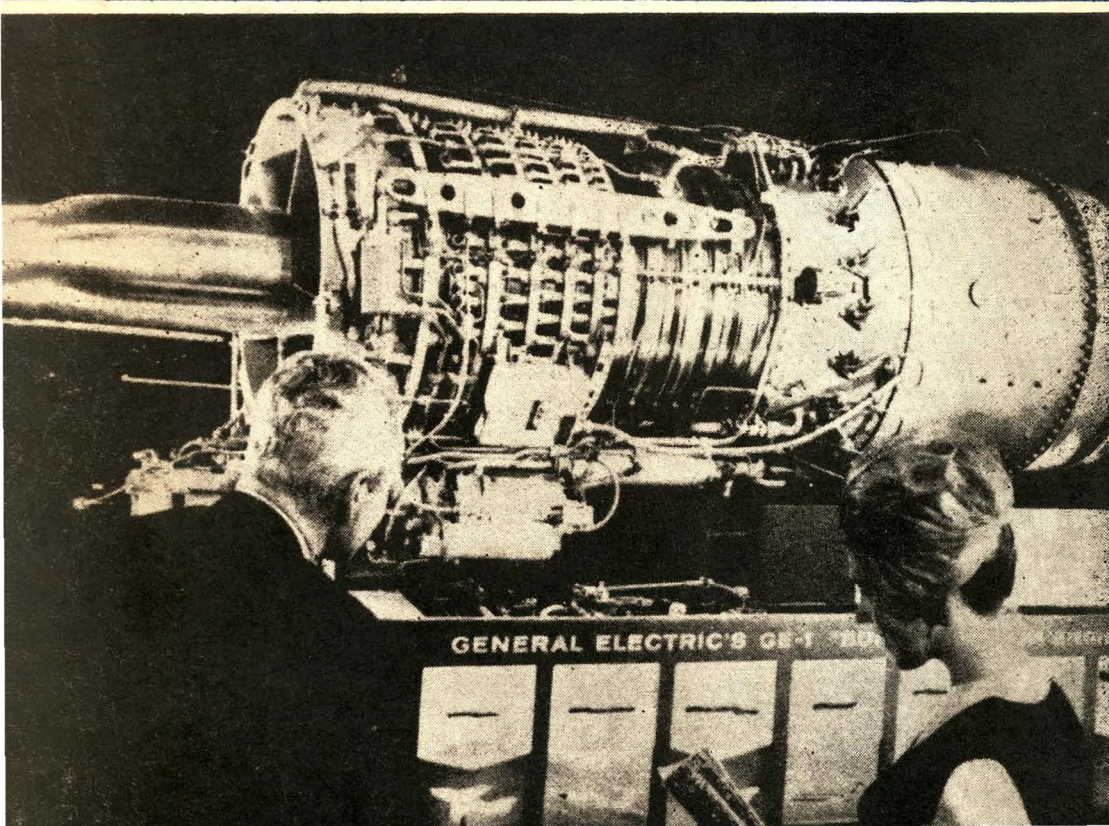


# TECHNIKA LOTNICZA



12

1965

WYDAWNICTWA  
CZASOPISM  
TECHNICZNYCH NOT



# POMOCE KONSTRUKTORSKIE „TECHNIKI LOTNICZEJ”

## Fizyko-mechaniczne własności konstrukcyjnych tworzyw sztucznych

Część II

Zebrał i opracował inż. E. Koźluk

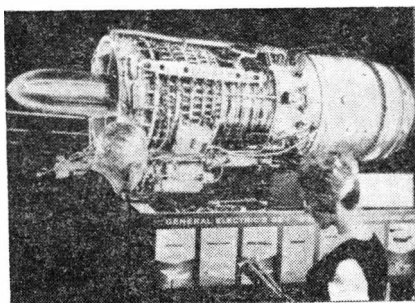
Tabela 3

Lp.	Grupa	Nazwa handlowa tworzywa	Własności mechaniczne							Własności elektryczne				Wytrzymałość cieplna wg Martensa °C	Płynność wg Raschiga mm	
			Wytrzymałość na			Udarność		Skurcz prasowniczy %	Twardość wg Brinella kg/mm <sup>2</sup>	Ciężar właściwy G/cm <sup>3</sup>	Oporność właściwa powierzchniowa Ω	Wytrzymałość na przebicie kV/mm	Stała dielektryczna			
			Zerwanie kG/cm <sup>2</sup>	Zginanie kG/cm <sup>2</sup>	Ściskanie kG/cm <sup>2</sup>	Bez karbu kG/cm <sup>2</sup>	Z karbem kG/cm <sup>2</sup>						60 okresów			10 <sup>6</sup> okresów
1	aminoplasty	Polamin KC-3	400	800	2000	6,0	1,5	0,6	50	1,4-1,55	10 <sup>12</sup>	7,5	8,5	7,5	81-120 121-200	100
2		Polomel M	450	700	1600	6,0	1,5	0,6	35	1,6	10 <sup>12</sup>	10	10	7,5	81-120 121-200	120
3		Polomel S	—	800	1600	15	—	0,3	—	1,7-2,0	10 <sup>11</sup>	10	9	7,5	90-200	140
4		Polomel Me A-3	400	700	2000	4	—	1	—	—	10 <sup>7</sup>	10	7,5	7,5	100-200	150
5		Polomel Me SK	500	550	1800	4	3	0,6	—	1,55	10 <sup>9</sup>	10	7,5	7,5	50-200	125
6		Unilam	600	700	—	—	25	1,3	25	1,3	—	10	7,5	—	—	—
7		Pianizol	Wytrzymałość na obciążenie w czasie 30 sek — 500 kG/m <sup>2</sup>							0,006—	—	—	—	—	—	—

(Tablice 4 i 5 na III i IV stronie okładki).

### TREŚĆ ZESZYTU

T. LITWIN — Silniki strumieniowe na paliwo stałe . . . . .	297	Str. Wł. MUSIAŁ — Zastosowanie rachunku wektorowego do obliczeń kinetycznych wielotłuczkowych pomp paliwowych zasilających silniki turbinowe . . . . .	306
T. RAJPERT — Zwalczanie hałasu wywoływanego przez strumienie gazu spalinowego, cz. II . . . . .	302	Nowości techniczne . . . . .	311
		Obrabiarki sterowane programowo i ich zastosowanie w produkcji — A. G. . . . .	316
		Kronika . . . . .	318
		Notatki ze świata . . . . .	318
		Przed V Kongresem Techników . . . . .	319
		Roczny spis treści . . . . .	320
		Na półkach księgarskich . . . . .	324
		Pomocę Konstruktorskie „Techniki Lotniczej” — E. KOŹLUK: Fizyko-mechaniczne własności konstrukcyjnych tworzyw sztucznych, cz. II . . . . .	II, III i IV okł.



Silnik General Electric GE-1



WYDAWNICTWA  
ZASOPISEM  
TECHNICZNYCH NOT  
Warszawa,  
Czackiego 3/5

#### KOLEGIUM REDAKCYJNE

Redaktor naczelny mgr inż. S. SULIKOWSKI

Sekretarz red. J. BERŻYŃSKA

Redaktorzy działowi: mgr inż. A. GOŁĘDZINOWSKI, mgr inż. W. KORDZIŃSKI, mgr inż. S. LASSOTA, mgr inż. W. ZAREMBA, Red. techniczny D. PIETRZYKOWSKA

#### RADA PROGRAMOWA

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

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

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

Wrocławska Drukarnia Dziełowa. Zam. 1538/A — O-6. Nakład 850 egz. Papier druk. sat. kl. IV, 70 g. 61 × 86

Cena pojedynczego egz. zł 12.—

Prenumerata roczna zł 144.—



Mgr inż. TADEUSZ LITWIN

621.45

## Silniki strumieniowe na paliwo stałe

*W artykule omówiono historię i stan rozwojowy silników strumieniowych na paliwo stałe. Przedstawiono szczegółowo konstrukcję jednego z takich silników, który jest produkowany seryjnie. Przeprowadzono porównanie silnika strumieniowego na paliwo stałe z silnikiem raketowym na stały materiał pędny oraz omówiono możliwości zastosowań pierwszego z nich. W dalszej części przedstawiono pokrótce główne problemy związane z doбором paliwa do silnika i procesami zachodzącymi w komorach spalania i mieszania. Jednocześnie przytoczono niektóre wyniki doświadczeń uzyskanych przez badaczy amerykańskich, jak również przez autora.*

Koncepcja silnika strumieniowego na paliwo stałe (SSPS) jest pewną analogią do silnika raketowego na stały materiał pędny (SRSMP), przy czym analogia ta dotyczy umieszczenia paliwa bezpośrednio wewnątrz komory (rys. 1).

Główna różnica między tymi silnikami polega na tym, że w przypadku SSPS tlen potrzebny do spalania paliwa czerpany jest z powietrza. Wprowadzenie paliwa stałego do silnika strumieniowego eliminuje wszystkie elementy instalacji paliwowej niezbędnej w silniku na paliwo płynne, a więc zbiorniki, przewody, filtry, pompy, rozpylacze itp. Daje to poważny efekt w zmniejszeniu ciężaru silnika oraz kosztów produkcji. Jednocześnie silnik ten dzięki swej prostocie konstrukcyjnej oraz dzięki temu, że nie zabiera z sobą utleniacza może konkurować z SRSMP, a w niektórych zastosowaniach może go znacznie przewyższać pod względem osiągnięć.

### Historia silnika i rozwój konstrukcji

Pierwsze próby związane z realizacją SSPS przeprowadzone były przez Niemców pod koniec II wojny światowej w Zakładach „Skoda” w Czechosłowacji. Niemcy próbowali zastosować jako paliwo zwykły węgiel kamienny, który był umieszczony w komorze silnika na odpowiednich rusztach. Badania te nie doprowadziły do żadnych interesujących rezultatów.

Bezpośrednio po wojnie w dwóch ośrodkach amerykańskich — Wright Aircraft Development Center oraz U. S. Bureau of Mines — prowadzono badania nad spalaniem węgla (lit. 1) w postaci prasowanych brykietów ze sproszkowanego węgla lub grafitu jako potencjalnego paliwa dla SSPS. Badania te szybko zarzucono, przechodząc na proszki metali.

Pod koniec lat czterdziestych w Continental Aviation and Engineering Corp. oraz w Experiment Incorporated, jak również w innych ośrodkach naukowych USA przeprowadzono szereg doświadczeń ze spalaniem boru, magnezu i aluminium w postaci czystej lub ich związków. Z proszków tych metali lub ich związków formowane były zwarte ładunki przy użyciu spoiwa (lepiszcza).

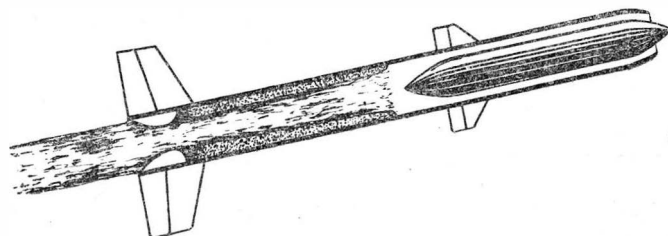
Stwierdzono, że dla podtrzymania procesu palenia takiego ładunku konieczne jest, aby zawierał on 5—10% tlenu w postaci odpowiedniego utleniacza. Ogólnie prędkość palenia paliwa tego typu oceniono jako dość małą. Ewentualny wzrost szybkości palenia mógł być uzyskany przez dodanie większej ilości utleniacza, co jednak wiąże się ze spadkiem wartości opałowej paliwa. Ponadto pękanie ładunku i odpryskiwanie kawałków paliwa, które wylatują z silnika nie spalone, również obniżało rozporządzalną ilość

energii odniesioną do jednostki masy paliwa. We wszystkich przypadkach, niezależnie od zawartości danego metalu w ładunku, wartość opałowa w kcal/kg była niższa niż dla konwencjonalnego płynnego paliwa węglowodorowego. Natomiast osiągnięto wzrost impulsu właściwego o około 50% w porównaniu z paliwem węglowodorowym JP4. Podobne badania z paliwami metalicznymi prowadzono w NACA, w Applied Physics Laboratory John Hopkins University oraz w NOTS (U. S. Naval Ordnance Test Station). W instytucjach tych prowadzono następnie próby statyczne silników na stoiskach oraz próby w locie. Wyniki były na tyle pozytywne, że uzasadniały potrzebę prowadzenia szerszych badań w tym zakresie.

Sam silnik wzbudził zainteresowanie szerokich kół naukowych, przewidujących poważne korzyści ze stosowania tego rodzaju napędu. Powstały liczne pomysły zastosowań silnika głównie w dziedzinie wojskowej (lit. 2). Prostota silnika skłaniała do mylnego niestety przypuszczenia, że ich projektowanie będzie równie proste.

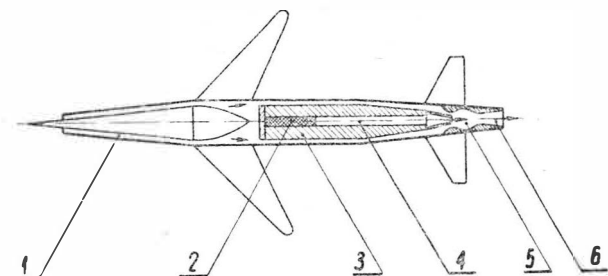
Poza paliwami metalicznymi próbowano zastosować w SSPS paliwa zbliżone do raketowych stałych materiałów pędnych. W tym przypadku materiał pędny był o wiele uboższy w utleniacz niż w przypadku silnika raketowego, przy czym niedobór tlenu w samym paliwie pokryty był tlenem czerpanym z powietrza przepływającego przez silnik. W r. 1957 w Continental Aviation and Eng. Corp. opracowano pocisk kierowany napędzany silnikiem na tego rodzaju paliwo (lit. 3). Silnik taki zabiera około 1/3 ilości paliwa potrzebnej dla konwencjonalnego silnika raketowego o tym samym zasięgu.

Jednocześnie silnik ten dzięki zawartości pewnej ilości utleniacza w paliwie może uzyskać wyższy pułap niż zwykły silnik strumieniowy. Omawiany pocisk zrealizowany został wg schematu przedstawionego na rys. 1. Aparatura systemu kierowania oraz ładunek bojowy umieszczone zostały w wewnętrznym stożku dyfuzora.

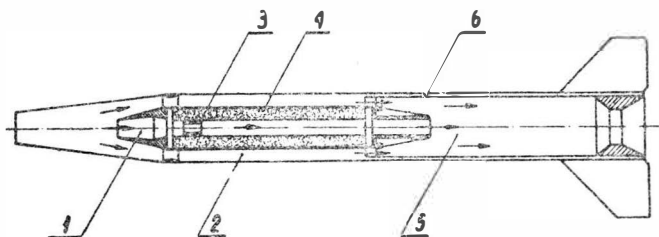


Rys. 1. Schemat ideowy silnika strumieniowego na paliwo stałe

Konstrukcja SSPS w następstwie szczegółowych badań nad zastosowaniem paliw metalicznych została zasadniczo zmodyfikowana w porównaniu z koncepcją przedstawioną na rys. 1. Okazało się mianowicie bardzo korzystne dla sprawności spalania podzielenie strumienia powietrza przepływającego przez silnik na dwa strumienie: pierwotny i wtórny. Na rys. 2 i 3 przedstawiono schematy silnika, w którym zrealizowano taki podział. Ładunek paliwa w kształcie rury osadzony jest w odpowiednim uchwycie, za dyfuzorem. Spalanie zachodzi na wewnętrznej powierzchni ładunku. Pozostałe powierzchnie są inhibitowane. Strumień pierwotny przepływa wewnątrz rury paliwa dostar-



Rys. 2. Schemat koncepcyjny silnika raketowo-strumieniowego na paliwo stałe z rozdzielaniem powietrza na pierwotne i wtórne (lit. 3):  
1 — dyfuzor, 2 — zapalnik, 3 — paliwo stałe, 4 — komora główna, 5 — mieszalnik, 6 — dysza



Rys. 3. Schemat doświadczalnego silnika strumieniowego na paliwo stałe z rozdzielaniem powietrza na pierwotne i wtórne (lit. 4):  
1 — kanał strumienia pierwotnego, 2 — kanał strumienia wtórnego, 3 — ładunek paliwa, 4 — obudowa ładunku, 5 — komora mieszania, 6 — kanał powietrza chłodzącego

czając treść tlenu potrzebną do podtrzymania spalania na powierzchni ziarna. Strumień wtórny przepływa między ładunkiem a ścianką silnika i miesza się w komorze mieszania ze strumieniem pierwotnym dostarczając dodatkową ilość tlenu dla dopalenia cząstek paliwa. Jednocześnie dzięki dużej różnicy temperatur między zimnymi strugami strumienia wtórnego a dopalającymi się cząstkami paliwa zachodzi intensywne wymiana ciepła.

Szereg doświadczeń z silnikami o takim układzie wykonano w NOTS (lit. 4). W początkowych badaniach prowadzonych w tym ośrodku strumień wtórny przeznaczony był tylko do chłodzenia korpusu silnika. Jednakże dzięki zastosowaniu specjalnego urządzenia mieszającego strumień wtórny z pierwotnym uzyskano znaczny wzrost współczynnika pełnoty spalania. W dalszych badaniach ustalono, że wydatek powietrza w strumieniu pierwotnym powinien stanowić około 1/10 całego wydatku powietrza przepływającego przez silnik. Tak więc podstawowa część wydatku powietrza stanowi strumień wtórny. Przy takim podziale powietrza w silniku z paliwem magnezowym uzyskano wartość współczynnika pełnoty spalania równą 0,9, a więc stosunkowo wysoką. W próbach statycznych takiego silnika wykonanych przy współpracy z U.S. Naval Missile Center, przy niedużej zawartości utleniacza w paliwie, uzyskano impuls jednostkowy równy 1800 sek. czyli blisko dziesięciokrotnie wyższy niż dla konwencjonalnego SRSMP.

Równoległe prowadzone prace związane z udoskonaleniem samego paliwa, a więc z jakościowym i ilościowym doborem składników oraz z opanowaniem technologii wytwarzania ładunków odpowiednio wytrzymałych, równomiernie palących się i nie pękających w trakcie palenia, stworzyły podstawę do podjęcia pod koniec ubiegłego dziesięciolecia seryjnej produkcji SSPS w różnych wersjach dostosowanych do konkretnych zadań.

Przykładem jest sonda meteorologiczna AG-32 (lit. 5) skonstruowana i produkowana w amerykańskiej firmie Anderson, Greenwood & Co, Houston, Texas — pokazana na rys. 4. Silnikiem głównym jest tu naddźwiękowy SSPS z dyfuzorem dostosowanym do  $Ma = 2$ . Start odbywa się za pomocą standardowej rakiety umocowanej za pośrednictwem odpowiedniego łącznika na końcu silnika głównego i stanowiącej jego przedłużenie o tej samej średnicy. Jest to rakietka FFAR na stały materiał pędny, typu powietrze-powietrze, produkowana w dużej liczbie jako taktyczna broń lotnicza. Wytwarza ona ciąg 330 kG przez czas 1,6 sek. Rakietka rozpędza pocisk do prędkości nieco ponad 600 m/sek, po czym oddziela się, co wg obliczenia autora następuje na wysokości kilkuset metrów. Od tej wysokości pracuje silnik strumieniowy, przy czym lot pocisku odbywa się przy stałej lub nieco zwiększającej się prędkości. Po 30 sek pracy silnika pocisk osiąga wysokość ok. 21 km. Dalszą fazę lotu odbywa on na zasadzie bezwładności osiągając pułap ok. 80 km. Ciężar całego pocisku wraz z rakieta startową wynosi 9,5 kG, jego długość 2,5 m, a średnica 7 cm.

