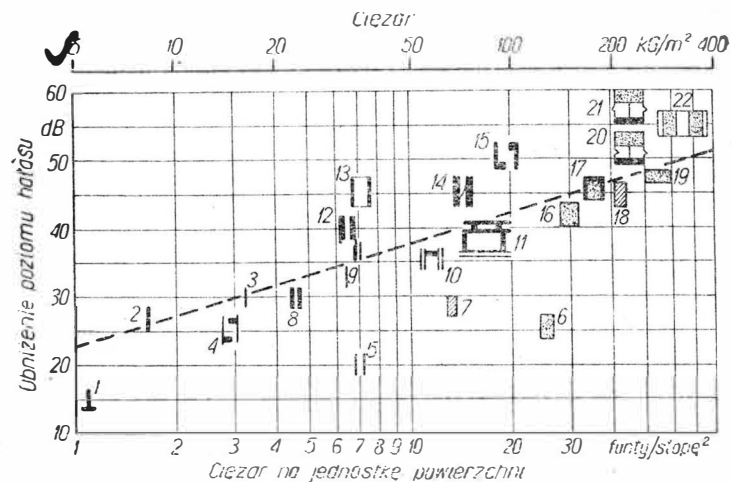
A. London przeprowadził szereg prac eksperymentalnych i obliczeniowych. Uzyskiwane wyniki pokrywały się. Prace eksperymentalne i teoretyczne przeprowadził dla konstrukcji przegród dwuwarstwowych przedzielanych poduszką powietrzną, używając w tym celu sklejki, aluminium i suchych tynków.

Przy rozwiązywaniu zagadnień związanych z izolacją dźwiękową ścian dysponuje się dwoma zasadniczymi wskaźnikami, określającymi ich efektywność, a mianowicie:

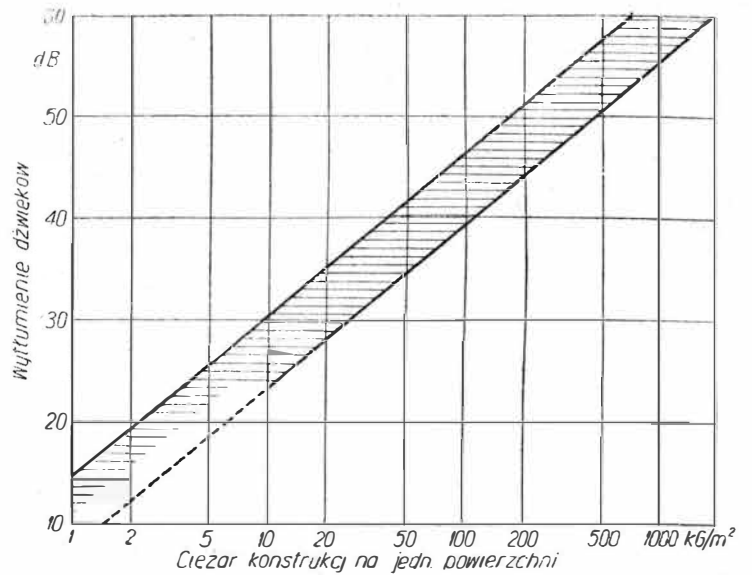
— dla ścian pojedynczych ciężarem  $m^2$  konstrukcji ściany,

— dla ścian podwójnych oprócz ciężaru  $m^2$  konstrukcji ściany również odległością pomiędzy dwoma warstwami ściany (grubością poduszki powietrznej).

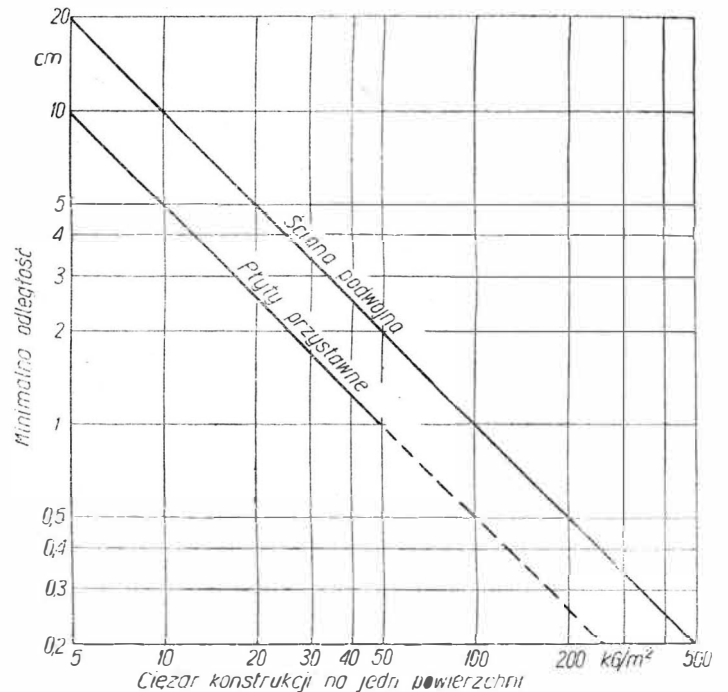
Aby umożliwić porównanie efektów izolacji dźwiękowej przegród jednowarstwowych bez poduszki powietrznej i dwuwarstwowych z poduszką powietrzną przedstawiono szereg wykresów obrazujących wielkość uzyskiwanego obniżenia poziomu hałasu za pomocą tych przegród. Na rys. 29 przedstawione są przekroje poprzeczne ścian, okien i drzwi wykonanych w różnych rozwiązaniach konstrukcyjnych i z różnych materiałów oraz wielkości obniżenia poziomu hałasu, określone w dB w zależności od ciężaru  $1 m^2$  konstrukcji. Na wykresie tym oprócz ciężarów w  $kg/m^2$  podano również ciężary w  $funtach/stopę^2$ . Poszczególne przekroje konstrukcji podanych na wykresie i oznaczonych cyframi przedstawiają: 1 — drzwi z płytami drewnianymi 4,8 mm, 2 — szkło o grubości 3,2 mm, 3 — szkło o grubości 6,4 mm, 4 — sklejką 6,4 mm z beleczkami drewnianymi  $25 \times 76$  mm,



29. Zależność pomiędzy średnim wskaźnikiem izolacji dźwiękowej i ciężarem  $1 m^2$  konstrukcji ściany (opis przedstawionych konstrukcji w tekście artykułu)



30. Wykres określający zdolność izolacji dźwiękowej pojedynczych ścian w zależności od ciężaru ich konstrukcji



31. Wykres określający zależność minimalnej odległości płyt ścian podwójnych i odległość płyt przystawnych w zależności od ciężaru konstrukcji

Tablica 1

Typ ściany rys. 29	Zdolność izolacji dźwiękowej w dB dla różnych częstotliwości						Ciężar ściany ( $kg/cm^2$ )
	125 Hz	250 Hz	500 Hz	1000 Hz	2000 Hz	4000 Hz	
a	12	25	26	34	40	39	22
b	32	27	32	38	43	50	98
c	—	36	40	51	50	—	65
d	—	49	49	55	57	—	64
e	—	46	46	50	56	60	88
f	25	35	35	41	45	46	110
g	—	46	50	53	57	—	340
h	—	34	38	44	48	—	100
i	—	49	46	46	57	—	170
j	—	25	31	37	44	44	—
k	—	45	48	54	57	60	66

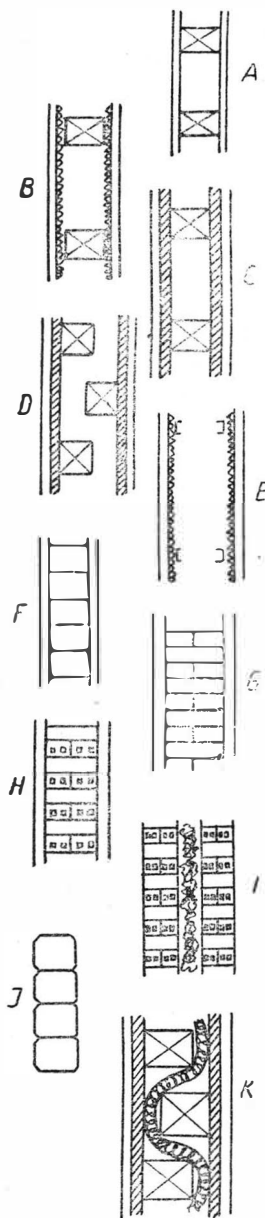
Tablica 2

Grubość szyby (mm)	Ciężar powierzchniowy (kG/m <sup>2</sup> )	Wymiar		Średnie wielkości wytłumienia w dB przy kącie podania dźwięku		
		Szerokość (cm)	Wysokość (cm)	0°	45°	75°
3	7,5	120	90	27	26	21
4	10,0	200	150	32	29	24
6,5	16,2	120	90	31	30	—
9,5	23,7	120	90	34	31	—
12	30,0	200	150	38	33	31
15	37,5	120	90	37	35	30

5 — drzwi dębowe o grubości 45 mm, 6 — blok żuźlowy 101 mm, 7 — hermetyczne drzwi z drewna twardego (ciężkiego) o grubości 63,5 mm, 8 — podwójna ściana gipsowa o grubości 25,4 mm, 9 — szkło o grubości 12,7 mm, 10 — gips, siatka metalowa z beleczkami drewnianymi: 50,8 × 101,6 mm, 11 — gips, siatka metalowa, osłona z drewna

32. Przykłady rozwiązań konstrukcyjnych ścian z różnymi rodzajami izolacji dźwiękowej

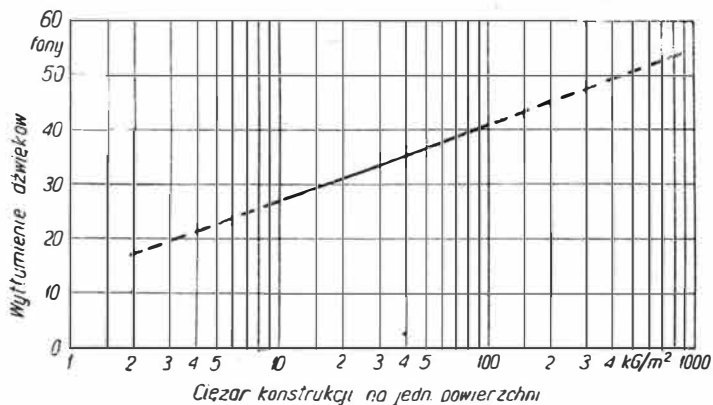
a — na drewnianych słupach, rozmieszczonych w odległości co 40 cm przybite gwoździemi płyty o grubości 1 cm, odległość pomiędzy płytami 12 cm, b — na słupach drewnianych umocowana siatka metalowa, na której wykonano tynk o grubości 1 cm, odległość pomiędzy warstwami tynku 12 cm, c — do drewnianych słupów przybite płyty z fibry, pokryte tynkiem o grubości 1 cm, odległość pomiędzy płytami 12 cm, d — do drewnianych słupów odległych od siebie o 20 cm przybite płyty z fibry, pokryte tynkiem o grubości 1 cm, e — niezależne płyty, słupy metalowe o przekroju ceowym, do których przymocowano siatkę metalową pokrytą tynkiem o grubości 2 cm, odległość pomiędzy płytami 25 cm, f — płyty gipsowe o grubości 8 cm z gipsowym narzutem o grubości 1 cm z obu stron, g — ściana z pełnej cegły ceramicznej o grubości 20 cm, pokryta z obu stron tynkiem o grubości po 2 cm, h — ścianka z pustaków ceramicznych o grubości 8 cm, pokryta z obu stron tynkiem o grubości po 2 cm, i — dwie ścianki z pustaków ceramicznych o grubości 8 cm (łącznie z wyprawą), odległość pomiędzy ściankami 5 cm, w poduszce powietrznej jest swobodnie zawieszona warstwa miękkiego, bardzo porowatego materiału o grubości 2 cm, j — bloki (pustaki) szklane o grubości 9 cm, k — na drewnianych słupkach rozmieszczonych co 20 cm, przybite drewniane płyty, pokryte wyprawą o grubości 1 cm, odległość pomiędzy płytami 12 cm, w poduszce powietrznej zawieszona swobodnie warstwa miękkiego i porowatego materiału



101,6 mm, 15 — siatka metalowa, gips, poduszka powietrzna 152,4 mm, 16 — gips, blok żuźlowy 101,6 mm, 17 — gips, blok żuźlowy 101,6 mm, gips, 18 — cegła 101,6 mm, 19 — beton 101,6 mm, 20 — gips, blok żuźlowy 101,6 mm, pałap betonowy 101,6 mm, zawieszony na prostym, sztywnym drucie, 21 — gips, blok żuźlowy 101,6 mm, pałap betonowy 101,6 mm zawieszony na sprężystym, wygiętym drucie, 22 — gips, blok żuźlowy 76,2 mm, poduszka powietrzna. Na wykresie (rys. 29) linią przerywaną zaznaczono średnie wielkości zdolności izolacyjnej konstrukcji przegrodowych w dB w zależności od ciężaru 1 m<sup>2</sup> konstrukcji.

Na rys. 30 podano zależność średniej zdolności izolacji dźwiękowej konstrukcji pojedynczej ściany w zależności od ciężaru 1 m<sup>2</sup>.

Na rys. 31 podano wykres przedstawiający najmniejsze odległości pomiędzy płytami ściany dwupłytowej (o gru-



33. Izolacja dźwiękowa szyb okiennych w zależności od ciężaru ścian

bości poduszek powietrznych) w zależności od ciężaru 1 m<sup>2</sup> konstrukcji ściany. Wykres ten wykonano dla ścian dwupłytowych oraz dla płyt przystawnych stosowanych przy ścianach jednopłytowych.

Na rys. 32 przedstawiono jedenaście przykładów rozwiązań konstrukcyjnych ścian dwuwarstwowych z poduszką powietrzną, a w tablicy 3 podano zestawienie uzyskiwanej izolacji dźwiękowej określonej w dB w zależności od rodzaju konstrukcji, częstotliwości i ciężaru konstrukcji.

Bardzo często konstrukcje przegród, zabezpieczające przed przedostawaniem się hałasów przenoszonych przez powietrze nie stanowią np. pełnych ścian zewnętrznych lub działowych, lecz mają otwory drzwiowe względnie okienne, jak też i drzwiowe i okienne. Istotne więc jest określenie efektywności izolacji dźwiękowej takich konstrukcji, którego można dokonać z następującego wzoru, opracowanego przez W. Zellera:

$$N_{ogól} = N_1 - 10 \lg \frac{S_1 + 10^{0,1(N_1 - N_2)}}{S_2} \cdot \frac{1}{1 + \frac{S_1}{S_2}} \text{ [dB]}$$

[27]

gdzie:

- $N_{ogól}$  — ogólna zdolność izolacji dźwiękowej ściany zewnętrznej lub działowej z oknami lub drzwiami w dB,
- $N_1$  — ogólna zdolność izolacji dźwiękowej pełnej ściany (bez otworów okiennych lub drzwiowych) w dB,
- $N_2$  — zdolność izolacji dźwiękowej okien lub drzwi w dB,
- $S_1$  — powierzchnia ściany (z potrąceniem powierzchni odbioru) w m<sup>2</sup>,
- $S_2$  — powierzchnia odbioru w m<sup>2</sup>.

oraz dwie poduszki powietrzne: 152,4 mm i 50,8 mm, 12 — ścianka gipsowa 12,7 mm, sklejka 6,4 mm, poduszka powietrzna 76,2 mm, podwójne szkło o grubości 6,4 mm z poduszką powietrzną 12,7 mm, 13 — podwójne szkło o grubości 6,4 mm, poduszka powietrzna 152,4 mm, 14 — gips listwy gipsowe 3,2 mm, drewniane beleczki: 50,8 ×

Na rys. 33 przedstawiono wykres obrazujący zależność zdolności izolacji dźwiękowej szyb okiennych w zależności od ciężaru ścian (dane dotyczące samych szyb podaje tablica 2).

Ze wzoru Wagnera można ustalić zmniejszenie zdolności izolacji dźwiękowej konstrukcji, spowodowanej szczelinami i otworami. Wzór ten ma postać:

$$\Delta N = 10 \lg \left( 1 + n \frac{S_0}{S} 10^{0,1 N} \right) \text{ [dB]} \quad [28]$$

gdzie:

- $\Delta N$  — zmniejszenie zdolności izolacji dźwiękowej konstrukcji spowodowanej przez szczeliny i otwory w dB,
- $n$  — współczynnik efektywnego zwiększenia powierzchni szczelin lub otworów,
- $S_0$  — rzeczywista powierzchnia szczeliny lub otworu w  $m^2$ ,
- $S$  — powierzchnia konstrukcji w  $m^2$ ,
- $N$  — zdolność izolacji dźwiękowej konstrukcji bez szczelin lub otworów w dB.

Współczynnik  $n$  uwzględnia podwyższone przekazywanie dźwięku w wyniku dyfrakcji. Liczbowe wielkości współczynnika  $n$  są podawane w literaturze przez różnych autorów, jednakże różnią się one między sobą i często dość poważnie. Poniżej przytoczono wielkości współczynnika  $n$  podane przez Drejsena, określające efektywne zwiększenie powierzchni szczeliny o długości 71 mm dla częstotliwości 880 Hz:

szerokość szczeliny w mm	0,1	0,2	0,3	1,0	2,0	3,0
współczynnik $n$	300	220	100	64	36	33

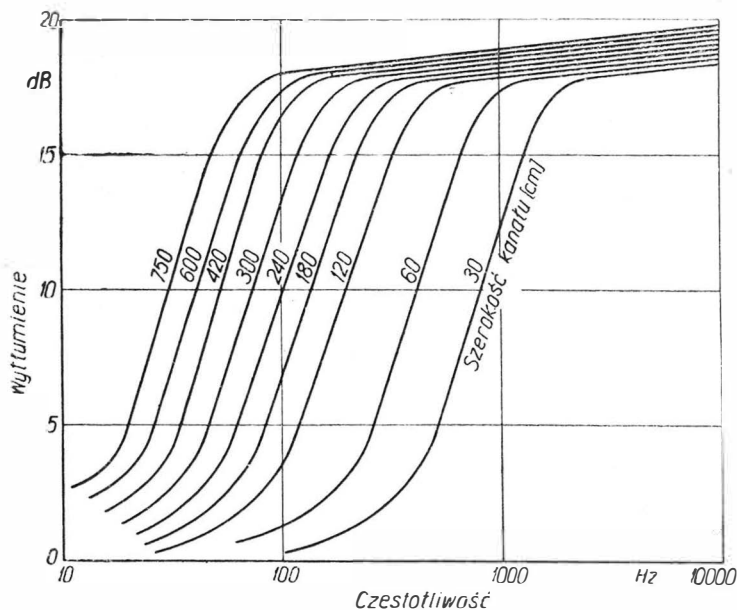
Przy projektowaniu kanałów wyciszających stacji badawczych silników pomocne będą wykresy opracowane przez Bolta:

— rys. 34 określający zdolność tłumienia w dB w poszczególnych pasmach częstotliwości przez otoczenie atmosferyczne pochłaniające dźwięki w zależności od szerokości kanału wylotowego przedstawionego na rys. 26 i

— rys. 35 określający zdolność tłumienia w dB w poszczególnych pasmach częstotliwości przez tłumiki z płytami ażurowymi — równoległymi w zależności od rozstawienia płyt.

Reasumując należy stwierdzić, że hałas wywołany przez gazy spalinowe samolotów odrzutowych stanowi jeden z ważniejszych problemów akustyki we współczesnej społeczności. Spośród różnych rodzajów hałasów do najmniej przyjemniejszych zalicza się hałasy lotnicze, gdyż silniki samolotowe uważa się za najintensywniejsze generatory hałasu.

Problem hałasu lotniczego staje się coraz częściej przedmiotem zainteresowania fachowców różnych dziedzin zawodowych: producentów lotniczych, budowniczych lotnisk, lekarzy, mechaników, urbanistów architektów i innych. Krąg zainteresowania tym problemem coraz wyraźniej wzrasta z uwagi na to, że zagrożenia hałasu lotniczego nie ogranicza się tylko do lotniska, lecz w poważnym stopniu rozszerza się na tereny przyległe, a szczególnie gęsto zaludnione.

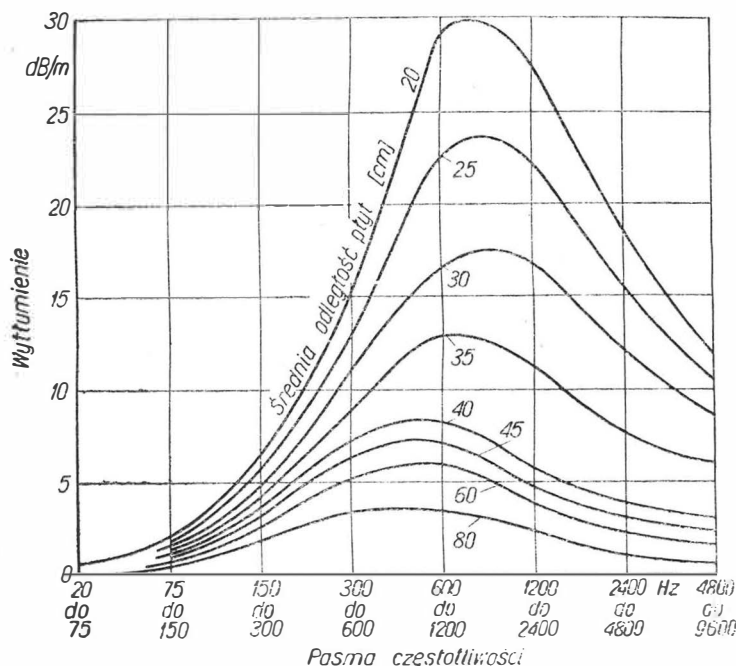


34. Zdolność tłumienia dźwięków w osrodku otaczającym kanały kierunkowe (wg Bolta)

Zwalczanie hałasu lotniczego, wywołanego przez wpływ strumienia gazu spalinowego należy do bardzo poważnych i skomplikowanych zagadnień. Jak wynika z przytoczonych materiałów, istnieje olbrzymi zakres sposobów i środków mniej lub więcej skutecznego zwalczania hałasu. Właściwe sposoby zwalczania hałasu powinny być rozpatrywane z udziałem wielu specjalistów, gdyż tylko wówczas można osiągnąć pożądany wynik.

Sposoby zwalczania hałasu wynikające z eksploatacji portu lotniczego oraz z właściwego rozwiązania zagadnień ruchowych muszą znaleźć przede wszystkim odbicie w instrukcji obsługi naziemnej samolotów i instrukcji eksploatacji portu lotniczego. Należy tu w sposób szczególny uwzględnić typy samolotów korzystających z danego lotniska oraz miejscowe warunki lotniskowe i sąsiedniej zabudowy, położonej w strefie przylotniskowej.

W czasie wykonywania zabudowy i montowania urządzeń lotniskowych należy zwracać szczególną uwagę na przyjmowane rozwiązania i stosować najwłaściwsze konstrukcje dla budownictwa lotniskowego. Należy też w bardzo poważnym stopniu wykorzystywać urządzenia amortyzacyjne dla urządzeń i pomieszczeń narażonych na drgania mechaniczne. W ramach wykonywanych konserwacji urządzeń i zabudowań należy usuwać wszelkie nieszczelności w budynkach, wymieniać zużyte amortyzatory lub je uzupełniać.



35. Zdolność tłumienia dźwięków przez równoległe płyty żaluzyjne w zależności od ich rozstawu (wg Bolta)

Samolotowe, a szczególnie lotniskowe tłumiki hałasu i hangary-boksy w bardzo poważnym stopniu zabezpieczają nawierzchnię lotniskową przed oddziaływaniem strumienia gazów, a zwłaszcza przed roztopianiem i wydmuchiwaniem mas zalewowych ze szczelin. Lotniskowe tłumiki hałasu i hangary-boksy całkowicie zabezpieczają darniowe nawierzchnie lotniskowe przed niszczeniem trawy i wydmuchiwaniem gruntu.

Lotniskowe tłumiki hałasu w bardzo poważnym stopniu obniżają hałas, z drugiej zaś strony poważnie zmniejszają się koszty związane z konserwacją nawierzchni.

Przy lokalizowaniu na terenie portów lotniczych hangarów-boksów oraz stacji badawczych silników należy kierować się usytuowaniem tych budowli w stosunku do pozostałej zabudowy lotniskowej i w stosunku do stref zabudowy mieszkalnej w rejonach przylotniskowych, by nie stanowiły one źródła hałasu powodującego zakłócenia w tych rejonach. Istotne jest tu również usytuowanie tych budowli w odniesieniu do panujących wiatrów w porcie lotniczym.

Bardzo istotnym zagadnieniem, a szczególnie w rozważaniach nad hałasem lotniczym, wywołanym przez strumień wypływającego gazu spalinowego, jest sprawa tłumienia dźwięków w osrodku, w którym one rozprzestrzeniają się. Rozpatrując zagadnienie z punktu widzenia teoretycznego należy stwierdzić, że wytłumienie dźwięku uzależnione jest

od gęstości ośrodka. Zależność taka wynika ze wzoru Stokesa-Kirchhofa, zgodnie z którym zanikanie dźwięku w wyniku tarcia wzrasta proporcjonalnie do kwadratu częstotliwości. Doskonale znane jest zjawisko silniejszego zanikania dźwięków o wielkiej częstotliwości niż dźwięków o małej częstotliwości. Jednakże w każdym ośrodku mogą istnieć dodatkowe straty energii przy rozprzestrzenianiu się dźwięków, związane z obecnością w danym ośrodku nieznanymi nieregularności, jak np. zawartości pary wodnej w powietrzu. Zjawisko molekularnego wytlumienia dźwięków w powietrzu bardzo szybko wzrasta ze zwiększeniem częstotliwości drgań od wielkości minimalnych odpowiadających niskiej wilgotności powietrza do wielkości maksymalnych, występujących przy względnych wilgotnościach powietrza w granicach 12—17%. Stwierdzono, że przy dalszym wzroście wilgotności powietrza tłumienie dźwięków stopniowo zmniejsza się. Z prac badawczych wynika, że np. przy wilgotności powietrza 18% molekularne wytlumienie dźwięku o częstotliwości 15 kHz osiąga w przybliżeniu 28 dB na 100 m. W sprzyjających warunkach dla rozchodzenia się dźwięków w ośrodku powietrznym, tj. przy bezwietrznej pogodzie, całkowitej bezchmurności i nieznacznej izolacji minimalne straty energii dźwiękowej wynoszą około 30 dB na 100 m dla częstotliwości odpowiadających środkowi skali słyszalności. W złych warunkach dla rozprzestrzeniania się dźwięków w ośrodku powietrznym, tj. przy porywistych silnych wiatrach względnie w pobliżu ziemi przy bezwietrznej pogodzie z silną izolacją, osłabienie rozchodzenia się dźwięków wynosi średnio około 66 dB na 100 m. W lotnictwie i w pracy portów lotniczych poważne zagrożenie stanowi sprawa wytrzymałości konstrukcji samolotowych narażonych na działanie obciążeń akustycznych, wywołanych hałasami o znacznych poziomach intensywności, a przede wszystkim przez strumień gazów. Szczególnie należy uwzględnić to, że obciążenia akustyczne mają ciągłe i szerokie widmo częstotliwości, co sprzyja powstawaniu intensywnych drgań rezonansowych płyt poszycia samolotu, wręg, uźebrowania szkieletu, elementów wzmacniających itp.

Właściwością obciążeń akustycznych, wywołanych strumieniem gazu spalinowego, jest ich nieregularny charakter nawet przy niezmiennych warunkach pracy silnika i niepokrywanie się kątów fazowych w różnych punktach powierzchni konstrukcji. Zazwyczaj maksymalne obciążenia akustyczne działają w czasie prób przedstartowych silnika, kiedy to strumień gazów spalinowych wypływa do

nieruchomego ośrodka powietrznego z największą prędkością, a silniki pracują na 100% ciągu. Jednakże w niektórych rozwiązaniach konstrukcyjnych samolotów maksymalne obciążenia akustyczne występują pod wpływem działania fal dźwiękowych wywołanych przez odbite strumienie gazów spalinowych od nawierzchni lotniskowych, względnie od różnych części konstrukcyjnych samolotu.

#### Literatura

- Aleksiejew S. P.: Borba z szumami w żyłach i prozowadstwieńnych zdaniach, Moskwa 1963.
- Conturie L.: L'acoustique dans les bâtiments, Paris 1955.
- Dahlen H., Lohse W.: Schalldämpfung von Forschungs und Entwicklungsanlagen für Strahltriebwerke, Luftfahrttechnik, nr 4/59.
- Hardy H. C.: Noise Control Measures for Jet Engine Test Cell Installations", 1953.
- Havemann H. K.: Die Lärmschutzhalle im Flughafen Hamburg Fuhlsbüttel, Beton-und Stahlbetonbau, nr 5/62.
- Hochbrügge G.: Flachglasherstellung und anwendung 1962.
- Kamps E.: Der Schallschutz von Fenster, 1962.
- Rajpert T.: Hałas wywołany przez silniki współczesnych samolotów i sposoby jego zwalczania. Technika Lotnicza, nr 11 i 12/61.
- Rajpert T.: Pomiar oraz analiza hałasu i drgań. Technika Lotnicza, nr 4/5 i 9 z 1963 r.
- Rajpert T.: Problem hałasu i wibracji związany z pracą portów lotniczych, referat wygłoszony w ramach X Jubileuszowego Seminarium Otwartego z Akustyki, lipiec 1965 r.
- Richards E. J.: Some thoughts on noise suppression nozzle design. Third AGARD Colloquium, London 1958.
- Richards E. J.: Sound effects on airport design, World Airports, nr 5 i 6/62.
- Rolf S.: Bauakustik bei Reihenwohnhäusen, 1962.
- Sanders N. D., North W. J.: Jet engine noise. Third AGARD Colloquium, London 1958.
- Wariamow L. I.: Ispytatelnije stancji porszniewych i gazoturbinnych dwigatielej, Moskwa 1963.
- Wiśniowski H. U.: Radial grids with water injection for suppressing the noise of jet engines, Canad areonaut J., 1961.
- Bremsprobenhallen zur Lärmbekämpfung, Flieger 3-1 4/60
- Głuszenie szum, Graždanskaja awiacija, nr 4/62.
- Woprosy zwukoizolacji i architekturnoj akustiki, Moskwa 1959.

## „ZESZYTY PROBLEMOWE PRZEGLĄDU TECHNICZNEGO”

WYDADZA

# NUMER SPRAWOZDAWCZY Z V KONGRESU TECHNIKÓW POLSKICH

omawiający rolę i zadania kadry technicznej w latach 1966—1970.

Numer zawierać będzie

- streszczenie referatów kongresowych
- omówienie przebiegu obrad na plenum i w 12 sekcjach
- ważniejsze wnioski
- nazwiska wszystkich uczestników Kongresu

Ten obszerny materiał

**niezbędny na co dzień — niezastąpiony w pracy dla inżyniera i technika**

winien znaleźć się w każdym

- zakładzie pracy
- zjednoczeniu
- ministerstwie
- kole zakładowym
- klubie TiR
- oddziale SNT oraz
- bibliotece technicznej

Numer ukaże się w **kwietniu 1966 r.** w objętości ok. 140 stron, w formacie A4. Do nabycia drogą przedpłaty.

Zamówienia prosimy kierować w terminie nieprzekraczalnym **do dnia 28 lutego 1966 r.** wpłacając 20 zł za 1 egz., z podaniem celu wpłaty na konto Zakładu Kolportażu Wydawnictw Czasopism Technicznych NOT, Mazowiecka 12.

**PKO I Oddział Miejski Nr 1-9-121-697**

Prenumeratorky „Zeszytów Problemowych Przeglądu Technicznego” otrzymają zeszyt w ramach prenumeraty.

## Spawanie łukowo-argonowe stopów magnezu

Własności mechaniczne magnezu są niskie i dlatego nie znalazł on zastosowania jako materiał konstrukcyjny. Znacznie wyższe własności wykazują stopy na osnowie magnezu, które dzięki małemu ciężarowi właściwemu, wynoszącemu zaledwie 1,8 do 1,83 g/cm<sup>3</sup>, znalazły szersze zastosowanie, przede wszystkim w budowie samolotów, a także innych środków transportowych i maszyn, tam gdzie zależy na zmniejszeniu ciężaru konstrukcji.

Podobnie jak stopy aluminiowe, stopy magnezu ze względu na obróbkę technologiczną, jakiej podlegają, dzielą się na stopy odlewnicze oraz stopy do przeróbki plastycznej. Zarówno jedne jak i drugie mogą być nieobrabialne cieplnie i obrabialne cieplnie. Najważniejszą technicznie grupę stanowią stopy Mg-Al-Zn, najczęściej z nieznaczną domieszką manganu, znane przeważnie pod nazwą elektronów.

Przy użyciu odpowiednich środków stopy magnezu dają się spawać, szczególnie stopy grupy Mg-Mn zawierające do 2% Mn. Spawanie acetylenowo-tlenowe nie pozwala jednakże na uzyskanie zadowalających rezultatów przede wszystkim z dwóch względów:

1) topniki, których zastosowanie jest konieczne w procesie spawania, działają silnie korodująco a nie jest możliwe całkowite ich usunięcie po spawaniu,

2) stopy te przy spawaniu wykazują dużą skłonność do pęknięć.

Czynniki te ograniczały w sposób zasadniczy zastosowanie spawania do łączenia stopów magnezowych. Dopiero wprowadzenie metod spawania łukowego w atmosferach ochronnych pozwoliło ominąć te trudności i uzyskać dobre rezultaty dzięki wyeliminowaniu z procesu spawania topnika oraz dzięki wydatnemu zmniejszeniu skłonności do powstawania pęknięć.

Zastosowanie spawania do łączenia stopów magnezowych umożliwia w szeregu przypadków przyjęcie nowych, prostszych i tańszych rozwiązań konstrukcyjnych, a także umożliwia naprawę wad odlewniczych, która zmniejsza braki i tym samym przynosi korzyści ekonomiczne.

Na specyfikę spawania stopów magnezu wpływają zarówno ich własności metalurgiczne, jak i fizyczne i chemiczne:

1. Wysoka przewodność cieplna i wysoki współczynnik rozszerzalności liniowej jest przyczyną dużych odkształceń przy spawaniu;

2. Duże ciepło topnienia i wysokie przewodnictwo ciepłe wymagają źródeł ciepła o dużej mocy i o dużej intensywności, podobnie jak przy spawaniu aluminium.

3. Wysokie powinowactwo magnezu do tlenu wymaga odizolowania jeziora stopionego metalu i nagrzanej do wysokiej temperatury strefy przejściowej od tlenu z powietrza. W przeciwnym razie możliwy jest zapłon materiału. Przy spawaniu łukowym elektrodą topliwą niebezpieczeństwo zapłonu zwiększa się w chwili przejścia kropel metalu elektrody przez łuk do spoiny.

4. Niewielki ciężar właściwy magnezu (1,73 g/cm<sup>3</sup> przy 20°C i 1,65 g/cm<sup>3</sup> w temp. topnienia w stanie stałym a 1,57 g/cm<sup>3</sup> w stanie płynnym) i stosunkowo duży ciężar właściwy tlenków magnezu (3,65 g/cm<sup>3</sup>) utrudniają usunięcie warstewki tlenków z jeziora płynnego metalu.

5. Wysoki punkt topliwości tlenków magnezu (ponad 2500°C) wymaga ich usunięcia z powierzchni spawanych części. Przy spawaniu gazowym osiąga się to przez stosowanie topników, przy spawaniu łukowo-argonowym i zgrzewaniu przez uprzednie usunięcie tlenków z miejsc spawanych.

6. Poza szybkim utlenianiem stopy magnezu w temperaturach bliskich punktu topnienia intensywnie łączą się z azotem, tworząc azotki magnezu. Obecność w stopie tlenków i azotków magnezu obniża jego własności mechaniczne, a przede wszystkim udarność.

7. Magnez i jego stopy w stanie płynnym są skłonne do silnego rozpuszczania gazów, natomiast w stanie stałym rozpuszczalność gazów jest znacznie mniejsza, co jest przyczyną skłonności do porowatości połączeń spawanych.

8. Magnez, podobnie jak aluminium, tworzy z wieloma składnikami stopów technicznych krusze niskotopliwe eutektyki, przy czym granice krystalizacji wielu ważnych stopów są szerokie. Czynniki powyższe są przyczyną skłonności stopów magnezowych do pęknięć w czasie spawania.

9. Mała odporność na korozję magnezu i jego stopów przy zetknięciu z chlorkami, które są zwykle składnikami topników do spawania i otulin elektrod, komplikuje bardzo zadanie uzyskania odpowiednich topników i otulin, i stwarza konieczność starannego ich usunięcia ze złącza po spawaniu. Mała odporność na korozję w wilgotnej atmosferze i wodzie ogranicza przydatność konstrukcji spawanych ze stopów magnezu tylko do pracy w specjalnych warunkach, a także wymaga stosowania specjalnych zabiegów dla ochrony ich powierzchni przed korozją.

10. Przy spawaniu stopów magnezu zawierających glin, jak stopy odlewnicze ML3, ML4, ML5 i ML6 lub stopy do przeróbki plastycznej MP2, MP3, MP5 występuje duża skłonność do mikroporowatości, co wywołane jest szerokim przedziałem krystalizacji tych stopów i powstawaniem dendrytycznych porów usadowych [2].

Wolne od tej wady są stopy typu Mg-Mn, jak MP1 czy MP4, jednak wykazują one skłonność do rozrostu ziaren przy nagrzewaniu, czym tłumaczy się obniżenie własności mechanicznych w strefie przejściowej złącza spawanych.

Stopy magnezu, podobnie jak aluminium i jego stopy, można spawać zarówno prądem zmiennym jak i stałym odwróconej biegunowości (plus na elektrodzie) [1, 4, 6, 7].

Spawanie prądem stałym prostej biegunowości nie daje zadowalających wyników, gdyż łuk jest niestateczny, występuje silne rozbryzgiwanie metalu, a rozpraszenie warstewki tlenków jest niedostateczne. Jedynie przy spawaniu zmechanizowanym można stosować prostą biegunowość, ponieważ można utrzymać krótki łuk i równomierny posuw, a błonka tlenków zostaje zniszczona w wystarczającym stopniu.

Spawanie prądem stałym dodatkowo biegunowości daje dobre wyniki przy łączeniu części cienkościennych (do 1,5—2,0 mm).

Spawanie grubszych elementów jest utrudnione wskutek małej dopuszczalnej gęstości prądu na elektrodzie i związanej z tym małej mocy cieplnej łuku. Również spawanie w ostrych narożach, np. spoin pachwinowych, przy spawaniu prądem stałym jest utrudnione, gdyż łuk wykazuje tendencję do błędzenia.

Najbardziej odpowiednim rodzajem prądu przy ręcznym spawaniu stopów magnezu jest prąd zmienny. Proces spawania charakteryzuje się tutaj stałym łukiem, małym zużyciem wolframu i nieznacznym rozbryzgiem stopionego metalu. Dzięki temu, że nie występuje zjawisko błędzenia łuku, można kierować go w ostre naroża tak, że wykonywanie złączy pachwinowych jest znacznie łatwiejsze. Z tych powodów spawanie ręczne wykonuje się prawie wyłącznie prądem zmiennym. Jednakże przy łączeniu cienkich blach, o grubości poniżej 1,5 mm, spawanie prądem stałym dodatkowo biegunowości daje również w pełni zadowalające wyniki, a nawet ścięgi spoin wykazują czystsza powierzchnię.

W naszym kraju, podobnie jak w innych krajach Europy, stosowany jest argon jako gaz ochronny przy spawaniu w atmosferach obojętnych.

Ilość zanieczyszczeń w argonie musi być ograniczona, gdyż mogą być one przyczyną wad spoin. Zanieczyszczeniami tymi są najczęściej: para wodna, tlen i azot.

Para wodna, rozkładając się pod wpływem ciepła łuku na tlen i wodór, zwiększa zawartość tych domieszek w stanie wolnym. Wodór rozpuszcza się w roztopionym magnezie, a przy krzepnięciu metalu, wskutek zmniejszonej rozpuszczalności wydziela się powodując porowatość spoiny. Porowatość ta pojawia się przy zawartości wodoru około 0,3‰.

Tlen jest przyczyną tworzenia się na powierzchni łączonych elementów trudno topliwej błonki tlenków, która utrudnia przetopienie krawędzi i daje wtrącenia w metalu spoiny, obniżające własności mechaniczne.

Azot tworzy z magnezem azotek ( $Mg_3N_2$ ) barwy zielono-szarej lub zielonożółtej. Wtrącenia azotków, podobnie jak tlenków, obniżają własności mechaniczne spoin.

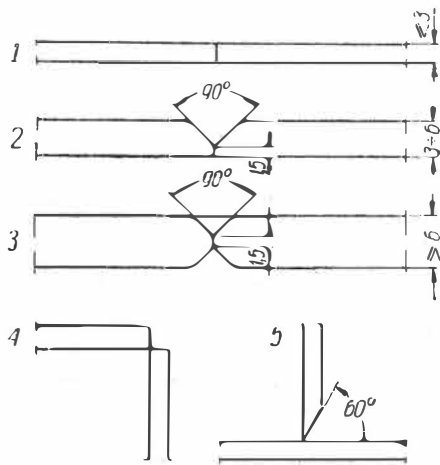
Ażeby więc zapewnić jak najwyższą jakość spoin, stosowany do spawania argon nie powinien zawierać więcej niż 0,5%  $N_2$ , 0,03%  $O_2$  oraz najwyższej ślady wilgoci [1]. Warunkom tym odpowiada w pełni argon produkowany ostatnio w kraju o czystości 99,98%.

Przy spawaniu łukowo-argonowym magnezu i jego stopów nie potrzeba stosować topników. Pozwala to wykonywać wszystkie rodzaje połączeń, jak doczołowe, kątowe, krawędziowe, zakładkowe i brzeżne.

Najbardziej rozpowszechnione są złącza doczołowe, które wykonuje się w przypadku spawania części cienkościennych o grubości nie przekraczającej 3 mm bez ukosowania krawędzi, w przypadku większych grubości stosując ukosowanie na X, V lub U.

Przy połączeniach teowych blach o grubości do 4 mm nie stosuje się w zasadzie ukosowania, jednak w przypadku wymaganej wysokiej wytrzymałości krawędź powinna być ścięta (rys. 1).

Przygotowanie krawędzi do spawania przy niektórych typach połączeń pokazane jest na rys. 1.



1. Sposoby przygotowania krawędzi do spawania:

- 1 - połączenie stykowe, 2 - połączenie V,
- 3 - połączenie X, 4 - spawanie narożne, 5 - połączenie teowe

Bardzo duże znaczenie przy spawaniu stopów magnezu ma dobre dopasowanie łączonych krawędzi, które powinny ściśle do siebie przylegać. Jest to warunkiem uzyskania równomiernego przetopu oraz prawidłowej spoiny. Ma to szczególne znaczenie przy spawaniu doczołowym cienkich blach bez podkładek. Dlatego niezbędne jest, ażeby krawędzie blach podlegające spawaniu były ściśle względem siebie równoległe i prostopadłe do płaszczyzny blachy. Przy spawaniu grubszych blach (o grub. ponad 3 mm) i stosowaniu ukosowania na V, X lub U należy zostawić na krawędziach próg o wysokości około 1,5 mm (rys. 1), aby umożliwić dokładny styk blach. Nierówna wysokość progu może być także przyczyną nierównomiernego przetopu.

Dla zapewnienia dobrego przylegania krawędzi najlepiej jest korzystać z przyrządów montażowych, ustalających położenie łączonych części względem siebie. W przypadku złączy doczołowych są nimi podkładowe, do których spawane krawędzie powinny być ściśle dociśnięte. Dla zapewnienia odpowiedniego ukształtowania się grani spoiny podkładki wyposażone są w rowki o kształcie i wymiarach, jakie chcemy, żeby miała grań spoiny.

Poza formowaniem grani spoiny, stosowanie podkładek przynosi jeszcze następujące korzyści:

- 1) zmniejsza wielkość strefy przejściowej przez bardziej intensywne odprowadzenie ciepła ze strefy spawania,
- 2) zmniejsza odkształcenia,
- 3) chroni grań spoiny przed utlenieniem.

Stosować można zarówno podkładki stalowe jak i miedziane, jednak w przypadku elementów cienkościennych najlepsze są podkładki ze stali nierdzewnej. Podkładki miedziane, czy nawet ze zwykłej stali zbyt szybko odprowadzają ciepło, co może być przyczyną braku przetopu przy grani spoiny.

Szczepianie części do spawania należy również wykonywać tylko spawaniem łukowo-argonowym.

Jednym z podstawowych warunków otrzymania prawidłowych połączeń przy spawaniu stopów magnezowych jest duża czystość powierzchni łączonych części oraz spoiwa.