Korpus silnika strumieniowego wykonany jest z inco-nelu X jako rura blaszana o grubości ścianki 0,25 mm. W przedniej części silnika wewnątrz stożka dyfuzora umieszczony jest ładunek użyteczny o ciężarze 0,68 kG. Sam stożek oraz zewnętrzna stożkowa część obudowy dyfuzora wykonane są ze stali nierdzewnej. Elementy te związane są przez zgrzewanie punktowe za pomocą odpowiednich łączników wykonanych z tej samej stali. Za dyfuzorem umieszczony jest ładunek paliwa w sposób umożliwiający podział przepływającego powietrza na strumień pierwotny i wtórny. Ładunek ma kształt rury, której środkiem przepływu strumień pierwotny stanowiący 15% całej ilości powietrza. Paliwo wykonane jest z proszków magnezu i stopu magnezowo-aluminiowego przy użyciu żywicy epoksydowej jako lepiszcza. Temperatura spalania tego paliwa wynosi ok. 2600 °C. Zapłon paliwa odbywa się za pośrednictwem naboju pirotechnicznego umieszczonego przed właściwym ładunkiem we wspólnej obudowie. Nabój ten oddzielony od budowy izolacją ze specjalnego plastiku odpornego na wysokie temperatury. Obudowa ładunku wykonana jest z elektronu i związana z korpusem silnika za pomocą dwóch podpór, z których przednia jest z elektronu a tylna ze stali żaroodpornej. Pierścień rozdzielający powietrze na dwa strumienie wykonano również z elektronu. Za ładunkiem paliwa umieszczony jest mieszalnik, którego działanie polega na skierowywaniu strug strumienia pierwotnego zawierającego palące się cząstki paliwa lub tlenki w kierunku ścianki komory mieszania powodując intensywne zmieszanie tych strug ze strumieniem wtórnym. Całą komorę mieszania wraz z dyszą i mieszalnikiem odizolowano od korpusu silnika za pomocą warstwy izolacji grafitowej o grubości 1 mm, natryskanej na odpowiednie powierzchnie. Silnik zaopatrzony jest w osiem uszczelniających brzechw aluminiowych zamocowanych na tylnej części korpusu. Tuleja łącząca silnik strumieniowy z rakieta startową wykonana jest z elektronu i wyklejona ognioodporną wykładziną azbestowo-plastykową. W tulei tej znajdują się trzy otwory umożliwiające wypływ produktów spalania naboju pirotechnicznego, którego zapłon następuje w czasie startu pocisku, tj. przed oddzieleniem się rakiety.

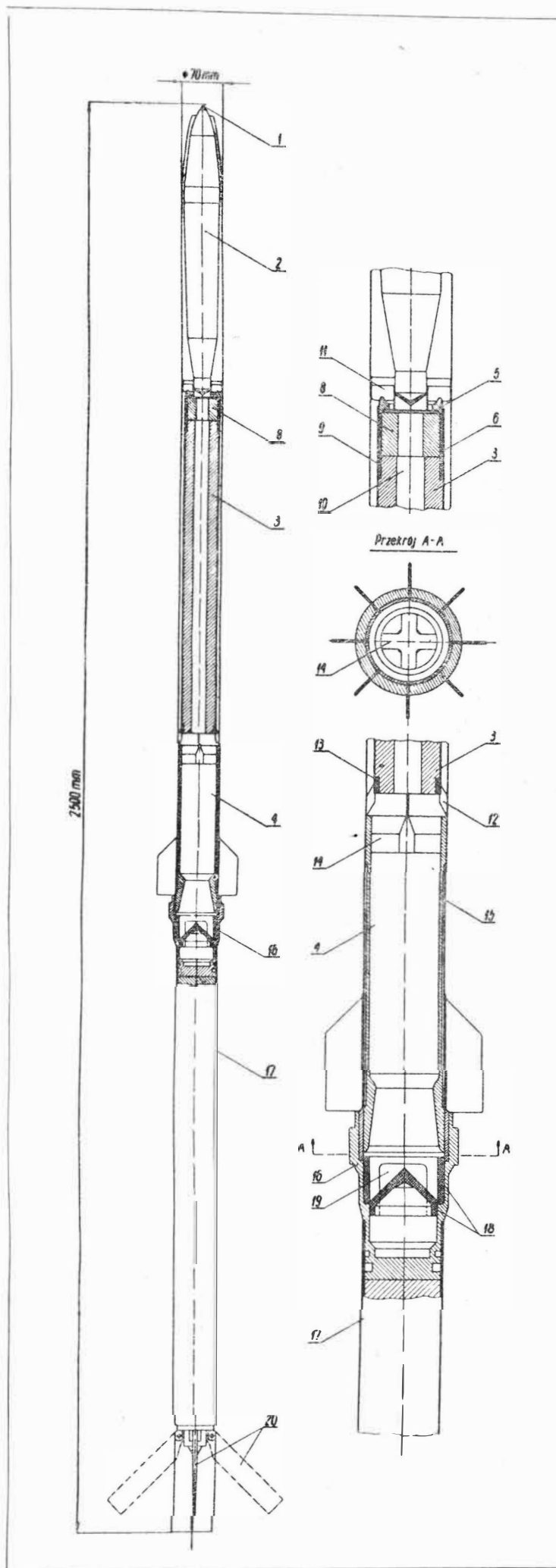
Koszt kompletnego pocisku przewidziany był na 400 dolarów przy założeniu wielkości produkcji wynoszącej 100 sztuk miesięcznie. Zastosowany tu silnik strumieniowy osiągał impuls jednostkowy 700 sek, przy czym w następnych wersjach przewidywano zwiększenie go do 1200 sek.

### Wady i zalety SSPS w porównaniu z SRSMP

Prostota SSPS skłania do porównywania go z równie prostym nie mającym żadnych instalacji paliwowych SRSMP. Główne wady SSPS w zestawieniu z silnikiem raketowym to niemożność rozwijania ciągu w miejscu i pracy silnika poza obszarem atmosfery ziemskiej, co dotyczy wszystkich silników strumieniowych. Pozostałą wadą polegającą na niemożności regulacji ciągu oraz wznowieniu raz przerwanej pracy ma SSPS na równi z SRSMP\*). Natomiast SSPS wykazuje szereg następujących zalet:

\*) Obecnie Amerykanie budują już silniki raketowe na stały środek napędowy z możliwością regulacji ciągu i ponownego uruchamiania silnika. Wydaje się, że podobne możliwości istnieją w odniesieniu do silników strumieniowych na paliwo stałe (przy redukcji).





1) paliwo stałe silnika strumieniowego nie zawiera praktycznie utleniacza (ściśle: zawiera go w ilości rzędu kilku procent). W związku z tym silnik może rozwijać wielokrotnie większy ciąg odniesiony do jednostki wydatku materiału pędnego na sekundę (tj. impuls jednostkowy w sek) oraz ciąg odniesiony do jednostki ciężaru silnika (kG ciągu/kG),

2) silnik strumieniowy pracuje przy stosunkowo niskich ciśnieniach w komorze spalania rzędu kilku do kilkunastu atmosfer (zależnie od prędkości i wysokości lotu), jego konstrukcja może być zatem dużo lżejsza niż silnika raketowego pracującego przy ciśnieniach rzędu kilkudziesięciu do stukilkudziesięciu atm,

3) w silniku strumieniowym możliwe jest stosowanie paliw metalicznych o wysokich charakterystykach energetycznych: wysokie ciepło spalania odniesione do ciężaru powietrza potrzebnego przy spalaniu stechiometrycznym (kcal/kG powietrza) oraz wysokie ciepło spalania odniesione do jednostki objętości paliwa (kcal/dcm<sup>3</sup>). W silniku raketowym metale mogą być stosowane tylko jako niewielkie dodatki do podstawowego materiału pędnego,

4) paliwo stałe silnika strumieniowego jest zupełnie bezpieczne, łatwe w produkcji, nie wymagające takich środków ostrożności jak produkcja raketowego materiału pędnego. Sam silnik strumieniowy jest również bezpieczny w eksploatacji i w dużym stopniu niezawodny.

Te cechy SSPS sprawiają, że może on być interesujący w różnych zastosowaniach, przy czym w niektórych może znacznie przewyższyć osiągamy SRSMP. Jak podaje Jenkins (lit. 4), pocisk z dobrze zaprojektowanym SSPS może mieć zasięg dwa do trzech razy większy niż pocisk z silnikiem raketowym o tych samych wymiarach. Ta wyraźna przewaga silnika strumieniowego nad raketowym występuje w zakresie zasięgów 16—160 km.

Przy zasięgu mniejszym niż 16 km bardziej opłaca się stosować SRSMP niż silnik strumieniowy z rakieta startową. Przy zasięgach większych od 160 km również odzyskuje przewagę silnik raketowy. Dzieje się tak dlatego, że pocisk z silnikiem strumieniowym przebywa tę odległość po torze poziomym pokonując opór powietrza, natomiast pocisk z silnikiem raketowym uzyskuje większy zasięg odbywając lot po torze balistycznym, a więc w głównej części poza atmosferą ziemską.

#### Zastosowania i perspektywy

SSPS okazał się bardzo korzystny w warunkach zwykłego lotu poziomego z wykonaniem prostych manewrów, przy prędkości nie przekraczającej  $M = 4,5$  oraz zasięgu do 160 km. Przy swej prostocie i niewysokim koszcie produkcji jest zatem jak najbardziej predystynowany do zastosowania jako napęd samolotu celu. Szereg praktycznych prób przeprowadzonych w NOTS potwierdziło przydatność SSPS w tym zakresie. Przy seryjnej produkcji koszt takiego samolotu nie przekracza 1000 dolarów.

Innym możliwym zastosowaniem SSPS są pociski typu powietrze-powietrze oraz powietrze-ziemia, od których nie wymaga się dużego zasięgu. W tym przypadku silnik może obywać się bez rakiety startowej przy prędkości początkowej nadanej przez sam samolot niosący pociski. Próby takich zastosowań były wykonane.

Pomimo że zbadane charakterystyki omawianego silnika predystynują go do wykorzystywania głównie w ustalonym locie poziomym, w których to warunkach uzyskuje on największą sprawność, to jednak może on być również użyty w locie mniej lub więcej pionowym i może rozpędzać się

Rys. 4. Sonda meteorologiczna AG-32 (lit. 5):

1 — dyfuzor naddźwiękowy dostosowany do  $Ma = 2$ , 2 — aparatura pomiarowa, 3 — ładunek paliwa, 4 — komora mieszania, 5 — pierścień rozdzielający strumienie pierwotny i wtórny, 6 — izolacja z tworzywa sztucznego odpornego na wysokie temperatury, 7 — nabój zapłonowy, 8 — obudowa ładunku paliwa, 9 — kanał strumienia pierwotnego, 10 — przednie zawieszenie ładunku paliwa, 11 — tylne zawieszenie ładunku paliwa, 12 — izolacja, 13 — mieszalnik, 14 — izolacja grafitowa, 15 — łącznik silnika strumieniowego z rakieta startową, 16 — rakietka FFAR, 17 — izolacja plastikowo-azbestowa, 18 — okienko dla wypływu produktów spalania przy rozruchu silnika strumieniowego, 19 — brzechwy składane

sam od pewnej prędkości minimalnej. W związku z tym wchodzi tu w grę zastosowanie go jako napędu pocisków ziemia-powietrze i ziemia-ziemia o niezbyt dużym zasięgu oraz sondy meteorologicznej o niezbyt dużym pułapie. W tych przypadkach niezbędne jest wyposażenie silnika w raketę startową. Przykładem zastosowania w tym zakresie jest omówiona poprzednio sonda AG-32 o pułapie ok. 80 km, przy czym silnik napędowy wytwarza ciąg tylko do wysokości ok. 20 km. Inżynierowie firmy produkującej tę sondę stwierdzili, że aczkolwiek napęd silnikiem strumieniowym z założenia wyklucza pracę na dużych wysokościach, to jednak są wskazówki, że silnik będzie mógł wytwarzać ciąg do wysokości 30 km, a uzyskana prędkość pocisku pozwoli na osiągnięcie pułapu w optymalnym przypadku do 150 km. Firma ma nadzieję, że sondy takie znajdą szerokie zastosowanie w ośrodkach badawczych oraz w meteorologicznej sieci raketowej.

Ostatnio rozważa się możliwość użycia SSPS jako wstępnego stopnia w pocisku balistycznym o dużym zasięgu. Stopień ten pracowałby w obszarze atmosfery ziemskiej eliminując potrzebę stosowania dużego raketowego silnika startowego i dając w rezultacie zmniejszenie ciężaru całego pocisku.

W obecnych warunkach optymalne prędkości SSPS zawierają się w granicach  $Ma = 1,5 \div 4,5$ . Górny zakres będzie mógł być w przyszłości poważnie zwiększony, jeśli wykorzystana się nowe gatunki paliw, jak metalowodory stałe o bardzo dobrych charakterystykach energetycznych (będące na razie w stadium opracowania laboratoryjnego), oraz jeśli uda się zmniejszyć straty wywołane dysocjacją. Wg Jenkinsa wydaje się możliwe w pewnych warunkach osiągnięcie prędkości odpowiadającej  $Ma = 10$ , a nawet  $Ma = 15$ .

Te obiecujące perspektywy dla SSPS mogą przy sprzyjających warunkach doprowadzić w przyszłości do wyeliminowania silników raketowych z poważnej części zastosowań wymagających pracy silnika w obrębie atmosfery ziemskiej.

#### Główne zagadnienia związane z obliczeniami i konstrukcją silnika

Stan opracowania teoretycznego procesów zachodzących w SSPS jest niezadowolający, jeśli sędzić na podstawie ogólnie dostępnych publikacji. Nie ma opracowanej teorii palenia się paliwa stałego w silniku strumieniowym — teorii, która pozwalałaby przewidywać prędkość palenia się paliwa o danym składzie w funkcji parametrów przepływającego powietrza. Sytuacja jest tu bardzo skomplikowana, gdyż prędkość palenia się paliwa zależy od bardzo wielu czynników, z których najważniejsze są:

1. Skład chemiczny paliwa
  - a) rodzaj i ilość składnika głównego
  - b) rodzaj i ilość lepiszcza
  - c) rodzaj i ilość utleniacza
2. Parametry technologiczne
  - a) stopień rozdrobnienia składników
  - b) stopień sprasowania (przy paliwach prasowanych)
3. Parametry zewnętrzne
  - a) prędkość powietrza
  - b) współczynnik nadmiaru powietrza w strumieniu pierwotnym i wtórnym
  - c) temperatura początkowa powietrza
  - d) ciśnienie powietrza
4. Parametry geometryczne
  - a) kierunek napływu powietrza w stosunku do powierzchni palącej się
  - b) geometria ładunku paliwa.

Jak widać, problem jest o wiele bardziej skomplikowany niż w silniku raketowym, gdzie prędkość palenia się nie zależy od parametrów zewnętrznych. Trudność opracowania odpowiedniej teorii uwzględniającej wszystkie wyżej wymienione czynniki jest zatem oczywista.

Aczkolwiek obecnie osiągnięto znaczne postępy w wyjaśnieniu procesu spalania w SSPS, to brak jest jakichkolwiek dostępnych materiałów opracowanych w taki sposób, aby mogły być użyteczne dla konstruktorów silnikowych. Ponadto większość badań była wykonana w warunkach statycznych. Mimo że szereg silników wyprodukowano i wystrzelono, to badania w locie przeprowadzono tylko na kilku modelowych silnikach w NOTS.

Te względy są zapewne jednym z głównych powodów, dla których rozwój tego typu napędu odbywa się stosunkowo wolno. Ponadto hamująco mogą tu wpływać pewne względy ekonomiczne. Obecnie mianowicie główny wysiłek

badawczy związany jest z rozwojem SRSMP jako napędu o bardzo dużym znaczeniu zarówno z punktu widzenia wojskowego, jak i ogólnonaukowego. Dlatego może się nie opłacać rozpraszanie środków na rozwijanie nowego napędu o ograniczonych zastosowaniach, pomimo że w tych zastosowaniach jest on lepszy.

Analizując SSPS z punktu widzenia problemów z nim związanych można wydzielić następujące główne zagadnienia, które zostaną poniżej pokrótce omówione:

- A. Wybór podstawowego składnika paliwa
- B. Dobór ilościowy i jakościowy utleniacza i lepiszcza oraz niektóre względy technologiczne
- C. Dopasowanie komory do charakterystyki paliwa
- D. Komora mieszania jako dopalacz i wymiennik ciepła
- E. Metodyka obliczania termo-gazo-dynamicznego z uwzględnieniem dwufazowości czynnika roboczego.

#### A. WYBÓR PODSTAWOWEGO SKŁADNIKA PALIWA

Pierwsza selekcja przydatności poszczególnych paliw dla danego napędu odbywa się przez rozpatrzenie ich parametrów energetycznych, przy czym dane, które są do dyspozycji, oparte są na ogół na własnościach fizycznych pierwiastków lub związków uzyskanych w warunkach otoczenia bądź na podstawie obliczeń, bądź też na podstawie pomiarów kalorymetrycznych w warunkach różnych od panujących w silniku. Tym niemniej parametry te pozwalają ograniczyć liczbę interesujących paliw do niewielkiej grupy.

Jest oczywiste, że jednym z podstawowych parametrów mówiących o przydatności danej substancji jako paliwa jest ciepło spalania na jednostkę ciężaru (kcal/kg), od którego zależy impuls jednostkowy i zasięg. Ponadto, pomijając szczegółową analizę, można uzasadnić, że dla SSPS, jako najbardziej korzystnego do zastosowań w ustalonym locie poziomym na niewielkich wysokościach, bardzo ważne są następujące parametry: ciepło spalania na jednostkę objętości (kcal/dcm<sup>3</sup>) oraz ciepło spalania na jednostkę ciężaru powietrza przy stosunku stechiometrycznym (kcal/kg powietrza). W związku z tym interesujące tu mogą być pierwiastki takie jak: cer, magnez, aluminium, lit, beryl, bor i węgiel oraz niektóre ich związki. Niektóre z nich, jak beryl i lit zostają wyeliminowane z rozważań z powodu wysokich kosztów lub trudności eksploatacyjnych. Ogólnie biorąc w grę wchodzi głównie metale, których produktem spalania są tlenki stałe. Przytoczone kryteria nie są oczywiście wystarczające do oceny przydatności danego paliwa w SSPS, ponieważ efekt końcowy świadczący o wartości paliwa w omawianym zastosowaniu zależy od całej grupy czynników, jak szybkość palenia, kinetyka procesu, postać tlenków, wielkość dopalających się cząstek, temperatura i ciepło topnienia i parowania tlenków (przy tlenkach stałych), temperatura w komorze mieszania. Dlatego ostateczny materiał na temat przydatności danego paliwa może być uzyskany przez badanie procesów spalania w warunkach rzeczywistych.

Wyniki badań przeprowadzonych pod tym kątem w Politechnice Warszawskiej (lit. 6) przy użyciu doświadczalnej komory z rozdzielonym powietrzem na pierwotne i wtórne pozwalają ocenić węgiel jako paliwo zupełnie nieprzydatne w silniku strumieniowym, aluminium jako ewentualnie przydatne tylko w charakterze składnika paliwa i to w małej ilości oraz magnez jako paliwo jak najbardziej odpowiednie. Przydatność boru, sądząc z piśmiennictwa, jest na razie dyskusyjna z uwagi na niską temperaturę parowania tlenków (ok. 1500 °C). Duże nadzieje pokłada się w metalowodorach stałych.

#### B. DOBÓR ILOŚCIOWY I JAKOŚCIOWY UTLENIACZA I LEPI SZCZA ORAZ NIEKTÓRE WZGLĘDY TECHNOLOGICZNE

Niewielki dodatek utleniacza jest niezbędny do podtrzymania procesu palenia. Wielkość tego dodatku, a także sam rodzaj utleniacza, muszą być wyznaczone doświadczalnie, zależnie od wymagań co do szybkości palenia się. Stwierdzono (lit. 1, 7), że ilość utleniacza bardzo poważnie wpływa na szybkość palenia, tak że może on być wykorzystany do regulacji tego parametru. Należy jednak mieć na uwadze, że sam fakt, iż paliwo zawiera utleniacz, obniża średnią wartość opałową paliwa i im utleniacza jest więcej, tym większe są straty ciepła. Spoistość i wytrzymałość paliwa, wykonanego przez prasowanie proszków metali, zapewnia odpowiedni dodatek lepiszcza. Lepiszczce powinno być substancją palną o możliwie wysokim cieple



spalania, przy czym jego procentowa zawartość w paliwie powinna być, podobnie jak utleniacza, ustalona doświadczalnie. Zawartość lepiszcza w paliwie jest na ogół rzędu kilku procent, stąd trudność dokładnego wymieszania go z proszkiem metalu. Ze względów zatem technologicznych korzystne byłoby używanie substancji wiążących rozpuszczonych w większej ilości odpowiedniego rozpuszczalnika. Taki sposób stosuje się często w pirotechnice, jednakże rozpuszczalnik odparowując powoduje porowatość paliwa i obniża jego wartość opałową odniesioną do jednostki objętości ładunku. W doświadczeniach wykonanych przez autora bardzo korzystne okazały się lepiszcza żywicowe (np. polimalowe lub epoksydowe), z dodatkiem odpowiednich utwardzaczy (wulkanizatorów) i przyspieszaczy. Wulkanizacja odbywa się praktycznie na zimno bez odparowywania jakichkolwiek składników. Lepiszczce żywicowe (jak zresztą i większość innych) jest czynnikiem poważnie hamującym reakcję palenia i w związku z tym jego zawartość w paliwie powinna być możliwie mała. Ta zawartość uwarunkowana jest minimalną ilością, jaka praktycznie daje się dokładnie wymieszać ze sproszkowanym metalem i utleniaczem. Z drugiej strony większa ilość lepiszcza zapewni większą wytrzymałość i plastyczność ładunku. Hamujący wpływ lepiszcza na szybkość palenia można skompensować większym dodatkiem utleniacza. Ostateczne rozwiązanie wymaga znalezienia kompromisu na płaszczyźnie konkretnych wymagań.