Stopy magnezowe dla zabezpieczenia przed korozją pokrywa się często warstwą ochronną z soli kwasu chromowego, charakteryzującą się lepszymi własnościami ochronnymi niż naturalna warstewka tlenków. Warstewka ta, jak i wszelkie zanieczyszczenia jak tłuszcze, farba, tlenki itp. muszą być dokładnie usunięte.

Oczyszczanie przeprowadzać można, podobnie jak w przypadku stopów aluminium: 1) mechanicznie lub 2) chemicznie.

1. Przed oczyszczaniem należy usunąć brud i zatłuszczenia przez przemycie powierzchni rozpuszczalnikiem, np. benzyną, trójchloroetylenem, acetonem itp.

Następnie krawędzie i przylegające do nich powierzchnie oraz spoiwo czyści się ręcznymi lub mechanicznymi szczotkami stalowymi o średnicy drutów 0,08—0,15 mm lub papierem ściernym i przeciera dokładnie czystą szmatką.

Istnieje pogląd, że stalowe szczotki zanieczyszczają powierzchnię cząsteczkami żelaza, które powodują pojawienie się ognisk korozji, więc lepiej stosować papier ścierny (1,7).

Spawanie powinno być przeprowadzane bezpośrednio po oczyszczeniu.

2. Oczyszczanie chemiczne wykazuje w porównaniu z oczyszczaniem mechanicznym wiele zalet, jak:

1) większą jednorodność stanu powierzchni po oczyszczeniu,

2) większą wydajność procesu oczyszczania,

3) większy dopuszczalny okres czasu pomiędzy oczyszczeniem a spawaniem. (Przeprowadzone badania wykazały, że powierzchnia oczyszczona mechanicznie w ciągu 10 godzin pokrywa się grubszą warstwą tlenków niż w tych samych warunkach powierzchnia oczyszczona chemicznie w ciągu 100 godzin) [1].

Pierwszą operacją przy oczyszczaniu chemicznym jest, podobnie jak przy oczyszczaniu mechanicznym, odtłuszczenie.

Chcąc jednak uzyskać dobrze i równomiernie oczyszczoną powierzchnię, proces odtłuszczenia należy przeprowadzić szczególnie starannie. Dlatego nie wystarcza tutaj odtłuszczenie, jakie przeprowadzane jest przy oczyszczaniu mechanicznym. Traktuje się je tutaj tylko jako oczyszczanie wstępne. Dalsze odtłuszczenie przeprowadza się jednym z podanych poniżej sposobów:

1) przez 2—3-krotne zanurzenie przedmiotu na 4—5 sek w narach trójchloroetyleny,

2) przez trawienie we wrzącym roztworze ługowym zawierającym na litr wody 16 g węglanu sodu ( $Na_2CO_3$ ) i 10 g wodorotlenku sodu ( $NaOH$ ) w czasie 2—5 min,

3) przez trawienie w 5% roztworze  $NaOH$  o temp. 65 °C w czasie około 10 minut.

Bezpośrednio po odtłuszczeniu w roztworach ługowych stosuje się przemycanie, najpierw w ciepłej wodzie o temperaturze około 50 °C, następnie w zimnej bieżącej wodzie [1].

Skuteczność odtłuszczenia kontroluje się sprawdzając, czy woda zwilża dobrze oczyszczoną powierzchnię.

Dopiero po dokładnym odtłuszczeniu, przeprowadza się obróbkę, mającą na celu usunięcie tlenków i chromianów z powierzchni.

Najlepsze wyniki osiąga się przy stosowaniu do tego celu 16—20% roztworu bezwodnika kwasu chromowego ( $CrO_3$ ). Temperatura roztworu 90—100 °C, czas trawienia około 5 minut. Jeżeli daną stop nie trawi się dobrze w tym odczynniku, należy zastosować 10% roztwór  $CrO_3$  z dodatkiem 0,3%  $Na_2SO_4$  [1].

Oprócz tych roztworów, mogą być także stosowane inne odczynniki, jak np.:

- |                    |                                |               |
|--------------------|--------------------------------|---------------|
| 1) 200 g $CrO_3$ ; | 10 ml $HNO_3$ ;                | 1000 ml wody  |
| 2) 100 g $CrO_3$ ; | 10 ml $H_2PO_4$ ;              | 1000 ml wody  |
| 3) 100 g $CrO_3$ ; | 5 ml stężonego kwasu octowego; | 1000 ml wody. |

Stosuje się je również na gorąco (90—100 °C) w czasie 1—2 min. Ponieważ działają one energicznie, należy uważać, ażeby nie przetrawić samego metalu.

Bezpośrednio po trawieniu należy obrabiane przedmioty przemyc najpierw ciepłą (około 50 °C), a później zimną wodą bieżącą i osuszyć na powietrzu [1].

Spawanie należy przeprowadzić nie później niż w ciągu 24 godzin po oczyszczeniu. Dla uniknięcia pęknięć w spoinie lub strefie przejściowej należy stosować dostatecznie dużą szybkość spawania, minimum 15 cm/min. Warunek ten jest szczególnie istotny przy spawaniu stopów odlewniczych magnezu, gdyż stopy zawierające 6—10% glinu i 0,5—1% cynku są skłonne do kruchości na gorąco.

**Orientacyjne parametry spawania stopów magnezu prądem zmiennym**

Grub. mat. (mm)	Sredn. elektr. (mm)	Wymiary spoiwa (mm)	Nateżenie prądu (A)	Srednica dyszy (mm)	Przepływ argonu (l/min)	Prędkość spawania (cm/min)
1,5	1,5	1,5 × 2 lub Ø 2,0	45 - 80	6	3 - 4	20 - 30
2	2	2 × 2 lub Ø 2,5	60 - 100	9	6 - 7	18 - 28
3	2-3	3 × 2 lub Ø 3,0	80-140	12	8 - 10	16 - 25
5	3	Ø 6,0	100-180	12	8 - 10	14 - 22
8	3-4	Ø 8,0	140-220	16	12 - 16	12 - 18

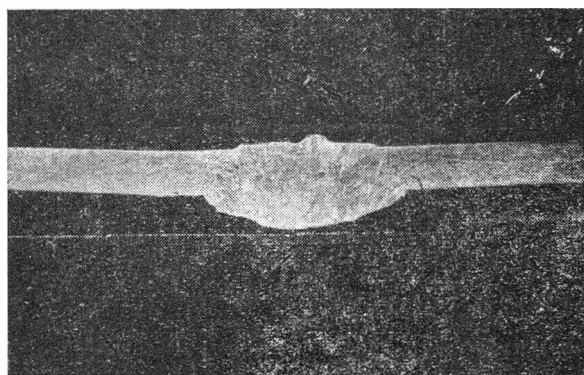
Orientacyjne parametry spawania złączy doczołowych prądem zmiennym podane są w tablicy.

Dane te należy traktować wyłącznie jako orientacyjne, gdyż w zależności od wielkości spawanego przedmiotu, rodzaju przyrządu mocującego, wprawy spawacza itp. mogą występować pewne odchylenia od powyższych danych.

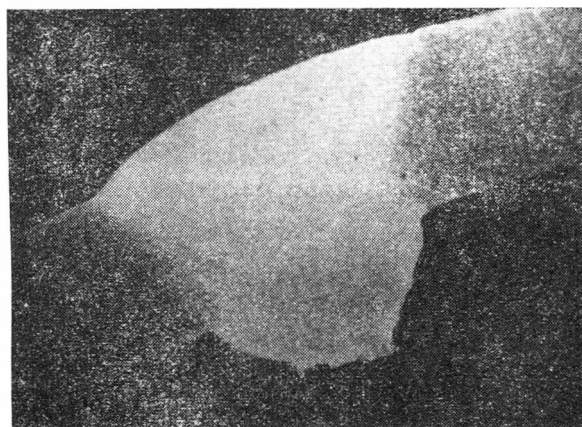
Długość łuku przy spawaniu stopów magnezu powinna być możliwie jak najmniejsza (maks. 1,5 mm), gdyż krótki łuk lepiej rozprasza warstewkę tlenków na powierzchni magnezu.

Spoiwo najlepiej należy dodawać w ten sposób, ażeby krople roztopionego metalu spadały do jeziora z pewnej wysokości. Wówczas następuje lepsze wymieszanie roztopionego metalu, a także skuteczniejsze jest niszczenie warstewki tlenków niż w przypadku zanurzenia pałeczki spoiwa w jeziorce. Należy przy tym jednak uważać, ażeby koniec rozgrzanego pręta spoiwa nie wydostawał się ze strumienia argonu.

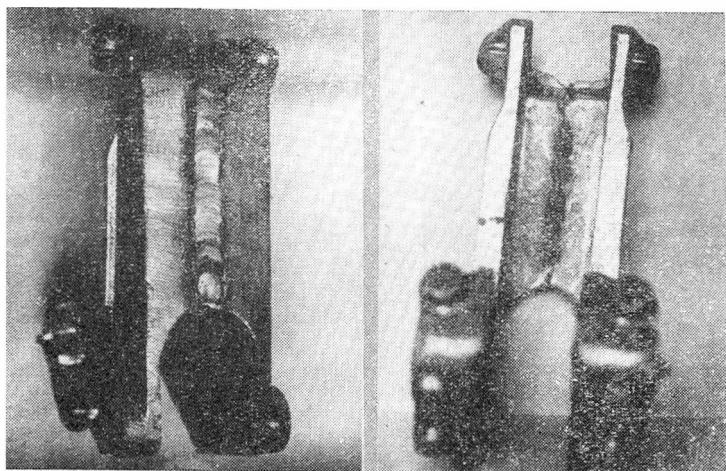
Przed naprawą wad odlewniczych drogą spawania powierzchnia naprawianego odlewu oraz spoiwo powinny być oczyszczone w sposób opisany uprzednio. Jako spoiwo należy stosować ten sam materiał co naprawiany odlew.



2. Makrostruktura złącza doczołowego blach MP4. Pow. 4 ×



4. Makrostruktura złącza doczołowego części ze stopu ML5. Pow. 4 ×



3. Widok spawanego odlewu ze stopu ML5 z lewej — od strony lica spoiny, z prawej — od strony grani spoiny

Krawędzie pęknięć w odlewach o grubości ścianek ponad 3 mm należy zukosować pod kątem 90°, przy grubościach 3-6 mm — jednostronnie, przy grubościach ponad 6 mm — dwustronnie.

Niewielkie wady, jak dziury, grudki, przelewy itp. można poprawiać bez uprzedniego podgrzewania. Jednak przy naprawie wad w odlewach wskazane jest podgrzewanie. Temperaturę podgrzewania należy tak dobrać, ażeby nie uszkodzić odlewu i nie spowodować powstania porowatości w spoinach. Przy zbyt niskiej temperaturze podgrzewania otrzymuje się porowate spoiny, przy zbyt wysokiej mogą powstać pęknięcia.

Odlewy o grubości ścianek do 6 mm podgrzewa się zwykle do 175 °C, a przy większej grubości ścianek do 350 °C. Czas podgrzewania odlewów o zawiłych kształtach powinien wynosić minimum 2 godziny [1].

Po zakończeniu spawania należy odlew ostudzić z piecem do 120 °C, a następnie dopiero na powietrzu.

Do obniżenia naprężeń cieplnych zaleca się przeprowadzać spawanie bez przerw. Jeżeli przed spawaniem odlew był obrabiany cieplnie, to po spawaniu należy bezwzględnie poddać go tej samej obróbce.

Usuwanie odkształceń po spawaniu w konstrukcjach ze stopów magnezu przeprowadza się zwykle przez klepanie drewnianym lub skórzanym młotkiem. Przed prostowaniem przedmiot należy podgrzać do temperatury 200-300 °C. Prostowanie na zimno przeprowadzać można tylko w ograniczonych przypadkach, ponieważ stopy magnezu skłonne są do utwardzania się i zbyt duże przekucie może doprowadzić do rozwarstwień i pęknięć.

Aby zabezpieczyć spawane konstrukcje przed korozją, należy bezpośrednio po zakończeniu operacji prostowania pokryć powierzchnię przedmiotu powłoką ochronną.

Istnieje kilka sposobów obróbki powierzchni stopów magnezu. Najczęściej stosowane jest zanurzenie części na okres 30 minut we wrzącym roztworze wodnym o następującym składzie (wagowym): 3% siarczanu amonu (NH<sub>4</sub>/SO<sub>4</sub>), 1,5% dwuchromianu amonu (NH<sub>4</sub>/Cr<sub>2</sub>O<sub>7</sub>), 0,35% amoniaku o c.wł. 0,88. Roztwór nie może zawierać soli kwasu chlorowodorowego i więcej niż 0,5% NaCl. Czasem pokrycie ochronną

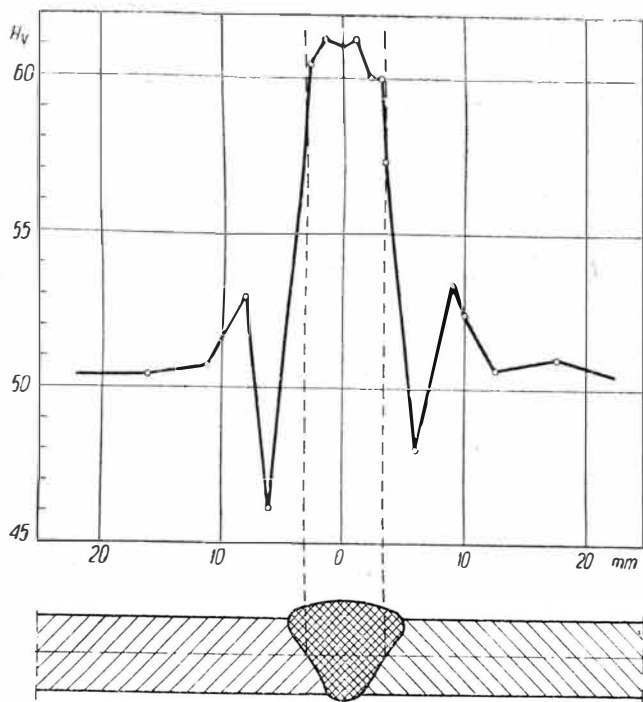
powłoką przeprowadza się w roztworze zawierającym 15% dwuchromianu potasu (K<sub>2</sub>Cr<sub>2</sub>O<sub>7</sub>) i 20-25% stężonego kwasu azotowego. W tym przypadku proces przeprowadza się w temperaturze pokojowej, a czas przetrzymania części w kąpielii nie przekracza 10 sekund. Bezpośrednio po wyjęciu z roztworu należy obrabiane części dokładnie przemyć i osuszyć [1].

Malowanie, względnie pokrywanie powierzchni warstewką tłuszczu należy również przeprowadzać możliwie jak najszybciej po spawaniu. W przypadku malowania jako pierwszą warstwę nakłada się chromian cynku.

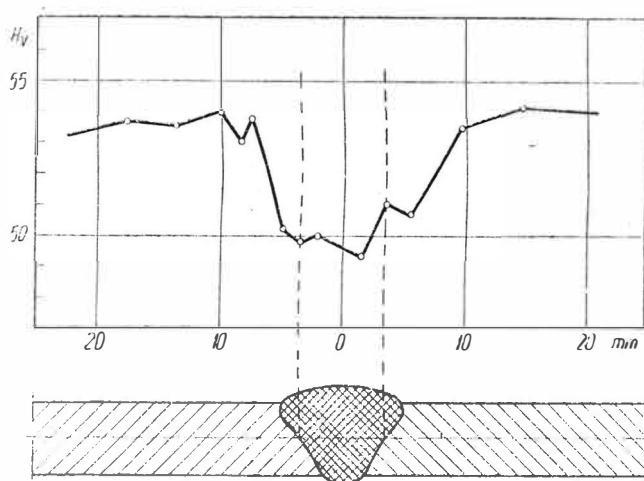
**Próby spawania stopów magnezowych**

W Instytucie Lotnictwa przeprowadzono próby spawania oraz badania własności uzyskanych połączeń dwóch rodzajów stopów magnezowych: stopu do przeróbki plastycznej MP4 oraz stopu odlewniczego ML5. Oba te stopy stosowane są w krajowym przemyśle lotniczym.





5. Rozkład twardości w złączu doczołowym stopu ML5 nie obrabianym cieplnie



6. Rozkład twardości w złączu doczołowym stopu ML5 po przesycaaniu

Wykazały one, że spawanie łukowo-argonowe umożliwia uzyskanie poprawnych połączeń zarówno w przypadku stopu magnezowego do przeróbki plastycznej MP4 jak i stopu odlewniczego ML5 (rys. 2, 3, 4).

Warunkiem uzyskania poprawnych połączeń jest bardzo staranne przygotowanie części do spawania i ściśle prze-

strzeganie technologii spawania. W toku prób stwierdzono, że przy nie dość starannym oczyszczaniu krawędzi łączonych blach MP4, wzdłuż całej spoiny przy grani wystąpiły wtrącenia tlenków, uniemożliwiające połączenie się krawędzi i wyraźnie obniżające własności wytrzymałościowe oraz plastyczne połączenia. Przy dokładnym oczyszczeniu krawędzi, prawidłowo dobranych parametrach spawania i właściwej technice spawania, spoiny są wolne od tych wad.

Szczególne uwagę należy zwrócić na moment rozpoczęcia procesu spawania, zwłaszcza przy częściach o większej grubości. Początkowe warunki spawania (złmny materiał) są tutaj inne niż przy układaniu dalszych odcinków spoiny. Może to być przyczyną braku przetopu lub przegrzania materiału. Do wyeliminowania tych wad należy albo zwiększyć początkowo prąd spawania, co jest jednak w praktyce trudne do urzeczywistnienia, albo stosować podgrzewanie wstępne elementu spawanego, albo stosować nadatki technologiczne, które po wykonaniu połączenia można usunąć. Podgrzewanie wstępne, szczególnie stopów odlewniczych, jest wskazane również ze względu na zmniejszenie odkształceń i naprężeń przy spawaniu.

Spadek wytrzymałości na rozciąganie w przypadku łączenia stopu MP4 wynosi 15—35% w stopunku do wytrzymałości materiału rodzimego i nie może być zmniejszony przez obróbkę cieplną, gdyż zmiana rozpuszczalności manganu w magnezie w granicach, w jakich mangan występuje w stopie MP4, nie wpływa na własności wytrzymałościowe tego materiału. Stosowane do tych stopów wyżarzanie, poza usunięciem naprężeń, wpływa jedynie na pewne podwyższenie własności plastycznych połączenia.

Najsłabszym miejscem złącza jest spoina i jej granica z materiałem rodzimym. Jest to zupełnie zrozumiałe, gdyż wytrzymałość materiału przerobionego plastycznie jest niemal zawsze wyższa niż lanego, ze względu na jego mniejszą zwartość, wywołaną wadami krystalizacji, jak skurcz międzydendrytyczny, drobna porowatość itp.

Zastosowana po spawaniu odlewów ze stopu ML5 obróbka cieplna (wygrzewanie w ciągu 12 godzin w temperaturze 410 °C, studzenie na powietrzu) wpływa na znaczne ujednorodnienie złącza (rys. 5, 6), w związku z czym powinna być ona przeprowadzana każdorazowo po spawaniu tego materiału.

#### Literatura

- Brodskij A. J.: Argono-dugowaja swarka wolframowym elektrodoin, Moskwa, 1956.
- Laszko H. R., Laszko S. W. — Awakian: Swarriwajemyje legkieje spławy, Leningrad, 1960.
- Biriukow L. W.: Flusy dla gazowej swarki magnija i jego spławów, Swarocznoje proizwodstwo, nr 3, 1957.
- Klain P.: The Welding of Magnesium Alloys, Welding Journal, nr 7, 1957.
- Klain J., Lockwood L. F.: The Arc Welding of Wrought Magnesium-Thorium Alloys. The Welding Journal, nr 6, 1958.
- Cook L. A., Shafer D. G.: New Forge Welding of Aluminium and Magnesium Alloys. The Welding Journal, nr 4, 1958.
- Werkstoff und Schweissung, Teil II, Berlin, 1954.

Redakcja z żalem zawiadamia, że w dniu 18 grudnia 1965 r. zmarł

### mgr inż. JAN PACZOSKI

długoletni naczelny redaktor czasopisma **TECHNIKA LOTNICZA**, organizator i wielokrotny przewodniczący Sekcji Lotniczej Stowarzyszenia Inżynierów Mechaników Polskich, pracownik naukowo-badawczy Instytutu Lotnictwa.

# Charakterystyki burzliwości atmosfery na europejskich liniach lotniczych

W polskich czasopismach lotniczych opublikowano szereg prac omawiających zagadnienia wytrzymałości zmęczeniowej samolotów. Dla uzupełnienia podanych w tych pracach wiadomości wskazane jest zaznajomić Czytelników z drugą stroną tego zagadnienia, a mianowicie z charakterystyką występujących w atmosferze obciążeń. Są to w pierwszym rzędzie obciążenia występujące w czasie lotu w burzliwej atmosferze. Niniejsza praca przetłumaczona została z rosyjskiego wydania *Ekspress-informacji, serii — samoloty transportowe, śmigłowce i ich obsługa, nr 17 z dnia 7.V.1962 r., referat 102. Oryginał publikowany był w Aeronaut. Res. Council Current. Papers, No 574, 1961 rok.*

W pracy tej podano wyniki pomiarów pionowych przyspieszeń (obciążeń), pomierzonych za pomocą statystycznych liczników obciążeń, które były umieszczone na angielskim samolocie transportowym Ambassador. Samolot ten wykonywał zwykłe loty eksploatacyjne w Europie i przeleciał 322 000 km podczas 700 lotów w okresie 1,5 roku. Wysokość lotów w przybliżeniu nie przekraczała 6100 m.

Licznik powtarzanych obciążeń typu Mk 2, ustawiony w pobliżu środka ciężkości samolotu, ustalał liczbę przekroczeń określonych wielkości dodatnich i ujemnych obciążeń pionowych.

Średnio w odstępach 11,93 minut dokonywany był automatyczny zapis wskazań licznika obciążeń oraz prędkości i wysokości lotu. Pierwszy i ostatni pomiar odnosił się odpowiednio do okresu startu i lądowania.

Na rysunku 1 przedstawiono rozkład 1064 godzin lotu, w czasie których wykonane były notowania pomiarów w poszczególnych miesiącach.

W tablicach 1 i 2 przedstawiono rozkład czasu zużytego przy poszczególnej prędkości i wysokości na wznoszenie, przelot i schodzenie. Widać, że loty na prędkości przelotu

Tablica 1

Czas zapisów minut dla rozpatrzonego zakresu prędkości i wysokości lotu w fazie wznoszenia i schodzenia z wysokości

Prędkość przyrządowa (km/h)	Wysokość nad poziomem morza (ICAN) w km																				
	0	9,305	0,610	0,915	1,22	1,53	1,83	2,14	2,44	2,75	3,05	3,34	3,66	3,97	4,27	4,58	4,88	5,2	5,5	5,8	6,1
185	125																				
204	244	24																			
222	423	226	119	30	42	48	24	36	48		36		24	12							
240	464	405	411	428	327	196	101	167	65	83	59	48	48	24	12	24	12				
258	244	345	482	405	309	464	315	339	414	167	131	190	119	143	83	59	95		12	12	12
276	136	328	470	577	713	672	393	369	369	902	155	119	119	107	83	59	59				
294	18	279	185	310	441	530	512	416	333	131	167	178	95	71	143	59	48	48			
313	65	85	321	208	448	655	589	518	393	393	428	297	238	214	83	83			12		
332	12	291	298	179	292	393	470	613	309	119	119	83	59	59	12		12				
350	12	83	137	101	42	42	59	36	59	24		24	12	12		12					
368		18	24	24	6				12												
387		6	6																		
405			6																		
Razem	1749	2290	2456	2262	2660	3000	2463	2494	1802	1119	1095	939	714	654	416	296	226	48	24	12	12

Sumaryczny czas = 26 734 min (445 g 34 min).

Tablica 2

Czas zapisów minut dla rozpatrywanego zakresu prędkości i wysokości lotu na przelocie

Prędkość przyrządowa (km)	Wysokość nad poziomem morza (ICAN) w km																					
	0	0,305	0,61	0,915	1,22	1,53	1,83	2,14	2,44	2,75	3,05	3,39	3,66	3,97	4,27	4,58	4,88	5,2	5,5	5,8	6,1	6,4
185																						
204	12	12		12						12												
222	24	24	24							48	12	12										
240	24	36	24							12	12	12										
258	12	48			36	24	24	24	59	48	71	214	24	119	83	24	131	119	12	24	48	71
276		24	24	95	36	36	83	286	214	233	131	155	357	369	654	938	928	559	155	95	59	11
294		12	12	83	155	143	109	416	821	964	750	726	1606	1725	964	714	1309	631	178	48	12	36
313		36	119	202	107	167	833	1145	1951	2035	1380	916	1083	750	988	416	333	36	12	48		
332			59	143	369	178	821	1011	1059	726	428	274	274	155	95	95	24					
350				12		12	59	59	12	12												
368					12																	
Razem	72	192	262	547	715	560	2129	2998	4177	4118	2915	2107	3439	3094	2725	2296	2737	1238	369	239	142	48

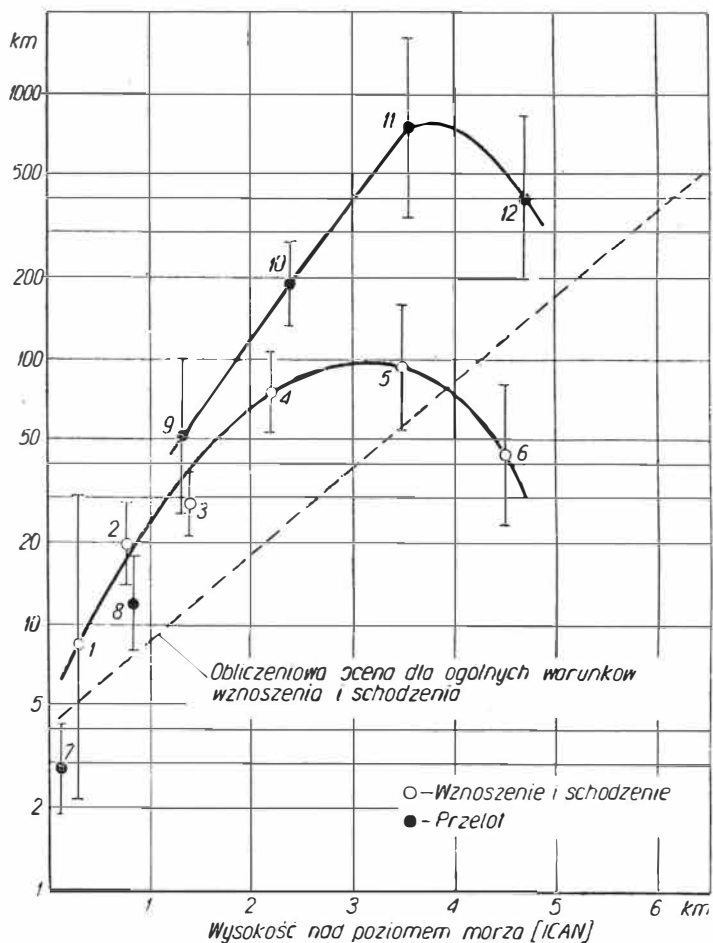
Sumaryczny czas = 37 059 min (617 g 39 min).



Zestawienie powtarzalności podmuchów powietrza danej prędkości

Stan lotu	Odstęp zmiany wysokości (km)	Wysokość średnia (km)	Czas zapisów (min)	Odległość lotu (km)	Liczba przekroczeń danej prędkości podmuchów powietrza (+ podmuch wznoszący, - podmuch opadający)														
					-10,7	-9,15	-7,6	-6,1	-4,56	-3,05	3,05	4,56	6,1	7,6	9,15	10,7	12,2	13,7	
Wznoszenie i schodzenie (bez uwzględnienia pierwszego i ostatniego odstępu czasu w locie)	0-0,458	0,305	59	258					2	14	16	3	1						
	0,458-1,07	0,800	2011	9550			2	9	24	160	310	66	17	6	1				
	1,07-1,67	1,38	4914	25 420				2	36	310	580	53	17	1					
	1,67-2,9	2,2	7794	44 500		1		3	4	27	220	370	57	9	1				
	2,9-4,1	3,45	3403	19 700		1		2	8	27	98	120	32	7	2	1			
	4,1-5,32	4,55	988	5900					4	15	72	92	37	10	1				
	5,32-6,55	5,75	48	296							0	0							
6,55-7,78	7,15	24	177							0	0								
Przelot	0-0,458	0,152	262	1120					1	19	190	200	50	15	6	2	1		
	0,458-1,07	0,825	809	4300		1			3	22	130	230	45	7	1				
	1,07-1,67	1,34	1273	7140					1	5	55	80	19	3					
	1,67-2,9	2,35	13 362	78 400					3	13	41	170	260	47	9	3	2	1	1
	2,9-4,1	3,53	11 554	69 600					1	3	9	41	56	7					
	4,1-5,32	4,67	8995	55 200							2	10	53	84	15	3			
	5,32-6,55	5,72	797	5060								0	0						

Razem 326 000 km

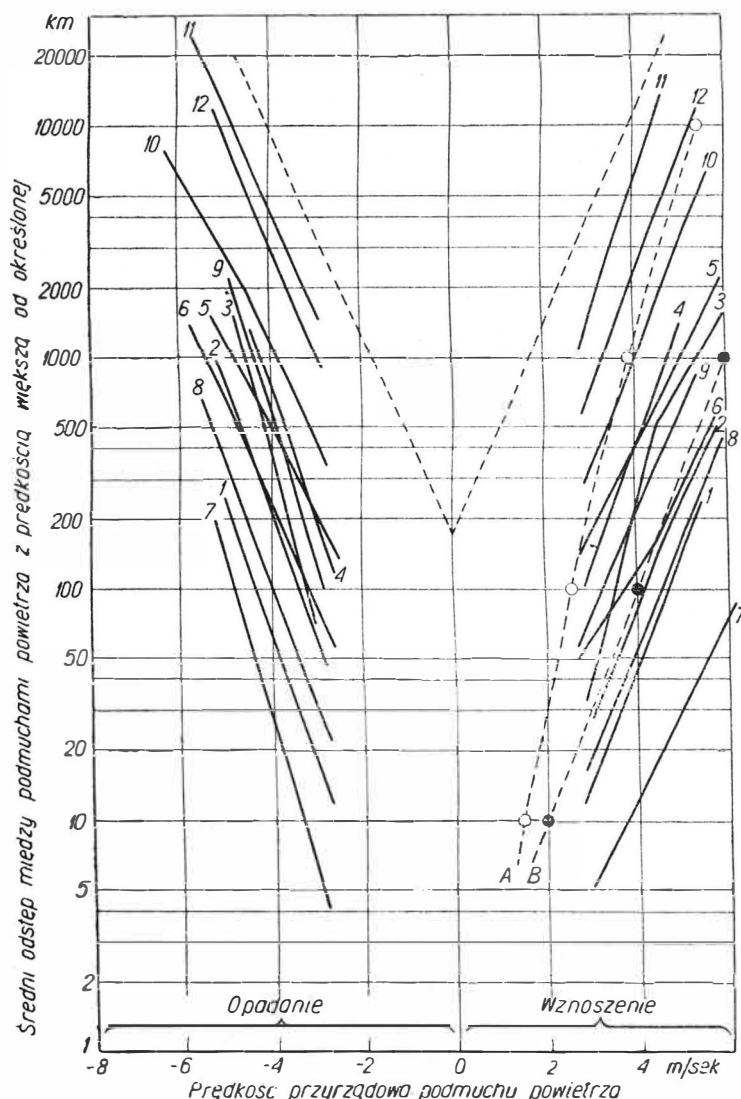


2. Zmiana średniej odległości między podmuchami powietrza prędkością powyżej 3,05 m/sec, w funkcji wysokości lotu

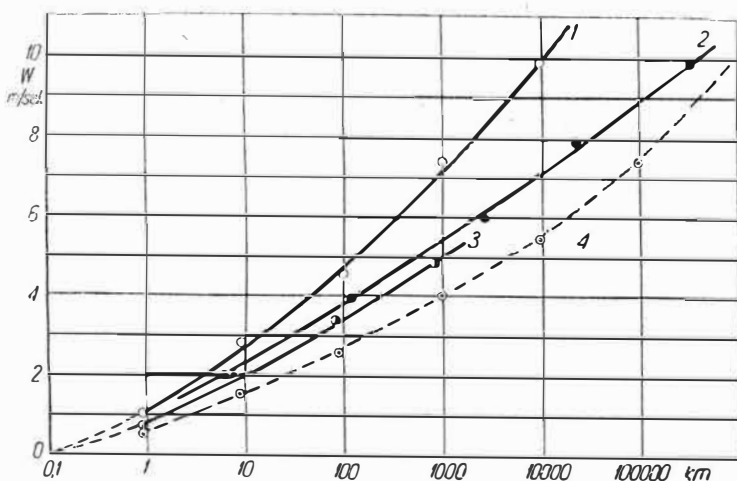
schodzenia z wysokości. Można to wyjaśnić w ten sposób, w pierwszym przypadku dla zmniejszenia częstotliwości podmuchów pilot może zmienić wysokość lotu, a w określonym zakresie i kierunku lotu. W omawianych badaniach, czynając od wysokości około 3660 m, występuje także zmniejszenie średniej odległości między dwoma podmuchami rozpatrywanej prędkości, podczas gdy według istniejących danych uogólnionych dla tego zagadnienia, wskazana odległość w sposób ciągły wzrasta do wysokości 9150 m. wiadczy to o tym, że w wymienionych badaniach wysokość

przelotu była zwiększona w miarę pogarszania się warunków meteorologicznych.

Punktami 1-4 zaznaczono dane otrzymane w czasie wznoszenia i schodzenia z wysokości przy wszystkich wa-



3. Zmiana średniej odległości między podmuchami powietrza w funkcji prędkości podmuchu; cyfry krzywych odpowiadają danym przedstawionym na rysunku 2.



4. Odległość występowania podmuchów na trasach lotów według — Fatigue in aircraft structures, Freudenthal — 1956 r., w tłumaczeniu — Ustalość samolotnych konstrukcji, Eslein — 1961 r.:

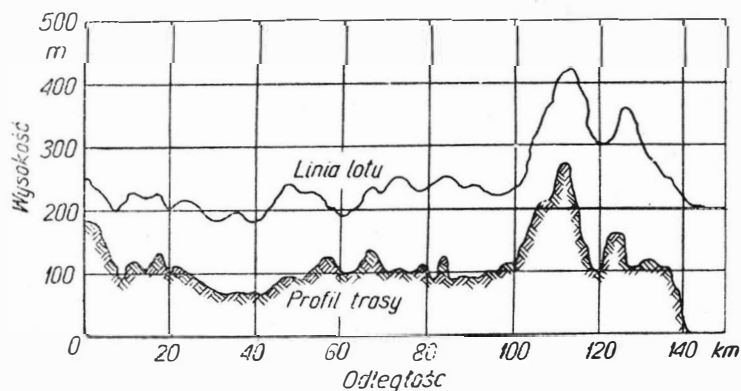
1 — wykres ze str. 214, Gassner DVL, 1945 r. i 1954 r., 2 — wykres ze str. 56, Lundberg, 1955 r., 3 — tablica ze str. 486, statystyka NACA, 1954 r., 4 — wymagania ICAO, dla wysokości 11 400 m

runkach meteorologicznych lotu. Powtarzalność podmuchów powietrznych w tych fazach lotu okazała się 2—3 razy mniejsza od uzyskanej według poprzednio uogólnionych ocen obliczeniowych, odpowiada ona jednak dobrze danym uzyskanym na tychże powietrznych liniach na samolocie Viking, co widocznie wyjaśnia się podobieństwem tras lotu samolotu Viking i Ambassador.

Dane przedstawionych badań wskazują także, że dla większej części trasy lotu dzięki staraniom uniknięcia spotkania z częstymi podmuchami powietrza, powtarzalność podmuchów może być zmniejszona w przybliżeniu 3 razy w okresach wznoszenia i schodzenia i w przybliżeniu 10 razy w okresie przelotu.

Punkty 7 i 8 odnoszące się, jak widać, do stanu oczekiwania na zezwolenie lądowania wskazują na znaczną powtarzalność podmuchów powietrza w stosunku do średniej dla okresu wznoszenia i schodzenia, co prawdopodobnie wyjaśnić należy bardziej niesprzyjającymi warunkami meteorologicznymi lotu w pierwszym przypadku.

Na rysunku 3 przedstawiono krzywe powtarzalności podmuchów powietrza, scharakteryzowane średnią odległością między nimi w funkcji prędkości podmuchów, dla różnych wysokości i stanów lotu. W większości przypadków liczba podmuchów powietrza z prędkością przekraczającą 6,1 m/sek okazała się mała. Dlatego też dla ułatwienia porównania, odcinek krzywych odnoszących się do mniejszych prędkości był w odpowiedni sposób ekstrapolowany do zakresu większych prędkości. Można przyjąć, że liczba podmuchów powietrza wznoszących się i opadających, przekraczających 3,05 m/sek, jest w przybliżeniu jednakowa. Jednak podmuchy wznoszące z prędkością przekraczającą 4,57 m/sek występują częściej od opadających podmuchów takiej samej prędkości. Najwyraźniej jest to widoczne w grupie punktów 6 odnoszących się do nietypowych warunków burzliwości atmosfery zachodzących w czasie wykonywania przez samolot wznoszenia i schodzenia.

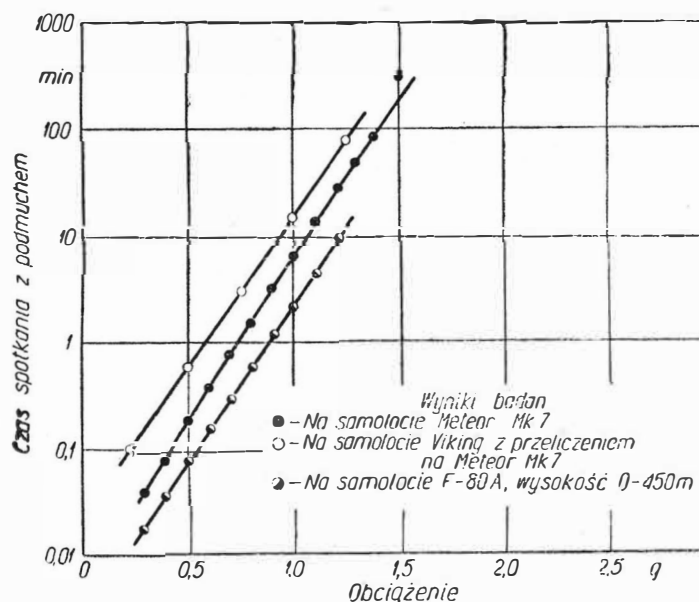


5. Profil terenu i trasy lotu przy badaniu obciążeń od podmuchów na małych wysokościach

W uzupełnieniu przytoczonych wyników pomiarów i ich interpretacji podane są poniżej na rys. 4 wykresy zależności odstępów między podmuchami powietrza a ich wielkością, publikowane w pracy „Fatigue in aircraft structures” pod redakcją A. M. Freudenthala tłumaczonej na język rosyjski pod redakcją J. J. Eskina pod tytułem „Ustalość samolotnych konstrukcji”, wydanie z 1961 roku. Mimo, że podane na wspólnym wykresie wyniki pomiarów nie uwzględniają w tak szczegółowy sposób zależność  $a$  (km) =  $f$  [w (m/s)] od wysokości lotu, jak to podano na rys. 3, wykazują jednak przede wszystkim małą rozbieżność wyników pomiarów przeprowadzonych w różnym czasie i różnymi metodami.

Na wykresach rysunku 4 przedstawione są porównawcze krzywe przeliczone z następujących danych wydania rosyjskiego: z wykresu na stronie 56 z pracy Lundberg (rok 1955) i dla pomiarów wykonywanych na wysokościach 0—3000 m, z wykresu na stronie 214 z pracy Gassnera DV z pomiarów wykonanych do roku 1945 i w roku 1954, z wykresu tego przeliczone również wymagania ICAO dla wysokości  $h = 11\,400$  m oraz z tablicy na stronie 486 opracowanej na podstawie danych statystycznych NACA z roku 1954.

Dla podanych trzech krzywych, dla odstępów podmuchów 10, 100, 1000 i 10 000 km, różnice od średnich wielkości podmuchów wynoszą przeciętnie 0,35 do 1,40 m/sek. Dla po-



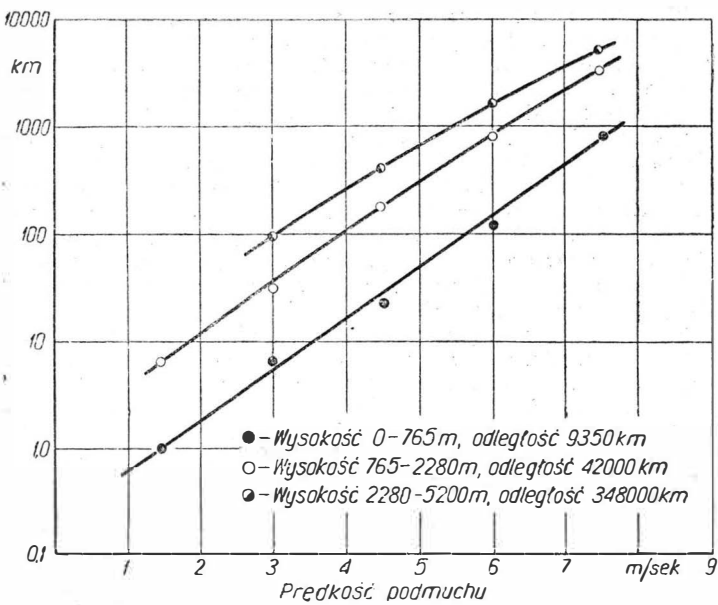
6. Charakterystyki powtarzalności podmuchów na małych wysokościach, wyrażone liczbą minut potrzebnych do spotkania z podmuchami, dającymi przyrost obciążenia równy lub większy od rozpatrywanego. Samolot Meteor Mk 7 z dodatkowymi zbiornikami na paliwo. Prędkość lotu 725 km/godz.

równania z podanymi poprzednio wynikami pomiarów, średnie z trzech krzywych rysunku 4(B) oraz krzywą wymagania ICAO dla wysokości 11 400 m (A) naniesiono na wykres rysunku 3. Z porównania widać, że krzywa B odpowiada wysokości około 1000 m, zaś na krzywej A (dla wysokości 11 400 m) mimo dużej zmiany wielkości odstępów od 10 do 10 000 km, zmiany wielkości podmuchów są nieduże.

#### Badania w locie burzliwości atmosfery na małych wysokościach

Jako dalsze uzupełnienie podane są wyniki badań przeprowadzonych w Anglii i opublikowanych w Aeronautics Research Council, Current Papers, Nr 329. Tłumaczone dokonano z Ekspres-Informacji, Nr 42, 1957 r.

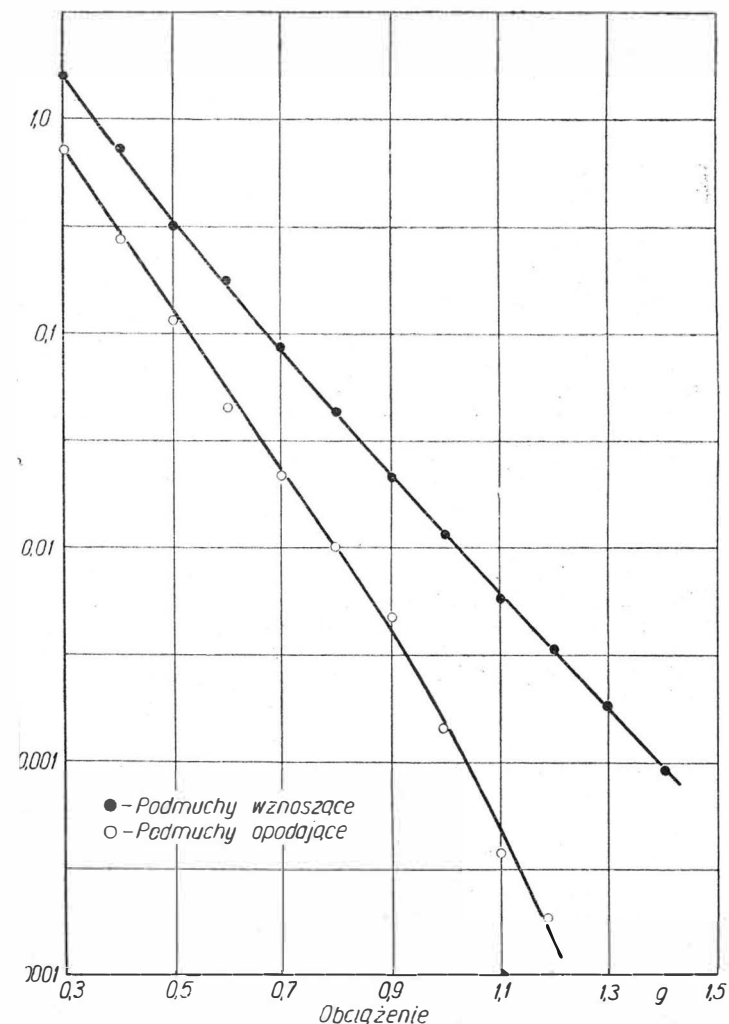
Niektóre samoloty wojenne, najczęściej myśliwcy i szturmowce, wykonują w warunkach bojowych i szkoleniowych długotrwałe loty na bardzo małych wysokościach (poniżej 300 m). Charakterystyki burzliwości powietrza przy braku zachmurzenia na tych wysokościach, określające działające na samolot obciążenia oraz warunki pracy za badane są jeszcze nie wystarczająco. Do ostatnich prac czasów nie posiadano danych o obciążeniach od podmuchów



7. Charakterystyki powtarzalności podmuchów na różnych wysokościach, wyrażone liczbą kilometrów potrzebnych do spotkania się podmuchami. Badania wykonane na samolocie Viking, lot nad południową Anglią

działających przy większych prędkościach lotu na małych wysokościach.