Najprostszym sposobem formowania ładunków jest prasowanie w matrycach. Stopień sprasowania powinien być możliwie wysoki. Im wyższy stopień sprasowania, tym większa gęstość ładunku i tym wyższe ciepło spalania odniesione do jednostki objętości. Jedno z udanych paliw wykonanych w NOTS (lit. 4) na bazie magnezu prasowane było pod ciśnieniem 3000 atm. Ładunek taki wykazuje wiele własności fizycznych zbliżonych do czystego magnezu w kawałku. Jest całkowicie bezpieczny w eksploatacji, trudny do zapalenia, żadne uderzenia nie powodują jego wybuchu. Można go obrabiać na dowolny kształt na obrabiarce przy zachowaniu zwykłych środków ostrożności stosowanych normalnie przy obróbce wiórowej magnezu i elektronu. Wytrzymuje przyspieszenia do 2000 g bez uszkodzenia, wykazuje dość wysoką wytrzymałość na ściskanie i niewielką — na rozciąganie. Jednakże, jak ogólnie wiadomo, przy prasowaniu ładunków długich występują duże różnice stopnia sprasowania poszczególnych warstw, co może być przyczyną nierównomierności palenia się ładunku w silniku. Połowicznym rozwiązaniem jest prasowanie dwustronne. Autor proponuje w takich przypadkach dzielenie długiego ładunku na krótkie pierścienie, prasowane każdy z osobna i następnie sklejane ze sobą.

Były wykonane próby na terenie kraju z ładunkami odlewianymi przy zastosowaniu składnika dodatkowego o niskiej temperaturze topnienia spełniającego jednocześnie rolę lepiszcza. Wadą tego systemu jest to, że dla prawidłowego odlania udział tego składnika w paliwie musiał wynosić ok. 40%.

### C. DOPASOWANIE KOMORY DO CHARAKTERYSTYKI PALIWA

Dopasowanie komory do charakterystyki paliwa jest zadaniem konstrukcyjnym i musi opierać się na znajomości charakterystyk palenia się paliw opracowanych już jako standardowe. Dopasowanie polega tu na ustaleniu potrzebnej powierzchni palenia się paliwa oraz jego ilości na podstawie narzuconych parametrów, zasięgu i prędkości pocisku oraz innych warunków lotu, a następnie wybraniu odpowiedniego rodzaju paliwa i zaprojektowaniu geometrii ładunku i komory. Istnieje możliwość stosowania szeregu wariantów ukształtowania paliwa i sposobu doprowadzenia strumienia pierwotnego do powierzchni palącej się. W przypadku rurowego kształtu ładunku spalanie może odbywać się na powierzchni czołowej lub bocznej, przy czym długość ładunku i kształt przekroju kanału wewnętrznego mogą być ustalone na podobnych zasadach, jak to ma miejsce przy konstrukcji geometrii ładunku w silnikach raketowych

w zależności od wymaganej powierzchni i czasu palenia oraz potrzebnej powierzchni przelotu. Powierzchnie z założenia nie palące się muszą być zabezpieczone za pomocą inhibitora, którym może być tkanina szklana nasycona żywicą. Konstruktor powinien dążyć do uzyskania możliwie małego gabarytu i ciężaru konstrukcji, co wymaga rozpatrzenia wielu różnych kombinacji i układów geometrycznych. Wynika stąd konieczność zebrania i opracowania odpowiednich danych doświadczalnych w postaci pomocy konstrukcyjnych przedstawiających charakterystyki palenia się różnych paliw w różnych warunkach przepływu i przy różnych układach geometrycznych. Podbudową tych materiałów powinno być opracowanie teoretyczne spalania paliw stałych w silniku strumieniowym. Aczkolwiek takiego opracowania brak, to jednak istnieją szeroko rozbudowane teorie dotyczące spalania paliw stałych w ogólności, a w szczególności w odniesieniu do węgla oraz paliw bogatych w utleniacz (paliwa raketowe). Należy sądzić, że stanowią one wystarczającą podstawę dla rozwiązania zagadnienia palenia paliwa stałego w silniku strumieniowym.

### D. KOMORA MIESZANIA JAKO DOPALACZ I WYMIENNIK CIEPŁA

Procesy zachodzące w komorze mieszania są bardzo istotne dla sprawności SSPS. Należy pamiętać, że tlenki metali stosowanych tu jako paliwo są stałe. Strumień pierwotny niesie nadpalone cząstki paliwa i trzeba do nich dostarczyć tlen niezbędny do ich dopalenia oraz odebrać od nich ciepło. Procesy te przebiegają tym intensywniej, im lepsze jest wymieszanie strumienia pierwotnego z wtórnym — bogatym w tlen. Z termodynamicznego punktu widzenia komora mieszania jest wymiennikiem ciepła między palącymi się cząstkami paliwa lub gorącymi cząstkami stałych tlenków a strugami powietrza wtórnego. Wielkość strumienia ciepłego przy przejmowaniu ciepła zależy, jak wiadomo, od różnicy temperatur między rozpatrywanymi cząstkami a powietrzem. Dlatego system mieszalnika powinien być taki, aby na jak najdłuższej drodze zachodziła penetracja świeżych zimnych strug strumienia wtórnego pomiędzy cząstki tlenków zawieszane w strumieniu pierwotnym. Należy mieć jednak na uwadze, że intensywne mieszanie związane jest z dużymi stratami ciśnienia. Problem jest analogiczny do zagadnienia ustalenia płomienia w silniku strumieniowym na paliwo płynne. Mieszalnik dobry z punktu widzenia procesów cieplnych będzie zły z punktu widzenia aerodynamicznego. I tu więc potrzebne jest znalezienie rozsądnego kompromisu opartego na doświadczeniu. Jeśli chodzi o stronę teoretyczną zagadnienia, to wykonano szereg prac na temat mechanizmu palenia się pojedynczych cząstek metalu w strumieniu gazu, przy czym wiele zrobiono w kierunku wyjaśnienia zjawiska od strony fizycznej i opracowania go pod kątem matematycznym. Prace te podjęto nie tyle w odniesieniu do SSPS, ile w związku z rozwojem stałych raketowych materiałów pędnych, do których wprowadza się metale jako dodatek. Wyniki tych prac mogą również stanowić punkt wyjścia przy opracowywaniu zagadnienia palenia się metalu w postaci brykietu.

Procesy zachodzące w komorze mieszania rzutują na przydatność poszczególnych paliw dla SSPS. Jak wynika z pewnych sygnałów w piśmiennictwie amerykańskim oraz z badań autora, aluminium jako metal nie rokuje dobrych wyników w stosowaniu do omawianego silnika. Cząstki proszku aluminium topią się na powierzchni ładunku i skupiają w większe krople porywane następnie przez strumień pierwotny. Zapłon aluminium następuje w fazie płynnej (temperatura zapłonu jest o kilkadziesiąt stopni wyższa od temperatury topnienia). Z powodu dość dużych wymiarów krolek spalanie ich wymaga bardzo długiej drogi, a duża bezwładność nie pozwala na zawirowanie. Tlenki osadzają się na ściankach mieszalnika w postaci zwartego spieku obfitującego w dużą ilość niespalonych krolek Al. W związku z tym sprawność przechodzenia ciepła z paliwa do powietrza jest znikoma. Natomiast bardzo dobre wyniki daje magnez, który spala się już w fazie stałej na powierzchni brykietu, a tlenki lub dopalające się cząstki zdmuchiwane są przez prąd powietrza w postaci bardzo drobnego białego pyłu. W ten sposób tworzy się gęsta zawiesina tlenków w strumieniu pierwotnym, która bardzo dobrze daje się wymieszać ze strumieniem wtórnym. Sprawność komory mieszania jako wymiennika ciepła jest w tym przypadku wysoka.

Metodyka obliczania SSPS, jeśli pominąć sam dyfuzor, nie jest dotychczas opracowana. Stosunek powierzchni kanałów dla strumienia pierwotnego i wtórnego przy założonym rozdziale ciężarowym powietrza trzeba ustalać doświadczalnie, ponieważ brak jest danych informujących o intensywności dławienia cieplnego w kanale ładunku paliwa. Obliczenie komory i dyszy może być w zasadzie przeprowadzone podobnie jak w silnikach na paliwo płynne z tym, że w przypadku paliw dających jako produkty spalania tlenki stałe, należy liczyć się z niższą sprawnością cieplną komory. Trzeba wziąć pod uwagę, że stechiometryczny stosunek ciężarowy powietrza do paliwa ( $L_0$ ) jest dla metali na ogół mały, kilkakrotnie mniejszy niż dla węglowodorów; i tak np. dla magnezu  $L_0 = 2,84$ . Stąd wynika, że spalając magnez w strumieniu powietrza przy stosunku stechiometrycznym otrzymuje się teoretycznie strumień azotu zawierający ciężarowo ok. 43% tlenku magnezu w postaci pyłu. Aczkolwiek przy nadmiarze powietrza udział ten odpowiednio zmniejszy się, to w zakresie realnych współczynników nadmiaru powietrza będzie jeszcze na tyle duży, że jego zaniedbanie spowodowałoby duże błędy. Wystąpi tu zasadnicza różnica w porównaniu z obliczeniem cieplnym i przepływowym silnika strumieniowego na paliwo płynne, gdzie czynnikiem roboczym jest „czysty” gaz. Metodyka obliczania SSPS powinna uwzględniać tę różnicę (przy obliczaniu parametrów charakterystycznych w komorze i dyszy oraz obliczaniu ciągu) w oparciu o opracowane elementy termodynamiki aerosoli.

Mgr inż. TADEUSZ RAJPERT

Kompleksowe opracowanie omówionych zagadnień wymaga dłuższego czasu. Nie stoi to jednak na przeszkodzie w rozpowszechnianiu SSPS, który może być stopniowo i stale ulepszany.

Należy zaznaczyć, że koszt potrzebnych badań jest niewspółmiernie mały w porównaniu z badaniem paliw i silników raketowych. SSPS jest całkowicie bezpieczny; nie istnieje tu niebezpieczeństwo wybuchu, zbędne jest budowanie bunkrów i stosowanie zdalnego kierowania pracą silnika. Tak samo proste jest składowanie paliwa. Badania mogą być przeprowadzane w zupełnie prowizorycznych warunkach bez potrzeby kosztownych inwestycji.

Wydaje się, że tak jak dziś można względnie poprawnie zaprojektować silnik raketowy wyłącznie na podstawie podręczników, tak w przyszłości po zebraniu większej ilości materiałów statystycznych będzie można projektować SSPS.

#### LITERATURA

1. Perchonok Eugene: Performance evaluation of ramjet propellants (The Chemistry of Propellants), Pergamon Press 1960.
2. Chandler Edward F.: The solid-fuel ramjet, Aero Digest, vol. 61, Sept. 1950.
3. Priamotocznyje dwigateli twierdого topliwa, Ekspres-informacja, Rakietnaja Technika nr 10, 1958.
4. Jenkins H. Powel: The solid-fuel ramjet, Astronautics, Dec. 1959.
5. Bulman, Erwin J.: Light rocket features solid fuel ramjet, Aviation Week, July 31, 1961.
6. Litwin Tadeusz: Badanie spalania potencjalnych paliw stałych dla silnika strumieniowego (referat na Zjazd Jednoimiennych Katedr Termodynamiki w WAT, Warszawa 1963).
7. Litwin Tadeusz: Badanie sprawności doświadczalnej komory spalania silnika strumieniowego na paliwo stałe (opracowanie wewn. Kat. Siln. Spal. Przem. i Lotn. PW, Warszawa 1964).

534.83:621.45

## Zwalczanie hałasu wywołwanego przez strumień gazu spalinowego

### Część II

#### 5. Hamownie silników

W czwartej części artykułu przedstawiono specjalne urządzenia do wyciszania hałasu wywołwanego przez gazy wylotowe silników zabudowanych na samolotach. W bardzo licznych przypadkach, np. w instytutach naukowo-badawczych, w fabrykach produkujących samoloty i silniki lotnicze, zakładach naprawczych, jak również w licznych portach lotniczych konieczne jest dokonywanie różnych prób, pomiarów, obserwacji kontrolnych itp. z pracującymi silnikami nie zabudowanymi na samolotach. Prace takie są wykonywane w hamowniach silników (opisane hangary — boksy są również niejednokrotnie nazywane w literaturze technicznej hamowniami). Z uwagi na konieczność prowadzenia prac naukowo-badawczych w czasie pracy silników, względnie docierania silników w hamowniach, powstaje poważny problem zwalczania hałasu wywołwanego przez strumienie gazu spalinowego. Istnieje wiele metod zwalczania hałasu w hamowniach, polegających na zmniejszeniu prędkości wypływu gazu.

Jedną z metod zwalczania hałasu wywołwanego przez strumień gazów jest obniżenie jego natężenia przez wtrysk wody do wypływających gazów. Wyciszenie hałasu następuje wskutek strat lepkościowych, powstających w czasie opływu przez gaz kropel wtryskiwanej wody. Ten sposób wyciszania hałasu wywołuje bardzo skomplikowane zjawiska i dlatego też trudno określić zależności matematyczne, mówiące o uzyskiwanym efekcie wyciszenia hałasu. Metoda ta wymaga określenia efektywności drogą eksperymentalną.

Stwierdzono, że wielkość zmniejszenia poziomu natężenia hałasu wywołwanego przez strumień gazu tą metodą zależy przede wszystkim od:

ilości wtryskiwanej wody do wypływającego strumienia gazu, wielkości i rozmieszczenia kropli wtryskiwanej wody,

gęstości wypływającego strumienia gazu, lepkości i prędkości wypływającego strumienia gazu, rozkładu temperatury w strumieniu wypływającego gazu, długości komory wtrysku wody.

Stwierdzono również, że najlepsze rezultaty uzyskuje się przy wtrysku wody bezpośrednio w jądro potencjalne wypływającego strumienia gazu.

Ciekawe prace badawcze na ten temat przeprowadził H. U. Wiśniowski. Korzystał on z normalnego turbinowego silnika odrzutowego o ciągu 2270 kG, a próby przeprowadził w zamkniętym pomieszczeniu (specjalnie wykonanym w tym celu boksie, rys. 20) oraz na otwartej przestrzeni. Wodę wtryskiwano w postaci rozpylonych kropli lub pary. Okazało się, że większe wyciszenie hałasu uzyskuje się przy wtrysku wody w postaci rozpylonych kropli. Badania z różną kombinacją sit, za pomocą których wtryskiwano wodę do strumienia gazu, wykazały, że największe obniżenie poziomu intensywności hałasu wynosiło 30 dB. Ustalono również, że wtrysk wody nie powodował wzrostu temperatury za turbiną ani też zmniejszenia ciągu.

Bardzo efektywne obniżenie hałasu uzyskuje się przez wtrysk wody do systemu odprowadzającego gaz spalinowy. Wtryskiwana woda powoduje poważne ochłodzenie gazu, zmniejsza prędkość jego wypływu oraz objętość. Należy przy tym zapewnić rozpylenie wody w postaci bardzo małych kropli (mżawki) oraz wodę do urządzenia rozpylającego wprowadzić pod ciśnieniem nie mniejszym niż 6—8 kG/cm<sup>2</sup>. Metoda ta polega na przekazaniu ciepła z gazu spalinowego na wtryskiwaną wodę, ograniczeniu jej i wyparowaniu. Aby osiągnąć takie rezultaty, konieczne jest zapewnienie stałego kontaktu wtryskiwanej wody z gazem spalinowym. Kontakt taki zależny jest od niezbędnego okresu czasu wzajemnego oddziaływania, a więc ściśle wiąże się z prędkością strumienia i długością urządzenia wyprowadzającego gaz spalinowy.



Ogólna długość urządzenia wyprowadzającego gaz zależy od początkowej i końcowej jego temperatury.

Zużycie wody przy założeniu jej całkowitego wyparowania i przegrzania pary można określić z równania bilansu cieplnego w następującej postaci:

$$G_g c_g (t_o - t_k) = G_u c [(t'_k - t'_o) + 539 + c_p (t_k - t'_k)] \quad [1]$$

Z równania tego wynika, że zużycie wody wyniesie:

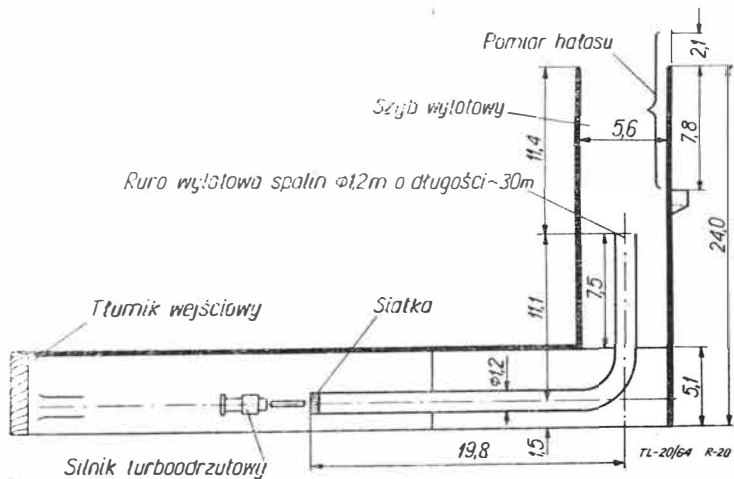
$$G_w = \frac{G_g c_g (t_o - t_k)}{c [(t'_k - t'_o) + 539 + c_p (t_k - t'_k)]} \quad [\text{kg/sek}] \quad [2]$$

gdzie:

- $G_w$  — zużycie wody w kg/sek,
- $G_g$  — ilość odprowadzanego gazu w kg/sek,
- $c_g$  — pojemność cieplna gazu = 0,24 kcal/kg °C,
- $t_o$  — temperatura początkowa gazu w °C,
- $t_k$  — temperatura końcowa gazu w °C,
- $c$  — pojemność cieplna wody  $\approx 1$  kcal/kg °C,
- $t'_o$  — temperatura początkowa wody = 15 °C,
- $t'_k$  — temperatura końcowa wody = 100 °C,
- 539 — ciepło właściwe powstawania pary w kcal/kg,
- $c_p$  — pojemność cieplna pary = 0,5 kcal/kg °C.

Bardzo często spotykanym sposobem wyciszania hałasu w hamowniach jest stosowanie powietrza, które oziębia wpływający strumień, a tym samym i zmniejsza jego prędkość.

H. C. Hardy rozpatrzył wpływ chłodzenia za pomocą powietrza lub wtrysku wody na przepływ strumienia gazu spalinowego. Badania przeprowadzał z silnikiem CJ 805 stosowanym w samolotach Douglas DC-8, przy założeniu wprowadzenia powietrza lub wody w ilości 115 kg/sek i pracy silnika bez i z dopalaczem, w zależności od współczynnika  $\alpha$  określającego stosunek ilości środka chłodzącego do ilości gazu spalinowego. Uzyskane wyniki podaje wykres na rys. 21. Ponadto H. C. Hardy przeprowadzał badania dotyczące wpływu powierzchni tłumiącej w roboczym przekroju poprzecznym na prędkość wypływu gazu spalinowego przy założeniu, że  $\alpha = 2,2$ , wydatek powietrza lub

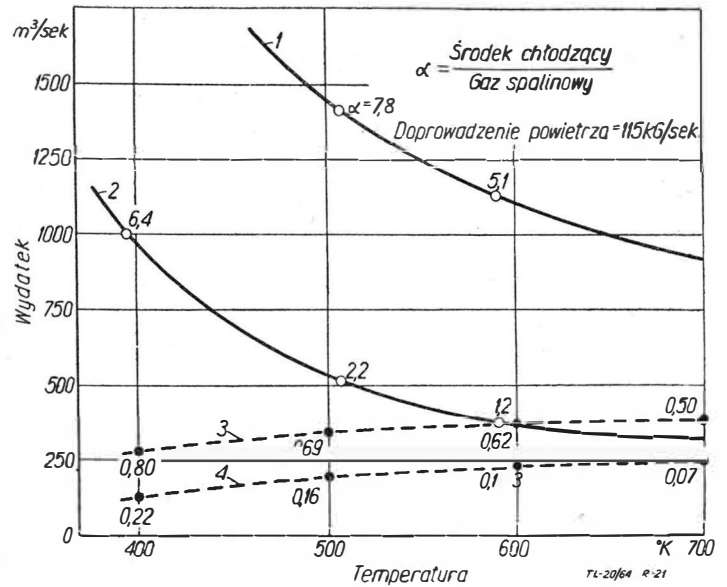


Rys. 20. Schemat zamkniętej hali do prób silników (wymiary w metrach)

wody wynosi 115 kg/sek, temperatura spalin wynosi 705 °K oraz praca silnika odbywa się bez i z dopalaczem. Wyniki tych prób przedstawia rys. 22.