W Anglii były przeprowadzone badania na samolocie drzewotnym Meteor Mk 7 wyposażonym w dodatkowe zbiorniki na paliwo, z następnym opracowaniem statystycznym wyników do określenia obciążeń na małych wysokościach.

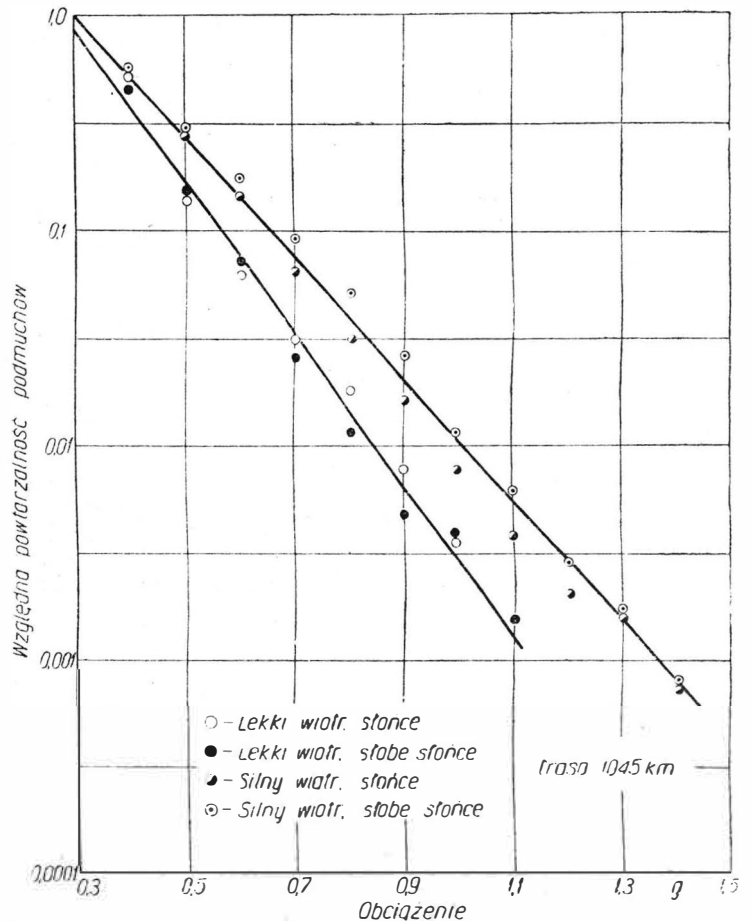


8. Liczba podmuchów wznoszących i opadających, dających obciążenie równe lub większe od danego poziomu, odniesiona do liczby podmuchów dających przyrost obciążenia równy 0,3 g

W czasie wykonywania tych badań wysokość lotu zmieniła się w granicach od 15 m do 300 m, prędkość była równa 720-785 km/godz.

Na rysunku 5 przedstawiono profil terenu i trasę lotu samolotu Meteor Mk 7. Każdy lot po wybranej trasie trwał około 40 minut, z tego na małych wysokościach samolot znajdował się w przybliżeniu w czasie 24 minut. Łącznie w czasie 50 lotów badawczych pomiary trwały 15 godzin 11,75 min.

Samolot był wyposażony w samopiszący rejestrator obciążeń ustawiony w odległości około 1,6 m od osi poprzecznej samolotu przechodzącej przez środek ciężkości. Przyrząd ten dawał ciągły zapis na taśmie z zaznaczeniem odstępów czasu 0,5 sek.



9. Wpływ warunków atmosferycznych na liczbę podmuchów dających obciążenie równe lub większe od danego, odniesioną do liczby podmuchów dających przyrost obciążenia równy 0,3 g

Częstotliwość własna przyrządu wynosiła 10 Hz, współróżonego w procentach przyspieszenia  $g$ , wykonywano według wzoru:

Wyznaczenie przyrostu współczynnika obciążenia  $\Delta_m$ , wyrażonego w procentach przyspieszenia  $g$ , wykonywano według wzoru:

$$\Delta_m = \frac{K \rho_0 U_e V_i^2 a}{2 \frac{G}{S}}$$

gdzie:

$\rho_0 = 0,125 \text{ kG sek/m}^4$  — gęstość powietrza na poziomie morza,

$V_i$  — prędkość przyrządowa lotu,

$U_e$  — prędkość przyrządowa podmuchu,

$a = \frac{dc_z}{d\alpha}$  — pochylenie krzywej siły nośnej skrzydła przy zmianie kąta natarcia,

$\frac{G}{S}$  — obciążenie na jednostkę powierzchni skrzydła w locie poziomym,

$K$  — współczynnik tłumienia podmuchu.

Dla samolotu Meteor Mk 7 odpowiednie wielkości są równe:

$$V_1 = 206 \text{ m/sek,}$$

$$a = 4,15,$$

$$\frac{G}{S} = 230 \text{ kG/m}^2,$$

$$K = 0,83.$$

Wzrostowi współczynnika obciążenia o jednostkę odpowiada podmuch, mający prędkość przyrządową 6,2 m/sek.

Samopiszący przyrząd notował obciążenia przekraczające 0,3 g w odstępach 0,1 g.

Na rysunku 6 podano wielkości odstępów między dwoma sąsiednimi podmuchami w minutach czasu trwania lotu. Na tym samym rysunku dano porównanie wyników pomiarów, przeprowadzonych na samolocie Meteor i na innych samolotach, takich jak angielski samolot Viking i amerykański myśliwiec F-80A. Badania na samolocie F-80A były przeprowadzone w ciągu bardzo krótkiego czasu i ich statystyczna wartość jest niewystarczająca. Chociaż absolutne znaczenie powtarzalności podmuchów różnej wielkości dla trzech wskazanych samolotów nieco różnią się między sobą, pochYLENIA odpowiednich krzywych pozostają w przybliżeniu stałe.

Różnice w absolutnej wielkości częstotliwości powtarzania się podmuchów mogą być wyjaśnione różnicą wysokości, na których były wykonywane loty (patrz rys. 7). Najbardziej intensywna burzliwość powietrza występuje w zakresie wysokości od 90 m do 150 m.

Na rysunku 8 podane są charakterystyki względnej powtarzalności podmuchów wznoszących i opadających o różnej intensywności. Względna powtarzalność jest ułamkiem stosunku liczby podmuchów dających przyrost obciążenia równy lub większy od rozpatrywanego do ogólnej liczby podmuchów, która w przeprowadzanych badaniach była przyjęta równą liczbie podmuchów dających przyrost obciążenia równy lub większy od 0,3 g. Dane rysunku 8 wskazują, że dla burzliwości przepływu przy ziemi przy braku

zachmurzenia jest charakterystyczna przewaga podmuchów wznoszących nad opadającymi.

Rola podmuchów poziomych przy prędkości lotu około 725 km/godz. jest nieznaczna, stąd wpływ takich podmuchów na rozkład obciążeń można pominąć.

Była także przeprowadzona próba zróżnicowania wyników badań powtarzalności obciążeń w zależności od warunków atmosferycznych, w których były wykonywane loty. Warunki atmosferyczne były charakteryzowane siłą wiatru i stopniem zachmurzenia na względnie dużych wysokościach, a mianowicie:

lekki wiatr, słońce

silny wiatr, słońce

lekki wiatr, słabe słońce,

silny wiatr, słabe słońce.

Do zbadania statystycznych charakterystyk powtarzalności podmuchów wybrano cztery charakterystyczne loty.

Na rysunku 9 podane są wykresy zależności względnej powtarzalności podmuchów różnej intensywności od warunków atmosferycznych. Można stwierdzić, że większość punktów pomiarowych rozkłada się na dwu prostych.

Długość odstepu wzrostu prędkości podmuchu łącznie z maksymalną wielkością tej prędkości wykazuje istotny wpływ na wielkość obciążenia. Długości odstepów wzrostu podmuchów były wyznaczane na podstawie zapisów zmiany obciążeń z przebiegiem czasu w zależności od podmuchów. Zostało odkryte, że wraz z wzrostem maksymalnej prędkości podmuchu zwiększa się też długość odstepu, na którym prędkość tego podmuchu rośnie. Rozrzut jednak punktów pomiarowych okazał się bardzo znaczny.

Podmuchy wywołujące przyrost obciążenia około 0,5 g miały długość odstepu wzrostu prędkości od 3,5 ciężwi (około 10 m) do 18 ciężwi skrzydła (około 52 m), a podmuchy dające przyrost obciążenia około 0,1 g miały długość odstepu wzrostu prędkości od 12 ciężwi (33,6 m) do 30 ciężwi skrzydła (85,5 m). W niektórych przypadkach szczyty małych obciążeń (mniejsze od 0,5 g) powtarzały się wielokrotnie z częstotliwością rzędu 7 Hz. Prawdopodobnie obciążenia te były wywołane wahaniami skrzydła (częstotliwość własna wahań giętnych skrzydła była równa 7 Hz).

## ○ akcjach lotniczych w rolnictwie

W Londynie odbyły się obrady grupy rolniczej Królewskiego Towarzystwa Lotniczego, w czasie których omówiono zalety śmigłowców w akcjach opryskiwania i opylania dla rolnictwa i leśnictwa. Korzystnie oceniono metalowy śmigłowiec Wallisa o ciężarze własnym 110 kG i ciężarze użytkowym 70 kG. Śmigłowiec ten jest bezpieczny w eksploatacji, przy czym może lądować bez uruchamiania sterów przy zatrzymanym silniku. Taka lekka jednostka może być również użyta do dozoru przeciwpożarowego, obserwacji nawodnienia, fotografii i in. Cena śmigłowca (produkowanego przez Beagle Aircraft Ltd.) wynosi 1500–2500 funtów ang.

Omówiono również możliwość zastosowania w rolnictwie poduszki Vickers Land-Rover \*). Uszkodzenie zbiorów podczas akcji opryskiwania nawet w warunkach suszy można pominąć. Zaletą poduszki jest małe zużycie podczas eksploatacji, natomiast cena jest wyższa — około 3500 funtów.

Na naradzie poddano dyskusji przyszłość akcji opryskiwania nocnego przeciw gąsienicom, owadom i ptasiej zaradzie. Akcje tego typu są prowadzone w Kalifornii w sa-

dach owocowych i na plantacjach bawełny. Nocne opryskiwanie odbywa się w warunkach spokojniejszej atmosfery, obficie są tępione spoczywające szkodniki, zaś straty wśród pszczoł są mniejsze. Podjęcie nocnych lotów wymaga specjalnie wyszkolonych pilotów, przy czym może spowodować zwiększenie liczby wypadków.

Istnieją zastrzeżenia co do zastosowania metody kalifornijskiej w Europie. M.in. należy się liczyć z mniejszymi arealami oraz uwzględnić zagadnienie hałasu. Należy też wziąć pod uwagę fakt, że w Kalifornii na 7 1/2 mln akrów pól zbożowych przypada flota 1200 samolotów, obsługiwana przez 700 licencjonowanych pilotów.



Na naradzie stwierdzono, że opylanie jest najefektywniejsze przy zastosowaniu techniki „oddychającego skrzydła”. W systemie tym rozpylacze są rozmieszczone wzdłuż całej rozpiętości skrzydła powodując powstawanie powietrznej warstwy przysięciennej. Do sterowania warstwą służy instalacja niskiego ciśnienia.

Dla samolotów rolniczych szczególnie niebezpiecznym czynnikiem jest zmęczenie konstrukcji. Powoduje je duża częstotliwość lotów, ich krótkotrwałość oraz przeciążanie samolotów.

Wypadki spowodowane zmęczeniem są jednak zazwyczaj rejestrowane jako spowodowane defektem silnika lub wykazywane jako uszkodzenie naziemne.

Z inicjatywy Rolniczej Stacji Doświadczalnej w Missisipi w Stanach Zjednoczonych rozpoczęte zostały studia, mające na celu zbadanie, czy śmigłowiec może pod względem ekonomicznym konkurować z innymi środkami mechanicznymi, używanymi w rolnictwie, w szczególności w tych przypadkach, gdy zadania nie można wykonywać przy użyciu samolotu. Chodzi tu głównie o zwalczanie chorób i pewnych insektów roślin uprawnych. Równocześnie zbada-

\*) Fotografia poduszki była opublikowana w nr 6/65 TL na str. 163.

## SAMOLET O AUTOMATYCZNIE PRZESTAWIANYM KĄCIE ZAKLINOWANIA SKRZYDŁA

W Villacoublay przeprowadza się próby doświadczalnego samolotu SIPA AG 01. Powstał on z samolotu sportowego NC 853 przez zaopatrzenie go w skrzydło o przestawianym automatycznie — w zależności od fazy lotu — kącie zaklinowania. Głównym zadaniem takiego skrzydła, zwanego „Aile Flottante”, jest stworzenie samolotu zabezpieczonego przed przeciągnięciem. Samolot AG 01 może znaleźć zastosowanie m.in. do szkolenia pilotów.

W.K.

## SAMOLET ŁĄCZNIKOWY I OBSERWACYJNY O SKRÓCONYM STARCIE

Wytwórnice Macchi i Aerfer wspólnie pracują nad projektem lekkiego samolotu łącznikowego i obserwacyjnego o skróconym starcie — MA 3. W pewnym stopniu projekt ten nawiązuje do samolotu Macchi AL 60. Samolot MA 3 ma być wyposażony w silnik tłokowy Continental TSIO-470-D (z turbosprężarką) o mocy 260 KM. Na podskrzydłowych podwieszeniach będzie on przenosił ładunki bojowe, co stwarza możliwość używania go do bezpośredniego wsparcia wojsk lądowych. W skład uzbrojenia mają wchodzić: dwa pociski kierowane powietrze - ziemia Nord AS. 11, dwie wyrzutnie rakiet MATRA 361 po 36 rakiet SNEB o kalibrze 37 mm, dwie bomby 100 kG lub dwa zasobniki z jednym karabinem maszynowym 7,62 mm każdy.

W.K.

## NOWE WERSJE SAMOLOTÓW BOEING 707 I DOUGLAS DC-8

Nowa wersja samolotu pasażerskiego Boeing 707 znana jako Model 820 jest w rzeczywistości nowym samolotem.

(dok. ze str. 21)

no i wprowadzono w życie nową technikę opylania za pomocą śmigłowca.

W wyniku tych badań, śmigłowiec uznany został nie tylko za równorzędnego partnera samolotu, lecz w wielu przypadkach za przewyższającego go pod względem ekonomicznym. Efekty pracy śmigłowca mogą być zwiększone potrójnie, a nawet poczwórnie, bez wzrostu kosztu godziny lotu, a tym samym koszty użycia śmigłowca w pracach rolnych mogą być obniżone nawet do 1/3.

Stosowana taktyka polega na:

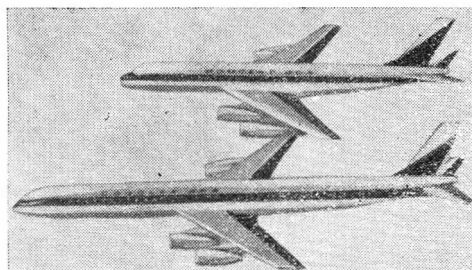
— zmianie stosowanej dotychczas przy opylaniu i rozpylaniu malej prędkości lotu śmigłowca (ok. 50 km/h) na znacznie większą (100 km/h i więcej),

— zastosowaniu specjalnie przystosowanych do tych zmian prędkości urządzeń do opylania i rozpylania,

Będzie on miał zwiększoną długość kadłuba, zwiększony ciężar handlowy i zasięg, a jego osiągi będą równoważne osiągom samolotu 707-320B. Układ kłap będzie udoskonalony. Silniki JT3D-15 zapewnią większy ciąg i mniejsze jednostkowe zużycie paliwa. Koszty jednostkowe eksploatacji (koszty przypadające na pasażerokilometr) mają być o 25% niższe od kosztów obecnych samolotów Boeing 707. Będą budowane dwa modele samolotu: 820-505 i 820-506. Poniższe dane odnoszą się do większej wersji, tj. do modelu 820-506:

długość całkowita	63,25 m
ciężar całkowity	186 880 kG
maks. ciężar przy lądowaniu	133 812
ciężar własny	85 458 kG
maks. ilość paliwa	115 830 l
ciężar handlowy ograniczony	
wytrzymałością konstrukcji	37 000 kG
maks. liczba pasażerów przy podziale foteli 86 cm	270

Również firma Douglas opracowała nowe wersje 61, 62 i 63 samolotu pasażerskiego DC-8. Na zdjęciu pokazano model samolotu DC-8/61 w porównaniu



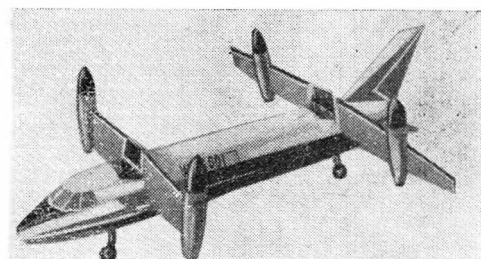
z modelem samolotu DC-8/50. Kadłub samolotu DC-8/61 jest przedłużony o 11,2 m, tj. do długości 56,1 m, i może pomieścić 251 pasażerów. W przypadku trochę mniejszej wersji 62, która ma służyć również jako samolot towarowy, zwiększono pojemność zbiorników paliwowych do 90 824 l. Wersja 63 łączy cechy obu poprzednich wersji. Wszystkie trzy wersje będą napędzane czte-

rema silnikami Pratt and Whitney JT3D-3B o ciągu 8165 kG. Pierwsze próby w locie samolotów DC-8/61 i DC-8/62 mają odbyć się w marcu lub lipcu 1966 roku. Wersja 63 znajduje się jeszcze w stadium rozwoju.

W.K.

## PROJEKT PASAŻERSKIEGO SAMOLOTU PIONOWEGO STARTU

Zakłady VFW (Vereinigte Flugtechnische Werke) w Bremie zaprojektowały samolot pionowego startu w dwóch

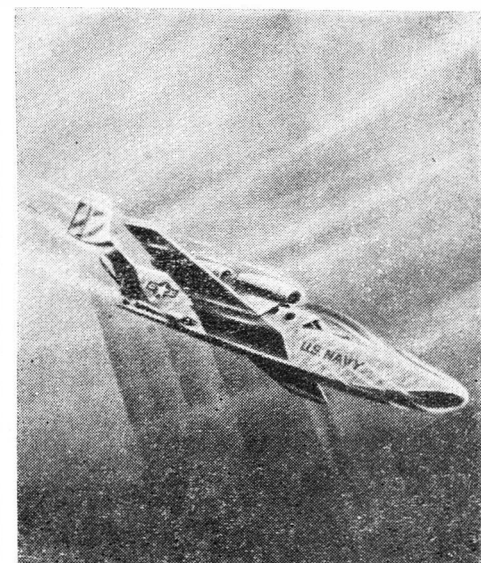


wersjach — towarowej VC 400 i pasażerskiej VC 400P. Samolot ma dwa przestawialne skrzydła umieszczone w układzie tandem; na każdym z nich są zamocowane dwa turbinowe silniki śmigłowe Lycoming LTC4B-11 o mocy startowej 3400 KM. Wersja towarowa ma przestrzeń ładunkową o wymiarach 2,30 x 1,98 x 8,25 m i rampę ogonową; wersja pasażerska, o bardziej smukłym kadłubie, może pomieścić 36 pasażerów. Pozostałe dane samolotu: rozpiętość 17,50 m; długość 18,20 m (18,80 m w wersji pasażerskiej); ciężar handlowy 4000 kG (3500 kG); ciężar startowy 20 000 kG, prędkość przelotowa na wysokości 7600 m — 700 km/h na trasie 1150 km i 800 km/h na trasie 1000 km.

W.K.

## PROJEKT WODNOPLATOWCA — ŁODZI PODWODNEJ

Firma General Dynamics - Convair w San Diego (firma, która zbudowała sa-



— zastosowaniu optymalnej szerokości „pokosu”.

\*

Nowy system opryskiwania lotniczego przeciw szkodnikom w rolnictwie i leśnictwie opracowała i demonstrowała ostatnio firma Shell Chemical Co. System ten — nazwany Shell Bi-Fluid process — polega na oddzielnym przetłaczaniu za pomocą pomp emulsującego koncentratu i wody do rozpylaczy, gdzie płyny te mieszają się (stąd nazwa metody „bi-fluid”), tworząc skroplone medium. Wielkość kropli może być regulowana przez operatora. Urządzenie pozwala na otrzymywanie płynów o dużej lepkości i regulację znoszenia i strat środków owadobójczych podczas akcji opryskiwania.

Z.



molot o zmiennym skosie skrzydła F-111) opracowała w ramach sześciomiesięcznego studium — zleconego przez amerykańskie biuro uzbrojenia marynarki (Bureau of Naval Weapons) — projekt wodnosamolotu mogącego również pływać pod wodą. Wodnosamolot jest zaopatrzony w trzy turbinowe silniki odrzutowe — dwa na wysięgnikach na skrzydle, trzeci na kadłubie — przy czym w warunkach przelotowych pracuje tylko jeden silnik, dwa pozostałe służą tylko do startu. W zanurzeniu napęd odbywa się za pomocą dwóch silników elektrycznych zasilanych przez akumulatory; silniki turbinowe są wówczas uszczelnione i zabezpieczone przed dostaniem się wody. Specjaliści z firmy General Dynamics-Convair uważają budowę takiego samolotu za możliwą i celową.

W. K.

### PRÓBY ŚMIGŁOWCA ZE ŚMIGŁEM „ROTOPROP”

Firma Sikorsky Aircraft przeprowadziła na zmodyfikowanym śmigłowcu S-61 próby nowego rodzaju śmigła ogonowego, zwanego „Rotoprop”, które dzięki przestawianej osi służy zarówno do wytwarzania momentu względem osi pionowej śmigłowca, jak i do napędu w locie poziomym. W locie pionowym i w zawisie śmigło to spełnia rolę konwencjonalnego śmigła ogonowego, natomiast w locie poziomym jego oś jest przestawiana o 90° i wówczas działa ono jako śmigło pchające, wytwarzając dodatkowy ciąg i zwiększając w ten sposób prędkość śmigłowca; do sterowania kierunkowego służy w locie poziomym konwencjonalny ster

kierunku. W śmigło „Rotoprop” ma być wyposażony śmigłowiec S-66, który został zaprojektowany w ramach programu AAFSS (Advanced Aerial Fire Support System).

W. K.

### PROJEKTY KOMBINOWANYCH ŚMIGŁOWCÓW FIRMY MARCHETTI

Firma Charles Marchetti opracowuje szereg projektów kombinowanych śmigłowców zwanych heligiro, które są wyposażone w silniki tłokowe lub turbinowe do napędu w locie poziomym i w wirnik z dyszami powietrznymi na końcach łopatek, pochłaniający tylko małą część zainstalowanej mocy. Start odbywa się po torze skośnym, bez rozbiegu, po czym heligiro przechodzi w lot poziomy.

Rozwijane są następujące projekty:

— „Agrigyre” Mi100 o ciężarze całkowitym 1000 kG i ciężarze handlowym 450 kG. Zakres prędkości w zastosowaniu gospodarczym od 35 do 175 km/h, maksymalny zasięg 800 km,

— „Heligyre Arme” Mi300, dwuosobowy śmigłowiec wojskowy o ciężarze całkowitym 4000 kG, napędzany silnikiem dwuprzepływowym SNECMA M45F. Prędkość maksymalna 600 km/h, prędkość minimalna 60 km/h, zasięg 500 km,

— „Aeromobile” Mi200 z dwoma silnikami dwuprzepływowymi Rolls-Royce/Turbomeca RB.172. Jest to latający dźwig o ciężarze całkowitym 10 000 kG, ma udźwig 5000 kG i zasięg 180 km,

— Mi210, śmigłowiec pasażerski z dwoma silnikami M45F. Ciężar całkowity wynosi 13 500 kG, ciężar handlowy 4000 kG (40 pasażerów), prędkość maksymalna 540 km/h, zasięg 500 km,

— Mi600 z jednym silnikiem M45F i o ciężarze całkowitym 4500 kG. Jest to jednoosobowy śmigłowiec doświadczalny z trójłopatowym wirnikiem o małej średnicy, lecz o dużej ciężarowości łopatek; w szybkim locie poziomym wirnik ten jest blokowany.

W. K.

### ZMIANA NAPĘDU SAMOLOTU VFW614

Jako napęd samolotu dostawczego VRW614 wybrano ostatecznie silnik SNECMA/BSE M45H. Należy on do opisywanej już w zeszycie 12/65 „Techniki Lotniczej” rodziny silników M45. Jest to silnik dwuprzepływowy o stosunku wydatków 3,5:1. Początkowo do napędu samolotu VFW614 przewidywano zastosowanie silnika Lycoming PLF1B-2 o stosunku wydatków 6:1 i ciągu 2360 kG.

W. K.

### PRÓBA ZESPOŁU NAPĘDOWEGO PIERWSZEGO STOPNIA RAKIETY „SATURN” 5

W dniu 5 sierpnia 1965 r. w ośrodku kosmicznym NASA w Huntsville przeprowadzono pierwszą próbę zespołu napędowego pierwszego stopnia S-1C-T rakiety „Saturn” 5, składającego się z pięciu silników na ciekłym środku napędowym Rocketdyne F-1. Zespół pracował przez 2,5 min (jest to pełny czas pracy zespołu) rozwijając ciąg 3 400 000 kG. W cztery dni później firma North American przeprowadziła próbę drugiego stopnia S-2 rakiety „Saturn” 5, który pracował przez 6,5 min.

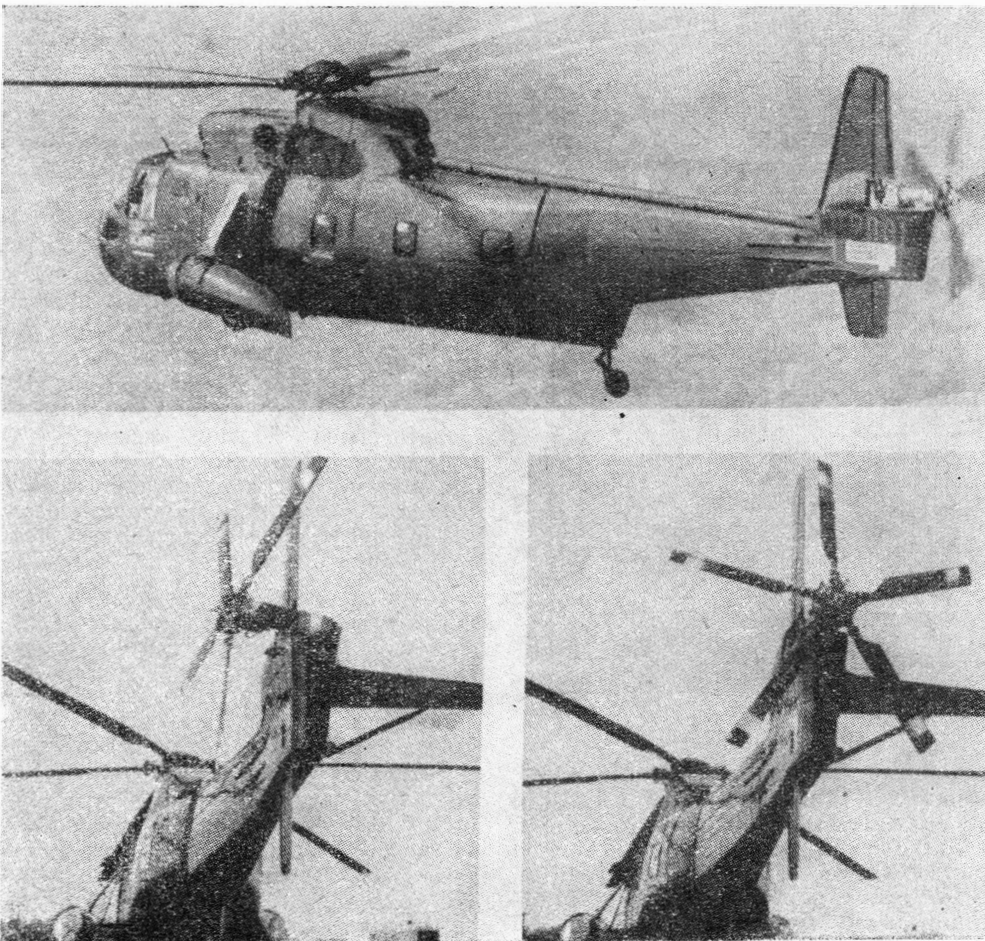
Mając średnicę 10,06 m i długość 42,06 m stopień S-1C jest największym stopniem raketowym USA. Jego zespół napędowy zużył w czasie próby ponad 1 800 000 kG środka napędowego (nfty i ciekłego tlenu), przy czym wydatek środka napędowego wynosił 13 600 kG/sek. Użyty do próby stopień, oznaczony dodatkowo literą T, jest przeznaczony wyłącznie do prób na ziemi, jest jednak pod każdym względem identyczny z właściwym (przeznaczonym do lotu) stopniem. Stopień T i dwa stopnie do prób w locie są zbudowane z części wykonywanych głównie przez firmę Boeing, która jest odpowiedzialna za budowę pierwszego stopnia. Dwa następne stopnie T i osiem stopni przeznaczonych do lotu znajduje się obecnie w budowie w zakładach Michoud w Nowym Orleanie.

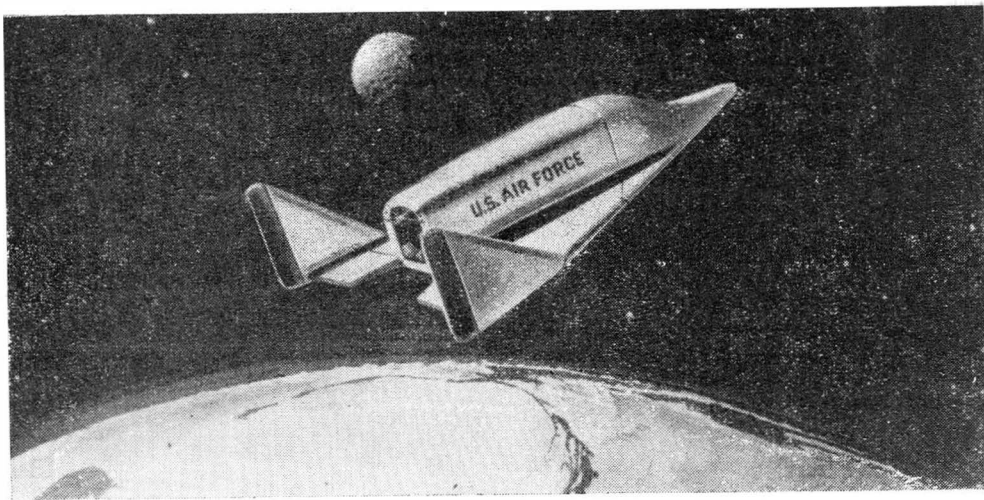
Pełna raketa „Saturn” 5 składa się, poza stopniem S-1C, z drugiego stopnia S-2 i trzeciego stopnia S-4B (budowanego przez firmę Douglas). Pierwsza próba w locie rakiety „Saturn” 5 ma się odbyć w roku 1967.

W. K.

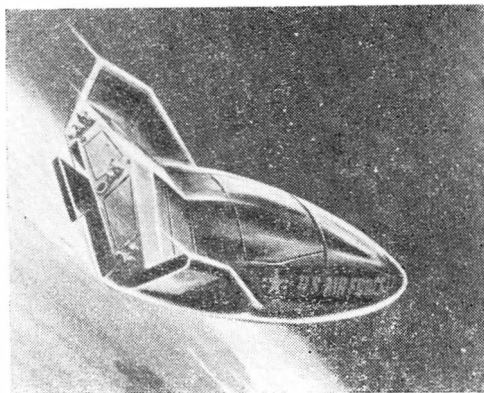
### PROJEKTY TRANSPORTOWCÓW KOSMICZNYCH

Próby przeprowadzone z amerykańskim samolotem doświadczalnym North American X-15 i jego loty na wysokości do 100 km wykazały, że budowa transportowca kosmicznego nie przedstawia takich trudności technicznych, których nie można by przewyżnić. Wprawdzie budowa transportowca kos-





Rys. 1

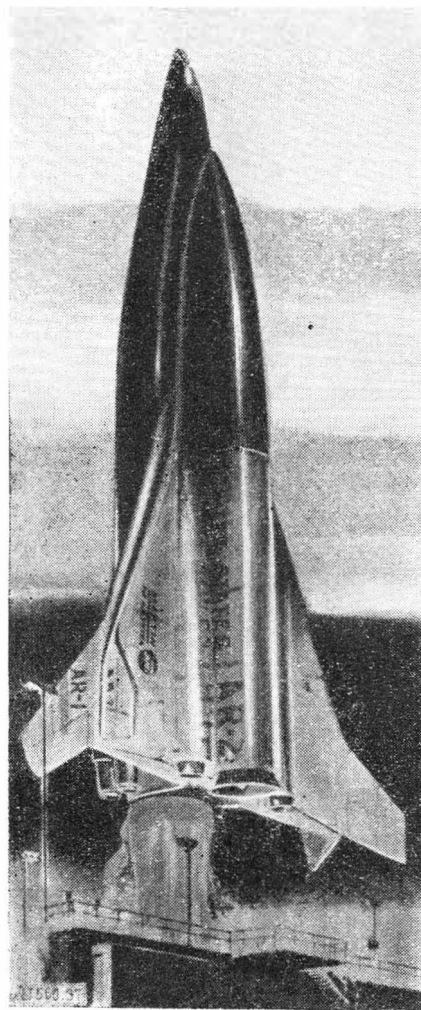


Rys. 2

micznego do przewożenia pasażerów i towarów do dowolnego punktu ziemi w ciągu 45 min (taki transportowiec należy raczej nazwać transportowcem balistycznym) jest na razie nie uzasadniona zarówno pod względem technicznym, jak i ekonomicznym, to jednak istnieje szereg innych zadań, które mógłby spełniać tego rodzaju pojazd. Transportowiec kosmiczny mógłby być na przykład zastosowany do umieszczenia na orbitach okołoziemskich 50 satelitów komunikacyjnych, które amerykańskie towarzystwo komunikacji satelitarnej Comsat zamierza wykorzystać do zapewnienia łączności między dowolnymi punktami na Ziemi. Zadanie to mógłby spełnić pojedynczy transportowiec kosmiczny, podczas gdy w przypadku użycia rakiet nośnych konieczne byłoby użycie przynajmniej kilkunastu rakiet (zakładając, że jedna rakietą wynosiłaby na orbitę równocześnie kilka satelitów). Dalsze zadania dla transportowców kosmicznych to: przeprowadzanie przeglądów i napraw satelitów na orbitach, zaopatrywanie i wymiana załóg stacji kosmicznych (pierwszą taką stacją ma być amerykańskie laboratorium kosmiczne MOL — Manned Orbiting Laboratory), krótkie naukowe badania w kosmosie i próby urządzeń w rzeczywistych warunkach kosmicznych. Transportowce kosmiczne mogą być wreszcie zastosowane do celów rozpoznawczych, meteorologicznych, geodezyjnych itp.

Pierwszym projektem z dziedziny transportowców kosmicznych był projekt szybowca kosmicznego Boeing X-20A „Dyna Soar” (rys. 1), który

jednak nie został doprowadzony do końca. Transportowiec miał być wynoszony na orbitę za pomocą rakiety „Titan” 3C, tzn. że każdy start transportowca pociągałby za sobą stratę jednej rakiety. Podobny szybowiec — o oznaczeniu SV-5 — zaprojektowała również firma Martin (rys. 2), jest to jednak wyłącznie pojazd doświadczal-

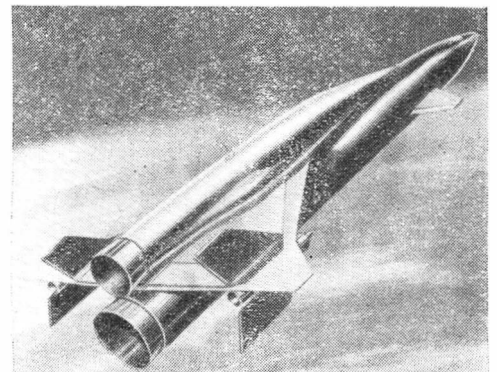


Rys. 3

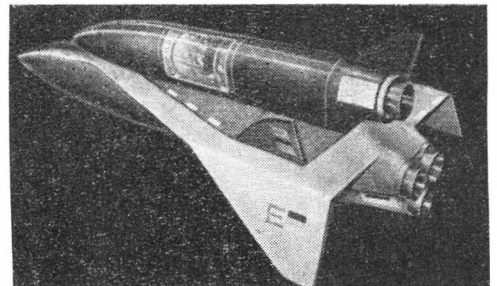
ny, służący w ramach programu SART (Spacecraft Technology and Advanced Reentry Tests) do badania zagadnień związanych z rozwojem sterowanych odzyskiwanych statków kosmicznych. SV-5 jest wykonany ze stopu aluminium, przed wysokimi temperaturami

konstrukcję chroni topliwe pokrycie. Do sterowania w przestrzeni kosmicznej służą dysze na zimny gaz, umieszczone z tyłu pojazdu, a do sterowania w atmosferze — specjalne klapy. Z modelami pojazdu przeprowadzono 50 prób, przy czym do wynoszenia modeli na pewną wysokość zastosowano balony. Następnie miano przeprowadzić próby pojazdu przy użyciu samolotu, a w końcu — rakiety „Atlas”.

Na ostatniej wystawie paryskiej firma Martin pokazała model i rysunki transportowca kosmicznego „Astro-rocket” (rys. 3). Transportowiec składa się z dwóch stopni: pierwszy stopień ma silnik raketowy o ciągu 1500 T i cztery turbinowe silniki odrzutowe; drugi stopień, zaopatrzony w silnik raketowy, jest osadzony na „plecach”



Rys. 4

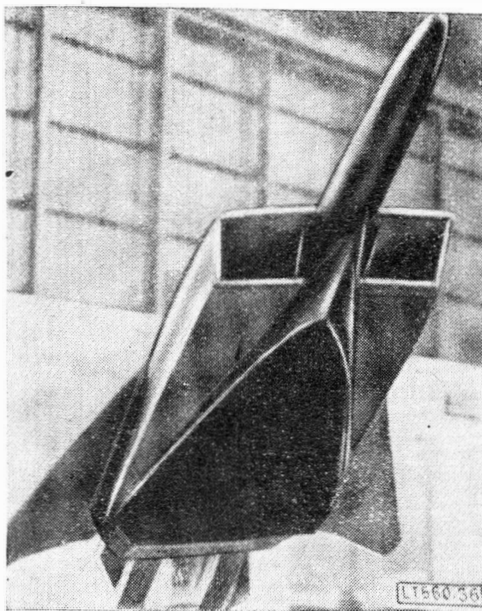


Rys. 5

pierwszego stopnia. Na wysokości 65 km stopnie rozdzielają się, przy czym pierwszy stopień wraca na ziemię, lądując przy użyciu turbinowych silników odrzutowych.

Firma Lockheed opracowała na zlecenie NASA projekt dwustopniowego transportowca kosmicznego (rys. 4) o ciężarze 450 T, który od roku 1975 ma utrzymywać komunikację między Ziemią a stacjami kosmicznymi, przewożąc oprócz dziesięciu osób załogi 3 T ładunku.

Również w Europie rozpoczęto prace nad zagadnieniem budowy transportowca kosmicznego. Europejska organizacja „Eurosace” postawiła sobie jako cel budowę transportowca, który służyłby do przewożenia ludzi i ładunków do stacji kosmicznych krążących wokół ziemi. Z obliczeń wynika, że aby wynieść na orbitę 200—500 km ciężar 2,25 T, pojazd powinien mieć ciężar od 70 T (przy optymalnych założeniach) do 200 T. Dotyczy to napędu zarówno silnikami przepływowymi, jak i raketowymi.



Rys. 6

Organizacja „Eurosace” stawia przed transportowcem, którego okres rozwojowy będzie wynosił od 10 do 15 lat, następujące wymagania:

1) powinien być odzyskiwalny, podobnie, jak jego stopnie startowe. Poza tym jest rzeczą pożądaną, aby miał możliwości powrotu do bazy;

2) najwyższy stopień powinien być w stanie przeprowadzać na orbicie manewry spotkaniowe oraz zmieniać orbitę;

3) właściwości aerodynamiczne transportowca powinny pozwalać na lot ślizgowy i lądowanie w bazie (obciążenie powierzchni nośnej maks.  $300 \div 500 \text{ kg/m}^2$ , doskonałość 2,0 do 2,5);

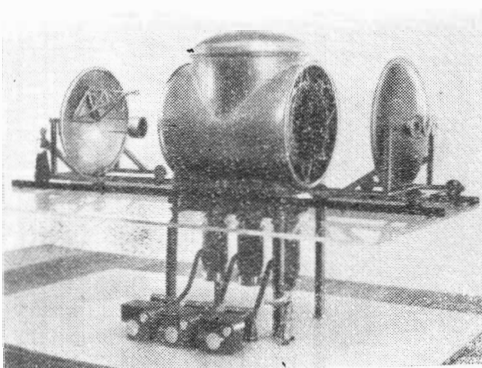
4) transportowiec powinien być pilotowany, aby ułatwić manewry spotkaniowe i lądowanie; największe przyspieszenia nie powinny osiągać wartości, które byłyby szkodliwe dla ludzi bez odpowiedniego treningu.

W NRF zagadnieniem transportowców kosmicznych zajmują się firmy Junkers, ERNO i Boelkow. Na 26 Salonie Paryskim modele transportowców kosmicznych pokazała firma Junkers (rys. 5) i ERNO (rys. 6), przy czym ta ostatnia współpracuje w tej dziedzinie z Nord-Aviation i SNECMA.

W. K.

### KOMORA DO ODTWARZANIA WARUNKÓW KOSMICZNYCH

W instytucie DVL do spraw naśladowania warunków przestrzeni kosmicznej w Porz-Wahn (NRF) znajduje



się w budowie duża komora-symulator warunków przestrzeni kosmicznej. Ma ona służyć do badania rakiet, statków kosmicznych, satelitów i ich części. Komora będzie wyposażona w układ pomp o dużej mocy. Zwraca się uwagę na to, aby można było odprowadzić z niej powietrze w bardzo krótkim czasie i naśladować w ten sposób wznoszenie. Komora jest osłonięta płaszczem, w którym cyrkuluje ciekły azot, chłodząc komorę do temperatury  $-193 \text{ }^\circ\text{C}$ . Wnętrze komory ma średnicę 2 m i długość 5 m. Do naśladowania promieniowania słonecznego zastosowano cztery lampy łukowe, które promieniają do wnętrza komory przez duże okna ze szkła kwarcowego. Umożliwia to naświetlanie powierzchni o średnicy 1,25 m w miejscu badanego obiektu. Lampy wysyłają promieniowanie podczerwone i nadfioletowe, dobrze naśladowując promieniowanie słoneczne w przestrzeni kosmicznej. Na zdjęciu pokazano model komory z odsuniętymi pokrywami. Na jednej z nich widać model niemieckiego satelity 625A, a na drugiej — okna przepuszczające promieniowanie lamp łukowych.