Hamownie są z zasady wyposażone w tłumiki hałasu o odpowiedniej konstrukcji, wbudowane na wejściu powietrza do hamowni oraz na wyprowadzeniu mieszaniny gazu spalinowego i powietrza na zewnątrz hamowni.

Najczęściej spotykany jest układ hamowni przypominający literę U. Na rys. 23 przedstawiono schemat hamowni silników według projektu radzieckiego. Tłumik hałasu od strony wprowadzenia powietrza do hamowni wykonano z lekkiego materiału elastycznego o strukturze porowatej. Od strony wyprowadzenia spalin w pionowym tłumiku hałasu stosuje się walcowe pochłaniacze dźwięku, wypełnione wewnątrz rozdrobnioną cegłą lub porowatą gliną paloną. Działanie tego typu tłumika polega na mieszanii gazu spalinowego z powietrzem w rurze zasysającej i chłodzenia do temperatury około 300—350 °C. Ochłodzony gaz

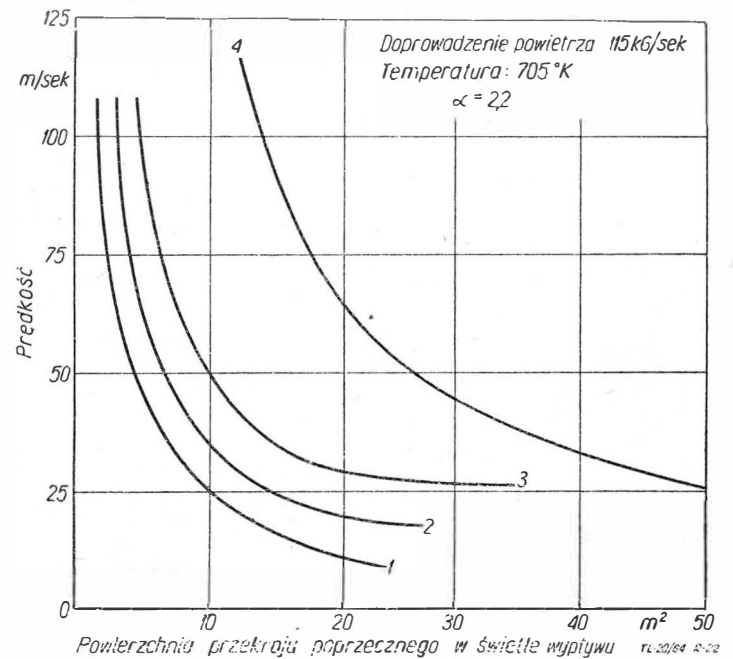


Rys. 21. Wpływ chłodzenia na wydatek:

- 1 — chłodzenie powietrzem, praca silnika z dopalaczem (1900 °K),
- 2 — chłodzenie powietrzem, praca silnika bez dopalacza (900 °K),
- 3 — chłodzenie wodą, praca silnika z dopalaczem, 4 — chłodzenie wodą, praca silnika bez dopalacza

spalinowy z rury zasysającej przez dyfuzor przedostaje się do pionowego tłumika, gdzie następuje wyciszenie hałasu. Dodatkowe wyciszenie hałasu następuje przez nakładkę ekranującą umieszczoną na wyjściu tłumika.

Inny przykład hamowni w kształcie litery U przedstawiono schematycznie na rys. 24. Podobnie jak i w poprzednim przypadku łatwo można wydzielić dwa tłumiki na wprowadzeniu powietrza i wyprowadzeniu spalin w kształcie litery L. Oba tłumiki połączone są za pomocą rury mieszania. W tłumiku wejściowym i wyjściowym zastosowano ażurową (wielopłytową) konstrukcję tłumików, obliczoną przede wszystkim na wyciszenie hałasów o wielkich częstotliwościach. W tłumiku wyjściowym za rurą mieszania wbudowano dodatkowy tłumik, obliczony przede wszystkim na wyciszenie hałasów



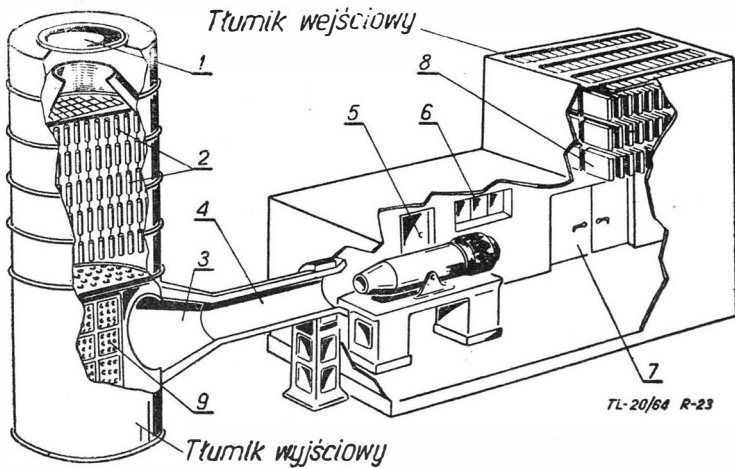
Rys. 22. Wpływ przekroju liczonego w świetle na prędkość wypływu: 1 — praca silnika bez dopalacza z dodatkkiem wody, 2 — praca silnika z dopalaczem i dodatkkiem wody, 3 — praca silnika bez dopalacza z dodatkkiem powietrza, 4 — praca silnika z dopalaczem i dodatkkiem powietrza

o małych częstotliwościach. Wyjściowe tłumiki hałasu dla układu przedstawionego schematycznie na rys. 24:

a) przystosowane są do pracy z silnikiem o następujących charakterystykach: średnica dyszy wylotowej 80 cm, maksymalny ciąg 4500 kG, wydatek powietrza przez silnik 70 kG/sek, temperatura spalin na wyjściu 900 °K, absolutna moc dźwiękowa 100 kW, poziom natężenia hałasu w otoczeniu 100 m — 128 dB,

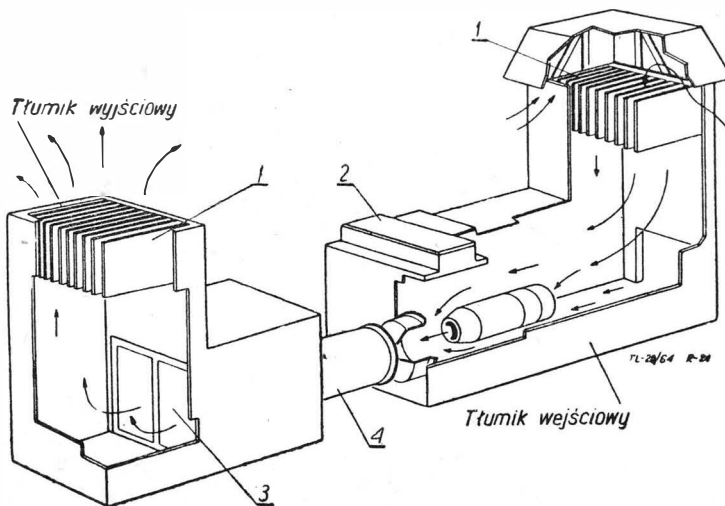
b) przy założeniu tłumienia polegającego na zmniejszeniu prędkości strumienia spalin do 15 m/sek, ochłodzeniu temperatury spalin do 500 °K i obniżeniu poziomu hałasu w otoczeniu 100 m do 85 dB (minimum 65 fonów wytłumienia) powinny mieć następującą konstrukcję:

- rura mieszania (oznaczona cyfrą 4 na rys. 24) powinna zapewnić mieszanie powietrza chłodzącego spaliny w stosunku 2 : 1, przy niezbędnym ogólnym doprowadzeniu do stacji badawczej powietrza w ilości 210 kG/sek (ok. 300 m<sup>3</sup>/sek), wymagana powierzchnia roboczej przekroju poprzecznego rury mieszania 20 m<sup>2</sup>,
- tłumik małych częstotliwości (oznaczony cyfrą 3 na rys. 24) usytuowany w położeniu poziomym powinien składać się z dwu obudowanych kanałów, z których każdy ma długość 6,5 m oraz przekrój poprzeczny w świetle



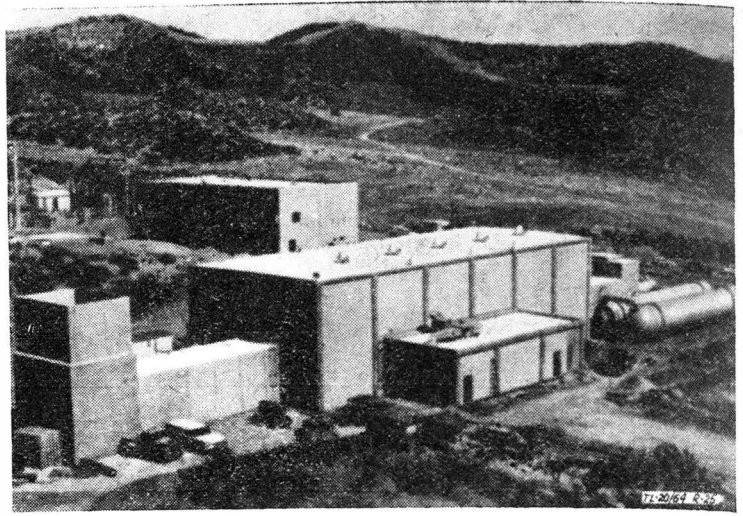
Rys. 23. Schemat wyposażenia hamowni turbinowych silników odrzutowych w kształcie litery U:

- 1 — nakładka ekranująca w tłumiku pionowym, 2 — walcowe tłumiki dźwięków, 3 — dyfuzor, 4 — rura zasysająca, 5 — drzwi o zwiększonej zdolności izolacyjnej, 6 — okna o zwiększonej zdolności izolacyjnej, 7 — brama o zwiększonej zdolności izolacyjnej, 8 — prostokątne tłumiki dźwięku z porowatego tworzywa sztucznego, 9 — tłumiki dźwięków o małych częstotliwościach



Rys. 24. Schemat wyposażenia hamowni turbinowych silników odrzutowych w kształcie litery U:

- 1 — tłumik dźwięków o wielkiej częstotliwości, 2 — podwyższona konstrukcja dachowa, 3 — tłumik dźwięków o małych częstotliwościach, 4 — rura mieszania



Rys. 25. Hamownia silników Lockheed w Kalifornii

kanałów 2,5 × 4,0 m. Tłumik taki zabezpiecza wyciszenie hałasu o przeszło 14 dB w pasmie częstotliwości 75—150 Hz,

- tłumik wielkich częstotliwości (oznaczony cyfrą 1 na rys. 24) usytuowany w położeniu pionowym powinien zawierać w obudowie komina wyjściowego dziewięć prostych równolegle ustawionych płyt o grubości 10 cm w odstępach co 40 cm. Przekrój komina wyjściowego w świetle obudowy powinien wynosić 4,90 × 5,00 m, a wysokość płyt 4,5 m. Tłumik tego typu zabezpiecza wyciszenie hałasu o przeszło 35 dB w pasmie częstotliwości 300—2400 Hz.

Na rys. 25 przedstawiono fotografię hamowni Lockheed na terenie centrum naukowego Saugus w Kalifornii, wybudowanej wg systemu przypominającego literę U, przystosowaną do prędkości  $M = 5$  i przeznaczoną do prowadzenia prób z samolotami ponaddźwiękowymi i raketami.

Na rys. 26 przedstawiono odrębną odmianę kanału wyprowadzającego wyposażonego w odpowiednią część kierującą wypływający gaz spalinowy z powietrzem w teren otaczający ten kanał. Kanały tego typu charakteryzują się tym, że ich część kierująca ma specjalną okładzinę tłumiącą hałasy. Przykład takiej okładziny oraz sposób jej zamocowania przedstawia rys. 27.

Na rys. 28 przedstawiono schematycznie hamownię de Havilland z zastosowanymi tłumikami w postaci kanałów poziomych o znacznych wymiarach. Przedstawiona hamownia ma ciekawe rozwiązanie, którego szczegóły wynikają z rysunku. Charakteryzuje się ona znacznymi wymiarami oraz daleko posuniętą automatyzacją obsługi. Na podstawie opisanych przykładów rozwiązań hangarów — boksów, jak i hamowni można wydzielić dwa zasadnicze kierunki odprowadzania gazu spalinowego na zewnątrz:

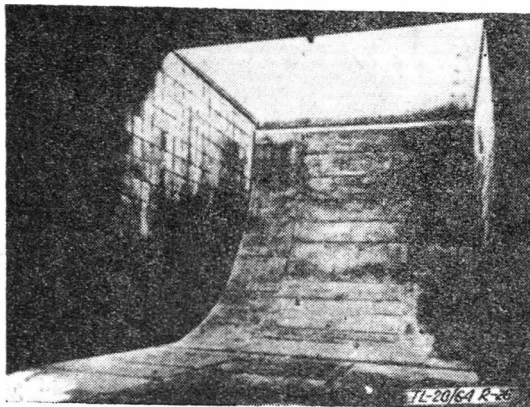
- system otwartego wypuszczenia gazu spalinowego polegający na tym, że kolektor wyprowadzający gaz (rura mieszania) na zewnątrz budynku nie przylega bezpośrednio do dyszy wylotowej silnika, czyli wypływające gazy z dyszy, zanim przejdą do kolektora wyprowadzającego, na pewnym odcinku swego wypływu poruszają się w wolnym powietrzu, przy czym powietrze otaczające wypływający strumień jest przez niego porywane i łącznie ze strumieniem gazu kierowane do kolektora wyjściowego,
- system zamkniętego wypuszczenia gazu spalinowego polegający na tym, że kolektor wyprowadzający gaz na zewnątrz budynku przylega bezpośrednio do dyszy wylotowej silnika lub ją obejmuje, a w związku z tym w systemie nie występuje zjawisko zasysania powietrza z otoczenia.

Stosowanie zamkniętego systemu wypuszczenia gazu spalinowego jest bardzo zalecane w przypadku konieczności znacznego obniżenia poziomu hałasu wewnątrz hamowni, gdyż daje on znacznie lepsze wyniki niż system otwartego wypuszczenia gazu spalinowego.

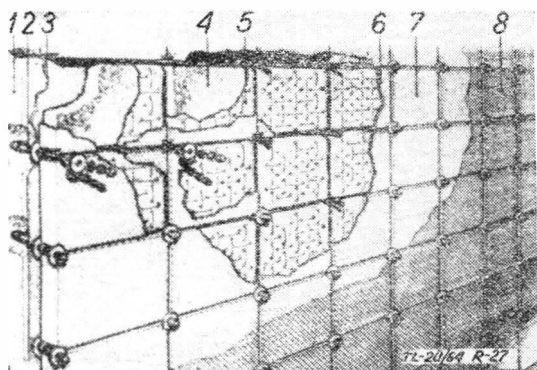
Przy rozpatrywaniu zagadnień związanych z wyciszaniem hałasu w hangarach - boksach i w hamowniach silników należy ustalić następujące elementy:



- charakterystykę hałaśliwości silnika,
- wartość graniczną dopuszczalnego poziomu natężenia hałasu na zewnątrz hangaru - boksu lub hamowni dla kanałów wyprowadzających przy bezpośrednim ich styku z otaczającą atmosferą, w ich bezpośredniej bliskości oraz w przyległych lub sąsiadujących pomieszczeniach,
- efektywność tłumików oraz zdolność izolacyjną na dźwięki: ścian, osłon, drzwi i okien oddzielających pomieszczenia przyległe lub sąsiadujące,
- typ oraz schemat konstrukcyjny tłumika,
- wymiary podstawowych przekrojów kolektorów tłumików na podstawie wstępnych obliczeń hydraulicznych.



26



27

Rys. 26. Wytlumiający dźwięki kanał kierujący w kształcie litery U ze specjalną okładziną

Rys. 27. Okładzina dźwiękochłonna stosowana w kanale przedstawionym na rys. 26:

- 1 - beton, 2 - śruby kotwiące, 3 - wykładzina izolacyjna, 4 - materiał pochłaniający, 5 - okładzina wyściełająca, 6 - blacha perforowana, 7 - powierzchnia górna, 8 - wyprawa ochronna

- podstawowe wymiary elementów izolacji dźwiękowej oraz konstrukcję tłumików w oparciu o obliczenia akustyczne.

Po przeprowadzeniu tych prac powinno nastąpić:

- opracowanie dokumentacji techniczno-robotniczej tłumika na podstawie ostatecznych niezbędnych obliczeń,
- przygotowanie i skonstruowanie doświadczalnego modelu tłumika,
- przeprowadzenie badań eksperymentalnych,
- ostateczna korekta dokumentacji i produkcja odpowiedniej liczby tłumików, jeżeli to jest potrzebne.

## 6. Akustyka budowlana i wyciszanie hałasów spalinowych

Przed omówieniem zasadniczych zagadnień akustyki budowlanej związanych ze zwalczaniem hałasu w portach lotniczych należy zwrócić uwagę na kilka teoretycznych elementów wprowadzających.

Wiemy, że w normalnych warunkach w otaczającym nas ośrodku w powietrzu panuje w wolnej przestrzeni i w pomieszczeniach normalne ciśnienie atmosferyczne, oznaczone symbolem  $p$ . Wskutek ruchu drgającego wywołanego przez jakieś ciało (w naszym przypadku wskutek ruchu turbulentnego w czasie mieszania się spalin z powietrzem) w otaczającym ośrodku powstaje dodatkowe ciśnienie oznaczane

symbolem  $\Delta p$ . To podwyższone ciśnienie przyjęto nazywać ciśnieniem dźwiękowym albo ciśnieniem akustycznym i oznacza się je symbolem  $P$ , a więc:

$$P = p + \Delta p \quad [3]$$

Ciśnienie dźwiękowe mierzy się w jednostkach ciśnienia, tj. w dynach/cm<sup>2</sup> lub w  $\frac{g}{\text{sek}^2\text{cm}}$ , względnie w barach (1 bar = = 1 dyna/cm<sup>2</sup>) oznaczanych w akustyce jako mikrobar (μ bar). Wielkość ciśnienia dźwiękowego zależy od amplitudy drgań.

Prędkość rozprzestrzeniania się dźwięku w ośrodku stałym zależy od modułu sprężystości tego ośrodka. Prędkość rozchodzenia się dźwięku w powietrzu zależy od temperatury powietrza. Można ją określić ze wzoru:

$$c = 18,3 \sqrt{T} \quad [\text{m/sek}] \quad [4]$$

gdzie:  $T$  — absolutna temperatura powietrza określona w °K.

Ponieważ na lotniskach spotyka się różnego rodzaju konstrukcje przenoszące dźwięki, poniżej podano kilka wzorów umożliwiających obliczenie prędkości rozchodzenia się dźwięku. Tak więc prędkość rozprzestrzeniania się podłużnych fal dźwiękowych w ośrodku nieograniczonym określa się ze wzoru:

$$c = \sqrt{\frac{E}{\rho}} \sqrt{\frac{1 - \mu}{(1 - 2\mu)(1 + \mu)}} \quad [5]$$

a prędkość rozprzestrzeniania się fal poprzecznych w tymże ośrodku ze wzoru:

$$c = \sqrt{\frac{G}{\rho}} \sqrt{\frac{E}{2(1 - \mu)\rho}} \quad [6]$$

gdzie:

- $G$  — moduł sprężystości pierwszego rodzaju (moduł ściskania) w kG/cm<sup>2</sup>,
- $E$  — moduł sprężystości drugiego rodzaju (moduł Junga) w kG/cm<sup>2</sup>,
- $\rho$  — gęstość masy ośrodka w kG sek<sup>2</sup>/cm<sup>4</sup>,
- $\mu$  — współczynnik Poissona.

Prędkość rozprzestrzeniania się dźwiękowych fal podłużnych w prętach określa się ze wzoru:

$$c = \sqrt{\frac{E}{\rho}} \quad [7]$$

a prędkość rozprzestrzeniania się fal poprzecznych ze wzoru:

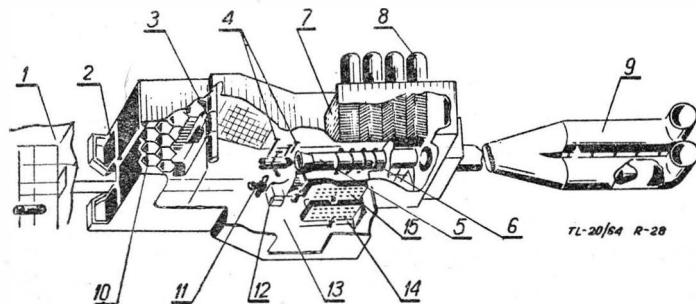
$$c = \sqrt{2\pi f} \sqrt{\frac{EJ}{\rho s}} \quad [8]$$

gdzie:

$f$  — częstotliwość drgań ( $f = \frac{1}{T} = \frac{\omega}{2\pi}$ ) w Hz,

$J$  — moment bezwładności przekroju poprzecznego pręta w cm<sup>4</sup>,

$s$  — powierzchnia przekroju poprzecznego pręta w cm<sup>2</sup>.



Rys. 28. Schemat poglądowy hamowni silników de Havilland z poziomym kanałem tłumiącym hałasy:

- 1 — warsztat przygotowawczy, 2 — główne okno wejściowe dla doprowadzenia powietrza z urządzeniami tłumiącymi, 3 — zwijanie żaluzje wejściowe (zabezpieczenie p. poż.), 4 — podwieszenie trzypunktowe, 5 — teleskopowa część kanału odprowadzającego, 6 — rura mieszania, 7 — okno wejściowe dla powietrza używanego do chłodzenia, 8 — zbiorniki materiału pędnego, 9 — podwójne wyjściowe tłumiki w postaci kanałów poziomych, 10 — pionowe tłumiki wejściowe, 11 — urządzenia podnoszące, 12 — urządzenia bezpieczeństwa, 13 — pomieszczenia dla personelu obsługi i nadzoru, 14 — tablica manometrów, 14 — tablica z aparaturą

Częstotliwość następowania po sobie fal dźwiękowych wywołanych drganiami podłużnymi, oznaczoną symbolem  $f$ , określa się z zależności:

$$f = \frac{c}{\lambda} \left[ \frac{1}{\text{sek}} \right] \text{ albo } [\text{Hz}] \quad [9]$$

gdzie:

$f$  — częstotliwość drgań w Hz,  
 $c$  — prędkość rozprzestrzeniania się dźwięku w danym ośrodku (dla powietrza 343 m/sek),  
 $\lambda$  — długość fali w m.

Poniżej podano wzory umożliwiające określenie podstawowych częstotliwości dla silników tłokowych:

$$f_1 = \frac{n_1 \cdot i}{n_2 \cdot 60} [\text{Hz}] \quad [10]$$

i silników turbinowych:

$$f_2 = \frac{n \cdot i}{60} [\text{Hz}] \quad [11]$$

gdzie:

$n_1$  — prędkość obrotowa wału korbowego na minutę,  
 $i$  — liczba cylindrów w silniku [wzór 10],  
 $n_2$  — prędkość obrotowa przypadająca na jeden suw roboczy,  
 $n$  — prędkość obrotowa wału turbiny (sprężarki) w czasie minuty,  
 $i$  — liczba łopatek w turbinie [wzór 11].

Z równania [14] można określić długość fali:

$$\lambda = \frac{c}{f} \quad [12]$$

Z równania [12] widać, że dźwięk np. o  $f = 50$  Hz ma  $\lambda = 6,8$  m, a o  $f = 2000$  Hz  $\lambda = 0,17$  m. Drgania powietrza, których częstotliwości leżą w granicach od 16—20 Hz do  $(16-20) \cdot 10^3$  Hz, z chwilą osiągnięcia organów słuchu wywołują za ich pośrednictwem specyficzne odczucie dźwięku. Drgania podanych częstotliwości nazywają się dźwiękowymi albo słyszalnymi. Drgania o częstotliwościach przekracza-

jących  $(16-20) \cdot 10^3$  Hz nazywają się ultradźwiękowymi, a o częstotliwościach poniżej 16—20 Hz infradźwiękowymi.

Każdy dźwięk, oprócz częstotliwości i długości fal, charakteryzuje się intensywnością albo siłą dźwięku. Intensywność dźwięku mierzy się ilością energii przenoszonej przez falę dźwiękową w czasie 1 sek przez powierzchnię równą 1 cm<sup>2</sup>, skierowaną prostopadle do kierunku ruchu fali dźwiękowej. Jednostką pomiarową intensywności dźwięku jest wat/cm<sup>2</sup> (W/cm<sup>2</sup>) lub erg/sek · cm<sup>2</sup> (1 W/cm<sup>2</sup> = = 10<sup>7</sup> erg/sek · cm<sup>2</sup>). Dla płaskiej fali dźwiękowej intensywność dźwięku wynosi:

$$I = \frac{P^2}{\rho \cdot c} \quad [13]$$

gdzie:

$I$  — intensywność dźwięku w W/cm<sup>2</sup>,  
 $P$  — ciśnienie dźwiękowe w dyn/cm<sup>2</sup>,  
 $\rho$  — gęstość ośrodka w g/cm<sup>3</sup>,  
 $c$  — prędkość rozprzestrzeniania się dźwięku w cm/sek.

Iloczyn  $\rho \cdot c$  nazywa się jednostkowym oporem akustycznym i dla powietrza przy temperaturze 20 °C  $\rho \cdot c = = 41,4$  g/cm<sup>2</sup> · sek.

Jak już wspomniano, ciśnienie dźwiękowe jest zależne od amplitudy drgań. Im amplituda drgań będzie wyższa, tym głośniejszy będzie odczuwalny dźwięk. Minimalne wartości ciśnienia dźwiękowego i intensywności dźwięku, odbierane przez człowieka jako ledwie słyszalny dźwięk przy częstotliwości 1000 Hz, wynoszą:  $P_0 = 2 \cdot 10^{-4}$  dyn (cm<sup>2</sup>/μ bar),  $I_0 = 10^{-16}$  W/cm<sup>2</sup>. Maksymalne wartości ciśnienia dźwiękowego i intensywności dźwięku, wywołujące w organach słuchu odczucia bólu przy podanej częstotliwości, wynoszą  $P_b = 2 \cdot 10^2$  dyn/cm<sup>2</sup> (μ bar) i  $I_b = 10^{-4}$  W/cm<sup>2</sup> \*).

Można więc stwierdzić, że dla częstotliwości 1000 Hz zakres odczucia dźwięku charakteryzuje się skalami ciśnień dźwiękowych 1 : 10<sup>6</sup>, intensywności dźwięku 1 : 10<sup>12</sup> i częstotliwości 1 : 10<sup>3</sup>.

\*) Zagadnienie to szczegółowo omawia artykuł: „Pomiar oraz analiza hałasu i drgań”, TECHNIKA LOTNICZA, nr 4/63, str. 119—127.

Dokończenie w następnym zeszyte

Mgr inż. WŁODZIMIERZ MUSIAŁ

## Zastosowanie rachunku wektorowego do obliczeń mechanizmu wielotłoczkowych pomp paliwowych zasilających silniki turbinowe

### Wstęp

Mechanizmy przestrzenne, szczególnie takie, które nie dadzą się sprowadzić do płaskich, albo nie mają płaszczyzn czy osi symetrii, sprawiają przy obliczaniu niemało kłopotu. Inżynierowie przyzwyczajeni do rozwiązywania wszystkich zagadnień geometrycznych za pomocą trygonometrii płaskiej, także mechanizmy przestrzenne usiłują sprowadzić do zagadnienia płaskiego za pomocą odpowiednich przekrojów, kładow, rozwinięć itp. Metodzie tej nie można zasadniczo nic zarzucić pod warunkiem, aby została przeprowadzona poprawnie.

Wymaga ona jednak znacznej wyobraźni przestrzennej i związanego z tym wysiłku umysłowego i jest stosunkowo mało przejrzysta w tym znaczeniu, że trudno jest wykryć już popełnione błędy, szczególnie spowodowane niewłaściwie wykonanym przekrojem czy kładem.

Posługując się trygonometrią sferyczną można wprawdzie uniknąć wiele z tych trudności, ale i ona wymaga znacznej wyobraźni przestrzennej oraz biegłości w operowaniu wzorami znacznie bardziej skomplikowanymi od występujących w trygonometrii płaskiej.

Metoda wektorowa, która tu będzie omówiona, zdaje się nie mieć żadnej z tych niedogodności. Wymaga znajomości stosunkowo prostych wzorów z algebry wektorowej, a wyobraźnia jest w niej potrzebna tylko w niewielkim stopniu i raczej gra rolę pomocniczą, gdyż całe rozumowanie prowadzi się poprzez ściśle stosowanie ustalonych reguł algebry wektorowej. Mimo tych niewątpliwych zalet do rzadkości należy niestety stosowanie rachunku wektorowego do zagadnień geometrycznych przestrzennych. Również w literaturze technicznej zagadnienia te zwykle rozwiązuje się metodami wykreślnymi z ewentualnym zastosowaniem trygonometrii płaskiej, co w przypadkach bardziej skomplikowanych raczej nie wpływa dodatnio na przejrzystość rozumowania.

Sposób stosowania metody wektorowej przedstawiono na przykładzie obliczeń mechanizmu wielotłoczkowej pompy paliwowej służącej do zasilania silników turbinowych, która jest właśnie szczególnym przypadkiem mechanizmu przestrzennego. Przedtem jednak należy przypomnieć w skrócie pewne wiadomości z rachunku wektorowego i stosowane tam oznaczenia.



## Wiadomości z rachunku wektorowego \*)

Będzie stosowany prawoskrętny układ współrzędnych:  $x, y, z$ . Równorzędne sposoby oznaczania wektorów:

$$\mathbf{a} = (a_1, a_2, a_3) = a_1 \mathbf{i}_1 + a_2 \mathbf{i}_2 + a_3 \mathbf{i}_3,$$

gdzie:  $\mathbf{i}_1, \mathbf{i}_2, \mathbf{i}_3$  są wektorami jednostkowymi skierowanymi odpowiednio w kierunku osi współrzędnych  $x, y, z$ .

Współrzędne punktu będą traktowane jako współrzędne wektora wodzącego danego punktu, tzn. łączącego początek układu z danym punktem. W związku z tym punkty oznaczane będą ich wektorami wodzącymi:

$$\mathbf{A} = (A_1, A_2, A_3)$$

Wektor o początku w p.  $\mathbf{A}$  i końcu w p.  $\mathbf{B}$  oznaczany będzie  $\mathbf{AB}$ . Jest on równy:

$$\mathbf{AB} = \mathbf{B} - \mathbf{A} = (B_1 - A_1, B_2 - A_2, B_3 - A_3) \quad [I]$$

Długość wektora (bezwzględna wartość) oznaczana będzie tą samą literą jasną czcionką, kursywą (tj. pismem pochylonym):

$$|\mathbf{A}| = A = \sqrt{A_1^2 + A_2^2 + A_3^2} = \sqrt{\sum A_i^2}$$

Odległość między dwoma punktami, czyli długość łączącego je wektora:

$$|\mathbf{AB}| = \sqrt{AB} = \sqrt{(B_1 - A_1)^2 + (B_2 - A_2)^2 + (B_3 - A_3)^2} = \sqrt{\sum (B_i - A_i)^2}$$

Iloczyn wektora przez liczbę:

$$k \cdot \mathbf{a} = k\mathbf{a} = k(a_1, a_2, a_3) = (ka_1, ka_2, ka_3)$$

Iloczyn skalarny dwóch wektorów:

$$\mathbf{a} \cdot \mathbf{b} = a_1 b_1 + a_2 b_2 + a_3 b_3 = \sum a_i b_i = ab \cos(\mathbf{a}, \mathbf{b}) \quad [II]$$

Iloczyn wektorowy dwóch wektorów:

$$\mathbf{a} \times \mathbf{b} = \begin{vmatrix} \mathbf{i}_1 & \mathbf{i}_2 & \mathbf{i}_3 \\ a_1 & a_2 & a_3 \\ b_1 & b_2 & b_3 \end{vmatrix} = (a_2 b_3 - a_3 b_2, a_3 b_1 - a_1 b_3, a_1 b_2 - a_2 b_1) \quad [III]$$

Iloczyn potrójny trzech wektorów:

$$[\mathbf{a} \cdot \mathbf{b} \cdot \mathbf{c}] = \begin{vmatrix} a_1 & a_2 & a_3 \\ b_1 & b_2 & b_3 \\ c_1 & c_2 & c_3 \end{vmatrix} = \mathbf{a} \cdot (\mathbf{b} \times \mathbf{c}) \quad [IV]$$

Wnioski

Warunek prostopadłości dwóch wektorów  $\mathbf{a}$  i  $\mathbf{b}$ :  $\mathbf{a} \cdot \mathbf{b} = 0$ .

Warunek równoległości dwóch wektorów  $\mathbf{a}$  i  $\mathbf{b}$ :  $\mathbf{a} \times \mathbf{b} = (0, 0, 0)$  lub:

istnieje taka liczba  $k$ , że  $\mathbf{a} = k\mathbf{b}$ .

Warunek równoległości 3 wektorów  $\mathbf{a}, \mathbf{b}, \mathbf{c}$  do jednej płaszczyzny (komplanarność):  $[\mathbf{a} \cdot \mathbf{b} \cdot \mathbf{c}] = 0$ .

Kąt między dwoma wektorami  $\mathbf{a}$  i  $\mathbf{b}$ :

$$\cos(\mathbf{a}, \mathbf{b}) = \frac{\mathbf{a} \cdot \mathbf{b}}{ab} \quad [V]$$

Rzut wektora  $\mathbf{a}$  na prostą równoległą do wektora  $\mathbf{b}$ :

$$K_{\text{zut}} \mathbf{b} (\mathbf{a}) = \frac{\mathbf{b} \cdot \mathbf{a}}{b}$$

Wektor  $\mathbf{a}$  o długości  $a$  i kierunku równoległym do wektora  $\mathbf{b}$ :

$$\mathbf{a} = a \cdot \frac{\mathbf{b}}{b} \quad [VI]$$

Momenty

Moment wektora  $\mathbf{a}$  względem punktu  $\mathbf{A}$ :

$$\mathbf{M}_A (\mathbf{a}) = \mathbf{AB} \times \mathbf{a},$$

gdzie  $\mathbf{B}$  jest dowolnym punktem leżącym na prostej działania wektora  $\mathbf{a}$ .

\*) Z powodu trudności technicznych w drukarni zmieniono sposób oznaczania wektorów. Wektory, które w rękopisie autora oznaczane były za pomocą kreski nad literą lub parą liter, np.  $\bar{a}, \bar{AB}$  w artykule oznaczone są tułym drukiem, np.  $\mathbf{a}, \mathbf{AB}$ . Stosując oznaczenia za pomocą kreski, znacznie wygodniejsze przy ręcznym wykonywaniu obliczeń, można pomijać kropki między czynnikami iloczynów skalarnych i potrójnych.

(Zestawienie najważniejszych własności iloczynów podaje tabela na str. 309).

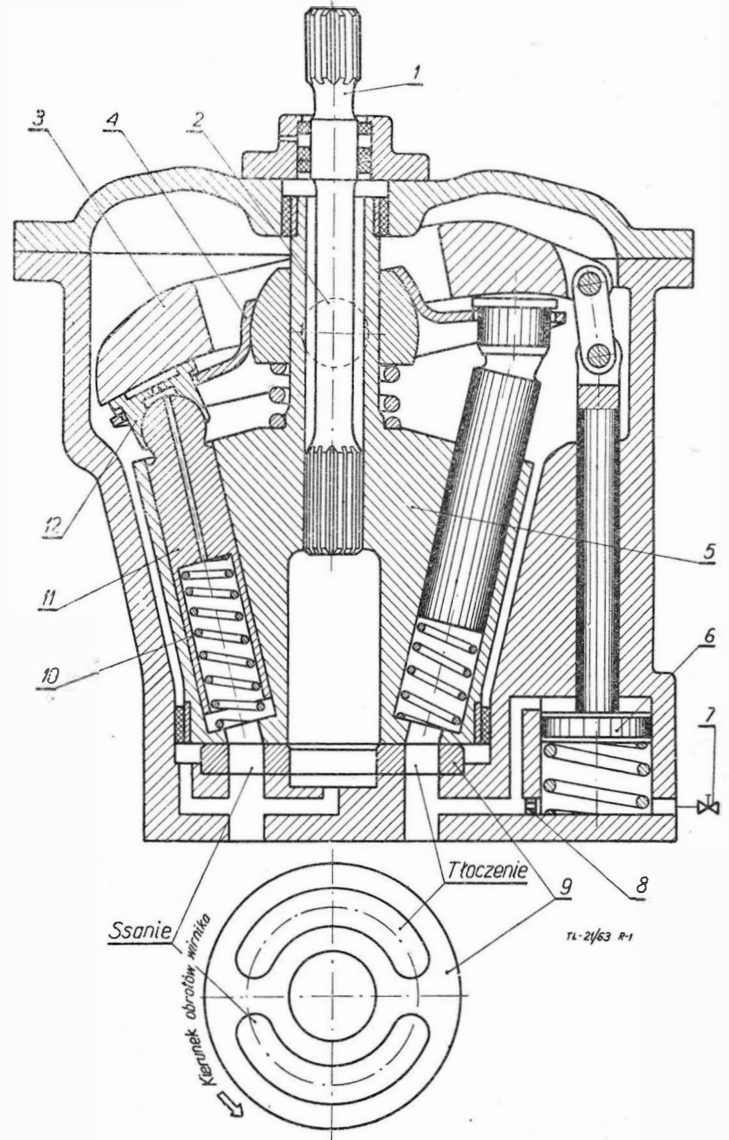
Moment wektora  $\mathbf{a}$  względem prostej  $l$  przechodzącej przez punkt  $\mathbf{A}$  i skierowanej równoległe do wektora  $\mathbf{b}$  jest rzutem wektora  $\mathbf{M}_A (\mathbf{a})$  na kierunek wektora  $\mathbf{b}$ :

$$M_l (\mathbf{a}) = K_{\text{zut}} \mathbf{b} [\mathbf{M}_A (\mathbf{a})] = \frac{\mathbf{b}}{b} \cdot \mathbf{M}_A (\mathbf{a}) = \frac{1}{b} \mathbf{b} (\mathbf{AB} \times \mathbf{a}) = \frac{1}{b} [\mathbf{b} \cdot \mathbf{AB} \cdot \mathbf{a}] \quad [VII]$$

Moment ten w przeciwieństwie do poprzedniego jest skalarem.