W. K.

### URZĄDZENIE WSKAZUJĄCE OPTIMALNY PROFIL STARTU I LĄDOWANIA

Na bombowcu Hawker Siddeley „Vulcan” przeprowadza się próby urządzenia — zbudowanego przez firmę Elliot Automation — które wskazuje optymalny profil startu i lądowania. Urządzenie to odciaża pilota, zbierając, szacując i przedstawiając graficznie wszystkie dane wpływające na profil startu i lądowania. Wskazuje ono optymalny profil dla każdej długości pasa startowego, ciężaru samolotu i dla wszystkich warunków meteorologicznych. W skład urządzenia wchodzi m. in. przelicznik, do którego wprowadza się na stałe charakterystyki danego samolotu. Pilot ma możliwość wyboru optymalnego profilu startu i lądowania według określonych parametrów, np. profilu optymalnego ze względu na zapobieganie hałasowi.

W. K.

### URZĄDZENIA PRZECIWOBLODZENIOWE SAMOLOTU „CONCORDE”

Urządzenia przeciwooblodzeniowe wlotów silnikowych i skrzydeł samolotu „Concorde” są typu „Spraymat” firmy English Electric. Ze względu na bardzo ostre krawędzie wlotów silnikowych jest mało miejsca na zainstalowanie systemu grzewczego. System „Spraymat” nadaje się najbardziej do tego celu dzięki temu, że grubość okładzin grzewczych można ściśle kontrolować.

Firma English Electric rozwinęła obecnie nowe materiały i metody wytwarzania urządzeń „Spraymat”, co umożliwiło zastosowanie tych urządzeń w warunkach długotrwałego lotu nadźwiękowego. W przypadku samolotu „Concorde” system przeciwooblodzeniowy jest zaprojektowany na długi okres pracy przy temperaturze pokrycia

$150 \text{ }^\circ\text{C}$ . Jest on odporny na erozję i uszkodzenia przez kropelki wody z chmur, kryształki lodu, deszcz i grad. Maty (okładziny) są wykonywane w postaci prefabrykatów o dokładnych tolerancjach grubości i kształtu. Są one naklejane pod ciśnieniem na wloty powietrza oraz powierzchnie skrzydeł i ustereżenia, dzięki czemu powierzchnie te spełniają wymogi aerodynamiki.

W. K.

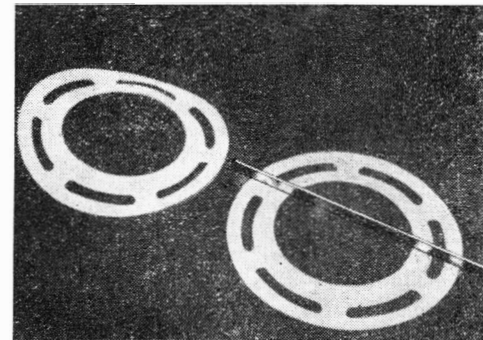
### NADAJNIK POKŁADOWY O CIĘŻARZE 1 KG

Firma CSF wyprodukowała nadajnik-odbiornik CC262 pracujący na falach ultrakrótkich i przeznaczony do lekkich samolotów. Urządzenie jest zbudowane wyłącznie na tranzystorach, a jego zapotrzebowanie prądu przy napięciu nominalnym 13,5 V wynosi 0,8 A przy nadawaniu i 0,05 A przy odbiorze. Rozporządza 12 kanałami w zakresie 50 kHz. Moc wysyłana wynosi 2 W, ciężar 1 kg, średnica 80 mm i głębokość zabudowy 208 mm.

W. K.

### STUDZENIE BEZ DEFORMACJI W PŁYNNYM AZOCIE

Duże cienkie elementy ze stopów aluminiowych podlegają silnym deformacjom przy studzeniu ich w wodzie po obróbce cieplnej. Stan ten wymaga następnie kosztownego ręcznego prostowania, wydłużającego proces technologiczny i obniżającego jakość wyrobu — wprowadzenie naprężeń i zgniotów w czasie prostowania. Prędkość studzenia jest zależna od pojemności cieplnej środka chłodzącego. Studzenie w wodzie powoduje nieregularne parowanie wody w zetknięciu z gorącym metalem i lokalne tworzenie się zbiorników pary na powierzchni metalu. Elementy powierzchni stykające się z parą i wodą mają różną intensywność chłodzenia, a co za tym idzie różne temperatury i skurcze. Stąd wynikają deformacje przedmiotów. Zastosowanie płynnego azotu powoduje powstanie cienkiej ciągłej błonki azotu gazowego na powierzchni gorącego przedmiotu. Obniża to intensywność studzenia, ale nie powoduje gradientów temperaturowych wywołujących deformacje. Studzenie w azocie po obróbce cieplnej obniża nieco własności mechaniczne stopu aluminiowego, o około  $0,7 \text{ kg/mm}^2$ , w stosunku do studzenia w wodzie. Sam proces studzenia powinien przebiegać w czasie możliwie



larne parowanie wody w zetknięciu z gorącym metalem i lokalne tworzenie się zbiorników pary na powierzchni metalu. Elementy powierzchni stykające się z parą i wodą mają różną intensywność chłodzenia, a co za tym idzie różne temperatury i skurcze. Stąd wynikają deformacje przedmiotów. Zastosowanie płynnego azotu powoduje powstanie cienkiej ciągłej błonki azotu gazowego na powierzchni gorącego przedmiotu. Obniża to intensywność studzenia, ale nie powoduje gradientów temperaturowych wywołujących deformacje. Studzenie w azocie po obróbce cieplnej obniża nieco własności mechaniczne stopu aluminiowego, o około  $0,7 \text{ kg/mm}^2$ , w stosunku do studzenia w wodzie. Sam proces studzenia powinien przebiegać w czasie możliwie

najkrótszym. Jest to zależne od wielu czynników, jak grubość blachy (decydująca o ilości ciepła odprowadzanego do środka chłodzącego), różnicy temperatur metalu i cieczy chłodzącej, pojemności cieplnej cieczy oraz jej ciepła parowania. Ciepło parowania wody wynosi 539 cal/G, a azotu 47 cal/G. Ten czynnik w podstawowej mierze decyduje o maksymalnej grubości przedmiotu studzonego w azocie.

W uproszczeniu można przyjąć, że dla osiągnięcia tych samych własności materiału studzonego w wodzie i płynnym azocie grubość przedmiotów musi być w stosunku 11:1. Dlatego grubość przedmiotów studzonych w płynnym azocie ograniczona jest do 3 mm dla elementów otwartych, a do 1,5 mm dla zamkniętych (np. rur). Duże zyski osiąga się szczególnie dla złożonych elementów, gdzie deformacje grożą zbrakowaniem przedmiotu lub dołożeniem długiej pracochłonnej operacji ręcznego prostowania.

W obecnym stanie istnieje duże prawdopodobieństwo zastosowania tej metody do innych metali i stopów. Wyniki procesu studzenia w płynnym azocie pokazano na rysunku (na prawo) w porównaniu z przedmiotem studzonym w wodzie (na lewo).

A. G.

#### MIKROOBWODY Z CIENKICH BŁONEK

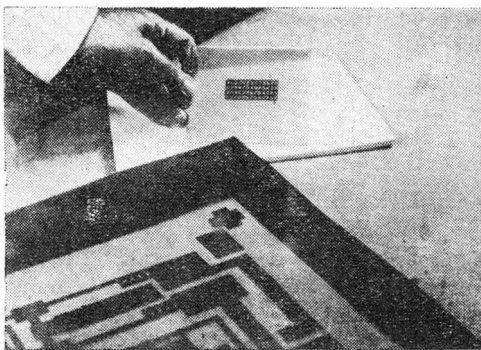
Miniaturyzacja urządzeń elektronicznych doprowadziła do powstania dziedziny zwanej „mikroelektroniką”. Osiągnięcia w tej dziedzinie dokonują się trzema metodami:

1. Miniaturowe indywidualne elementy łączone obwodami drukowanymi.
2. Osadzanie elementów czynnych (np. tranzystorów) na podłożu czynnym (zwykle krzemu) lub kliszy i łączenie ich przewodnikami w formie cienkich błonek. Elementy bierne (jak oporniki) mogą być także nanoszone techniką cienkich błonek (warstwek).
3. Nanoszenie mikroobwodów przez osadzenie cienkich warstwek materiału na podłożu pasywnym (izolującym) — zwykle szkła lub ceramiki.

Techniką tą mogą być nanoszone elementy bierne, jak przewodniki, izolatory, oporniki i kondensatory i niektóre elementy czynne (półprzewodniki i elementy magnetyczne). Zwykle jednak używa się niezależnych elementów czynnych, podłączając je do mikroobwodów przez lutowanie miękkie lub spawanie. Wszystkie metody mają swoje dziedziny zastosowań. Jednakże ogólna tendencja jest taka, że w miarę wzrostu miniaturyzacji przechodzi się od metody 1 do metody 3. Sama technika procesu polega na wykonaniu powiększenia w skali rzędu 50:1, sporządzeniu negatywu fotograficznego w skali 1:1 (zwykle po kilkadziesiąt negatywów na jednej kliszy — patrz rysunek w powiększeniu 40:1 i 52 negatywy w skali 1:1). Po sporządzeniu

negatywów proces może przebiegać według jednej z dwóch technik.

A. Technika przesłon. Polega na sporządzeniu z negatywów zespołu przesłon z cienkiej folii metalu drogą fototrawienia lub elektroformowania. Wyjęcia w przesłonach odpowiadają kształtom i przebiegom obwodów, które mają być utworzone w procesie nanoszenia warstwek. Po nałożeniu na podłoże właściwej osłony całość przenosi się do komory próżniowej, w której znajduje się osadzany materiał podgrzany do punktu wrzenia. Materiał odparowuje i osadza się na wszystkich powierzchniach wewnątrz komory próżniowej. W ten sposób zmieniając kolejne osłony i powtarzając proces próżniowy można wykonać układy wielowarstwowe, np. oporników z błonek izolujących i przewodzących. Grubość poszczególnych warstw jest ściśle kontrolowana, a nanoszeniu w komorze podlega równocześnie kilkadziesiąt do kilkuset obwodów. Oczywiście rodzą



materiałów osadzanych zależy od charakteru produktu czy produkowanego przyrządu. Na przewodniki używa się zwykle aluminium, złoto, miedź, nikiel i tantal, na oporniki — stop chrom-nikiel, na kondensatory — tlenek krzemu, na warstwy magnetyczne — stopy żelazo-nikiel, na półprzewodniki warstwowe — bizmut, ind i antymonek.

B. Technika fototrawienia. Jest w pewnym sensie odwróceniem techniki przesłon. W komorze próżniowej nanosi się wszystkie kolejne warstwy materiałów na całe podłoże bez żadnych osłon.

Samo podłoże wykonane jest z materiału światłoczułego. Wykorzystując negatywy mikroobwodów uzyskuje się obraz fotograficzny na podłożu i następnie trawiąc usuwa się naniesione warstwy z miejsc nie osłoniętych. Obie metody dają więc ten sam wynik. Metodę A stosuje się do produkcji większej liczby sztuk. Obie metody nawzajem się uzupełniają, w wielu przypadkach stosowanie tylko jednej z nich jest niemożliwe.

Zespoły wykonane metodą cienkich błonek dają większą pewność i stabilność działania, a posiadając znacznie mniejsze wymiary i cenę tego samego rzędu co obwody wykonane metodami tradycyjnymi stanowią dla tych ostatnich silną konkurencję.

A. G.

# KRONIKA

● Wicepremier Fr. Waniółka przyjął przedstawicieli władz Aeroklubu PRL oraz kierownictwo Zjednoczenia Przemysłu Lotniczego. W czasie spotkania omówiono problemy produkcji i techniki związane z rozwojem przemysłu szybowcowego. Również przedyskutowano zadania przemysłu w zakresie ciągłego doskonalenia sprzętu szybowcowego oraz wykorzystania dotychczasowych osiągnięć dla szybkiego rozwijania eksportu szybowców.

● Plan inwestycyjny APRL na lata 1966—1970 przewiduje rozbudowę Centrum Szybowcowego w Lesznie (zbudowany tam zostanie internat) oraz lotnisk w Nowym Targu, Dajtkach (koło Olsztyna), Jasionce (k. Rzeszowa), Przylepie (k. Zielonej Góry) i Grudziądzu. Ponadto rozbuduje się Lotnicze Zakłady Naprawcze w Krośnie. Do eksploatacji wprowadzi się samoloty „Wilga”; za granicą zakupi się spadochrony wyczynowe.

● FAI przyznała dyplomy Tissandiera działaczom polskiego lotnictwa sportowego: prez. St. Antosiewiczowi, ppłk. K. Donigiewiczowi i prof. Z. Franaszczukowi.

● Wicepremier J. Tokarski przeprowadził inspekcję robót budowlanych w Porcie Lotniczym na Okęciu, które — jak wiadomo — posuwają się b. ślamazarnie i zakończyć się mają dopiero w 1968 r. Główna droga startowa o długości 3 km i szerokości 60 m może przyjmować wielkie, 4-silnikowe samoloty komunikacyjne (w lecie ub.r. lądował tu Douglas DC 8).

● Ppłk. J. Falkowski — b. dowódca Dywizjonu 303 — zainicjował zbiórkę pieniężną na Pomnik Lotnika w Warszawie. W imieniu polskich lotników przebywających za granicą przekazał w ZBoWiD pierwszą wpłatę dolarową na ten cel.

● W Warszawie odbyła się na jesieni ub.r. VI Konferencja lekarzy medycyny lotniczej europejskich krajów socjalistycznych, z udziałem 150 uczestników. Tematyka obrad obejmowała m.in. choroby zawodowe przewodu pokarmowego personelu lotniczego, toksykologię paliw rakietowych, żywienie pilotów. Zespół psychologów omawiał problem emocji i działania mikrofal na organizm człowieka w warunkach lotu. Uczestnicy Konferencji zapoznali się z badaniami prowadzonymi w WIML na wirówce dla ludzi oraz z komorami niskich ciśnień i termobarokomorami; obecni też byli na pokazie treningu na katapultce polskiej konstrukcji.

● Zarządzeniem prezesa ZG APRL powołany został Ośrodek Ekspozycji Lotniczej w Krakowie. Ośrodek ma na celu roztoczenie opieki nad będącym w kraju historycznym sprzętem lotniczym oraz stworzenie organizacyjnych podstaw do przejścia OEL APRL przez Komitet Nauki i Techniki. Ma to nastąpić w 1966 r., gdy powołany zostanie do życia Ośrodek Popularyzacji Techniki Lotniczej i Astronautycznej.

● XII Zjazd Polskiego Towarzystwa Astronautycznego odbył się w zamku olsztyńskim z udziałem 100 naukowców. Wygłoszono 59 referatów. Prezesem PTA został prof. dr Wł. Zonn.

● Polskie obserwatoria astronomiczne w ub.r. zostały zaproszone do udziału w wielkim międzynarodowym programie obserwacji sztucznych satelitów. Akcja, w której

uczestniczyli astronomowie ze wszystkich kontynentów, otrzymała nazwę „Interobs”. Astronomiczny alert trwał 10 dni i objął obserwatoria w Warszawie, Olsztynie oraz stację WAT.

● Plany pięcioletnie przewidują, że śródlądowa flota pasażerska powiększy się o dwa nowe wodoloty. Skierowane one zostaną na linię Szczecin — Swinoujście oraz na b. popularną trasę Gdynia — Hel.

● Z dużą satysfakcją obserwujemy pewną ruchliwość, którą ostatnio przejawia „Lot”.

— PLL „Lot” wprowadziły w 1965 r. połączenie z Zagrzebiem, Helsinkami i Frankfurtem n. Menem. Polskie samoloty lądują więc w 20 portach Europy i w Kairze.

— Między rządami PRL i Islamskiej Republiki Pakistanu parafowana została umowa w sprawie komunikacji lotniczej. Stwarza ona podstawę do uruchomienia przez PLL „Lot” linii lotniczej na Środkowy Wschód i dalej na Daleki Wschód.

— Dyrekcja PLL „Lot” postanowiła włączyć Koszalin do sieci stałych krajowych portów lotniczych. Loty na linii Warszawa — Koszalin (samolotami Il-14) będą trwały cały rok.

— Pierwsza grupa personelu latającego i technicznego do obsługi samolotów An-24 została wyszkolona w Związku Radzieckim i jest gotowa do objęcia mających nadejść maszyn. Do ZSRR udała się na przeszkolenie druga grupa oraz dalsze załogi mające latać na Il-18.

— 26 kandydatów na II pilotów samolotów Il-14 zdawało egzaminy w PLL „Lot”. Musieli oni wykazać się fachowymi wiadomościami oraz znajomością języka rosyjskiego i angielskiego. Egzamin zdał m.in. szybocowy mistrz świata E. Makuła.

— Na lotnisku Balice w Krakowie rozpoczęła się budowa pawilonu dworca lotniczego, przystosowanego także do odpraw pasażerów zagranicznych.

— Na Okęciu powstaje wielka hala przeznaczona na warsztaty napraw samolotów komunikacyjnych.

— Ponad 100 światowych biur podróży ogłosiło w ub. sezonie programy atrakcyjnych wycieczek lotniczych do Polski.

— W centralnym Biurze Sprzedaży PLL „Lot” w Warszawie załatwia się w sezonie ponad 500 rezerwacji zagranicznych dniennic.

— W siedzibie PLL „Lot” na Okęciu podpisany został nowy „Układ zbiorowy pracy dla pracowników przedsiębiorstwa PLL „Lot”. Układ ten, nad którym prace trwały blisko trzy lata, zastąpił obowiązujący dotychczas układ z 1949 roku.

● I znów mamy do zanotowania przejawy postępu w spadochroniarstwie.

— St. Czerwonka instruktor w Centrum Wyszkożenia w Krośnie wykonał (jako drugi w Polsce) 1500 skoków, zaś A. Chmielarczyk — pierwsza w kraju — wykonała 1000 skoków.

— Na Śląsku padły rekordy Polski w skokach na celność lądowania z wysokości 600 m (0,75 m) i 2000 m (2,18 m).

— W Warszawie grupa 5 skoczków pobiła rekord krajowy na celność lądowania z wysokości 600 m.

● Spadochronowymi mistrzami Polski na 1965 r. zostali: E. Ligocki (Wrocław) i T. Wieczorek (Krosno).

■ Na jesieni ub.r. odbył się w Monachium VIII Międzynarodowy Kongres Medycyny Lotniczej i Kosmicznej.

■ Polska 2-osobowa ekipa wzięła udział w XVI Szybocowych Mistrzostwach Węgier. NRD i CSRS nadesłały również swe reprezentacje. Polacy uplasowali się na trzecim (Królikowski) i czwartym (Witek) miejscu.

■ Polska eksportuje sprzęt lotniczy do 20 krajów świata. W 1965 r. „Motoimport” sprzedał m.in. większe partie samolotów typu AN-2 i PZL-101 „Gawron” do Bułgarii, Węgier i Indii.

■ We Francji odbył się wieloetapowy XIII „Tour aérien de la France” z udziałem 64 samolotów sportowych. Zwycięzcą zawodów został 20-letni Debeury z Paryża.

■ Inż. Z. Burzyński wziął udział w posiedzeniu Komisji Balonowej FAI w NRF, na której przedstawił opracowany przez APRL regulamin balonowych mistrzostw świata.

■ W XV ogólnym zgromadzeniu ICAO w Montrealu wzięła udział 3-osobowa delegacja Dep. Lotnictwa Cywilnego MK. Członek tej delegacji mgr J. Osiński w interesującym artykule na łamach „Skrzydlatej Polski” (nr 35/65) omawia strukturę i działalność tej organizacji oraz przebieg ostatniej sesji. ICAO liczy 110 członków, w tej liczbie 5 z krajów socjalistycznych (CSRS, Jugosławia, Kuba, Polska, Rumunia). W zgromadzeniu uczestniczyli obserwatorzy ze Zw. Radzieckiego (8 osób) oraz z Węgier i Bułgarii. Do Rady ICAO wybrana została Czechosłowacja, gdzie po raz pierwszy reprezentować będzie kraje socjalistyczne.

■ W Domu Dziennikarza w Warszawie odbyło się spotkanie publicystów lotniczych z przedstawicielami otworzonego na jesieni ub.r. ośrodka informacyjnego Biura Podróży NRD i towarzystwa „Interflug”.

■ W najbardziej ożywionym ośrodku ruchu turystycznego południowej Francji oddane zostało do użytku nowe lotnisko dla samolotów sportowych i turystycznych w La Mole — St. Tropez.

■ W opracowaniu jest projekt nowego dworca lotniczego w Leningradzie o ogólnej kubaturze 120 tys. m<sup>3</sup>. Budynek będzie miał przepustowość 2000 pasażerów na godzinę. Przewiduje się obsłużenie turystów zagranicznych (głównie na trasie Leningrad — Helsinki) w ilości 600—700 osób/godz.

■ A oto dalszy postęp w rozwoju światowych połączeń lotniczych.

— Państwa socjalistyczne mają już bezpośrednią linię do USA. W lipcu amerykańskie towarzystwo lotnicze PAA zainaugurowało regularne loty na trasie Nowy Jork — Glasgow — Praha. Pierwszym samolotem, czterosiłnikowym odrzutowym DC-8, przyleciało 81 pasażerów — reprezentantów amerykańskich towarzystw lotniczych i wytwórni.

Polonia zagraniczna wolałaby zapewne wydawać swoje dolary w przedstawicielstwach PLL „Lot”. Na pewno przykro jest zrobić podsumowanie: polskiej efektywności przewidywać, rzutkości techniczno-handlowej i ambicji prestiżowej.

— Bułgaria i Abisynia podpisały umowę o podjęciu komunikacji lotniczej między stolicami obu krajów.

— Na Grenlandii wprowadzona została regularna komunikacja powietrzna na trasach, które dotychczas obsługiwane były przez sanki ciągnięte przez psy. Na liniach komunikacyjnych łącznej długości 3600 km latać będą śmigłowce.

— „United Arab Airways” projektuje linię z Kairu do Pekinu przez Bombaj (India), Rangun (Birma), Phnom Penh (Kambodża) i Kanton. Uruchomienie linii przewidziane jest na rok 1968.

■ Stany Zjednoczone AP podpisały z NRF umowę w sprawie współpracy przy budowie i umieszczeniu na orbicie satelity. Satelita ma mierzyć promieniowanie w kosmosie.

■ W NRF zbudowano ośrodek kontroli sztucznych satelitów Ziemi. Do śledzenia tras lotów satelitów służy wielki radioteleskop, którego ruchoma antena liczy 20 m średnicy. Budowa ośrodka jest pierwszym etapem realizacji planu wystrzelenia zachodnoniemieckiego sztucznego satelity Ziemi. Ma on zostać wprowadzony na orbitę w 1967 r.