## Zasada działania pompy paliwowej

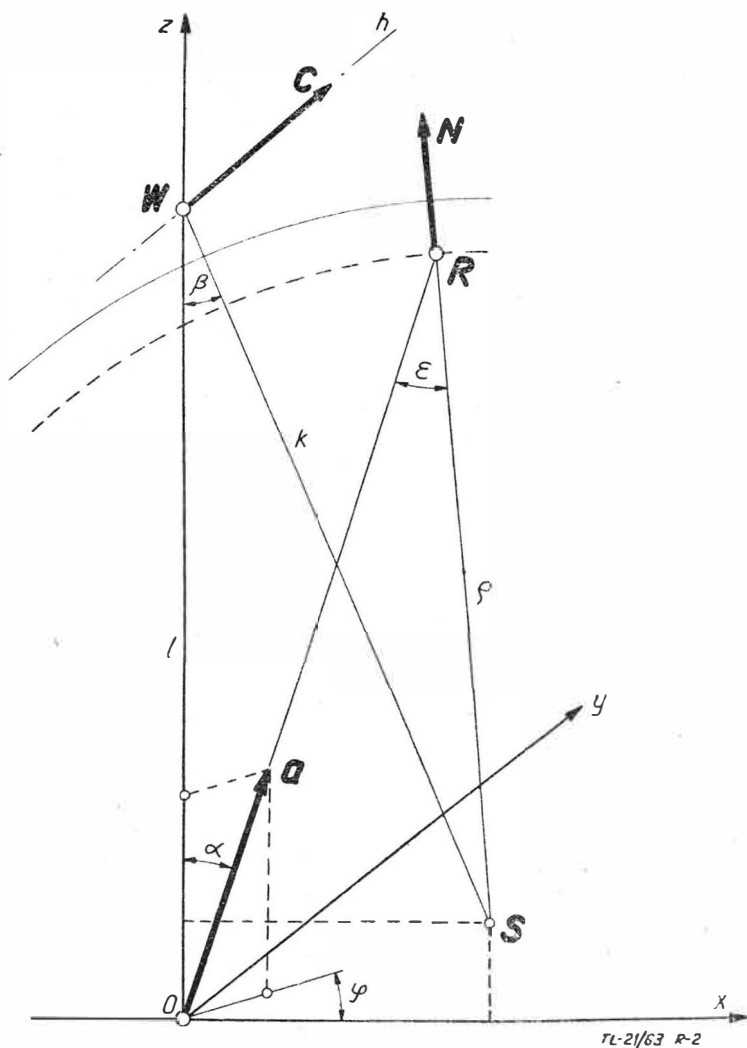
Tłoczki (11) zwykle w liczbie 7 lub 9 (liczba nieparzysta z pewnych względów, o których nie będzie tu mowy) mieszczą się w otworach wirnika (5), opierając się stale swymi



Rys. 1

górnymi przegubami (12) o sferyczną tarczę oporową (3) wychyloną o pewien kąt względem płaszczyzny prostopadłej do osi wirnika. Gdy wirnik napędzany wałem (1) obraca się, a tarcza oporowa pozostaje nieruchoma, tłoczki dociskane do tarczy sprężynami (10) lub separatorom (4) w przypadku ich pęknięcia (a także siłą odśrodkową, jeżeli osie tłoczników są nierównoległe do osi obrotu wirnika, jak w pompie przedstawionej na rys.1) wykonują w otworach wirnika ruch posuwisto-zwrotny. Aby zmniejszyć do minimum tarcie tłoczków o sferyczną powierzchnię ślizgową tarczy oporowej i związane z tym zużywanie się, zastosowane są przeguby (12) mające również kuliste powierzchnie ślizgowe, stanowiące łożyska hydrostatyczne, zdolne do prze-

niesienia znacznych sił występujących w momencie tłoczenia paliwa przez tłoczek. Wirnik swą dolną płaszczyzną ślizga się po nieruchomej płycie rozdzielczej (9), mającej dwa podłużne wycięcia, z którymi komunikują się znajdujące się w danej chwili nad nimi otwory wirnika. Ponieważ przy ustalonym kierunku obrotów wirnika zależy tylko od położenia w danym momencie odpowiadającego mu otworu w wirniku względem tarczy oporowej, istnieje zawsze możliwość takiego stałego usytuowania płyty rozdzielczej względem tarczy oporowej, że ruchowi tłoczka w górę będzie towarzyszyło



Rys. 2

połączenie przestrzeni pod tłoczkiem z jednym z wycięć w płycie i podobnie ruchowi tłoczka w dół — połączenie przestrzeni pod tłoczkiem z drugim z wycięć.

Jeżeli pierwsze z wycięć w płycie połączone zostanie z przewodem ssącym, a drugie z przewodem tłoczącym, każdy z tłoczków będzie zasysać ciecz z przewodu ssącego i wtlaczać ją do przewodu tłoczącego, na czym właśnie polega działanie pompy.

Wydajność pompy zależy między innymi od kąta wychylenia tarczy oporowej, od niego bowiem uzależniony jest skok tłoczków.

Pompy paliwowe silników turbinowych są z reguły pompami o zmiennej wydajności, przy czym zmianę wydajności uzyskuje się przez zmianę kąta wychylenia tarczy oporowej poprzez jej obrót na czopach (2), ułożyskowanych w korpusie (oś wychylenia). Ponieważ na tarczę oporową działają znaczne siły, pochodzące głównie od tłoczków tłoczących w danym momencie paliwo, wychylenie tarczy lub utrzymywanie jej w ustalonym położeniu wychylnym odbywa się za pośrednictwem serwoślodka (6), napędzanego paliwem tłoczonym przez pompę, a sterowanego automatycznie w zależności od warunków pracy silnika lub ręcznie (dźwignią sterowania silnikiem) za pomocą zaworu upustowego (7). Wydatek przepływu przez zawór upustowy, dzięki spadkowi ciśnienia na dyszce (8), jednoznacznie określa kąt wychylenia tarczy oporowej, przy którym istnieje równowaga sił działających na serwoślodka. Tak więc wydajność pompy

uzależniona jest od wydatku przepływu paliwa przez zawór upustowy.

Dla zapewnienia poprawnej pracy pompy konieczna jest dokładna znajomość wszystkich sił i momentów działających na poszczególne elementy pompy, umożliwiającą przeciwdziałanie ewentualnym szkodliwym ich następstwom za pomocą odpowiedniej konstrukcji.

### Kinematyka

Przyjęto następujący układ współrzędnych, nieruchomy względem korpusu pompy (rys. 2): początek układu obrano w punkcie przecięcia się osi tłoczków z osią obrotu wirnika, oś  $z$  skierowana została w górę wzdłuż osi obrotu wirnika, oś  $y$  — równoległe do osi wychylenia tarczy oporowej, oś  $x$  — prostopadłe do osi  $z$  i  $y$  tak, by układ  $x, y, z$  był prawoskrętny.

Pomijając obrót tłoczka dookoła swej osi jako nie mający znaczenia w obecnych rozważaniach, położenie tłoczka jest wyznaczone, gdy znane są współrzędne któregośkolwiek ustalonego punktu tłoczka. Najlepiej do tego celu nadaje się punkt leżący w środku wychylenia się przegubu jako znajdujący się równocześnie na osi tłoczka i na powierzchni kuli współśrodkowej z kulistą powierzchnią ślizgową tarczy oporowej i mającej promień mniejszy od niej o wysokość przegubu. Punkt ten dla jednego z tłoczków oznaczony został literą  $R$ . Punkt  $W$  jest punktem przecięcia się osi wychylenia tarczy oporowej z osią obrotu wirnika, będącą równocześnie osią  $z$ . Punkt  $S$  jest środkiem krzywizny powierzchni ślizgowej tarczy oporowej i równocześnie powierzchni kulistej, po której porusza się punkt  $R$ . Położenie punktu  $S$  zależne jest od kąta  $\beta$ , o jaki wychylna jest tarcza oporowa. Stałymi wielkościami w pompie są następujące geometryczne parametry konstrukcyjne:

- $\alpha$  — kąt, jaki tworzą otwory pod tłoczki w wirniku z osią wirnika,
- $l$  — odległość punktu przecięcia się osi tłoczków z osią wirnika od osi wychylenia tarczy oporowej,
- $k$  — odległość środka krzywizny ślizgowej powierzchni tarczy oporowej od jej osi wychylenia,
- $\rho$  — promień krzywizny ślizgowej powierzchni tarczy zmniejszony o wysokość przegubu tłoczka.

$\varphi$  jest kątem (liczonym w kierunku przeciwnym do ruchu wskazówek zegara), jaki z osią  $x$  tworzy w danym momencie rzut osi rozpatrywanego tłoczka na płaszczyznę  $xy$ . Oczywiście kąt  $\varphi$  jest funkcją czasu i dla obrotu wirnika w kierunku przeciwnym do ruchu wskazówek zegara zachodzi zależność:

$$\varphi(t) = \varphi(0) + \omega t,$$

gdzie:  $\varphi(0)$  jest kątem  $\varphi$  w chwili  $t = 0$ , a  $\omega$  jest prędkością kątową wirnika. Ponieważ dla określonego kąta wychylenia tarczy oporowej  $\beta$  położenie każdego tłoczka zależy tylko od kąta  $\varphi$ , jaki w danym momencie tworzy z osią  $x$  rzut jego osi na płaszczyznę  $xy$ , zadanie wyznaczenia w funkcji czasu położenia wszystkich tłoczków sprowadza się do znalezienia zależności  $R$  od  $\varphi$  oraz do określenia kąta  $\varphi$  dla każdego tłoczka w funkcji czasu. To drugie zadanie jest oczywiście bardzo proste. Kąt  $\varphi$  dla  $i$ -tego tłoczka:

$$\varphi_i(t) = \varphi_i(0) + \omega t \quad (i = 1, 2, \dots, n)$$

Ponieważ poszczególne tłoczki w liczbie  $n$  są rozmieszczone równomiernie na obwodzie wirnika, zachodzi zależność:

$$\varphi_i(t) = \varphi_1(t) + \frac{360^\circ}{n} (i - 1) \quad (i = 1, 2, \dots, n) \quad [1]$$

Po uwzględnieniu równości tej dla  $t = 0$  poprzednia zależność przyjmuje postać:

$$\varphi_i(t) = \varphi_1(0) + \frac{360^\circ}{n} (i - 1) + \omega t \quad (i = 1, 2, \dots, n)$$

Można jednak zacząć liczyć czas w momencie, gdy

$$\varphi_1 = \frac{360^\circ}{n} \text{ i wtedy } \varphi_1(0) - \frac{360^\circ}{n} = 0 \text{ tak, że ostatecznie}$$

$$\varphi_i(t) = \frac{360^\circ}{n} i + \omega t \quad (i = 1, 2, \dots, n) \quad [2]$$

Znacznie trudniejsze właściwe zadanie polega na wyznaczeniu zależności  $R$  od  $\varphi$  dla danych parametrów konstrukcyjnych i określonego kąta wychylenia tarczy oporowej  $\beta$ . Jeżeli przez  $\mathbf{a}$  oznaczony zostanie wektor jednostkowy



( $\alpha = 1$ ) skierowany wzdłuż osi rozpatrywanego tłoczka, wówczas, jak widać z rys. 2:

$$\mathbf{a} = (\sin \alpha \cos \varphi, \sin \alpha \sin \varphi, \cos \alpha)$$

Szukany punkt  $\mathbf{R}$  leży oczywiście na przedłużeniu wektora  $\mathbf{a}$  tak, że jego wektor wodzący można przedstawić:

$$\mathbf{R} = R \cdot \mathbf{a} = (R \sin \alpha \cos \varphi, R \sin \alpha \sin \varphi, R \cos \alpha) \quad [3]$$

jedyną więc wielkością pozostającą do wyznaczenia jest długość wektora  $\mathbf{R}$ .

Jak widać z rys. 2:

$$\mathbf{WS} = (k \sin \beta, 0, -k \cos \beta) = \mathbf{S} - \mathbf{W} \quad [4]$$

skąd:

$$\mathbf{S} = \mathbf{W} + \mathbf{WS}$$

Ponieważ jednak, jak widać z rys. 2,  $\mathbf{W} = (0, 0, l)$ , ostatecznie punkt  $\mathbf{S}$  ma współrzędne:

$$\mathbf{S} = (0, 0, l) + (k \sin \beta, 0, -k \cos \beta) = (k \sin \beta, 0, l - k \cos \beta) \quad [5]$$

Jak już powiedziano, punkt  $\mathbf{R}$  leży stale na powierzchni kuli o promieniu  $\varrho$  i środku  $\mathbf{S}$ , tzn. musi być spełnione równanie:

$$\begin{aligned} \varrho &= |\mathbf{SR}| = |\mathbf{R} - \mathbf{S}| = [(R \sin \alpha \cos \varphi, R \sin \alpha \sin \varphi, R \cos \alpha) - \\ &\quad - (k \sin \beta, 0, l - k \cos \beta)] = \\ &= \sqrt{(R \sin \alpha \cos \varphi - k \sin \beta)^2 + (R \sin \alpha \sin \varphi)^2 + (R \cos \alpha - l + k \cos \beta)^2} \end{aligned}$$

Równanie to po obu stronach podniesieniu do kwadratu wystarczy rozwiązać względem  $R$  (równanie kwadratowe), by otrzymać rozwiązanie postawionego zadania:

$$R(\varphi) = (l - k \cos \beta) \cos \alpha + k \sin \alpha \sin \beta \cos \varphi + \sqrt{[(l - k \cos \beta) \cos \alpha + k \sin \alpha \sin \beta \sin \varphi]^2 + \varrho^2 + 2kl \cos \beta - k^2 - l^2} \quad [6]$$

Wzór ten nie jest wprawdzie zbyt zachęcający, ale nie jest to już wina metody wektorowej. Tym bardziej rzuca się tu w oczy kontrast między stosunkowo skomplikowanym wynikiem a prostotą metody wykluczającej możliwość popełnienia omyłki, która do niego doprowadziła.

Tabela

Zestawienie najważniejszych własności iloczynów

Własność \ Iloczyn	Wektora przez liczbę $k \mathbf{a}$	Skalarny $\mathbf{a} \cdot \mathbf{b}$	Wektorowy $\mathbf{a} \times \mathbf{b}$	Potrójny $[\mathbf{a} \cdot \mathbf{b} \cdot \mathbf{c}]$
Wynik	wektor	skalar	wektor	skalar
Kierunek iloczynu	$\parallel \mathbf{a}$	—	$\perp \mathbf{a}, \perp \mathbf{b}$ $\mathbf{a}, \mathbf{b}, \mathbf{a} \times \mathbf{b}$ tworzą układ prawy skrajny	—
Długość wektora iloczynu	$ k   \mathbf{a} $	—	$ab  \sin(\mathbf{a}, \mathbf{b}) $	—
Prze- mienność	tak $k\mathbf{a} = \mathbf{a}k$	tak $\mathbf{a} \cdot \mathbf{b} = \mathbf{b} \cdot \mathbf{a}$	nie $\mathbf{a} \times \mathbf{b} = -\mathbf{b} \times \mathbf{a}$	tylko przy cyklicznym przestawieniu $[\mathbf{a} \cdot \mathbf{b} \cdot \mathbf{c}] =$ $[\mathbf{b} \cdot \mathbf{c} \cdot \mathbf{a}]$ itp. $[\mathbf{a} \cdot \mathbf{b} \cdot \mathbf{c}] =$ $-[\mathbf{b} \cdot \mathbf{a} \cdot \mathbf{c}]$ itp.
Rozdziel- ność sumy	tak $k(\mathbf{a} + \mathbf{b}) =$ $= k\mathbf{a} + k\mathbf{b}$	tak $\mathbf{a} \cdot (\mathbf{b} + \mathbf{c}) =$ $= \mathbf{a} \cdot \mathbf{b} + \mathbf{a} \cdot \mathbf{c}$	tak $\mathbf{a} \times (\mathbf{b} + \mathbf{c}) =$ $= \mathbf{a} \times \mathbf{b} + \mathbf{a} \times \mathbf{c}$	tak $[\mathbf{a} \cdot \mathbf{b} \cdot (\mathbf{c} + \mathbf{d})] =$ $= [\mathbf{a} \cdot \mathbf{b} \cdot \mathbf{c}] +$ $+ [\mathbf{a} \cdot \mathbf{b} \cdot \mathbf{d}]$
Inne wła- sności		$\mathbf{a} \cdot \mathbf{a} = a^2$	$\mathbf{a} \times \mathbf{a} = (0, 0, 0)$	$[\mathbf{a} \cdot \mathbf{a} \cdot \mathbf{b}] = 0$ $[\mathbf{a} \cdot \mathbf{b} \cdot \mathbf{a}] = 0$ $[\mathbf{a} \cdot \mathbf{b} \cdot \mathbf{b}] = 0$ $[\mathbf{a} \cdot \mathbf{b} \cdot \mathbf{c}] =$ $= \mathbf{a} \cdot (\mathbf{b} \times \mathbf{c})$

## Rozwinięcie na szereg trygonometryczny

Otrzymaną zależność [6] jako funkcję okresową zmiennej  $\varphi$  można przedstawić w postaci szeregu trygonometrycznego, znacznie dogodniejszego do dalszych obliczeń. Ponieważ zmienna  $\varphi$  występuje tylko pod postacią  $\cos \varphi$ , zależność [6] jest funkcją parzystą tak, że rozwinięcie jej na szereg nie ma wyrazów zawierających sinusy:

$$R(\varphi) = b_0 + b_1 \cos \varphi + b_2 \cos 2\varphi + \dots = \sum_{j=0}^{\infty} b_j \cos j\varphi \quad [7]$$

Współczynniki  $b_j$  szeregu są silnie malejące i w zupełności wystarczy uwzględnić tylko 3 pierwsze wyrazy.

Wstawiając kolejno do zależności [7] wartości zmiennej  $\varphi = 0^\circ, 90^\circ$  i  $180^\circ$ , otrzymuje się trzy równania:

$$\left. \begin{aligned} R(0^\circ) &= b_0 + b_1 + b_2 \\ R(90^\circ) &= b_0 - b_2 \\ R(180^\circ) &= b_0 - b_1 + b_2 \end{aligned} \right\}$$

z których bez trudu obliczyć można trzy pierwsze współczynniki szeregu:

$$\left. \begin{aligned} b_0 &= \frac{1}{4} [R(0^\circ) + 2R(90^\circ) + R(180^\circ)] \\ b_1 &= \frac{1}{2} [R(0^\circ) - R(180^\circ)] \\ b_2 &= \frac{1}{4} [R(0^\circ) - 2R(90^\circ) + R(180^\circ)] \end{aligned} \right\} \quad [8]$$

gdzie wielkości  $R(0^\circ), R(90^\circ), R(180^\circ)$  oblicza się z równości [6]:

$$\left. \begin{aligned} R(0^\circ) &= (l - k \cos \beta) \cos \alpha + k \sin \alpha \sin \beta + \\ &\quad + \sqrt{[(l - k \cos \beta) \cos \alpha + k \sin \alpha \sin \beta]^2 + \varrho^2 + 2kl \cos \beta - k^2 - l^2} = \\ &= l \cos \alpha - k \cos(\alpha + \beta) + \sqrt{\varrho^2 - [k \sin(\alpha + \beta) - l \sin \alpha]^2} \\ R(90^\circ) &= (l - k \cos \beta) \cos \alpha + \\ &\quad + \sqrt{(l - k \cos \beta)^2 \cos^2 \alpha + \varrho^2 + 2kl \cos \beta - k^2 - l^2} \\ R(90^\circ) &= l \cos \alpha - k \cos(\alpha - \beta) + \\ &\quad + \sqrt{\varrho^2 - [k \sin(\alpha - \beta) - l \sin \alpha]^2} \end{aligned} \right\} \quad [9]$$

Oczywiście otrzymane tu wielkości  $R(0^\circ)$  i  $R(180^\circ)$  można obliczyć za pomocą trygonometrii płaskiej wprost z przekroju płaszczyzną  $xz$ , ale  $R(90^\circ)$  sprawiałoby już poważniejsze kłopoty. Jeszcze gorzej byłoby, gdyby istniała konieczność uwzględnienia dalszych wyrazów szeregu, do czego potrzebne byłoby obliczenie  $R(\varphi)$  dla innych wartości kąta  $\varphi$ . Przy zastosowaniu powyższej metody nie przedstawia to żadnej trudności.

Obliczywszy wielkości [9] dla kilku wartości kąta  $\beta$  po wstawieniu ich do wzorów [8] otrzymuje się współczynniki rozwinięcia funkcji  $R(\varphi)$  wg wzoru [7], który jest ostateczną postacią rozwiązania.

Uwzględniając zależność kąta  $\varphi_i$  od czasu [2] można teraz obliczyć z łatwością względne prędkości i przyspieszenia tłoczków w stosunku do wirnika (dla stałej prędkości obrotu  $\omega$  wirnika):

$$v = \frac{dR}{dt} = \frac{dR}{d\varphi} \cdot \frac{d\varphi}{dt} = -\omega \frac{dR}{d\varphi} = -\omega (b_1 \sin \varphi + 2b_2 \sin 2\varphi) \quad [10]$$

$$p = \frac{dv}{dt} = \omega \frac{dv}{d\varphi} = -\omega^2 (b_1 \cos \varphi + 4b_2 \cos 2\varphi) \quad [11]$$

Nie sprawia również poważniejszych trudności obliczenie przyspieszenia dośrodkowego środka ciężkości tłoczka oraz przyspieszenia Coriolisa, potrzebnych do wyznaczenia sił masowych działających na tłoczek.

## Moment sił działających na tarczę oporową

Jedną z poważniejszych własności pompy paliwowej jest zależność różnicy ciśnień panujących po obu stronach serwołoka, potrzebnej do zrównoważenia oddziaływań tłoczków na tarczę oporową, od kąta wychylenia tarczy, prędkości obrotowej i ciśnienia tłoczenia. Od zależności tej bowiem zależy współdziałanie pompy, traktowanej jako ogniwo regulacyjne, z układem regulacji automatycznej, jaki stanowi silnik turbinowy wraz z całym układem paliwowym. Oddziaływania tłoczków na tarczę oporową sprowadzają się do wypadkowej siły i momentu. Siła oraz składowa momentu prostopadła do osi wychylenia przenoszą się na czopy łożyskujące tarczę w korpusie i stanowią tylko problem wytrzymałościowy. Składowa momentu względem osi wychylenia równoważona jest właśnie przez moment, jaki względem osi wychylenia wywołuje siła pochodząca od serwołoka tak, że obliczenie różnicy ciśnień po obu stronach serwołoka w stanie równowagi sprowadza się do wyznaczenia momentu wypadkowego względem osi wychylenia pochodzącego od tłoczków.