■ Z bazy kosmicznej na wyspie Wallops został wyrzucony satelita naukowy „Beacon-Explorer-C” o masie 60 kg. Wszedł on na orbitę kołową przebiegającą na wysokości 1000 km. Z pomocą tego satelity uczeni amerykańscy mają wykonać serię pomiarów geodezyjnych. M.in. zmierzają odległości między różnymi punktami Ziemi oraz wykryją lokalne odchylenia grawitacji ziemskiej.

## WIADOMOŚCI

### SIMP

Uchwałą Walnego Zjazdu Delegatów SIMP podwyższone zostały z dniem 1.I.1966 r. składki członków indywidualnych SIMP do wysokości 10 zł miesięcznie i ustalony został inny klucz podziału składek członków indywidualnych i zbiorowych pomiędzy Zarząd Główny i oddziały Stowarzyszenia.

Wpływy ze składek członków indywidualnych dzielone będą po 50%, zaś składki członków zbiorowych przypadać będą w całości oddziałom. Podwyżka składek daje nadwyżkę w wysokości ponad 1,4 mln zł rocznie. Podniesienie dochodów pozwoli na pokrywanie kosztów organizowania kursów

szkolących i doskonalących, narad technicznych, organizowanie wycieczek technicznych i spotkań towarzyskich.

Zgodnie z postanowieniem Walnego Zjazdu Zarząd Główny SIMP zawarł porozumienie z Wydawnictwami Czasopism Technicznych NOT, w myśl którego Stowarzyszenie dopłacać będzie ze swych funduszy różnicę pomiędzy ceną ulgową prenumeraty 11 czasopism technicznych a ceną specjalną

dla członków SIMP. Dotyczyć to będzie również czytelników „Techniki Lotniczej”.

Przewidziano również utworzenie Funduszu Pomocy Koleżeńkiej dla świadczenia pomocy materialnej kolegom dotkniętym wypadkami losowymi, rencistom znajdującym się w trudnych warunkach materialnych itp. Na ten cel przeznaczać się będzie 1 zł/mies. ze składki członkowskiej.

Plenarne Zebranie Zarządu Głównego SIMP wybrało nowych przewodniczących komisji

ZG. M.in. Przewodniczącym Komisji Bytowej został kol. E. Blatton, Kom. Odznaczeń i Wyróżnień — kol. J. Szymański, Szkoleniowo-Odczytowej — kol. K. Ochęduszek, Kom. Współpracy z Zagranicą — kol. prof. Z. Muszyński a Kom. Wydawniczej — kol. H. Chmielewski. Przewodniczącym Komitetu Nagród SIMP został kol. prof. Z. Muszyński.

Stanowisko przewodniczącego Rady Programowej Ośrodka Szkolenia ZG SIMP objął kol. R. Gerke.

## POMOCE KONSTRUKTORSKIE „TECHNIKI LOTNICZEJ”

### Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych

Część XVI (VIII c.d.)

Zebrali i opracowali: mgr inż. A. Ciszewski i mgr inż. T. Radomski

Tabele zawierają dalsze dane techniczne radzieckich odlewniczych stopów magnezu oraz część danych dotyczących stopów magnezu przerabianych plastycznie.

Tabela 14 podaje własności mechaniczne radzieckich odlewniczych stopów magnezu w temperaturach obniżonych. W tabeli 15 podany jest skład chemiczny polskich stopów magnezu przerabianych plastycznie, tabela 16 — skład chemiczny stopów radzieckich, a w tabeli 17 — skład chemiczny analogicznych stopów amerykańskich. Tabela 18 zawiera własności fizyczne i technologiczne polskich sto-

pów magnezu przerabianych plastycznie, a tabela 19 — orientacyjne własności mechaniczne tych stopów.

W tabeli 20 podano fizyczne własności radzieckich stopów magnezu przerabianych plastycznie, w tabeli 21 — własności technologiczne tych stopów, w tabeli 22 — orientacyjne warunki ich obróbki cieplnej, a w tabeli 23 — własności mechaniczne w temperaturze otoczenia.

Tabele: 14, 16 oraz 20—23 opracowano na podstawie wydawnictwa „Encyklopedia współczesnej techniki — konstrukcyjne materiały” tom II.

Własności mechaniczne radzieckich odlewniczych stopów magnezu w temperaturach obniżonych

Lp.	Oznaczenie stopu	Stur. materialu	Temperatura badania °C	E kg/mm <sup>2</sup>	R <sub>m</sub> kg/mm <sup>2</sup>	R <sub>0,2</sub> kg/mm <sup>2</sup>	A %	Z %	U kg/cm <sup>2</sup>
1	M15	T6	-40	—	23	—	4	6	0,3
			-70	—	25	14	4	6	0,3
			-196	—	25	17	2	4	0,3
		T4	-196	—	—	—	—	0,4	
2	M16	T4	-70	—	27	—	5	8,5	0,3
			T6	-70	—	27,5	—	1	2,5
3	M19	T6	-40	—	26	—	3	—	—
			-70	—	26	—	2	—	0,25-0,3
4	M110	T6	-40	—	27	—	5	—	—
			-70	—	27	—	4,5	—	0,4
			-196	—	28	—	3,5	—	—
5	M111	T4	-40	—	15	—	3	—	—
			-196	—	16	—	2	—	0,2-0,3
6	M112	lanu	-70	—	23	16	2,5	—	0,4
		T1	-70	—	25	20	2	—	0,4
		T6	-70	—	26	20	1,5	—	0,4
7	M115	T1	-70	4500	21	145	1	—	0,18
			-196	5000	22	16	<1	3	0,15

Skład chemiczny polskich stopów magnezu przerabianych plastycznie (wg PN-55, H 85231)

Lp.	Galunek stopu		Składniki stopowe %				
	Znak	Cecha	Al	Mn	Zn	Inne	Mg
1	MgMn2	MP1	—	13-2,5	—	—	reszta
2	MgAl3ZnMn	MP2	3,0-4,0	0,15-0,5	0,2-0,8	—	reszta
3	MgAl6ZnMn	MP3	3,5-7,0	0,15-0,5	0,5-1,5	—	reszta
4	MgMn2Ce	MP4	—	1,5-2,5	—	0,15-0,35Ce	reszta
5	MgAl9ZnMn	MP5	7,8-9,2	0,15-0,5	0,2-0,8	—	reszta
6	MgZn3Zr	MP6	—	—	2,5-3,2	0,5-0,8 Zr	reszta

ciąg dalszy tabeli 15

Zanieczyszczenia max %							
Al	Cu	Ni	Zn	Si	Be	Fe	Inne
0,3	0,05	0,01	0,3	0,3	0,02	0,05	0,3
—	0,05	0,005	—	0,1	0,02	0,05	0,3
—	0,05	0,005	—	0,3	0,02	0,05	0,3
0,3	0,05	0,01	0,3	0,3	0,02	0,05	0,3
—	0,05	0,005	—	0,3	0,02	0,05	0,3
0,1	0,05	0,01	—	0,3	0,02	0,05	0,3

Pomocje konstruktorskie zeszyty 960 i 961

Wszystkim Czytelnikom, Autorom i Sympatykom naszego pisma  
najlepsze życzenia noworoczne

składa Redakcja

Tabela 16 Skład chemiczny rodzimekich stopów magnezu przerabianych plastycznie

Lp	Oznaczenie stopu	Składniki stopowe %					Zanieczyszczenia max %							
		Al	Zn	Mn	Inne	Mg	Al	Cu	Zn	Ni	Si	Fe	Be	Inne
1	MA1	—	—	13 - 25	—	reszta	0,3	0,05	0,3	0,01	0,15	0,05	0,02	0,2
2	MA2	3,0 - 4,0	0,2 - 0,8	0,15 - 0,5	—	reszta	—	0,05	—	0,005	0,15	0,05	0,02	0,3
3	MA2-1	3,8 - 5,0	0,8 - 1,5	0,4 - 0,8	—	reszta	—	0,05	—	0,005	0,15	0,05	0,02	0,3
4	MA3	5,5 - 7,0	0,5 - 1,5	0,15 - 0,5	—	reszta	—	0,05	—	0,005	0,15	0,05	0,02	0,3
5	MA5	7,8 - 9,2	0,2 - 0,8	0,15 - 0,5	—	reszta	—	0,05	—	0,005	0,15	0,05	0,02	0,3
6	MA8	—	—	15 - 25	0,15 - 0,35 <sup>d</sup>	reszta	0,3	0,05	0,3	0,01	0,15	0,05	0,02	0,3
7	BM65-1	—	5,0 - 6,0	—	0,3 - 0,9Zr	reszta	0,05	0,05	0,1Mn	0,005	0,15	0,05	0,02	0,3
8	MA9	0,4 - 0,8	—	1,0 - 1,8	0,08 - 0,3Ca	reszta	—	0,05	0,1	0,01	0,15	0,05	0,02	0,3
9	MA10	7,8 - 8,8	—	0,2 - 0,6	0,0 - 0,0Cd 0,0 - 0,0Ag	reszta	—	0,03	0,3	0,005	0,15	0,05	0,02	0,3
10	MA11	—	—	1,5 - 2,5	0,0 - 0,0Mg 0,0 - 0,25Ni	reszta	0,2	0,03	0,2	—	0,15	0,03	0,02	0,3
11	MA13	—	—	0,4 - 0,8	1,7 - 2,5Th	reszta	0,2	0,05	0,2	0,005	0,15	0,05	0,02	0,3
12	BMA1	—	—	1,2 - 2,0	2,5 - 3,5Th	reszta	0,2	0,05	0,2	0,005	0,15	0,05	0,02	0,3
13	BM17	—	—	1,4 - 2,2	2,5 - 3,5 <sup>h</sup>	reszta	0,2	0,05	0,3	0,005	0,15	0,05	0,02	0,3

<sup>d</sup> mieszanina ziem rzadkich zawierająca min 45% Ce

Tabela 17 Skład chemiczny amerykańskich stopów magnezu przerabianych plastycznie (wg ASTM B90 64, B91-64, B107-63, B217-63)

Lp	Oznaczenie stopu	Postać stopu	Składniki stopowe %						Zanieczyszczenia max %							
			Al	Zn	Mn min	Th	Ziemia rzadkie	Zr	Sn	Mg	Si	Cu	Ni	Fe	Cu	Inne
1	AZ31B	BC, BG, O, P, K, R	2,5 - 3,5	0,6 - 1,4	0,20	—	—	—	—	reszta	0,10	0,05	0,005	0,005	0,04	0,30
2	AZ31C	BC, BG, P, K, R	2,4 - 3,6	0,5 - 1,5	0,15	—	—	—	—	reszta	0,10	0,10	0,03	—	—	0,30
3	AZ61A	O, P, K, R	5,8 - 7,2	0,4 - 1,5	0,15	—	—	—	—	reszta	0,10	0,05	0,005	0,005	—	0,30
4	AZ80A	O, P, K	7,8 - 9,2	0,2 - 0,8	0,12	—	—	—	—	reszta	0,10	0,05	0,005	0,005	—	0,30
5	HK31A	BC, BG	—	max 0,30	—	2,5 - 4,0	—	0,4 - 1,0	—	reszta	—	0,10	0,01	—	—	0,30
6	HM21A	BC, BG	—	—	0,45 - 1,1	1,5 - 2,5	—	—	—	reszta	—	—	—	—	—	0,30
7	M1A	P, K, R	—	—	1,2	—	—	—	—	reszta	0,10	0,05	0,01	—	0,30	0,30
8	TA54A	O	3,0 - 4,0	max 0,20	0,20	—	—	—	4,0 - 6,0	reszta	0,30	0,05	0,01	—	—	0,30
9	ZE10A	BC, BG	—	1,0 - 1,5	—	—	0,12 - 0,22	—	—	reszta	—	—	—	—	—	0,30
10	ZK60A	O, P, K, R	—	4,8 - 6,2	—	—	—	0,45	—	reszta	—	—	—	—	—	0,30

<sup>h</sup> BC - blachy cienkie, BG - blachy grube, O - odkuwki, P - prety, K - kształtowniki, R - rury wyciskane

Tabela 18 Właściwości fizyczne i technologiczne polskich stopów magnezu przerabianych plastycznie

Lp	Rodzaje stopu		Właściwości fizyczne		
	Znak	Cecha	Ciepota właściwa G/cm <sup>3</sup>	Współczynnik liniowy rozszerzalności cieplnej α · 10 <sup>6</sup> w zakresie temperatur °C	Przewodność cieplna cal/cm sek °C
1	MgMn2	MP1	176	26,0	0,32
2	MgAl3ZnMn	MP2	178	26,0	0,25
3	MgAl6ZnMn	MP3	180	26,0	0,23 - 0,24
4	MgAl9ZnMn	MP5	180	26,0	0,22

ciąg dalszy tabeli 18.

Właściwości technologiczne			
Plastyczność w temperaturze otoczenia	Plastyczność w temperaturze podwyższonej	Obrabialność cieplna	Odporność na korozję
słaba	dobra	wyzarzanie adprezujące (150-200°C)	dobra
dostateczna	dobra	ni epodlega	dostateczna
—	dostateczna	wyzarzanie w temp. 320-400°C, chłodzenie na powietrzu	dostateczna
—	dostateczna	przesykanie w temp. 410-425°C, chłodzenie na powietrzu	dostateczna

Uwaga Wszystkie stopy wykazują bardzo dobrą skrawalność, a stop MP1 - dobrą spawalność

Tabela 19 Orientacyjne właściwości mechaniczne polskich stopów magnezu przerabianych plastycznie (wg PN-59/H-83051)

Lp	Rodzaje stopu		Postać	Stan	Właściwości mechaniczne		
	Znak	Cecha			R <sub>m</sub> kg/mm <sup>2</sup>	A <sub>5</sub> %	H <sub>B</sub> kg/mm <sup>2</sup>
1	MgMn2	MP1	prety tłoczone	surawy	18	2	40
			odkuwki, blachy	wyzarzony	19	5	—
2	MgAl3ZnMn	MP2	prety tłoczone odkuwki	surawy	24	5	45
3	MgAl6ZnMn	MP3	prety, odkuwki	wyzarzony	26	8	51
4	MgMn2Ce	MP4	blachy	wyzarzony	24	15	—
5	MgAl9ZnMn	MP5	prety	przesycony	30	8	55
			odkuwki	przesycony	27	6	55
6	MgZn3Zr	MP6	blachy	wyzarzony	23	8	—
			prety tłoczone	surawy	31	10	—
			odkuwki tłoczone	surawy	30	8	—
			odkuwki	surawy	26	8	—

Tabela 20. Fizyczne właściwości rodzimekich stopów magnezu przerabianych plastycznie

Lp	Oznaczenie stopu	Ciepota właściwa G/cm <sup>3</sup>	Współczynnik rozszerzalności liniowej α · 10 <sup>6</sup> w zakresie temperatur					Przewodność cieplna cal/cm sek °C w temperaturze °C				Odporność elektryczna właściwa w 20°C Ω mm <sup>2</sup> /m	Ciepota właściwa cal/g °C w temperaturze °C			
			20-100	100-200	200-300	300-400	400-500	20	100	200	300		100	200	300	400
1	MA1	176	22,3	25,7	32,0	—	—	0,30	0,31	0,32	0,32	0,0612	0,24	0,25	0,27	—
2	MA2	178	26,0	27,8	29,5	—	—	0,23	0,24	0,25	0,26	0,10	0,27	0,28	0,29	—
3	MA2-1	179	26,0	—	—	—	—	0,23	—	—	—	0,12	0,26	0,27	0,29	—
4	MA3	180	26,1	27,1	31,2	—	—	0,16	—	0,19	0,20	0,153	0,27	0,29	0,30	—
5	MA5	182	26,1	27,7	28,5	—	—	0,14	—	—	—	0,162	0,27	0,29	0,30	—
6	MA8	178	23,7	26,1	32,0	—	—	—	—	0,32	—	0,051	—	—	—	—
7	BM65-1	180	20,9	22,6	—	—	—	0,28	—	0,30	0,30	0,0565	0,25	—	—	—
8	MA9	177	25,5	28,7	32,3	—	—	0,35	—	0,33	0,32	—	—	—	—	—
9	MA10	199	27,9	27,8	30,2	—	—	0,13	—	0,17	0,18	0,162	—	—	—	—
10	MA11	180	25,7	29,3	30,1	—	—	0,26	0,27	0,27	0,28	0,0621	—	—	—	—
11	MA13	178	26,6	27,7	29,8	31,6	32,3	0,29	0,30	0,31	0,31	0,061	0,25	0,26	0,29	0,29
12	BMA1	181	25,9	27,9	28,3	29,2	30,6	0,29	0,30	0,31	0,31	0,0582	0,25	0,26	0,275	0,29

Tabela 21. Technologiczne własności radzieckich stopów magnezu przerobianych plastycznie

Lp.	Oznaczenie stopu	Temperatura lania °C	Temperatura przerobki plastycznej °C	Ogólna odporność na korozję	Plastyczność w temperaturze		Sposób spawania	Maksymalna temperatura pracy °C	
					podwyższonej	otoczenia		długotrwałej (> 100godz)	krótkotrwałej (< 5godz)
1	MA1	675 - 750	250 - 450	dobra	dobro	obniżona	G, ŁA, Z	150	
2	MA2	670 - 750	230 - 420	zadawalająca	dobro	słaba	ŁA, Z	150	
3	MA2-1	700 - 740	230 - 430	zadawalająca	dobro		ŁA	150	
4	MA3	680 - 750	230 - 400	zadawalająca	średnia		ŁA	150	
5	MA5	680 - 750	280 - 385	zadawalająca	obniżona		spaw ograniczone	150	
6	MA8	680 - 750	250 - 450	zadawalająca	dobro	słaba	ŁA, Z	200	
7	BM65-1	680 - 720	250 - 420		zadawalająca		stop niespawalny	150	
8	MA9	680 - 750	250 - 450	zadawalająca	dobro	słaba	ŁA, Z	200	
9	MA10	700 - 750	300 - 425	zadawalająca	średnia		ŁA, Z		
10	MA11	710 - 730	350 - 480	obniżona	zadawalająca		do *5mm ŁA	250	300
11	MA13	710 - 730	300 - 480	zadawalająca	dobro		ŁA	350	400
12	BMA1	710 - 730	380 - 480	zadawalająca	zadawalająca		ŁA	350	400

\* G - spawanie gazowe, ŁA - spawanie łukowe w osłonie argonu, Z - zgrzewanie

Tabela 22. Orientacyjne warunki obróbki cieplnej radzieckich stopów magnezu przerobianych plastycznie

Lp.	Oznaczenie stopu	Wyżarzanie		Przesycanie		Starzenie	
		temperatura °C	czas godz	temperatura °C	czas godz	temperatura °C	czas godz
1	MA1	340 - 400	—	—	—	—	—
2	MA2	350 - 400	3 - 5	—	—	—	—
3	MA2-1	250 - 350	0,5 - 2,0	—	—	—	—
4	MA3	320 - 380	2 - 6	—	—	—	—
5	MA5	350 - 380	2 - 8	410 - 425	2 - 4	170 - 180	16 - 24
6	MA8	300 - 400	0,5 - 2,0	—	—	—	—
7	BM65-1	300 - 350	2 - 4	—	—	160 - 180	10 - 16
8	MA9	300 - 400	0,5 - 2,0	—	—	—	—
9	MA10	280 - 380	—	390 - 410	6 - 8	170 - 180	12 - 24
10	MA11	350	1	480 - 500	4	175	24
11	MA13	400	1	550 - 570	1	200	16
12	BMA1	400	1	—	—	—	—

Tabela 23. Własności mechaniczne w temperaturze otoczenia radzieckich stopów magnezu przerobianych plastycznie

Lp.	Oznaczenie stopu	Postać materiału	Stan materiału	Własności mechaniczne				
				E kg/mm <sup>2</sup>	R <sub>02</sub> kg/mm <sup>2</sup>	R <sub>p</sub> kg/mm <sup>2</sup>	σ <sub>0</sub> %	ε %
1	MA2	Preły	Prasowany na gorąco	4300	17	27	10	—
		Części kute i tłoczone	Surowy	4300	16	26	12	—
		Blachy	Wyżarzony	—	15	25	18	—
2	MA2-1	Blachy grubości 0,8-30mm	Wyżarzony	4200	18	28	16	—
		Blachy grubości 30mm	Walcowany na gorąco	4200	16	27	14	20
		Preły	Prasowany	4200	18	28	12	—
		Kształtowniki	Prasowany	4200	18	28	14	—
		Części kute i tłoczone	Surowy	4200	16	27	10	—
3	MA3	Preły	Prasowany	4300	22	28	12	—
		Preły i taśmy	Prasowany	4300	17	27	14	23
		Części kute i tłoczone	Wyżarzony	4300	22	28	12	—
4	MA5	Preły	Przesycony	4300	22	32	14	20
		Części kute i tłoczone	Przesycony	4300	22	31	12	—
5	MA8	Blachy (w poprzek włókna)	Wyżarzony	4100	16	25	18	—
		Blachy (wzdłuż włókna)	Wyżarzony	4100	20	27	11	—
		Blachy (w poprzek włókna)	Półtwardy	—	19	27	15	—
		Blachy (wzdłuż włókna)	Półtwardy	—	21	29	8	—
		Preły	Prasowany na gorąco	—	15	26	7	—
6	BM65-1	Preły	Sztucznie starzony	4300	28	33,5	9	24
		Taśmy	Sztucznie starzony	4300	27	32,5	10	25
		Kształtowniki	Sztucznie starzony	4300	29	34,5	10	—
		Części kute	Sztucznie starzony	4300	25	31	12	—
		Części tłoczone	Sztucznie starzony	4300	26	32	14	—
7	MA9	Blachy	Wyżarzony	4200	18	25	15	—
		Preły	Prasowany na gorąco	—	24	27	10	11
8	MA10	Preły	Obrabiony cieplnie	4300	30	43	6	8
		Taśmy o przekroju 32-410mm	Obrabiony cieplnie	4300	29	39	4,5	—
		Odkuwki z preta φ200mm	Obrabiony cieplnie	4300	21,5	36	6	—
9	MA11	Preły prasowane φ25mm	Przesycony i sztucznie starzony	4250	14	28	10	12
		Blachy grubości 0,8-30mm	Przesycony i sztucznie starzony	4250	13	26	10	—
10	MA13	Blachy	Przesycony + zgnieciony na zimno + sztucznie starzony	4250	18	24	5	—
11	BMA1	Preły	Prasowany na gorąco	4250	25	30	5	10
12	MA1	Preły	Wyżarzony	4000	14	24	4	6