Jeżeli wyznaczy się interesujący nas moment dla jednego tłoczka w funkcji kąta  $\varphi$ , wtedy uwzględniając równość [1] otrzymuje się analogiczne zależności dla wszystkich tłoczków. Zsumowanie momentów od poszczególnych tłoczków daje szukany moment wypadkowy. Ponieważ wyznaczenie sił działających na tłoczek wzdłuż jego osi, pochodzących od ciśnienia, sprężyn i sił masowych, jest zupełnie proste, gdy zna się już położenia i przyspieszenia tłoczka, całe zagadnienie sprowadza się do wyznaczenia „ramienia” działania siły, tzn. stosunku szukanego momentu  $M$ , pochodzącego od jednego tłoczka, do składowej  $P$  wzdłuż osi tłoczka wypadkowej siły działającej na tłoczek

$$r = \frac{M}{P} \quad [12]$$

Oczywiście ramię to jest funkcją kąta  $\varphi$ .

Jeżeli pominąć tarcie przegubu o tarczę oporową, siła  $N$ , z jaką przegub oddziałuje na tarczę, musi być prostopadła do powierzchni ślizgowej tarczy, tj. jej wektor musi leżeć na prostej przechodzącej przez środek krzywizny powierzchni ślizgowej, czyli przez punkt  $S$ . Jeżeli jeszcze pominąć tarcie tłoczka o wirnik, jak widać z rys. 2, z warunku równowagi rzutów na kierunek osi tłoczka, wielkość bezwzględna siły  $N$  wyniesie:

$$N = \frac{P}{\cos \varepsilon}$$

Zgodnie ze wzorem [VI] wektor tej siły można przedstawić:

$$\mathbf{N} = N \frac{\mathbf{SR}}{|\mathbf{SR}|} = \frac{P}{\cos \varepsilon} \cdot \frac{\mathbf{SR}}{\rho},$$

gdyż  $|\mathbf{SR}| = \rho$ .

Ponieważ  $\varepsilon$  jest kątem, jaki tworzą wektory  $\mathbf{R}$  i  $\mathbf{SR}$ , zgodnie ze wzorem [V]:

$$\begin{aligned} \cos \varepsilon &= \frac{\mathbf{R} \cdot \mathbf{SR}}{R \cdot |\mathbf{SR}|} = \frac{\mathbf{R} \cdot \mathbf{a} \cdot \mathbf{SR}}{R \cdot \rho} = \frac{\mathbf{a} \cdot \mathbf{SR}}{\rho} = \frac{\mathbf{a} \cdot (\mathbf{R} - \mathbf{S})}{\rho} = \\ &= \frac{\mathbf{a} \cdot \mathbf{R} - \mathbf{a} \cdot \mathbf{S}}{\rho} = \frac{R - \mathbf{a} \cdot \mathbf{S}}{\rho} \end{aligned} \quad [13]$$

gdyż  $a^2 = 1$ . Ostatecznie wzór przybiera postać:

$$\mathbf{N} = P \cdot \frac{\mathbf{SR}}{R - \mathbf{a} \cdot \mathbf{S}} = P \cdot \frac{\mathbf{Ra} - \mathbf{S}}{R - \mathbf{a} \cdot \mathbf{S}} \quad [14]$$

Jeżeli przez  $\mathbf{c} = (0, 1, 0)$  oznaczyć wektor jednostkowy skierowany zgodnie z kierunkiem osi  $y$  wzdłuż osi wychylenia tarczy oporowej, szukany moment siły  $\mathbf{N}$  względem osi wychylenia zgodnie z wzorem [VII] będzie następujący:

$$\mathbf{M} = M_h(\mathbf{N}) = [\mathbf{c} \cdot \mathbf{WS} \cdot \mathbf{N}]$$

Uwzględniając wzór [4] oraz [IV] otrzymuje się:

$$\begin{aligned} M &= \begin{vmatrix} c_1 & c_2 & c_3 \\ (WS)_1 & (WS)_2 & (WS)_3 \\ N_1 & N_2 & N_3 \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} 0 & 1 & 0 \\ k \sin \beta & 0 & -k \cos \beta \\ N_1 & N_2 & N_3 \end{vmatrix} = \\ &= \begin{vmatrix} -k \cos \beta & k \sin \beta \\ N_3 & N_1 \end{vmatrix} = -k(N_1 \cos \beta + N_3 \sin \beta) \end{aligned} \quad [15]$$

Ze wzoru [14] wynika po uwzględnieniu [5]:

$$N_1 = \frac{P}{R - \mathbf{a} \cdot \mathbf{S}} (Ra_1 - S_1) = \frac{P}{R - \mathbf{a} \cdot \mathbf{S}} (R \sin a \cos \varphi - k \sin \beta)$$

$$N_3 = \frac{P}{R - \mathbf{a} \cdot \mathbf{S}} (Ra_3 - S_3) = \frac{P}{R - \mathbf{a} \cdot \mathbf{S}} (R \cos a - l + k \cos \beta),$$

gdzie:

$$R - \mathbf{a} \cdot \mathbf{S} = R - (\sin a \cos \varphi, \sin a \sin \varphi, \cos a) \cdot (k \sin \beta, 0, l - k \cos \beta) = R - l \cos a + k(\cos a \cos \beta - \sin a \sin \beta \cos \varphi)$$

Po wstawieniu do wzoru [15] i uproszczeniu otrzymuje się:

$$M = -kP \frac{R(\cos a \sin \beta + \sin a \cos \beta \cos \varphi) - l \sin \beta}{R + k(\cos a \cos \beta - \sin a \sin \beta \cos \varphi) - l \cos a}$$

Uwzględniając wzór [12] otrzymuje się ostatecznie szukane ramię działania siły:

$$r = \frac{M}{P} = -k \frac{R(\cos a \sin \beta + \sin a \cos \beta \cos \varphi) - l \sin \beta}{R - k(\cos a \cos \beta - \sin a \sin \beta \cos \varphi) - l \cos a} \quad [16]$$

gdzie:  $R$  jest znaną już funkcją kąta  $\varphi$  [6] lub [7].

W celu przedstawienia zależności  $r(\varphi)$  w postaci bardziej dogodnej dla dalszych obliczeń, posłużyć się można identyczną metodą, jaka została zastosowana do wyrażenia funkcji  $R(\varphi)$  przez szereg trygonometryczny [7].

## LITERATURA

1. T. M. Baszta: *Rzeczony i konstrukcji samolotnych gidrawlicznych ustrojstw*, Oborongiz, 1961
2. W. Ernst: *Oil hydraulic power and its industrial applications*, McGraw-Hill Book Co. 1960
3. W. W. Jermakow: *Osnowy rasczeta gidropriwoda*, Maszgiz, 1951
4. M. W. Razdolin: *Agregaty wozduszno-reaktywnych dwigatelej. Zidkostnyje objemnyje nanosy*, Oborongiz, 1959  
Artykuł wpłynął do redakcji w lutym 1963 r.

W grudniu br. ukaże się

## TERMINARZ TECHNIKA

na rok 1966

w 25 mutacjach branżowych

1. BUDOWNICTWO I ARCHITEKTURA
2. CHEMIA
3. ELEKTROWNIE I SIECI
4. GEODEZJA
5. GÓRNICTWO
6. HUTNICTWO
7. INSTALACJE I URZĄDZENIA ELEKTRYCZNE
8. KOMUNIKACJA
9. LEŚNICTWO I DRZEWNICTWO
10. MATERIAŁY BUDOWLANE
11. MECHANIKA - KONSTRUKCJE
12. MECHANIKA - TECHNOLOGIA
13. MELIORACJE I BUDOWNICTWO WODNE
14. ODLEWNICTWO
15. OGRODNICTWO I TERENY ZIELENI
16. OKRĘTOWNICTWO
17. POLIGRAFIKA I PAPIERNICTWO
18. PRZEMYSŁ CUKROWNICZY
19. PRZEMYSŁ MLECZARSKI
20. PRZEMYSŁ NAFTOWY
21. PRZEMYSŁ SPOŻYWCZY
22. ROLNICTWO
23. TECHNIKA SANITARNA I GAZOWNICTWO
24. TELEELEKTRYKA
25. WŁÓKIENICTWO

Sprzedż w cenie 25 zł odbywać się będzie od 10 grudnia br.:

- w księgarniach „Domu Książki” prowadzących działy techniczne,
- w kioskach „Ruchu” na dworcach kolejowych większych miast,
- w biurach terenowych NOT.



## Nowości z XXVI Salonu Paryskiego

### SAMOLOTY

Spośród wielu wystawionych na 26 Salonie Paryskim samolotów wojskowych i cywilnych w „Nowościach” wspomni się tylko o tych, które dotychczas były mało znane, lub które w ogóle zostały obecnie ujawnione po raz pierwszy. Należą do nich przede wszystkim niektóre z samolotów radzieckich, a mianowicie transportowiec AN 22, samolot pasażerski Tu 134 i naddźwiękowy samolot pasażerski Tu 144. Samolot AN 22 (rys. 1) był opisywany w prasie codziennej, można więc tylko przypomnieć, że jego rozpiętość wynosi 64 m, długość 55 m, ciężar całkowity około 250 T, a udźwig przy zasięgu 5000 km i prędkość około 730 km/h — 80 T. Jest on napędzany czterema turbinowymi silnikami śmigłowymi o mocy 14800 eKM, zaopatrzonymi w śmigła przeciwbieżne. W wersji „autobusu powietrznego” AN 22 ma zabierać 700 pasażerów. Samolot pasażerski na średnie i krótkie trasy Tu 134 (rys. 2) może przewozić 64 lub 72 pasażerów z prędkością przelotową 900 km/h. Jest napędzany dwoma zabudowanymi po bokach ogonowej części kadłuba, silnikami dwuprzepływowymi Sołowiew D30 o ciągu 6800 kG. Samolot ten jest przeznaczony do przelotów na trasach o długości od 500 do 3000 km; jego długość startu przy maksymalnym ciężarze całkowitym 38 000 kG wynosi tylko 700 do 800 m. Duże zaskoczenie wywołało pokazanie modelu radzieckiego naddźwiękowego samolotu pasażerskiego Tu 144 (rys. 3), który według oficjalnych wypowiedzi ma odbyć pierwszy lot w roku 1968. Samolot ten przypomina swym układem samolot „Concorde”, różni się jednak tym, że silniki

zostały zabudowane pod kadłubem, nie zaś pod skrzydłem. Ciężar całkowity wynosi 130 T, prędkość przelotowa 2590 km/h, długość startu 1900 m, zasięg 6500 km.

Na wystawie pokazano szereg modeli dużych samolotów pasażerskich prze-

cepcji samolotów STOL Br. 941 i Br. 942. Jest to Br 944 na 150 pasażerów i Br 946 na 250 pasażerów. Samolot Br 944 (rys. 4) ma być wyposażony w cztery turbinowe silniki śmigłowe General Electric T64 o mocy 4500 KM. Jego ciężar całkowity wynosi 60 T, ciężar han-



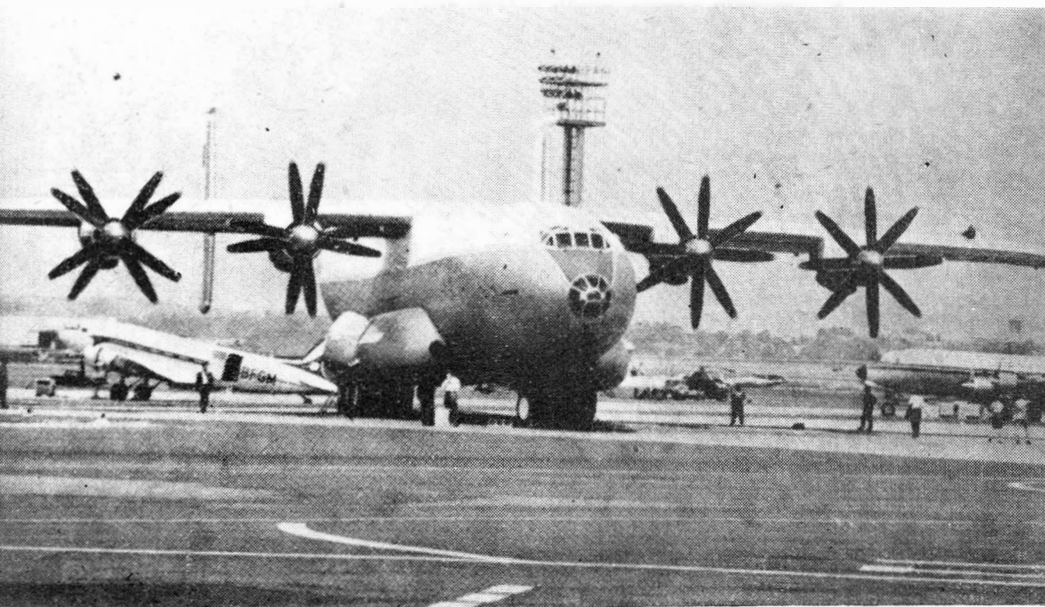
Rys. 2

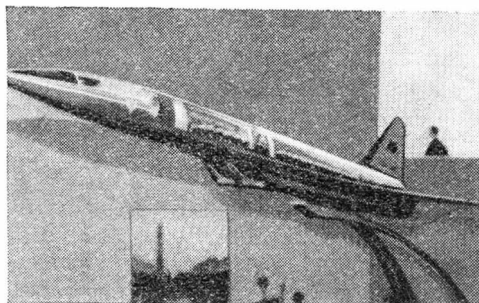
znaczonych do przelotów na krótkich trasach i zapewniających niskie koszty eksploatacji. Samoloty takie zaczyna się określać mianem „autobusów powietrznych” (Airbus). Szczególnie dużo tego rodzaju projektów powstało we Francji. Najwcześniejszym jest Sud Aviation „Galion”, obliczony na 210 pasażerów i stanowiący wersję rozwojową „Caravelle”, z tą różnicą, że silniki są zabudowane pod skrzydłem. Firma Breguet wystawiła trzy modele „autobusów”, z których dwa są oparte na kon-

dłowy 15 T, długość startu 950 m, prędkość przelotowa 500 km/h, zasięg maksymalny 2000 km. Do napędu samolotu Br 946 (rys. 5) przewiduje się cztery silniki Rolls-Royce „Tyne” o mocy 6000 KM, które zapewnią mu prędkość przelotową 550 km/h. Trzeci projekt Bregueta — Br 124 — jest samolotem odrzutowym z czterema silnikami Rolls-Royce „Spey”, zabudowanymi na wspornikach pod skrzydłem. Samolot ten ma przewozić 250 pasażerów. Firma Handley Page ujawniła swe prace nad samolotem HP 134, przy projektowaniu którego wykorzystuje się doświadczenia zdobyte dzięki samolotowi HP 115 o układzie smukłej delty. Samolot HP 134, napędzany trzema silnikami odrzutowymi, ma mieścić 154 pasażerów wyłącznie w obrysie skrzydła. Jego ciężar całkowity wynosi 46 720 kG, rozpiętość 17,64 m i długość 28,90 m. Bezpośrednie koszty eksploatacyjne mają być o 15÷20% niższe od kosztów samolotów o konwencjonalnym układzie. Istnieją również projekty przerebienia na „autobus powietrzny” samolotu transportowego C. 160 „Transall” (124 pasażerów) i samolotu transportowego Canadair CL-94 (214 pasażerów).

Nowe projekty można również zanotować w zakresie samolotów „dostawczych” (małych samolotów pasażerskich na krótkie trasy), samolotów wielocelowych oraz samolotów gospodarczych. Do samolotów „dostawczych” należy opracowany wspólnie przez firmy Marcel Dassault i Sud Aviation samolot „Mercure” 30—24 na 48—56 pasażerów (na wystawie pokazano makietę naturalnej wielkości). Jego ciężar całkowity wynosi 21,7 T, prędkość przelotowa

Rys. 1





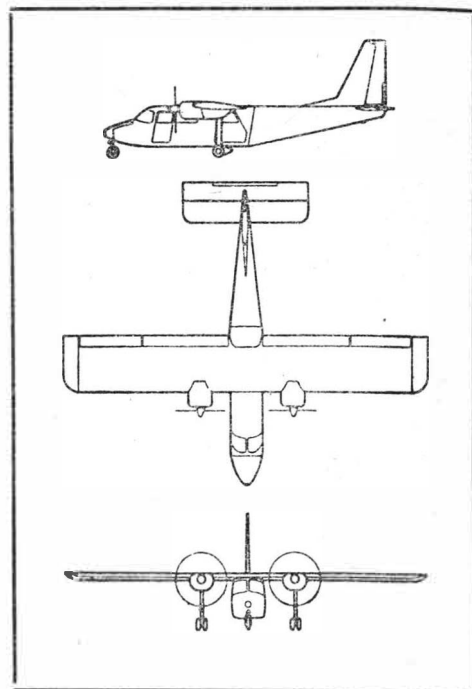
Rys. 3

865 km/h, długość startu 1170 m i zasięg maksymalny 4200 km. Do napędu mają być zastosowane dwa silniki dwuprzepływowe Rolls-Royce „Spey

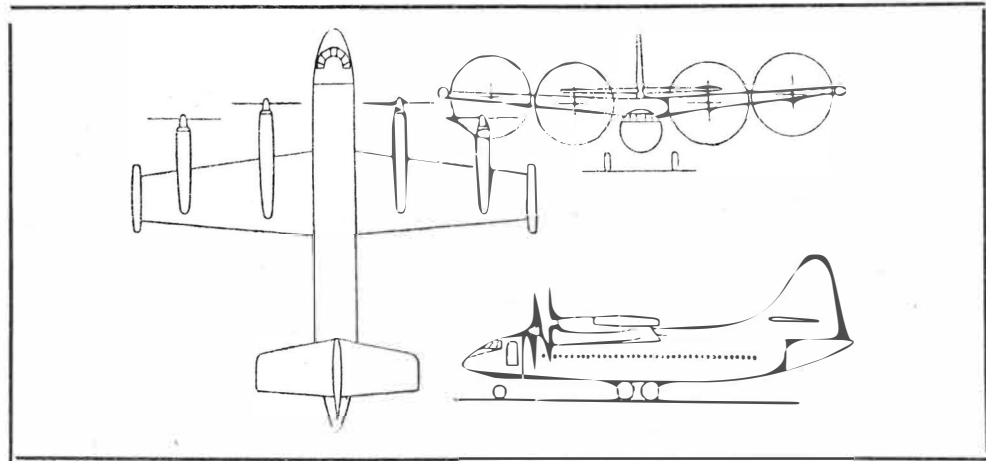
prostotą zwraca również uwagę samolot wielocelowy Britten-Norman BN-2 z dwoma silnikami tłokowymi Rolls-Royce/Continental 10-360 o mocy 210 KM (rys. 6).

Jeżeli chodzi o cywilne samoloty pionowego startu, to Francuzi pokazali model samolotu pasażerskiego z przechylnymi obudowanymi wentylatorami Nord Aviation „Rocade” (rys. 7), a Niemcy — model samolotu pasażerskiego i transportowego VFW VC 400 z dwoma przestawialnymi skrzydłami w układzie tandem i z czterema silnikami turbinowymi Lycoming T55 o mocy 3400 KM. Samolot ten ma być stosowany również do celów wojskowych.

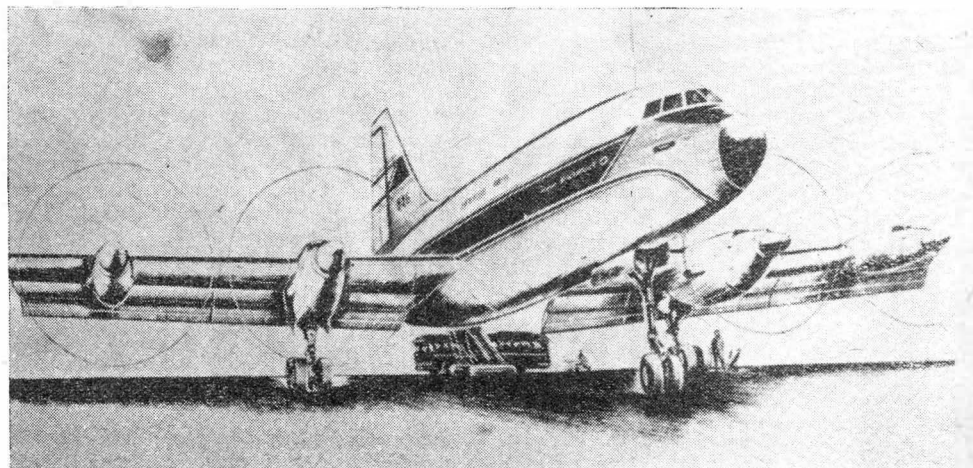
Z samolotów wojskowych należy wymienić projektowany obecnie wspólnie przez Francję i Anglię w ramach pro-



Rys. 6



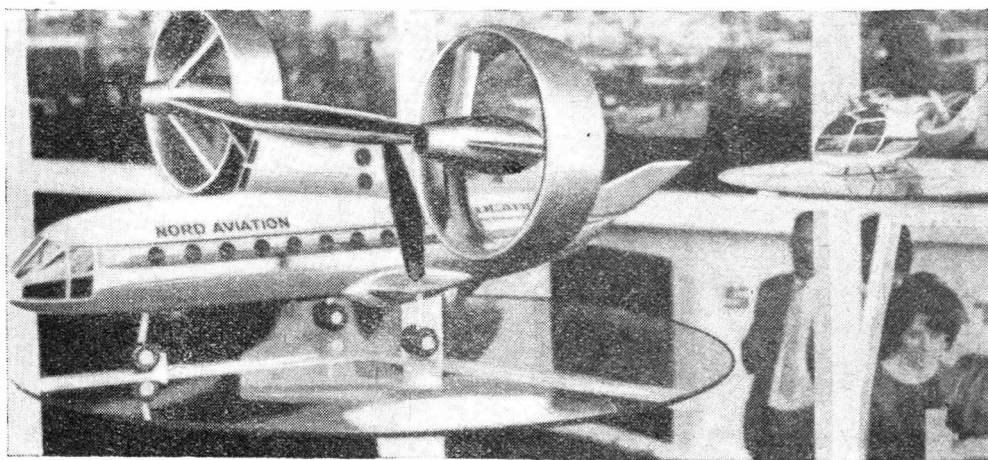
Rys. 4



Rys. 5

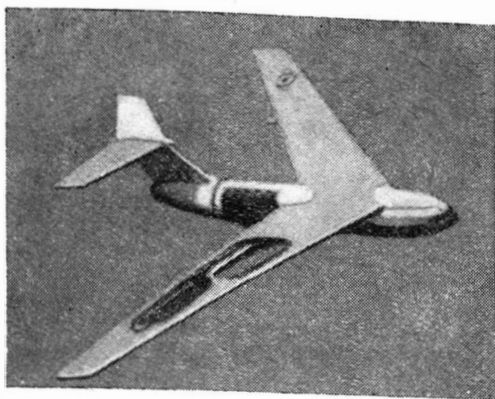
gramu ECAT samolot Breguet/BAC 121 „Jaguar”, który jest równocześnie samolotem treningowym i szturmowym. Na wystawie pokazano model tego samolotu — budowa prototypu ma się rozpocząć w roku 1966. Samolot będzie napędzany dwoma silnikami dwuprzepływowymi RB 172-T 260 o ciągu z dopalaniem 2900 kG (silnik RB172-T260 jest rozwijany wspólnie przez firmy Rolls-Royce i Turbomeca). Ciężar całkowity samolotu „Jaguar” wynosi 8000 kG, ciężar ładunku 600 kG, prędkość przelotowa 900 km/h, prędkość maksymalna 1800 km/h ( $Ma = 1,8$ ), długość startu 600 m, zasięg maksymalny 5000 km. Wynik intensywnych prac firmy Marcel Dassault nad zagadnieniem zmiennej geometrii skrzydła można było oglądać w postaci modelu samolotu „Mirage” IIIG. Do samolotu tego jest przewidziany silnik dwuprzepływowy SNECMA TF-306 o ciągu 9300 kG z dopalaniem. Wytwórnia Handley Page wystawiła model strategicznego samolotu transportowego HP 135 (rys. 8). Jest on przeznaczony do przewożenia ładunków o ciężarze 45 T na odległość 13 500 km z prędkością  $Ma = 0,875$ . Osiągi te ma zapewnić laminaryzacja przepływu wokół większej części skrzy-

Junior” o ciągu 3960 kG. Samolotem konkurencyjnym w stosunku do „Mercurie” jest Hawker Siddeley HS 136. Wystawiono poza tym modele opisywanych już w „Nowościach” samolotów Siebel SIAT 311A (na 17 pasażerów) i VFW 614 (na 40 pasażerów) z dwoma silnikami dwuprzepływowymi Lycoming PLF1B-2 o ciągu 2365 kG i stosunku wydatków 6:1. Z samolotów gospodarczych na wzmiankę zasługuje amfibia Canadair CL-215, której głównym zastosowaniem ma być zwalczanie za pomocą „bomb” wodnych pożarów lasów. Może być również używana jako samolot pasażerski (na 30 pasażerów), rolniczy i ratowniczy. Jest napędzany dwoma silnikami tłokowymi w układzie gwiazdy Pratt and Whitney R2800-51M4 o mocy 2050 KM. Swą



Rys. 7



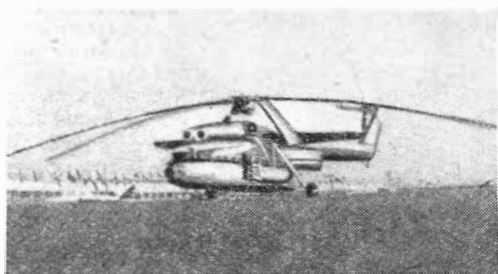


Rys. 8

dła o dużym skosie. Silniki będą zabudowane w ogonowej części kadłuba i będą zasysać powietrze z jego warstwy przyściennej przez pierścieniowy chwyt powietrza, co przyczyni się do poprawienia opływu kadłuba.

### ŚMIGŁOWCE

Rosjanie pokazali trzy śmigłowce: największy śmigłowiec świata Mi6, śmigłowiec pasażerski Mi8 i latający dźwig Mi10. Śmigłowiec Mi6 nie jest śmigłowcem nowym, jednak jego dane są mało znane, dlatego wydaje się celowe ich przytoczenie: ciężar całkowity 42,5 T, ciężar ładunku 12 T (lub 65 pasażerów), średnica wirnika 35 m, prędkość maksymalna 300 km/h, prędkość przelotowa 250 km/h, pułap praktyczny 4500 m, zasięg 200÷635 km. Śmigłowiec jest napędzany dwoma silnikami turbinowymi TB-2BM o mocy 5500 KM konstrukcji Sołowiewa. Śmigłowiec Mi8 (rys. 9) ma 28 miejsc pasażerskich, jego ciężar całkowity wynosi 12 T, ciężar handlowy 4 T, prędkość przelotowa 230 km/h, pułap praktyczny 4000 m, zasięg 400 km. Napęd stanowią dwa silniki turbinowe Izotowa TB-2-117 o mocy 1500 KM. Śmigłowiec jest wyposażony w automatycznego pilota. Latający



Rys. 9



Rys. 10

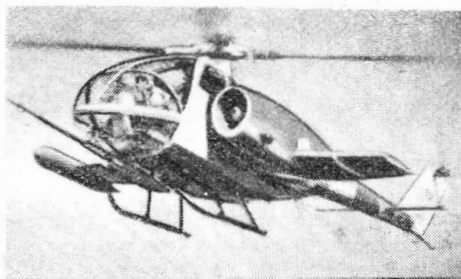
dźwig Mi10 (rys. 10) jest odmianą śmigłowca Mi6, jego maksymalny ciężar całkowity wynosi 43 T, a udźwig 15 T. Ładunek 12 T może przemieścić na odległość 250 km z prędkością 180÷200 km/h. Osiąga pułap 3000 m. Ustanowił trzy rekordy, m.in. wynosząc ładunek 25 015 kG na wysokość 1830 m.

Ze śmigłowców zachodnich należy wymienić lekki śmigłowiec obserwacyjny Hughes OH-6A (rys. 11), zwycięzcę konkursu LOH. Jest to czteroosobowy śmigłowiec o ciężarze całkowitym 1240 kG, udźwigu 424 kG i zasięgu 555 km; prędkość maksymalna wynosi 274 km/h, prędkość przelotowa 232 km/h. Jest napędzany silnikiem Allison T63-A-5, którego ciężar przy



Rys. 11

mocy 317 KM wynosi tylko 61,6 kG. Opracowano również pięciomiejscową wersję cywilną tego śmigłowca. Duże zainteresowanie wzbudzał prototyp kombinowanego śmigłowca Lockheed XH-51A (rys. 12), zbudowanego w ramach programu rozwoju śmigłowców z wirnikiem o sztywno zamocowanych łopatkach. Śmigłowiec jest zaopatrzonej



Rys. 12

w skrzydło o niedużej powierzchni i dodatkowy napęd za pomocą turbinoowego silnika odrzutowego Pratt and Whitney J60-P-2 o ciągu 1360 kG. Wirnik natomiast jest napędzany silnikiem turbinowym PT6 o mocy około 500 KM. Śmigłowiec ten ustanowił rekord prędkości dla śmigłowców, osiągając prędkość 437 km/h.

Włosi wystawili makietę śmigłowca na 15 pasażerów Agusta AB205 „Iroquois”, stanowiącego odmianę amerykańskiego śmigłowca Bell „Iroquois” i napędzanego dwoma silnikami Turbomeca „Astazou” X o mocy 612 KM;

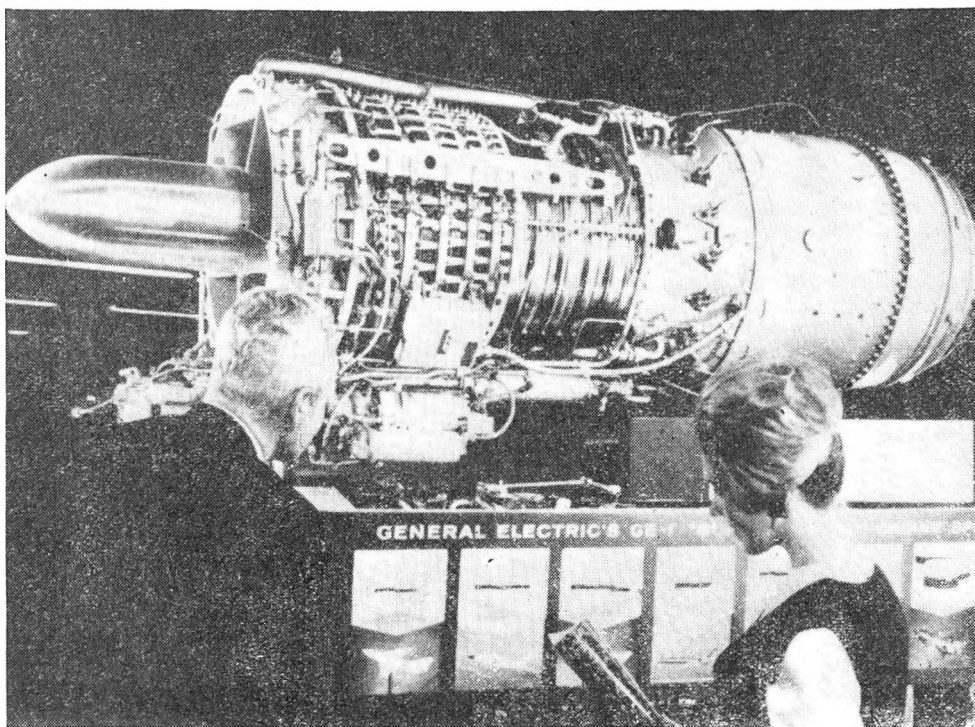
model śmigłowca na 7 pasażerów Agusta A109 z silnikiem „Astazou” XII o mocy 700 KM i śmigłowiec transportowy Agusta A101G, napędzany trzema silnikami Bristol Siddeley „Gnome” o mocy 1400 KM i mogący zabrać 35 osób.

### SILNIKI

Ostatni Salon Paryski stał się odzwierciedleniem rozwoju, jaki dokonał się w ostatnich latach w dziedzinie lotniczych silników turbinowych. Nakłady środków finansowych i technicznych na rozwój i produkcję nowoczesnych silników turbinowych wzrosły w ostatnich latach do tego stopnia, że współzawodniczyć pod tym względem mogą ze sobą tylko cztery największe wytwórnie silnikowe na świecie — General Electric i Pratt and Whitney w Stanach Zjednoczonych oraz Bristol Siddeley i Rolls-Royce w Europie. Jednak obie angielskie firmy muszą współpracować z innymi firmami europejskimi, ponieważ rząd angielski nie jest już w stanie samodzielnie finansować wszystkich tych programów rozwojowych, których realizacja jest konieczna do utrzymania obecnych rynków zbytu. I tak firma Bristol Siddeley rozwija rodzinę silników M45 wspólnie z firmą SNECMA, a Rolls-Royce silnik RB172 wspólnie z firmą Turbomeca oraz silniki RB193 i RB162 wspólnie z firmą MAN (przy rozwoju tego ostatniego współpracuje również Francja). Jak dotychczas, firmy amerykańskie nie przystąpiły do tego rodzaju współpracy z firmami europejskimi, natomiast wytwórnia SNECMA zapewniła sobie licencję i pomoc techniczną w rozwoju pochodnych silnika Pratt and Whitney JTF10, Svenska Flygmotor prawo budowy na bazie silnika JT8D silnika RM8 do samolotu Saab „Viggen”.

Usiłowania wytwórni silnikowych idą obecnie w kierunku dostarczenia na rynek całego szeregu różnych silników, które miałyby wspólną wytwórnię. Dotyczy to silnika General Electric GE-1, którego wytwórnia jest przewidziana do napędu śmigłowców, naddźwiękowych myśliwców, wszystkich rodzajów samolotów pionowego startu i najcięższych wojskowych samolotów transportowych oraz rodziny silników M45. Ta nowa koncepcja ma ułatwić wytwórniom płatowców zastosowanie w odpowiedniej fazie cyklu rozwojowego właściwego silnika.

Silnik General Electric GE-1 (rys. 13) rozwija ciąg 2250 kG, długość jego wytwórni wynosi 1,78 m, średnica 0,61 m. Kierownice pięciu przednich stopni sprężarki mają przestawialne łopatki, przy czym zmiana kąta ich ustawienia odbywa się za pomocą hydraulicznego siłownika. Ilość stopni sprężarki nie jest znana, jest ich jednak prawdopodobnie więcej niż dwanaście. Sądząc na podstawie innych silników General Electric można przypuszczać, że komora spalania jest pierścieniowa, a temperatura przed turbiną wynosi około 1000 °C. Układ sterowania mieści się w małej cylindrycznej obudowie o długości około 25 cm i pochodzi z firm Woodward. Wytwórnię można łączyć z różnymi zespołami, jak dopalacz, turbina napędowa, wentylator silnika dwuprzepływowego, wentylator napędowy lub wentylator nośny, przy czym, w

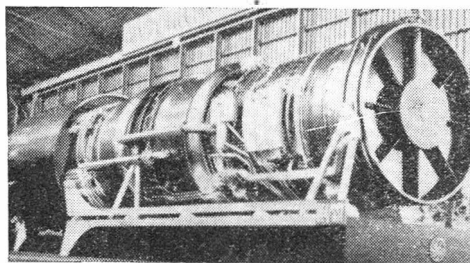


Rys. 13

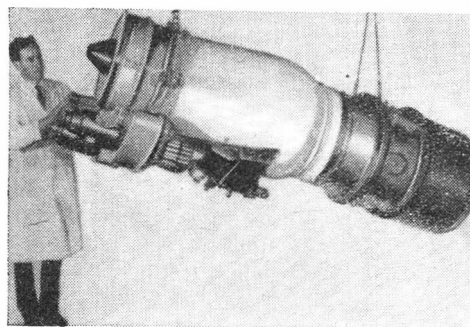
przypadku zastosowania wentylatora napędowego, ciąg silnika można zwiększyć sześciokrotnie. Rozwój silnika rozpoczął się w roku 1961 po przeprowadzeniu przez wytwórnię analizy przyszłych potrzeb rynku. Od roku 1963 poddaje się próbom stoiskowym trzy wersje silnika: silnik jednaprzepływowy, silnik dwuprzepływowy o małym stosunku wydatków i silnik dwuprzepływowy o dużym stosunku wydatków.

Po raz pierwszy pokazano makietę silnika General Electric GE4/J5 (rys. 14) przeznaczonego do naddźwiękowego samolotu pasażerskiego. Próby stoiskowe tego silnika mają się rozpocząć w połowie roku 1966, w roku 1968 mają być gotowe silniki do prototypu samolotu, a w roku 1970 ma być wydane świadectwo zgodności wg FAA. Próby w locie mają się odbywać na samolocie B-58 lub B-52. Ciąg silnika z dopalaniem wynosi 22 500 kG, ciężar bez osprzętu 3675 kG, długość łącznie z odwracaczem ciągu 8,33 m, największa średnica 1,80 m. Sprężarka ma przestawialne łopatki kierownic trzech przednich i czterech tylnych stopni. Komorę spalania i turbinę wypróbowano już na zmodyfikowanym silniku YJ93. Dzięki zastosowaniu nowej techniki chłodzenia temperatura łopatek turbiny nie przekracza temperatury łopatek turbin współczesnych silników. Dysza jest zbieżno-rozbieżna. Wszystkie elementy sterowania silnika są umieszczone w skrzynce zabezpieczającej przed pożarem. Konkurentem silnika GE4/J5 jest silnik Pratt and Whitney STF219, który jednak nie został pokazany na wystawie paryskiej. Wiadomo tylko, że jest to silnik dwuprzepływowy, który ze spalaniem w kanale zewnętrznym rozwija ciąg około 22 000 kG.

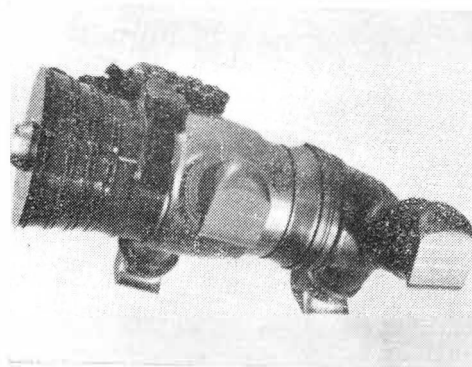
Pierwowzorem silnika GE4/J5 jest silnik YJ93, który został zastosowany do napędu samolotu XB-70. Rozwija on z dopalaniem ciąg 13 600 kG, a ciężar jego wynosi 2300 kG, tj. tylko o 680 kG więcej niż ciężar silnika J79. Całkowita długość wynosi 6,02 m, naj-



Rys. 14



Rys. 15



Rys. 16

większa średnica 1,33 m. Sprężarka ma przestawialne łopatki wieńca wlotowego oraz kierownic trzech przednich i pięciu tylnych stopni. Przesławianie łopatek odbywa się za pomocą hydraulicznych siłowników. Komora spalania jest pierścieniowa, turbina dwustopniowa. W zabezpieczonej przed pożarem skrzynce pod sprężarką znajduje się układ sterowania silnika i dopalacza, układ przestawiania dyszy wylotowej, układ zapłonowy, wymiennik ciepła paliwo-olej i wymiennik ciepła paliwo-olej do urządzeń hydraulicznych.

Firma General Electric ujawniła poza tym dane nowej wersji silnika J79 — silnika J79/J1F — i nowej wersji silnika J85. Ciąg silnika J79 został zwiększony z 7167 kG do 8130 kG z dopalaniem i z 4536 kG do 5384 kG bez dopalania, ciężar wzrósł przy tym z 1615 kG do 1753 kG. Zwiększenie ciągu osiągnięto przez podwyższenie temperatury przed turbiną do 992 °C (z 981 °C), wydatku powietrza do 77 kG/sek (z 73,5 kG/sek) i sprężu do 13,5 (z 12,2). Ciąg silnika J85 został zwiększony o 400 kG, tj. do 2250 kG (z dopalaniem), przy wzroście ciężaru tylko o 17 kG. Nowa wersja silnika ma dodatkowy stopień sprężarki.

Firmy Bristol Siddeley i SNECMA nadały niektóre szczegóły wersji B (Big) silnika „Olympus” 593, opracowanej w związku ze zmianami wprowadzonymi do projektu „Concorde”. Docelowy ciąg startowy wersji B wynosi 15 900 kG, w chwili wprowadzenia samolotu „Concorde” do eksploatacji ciąg startowy będzie wynosił 14 800 kG. Obie firmy wystawiły rozwiniętą wspólnie rodzinę silników M45. Podstawowym silnikiem tej rodziny jest silnik M45A o ciągu 2040 kG przeznaczony do samolotów służbowych. Silnik ma dwuzespołową sprężarkę z czterema stopniami niskiego ciśnienia i siedmioma stopniami wysokiego ciśnienia. Przez dodanie dopalacza powstaje silnik M45B o ciągu 3090 kG. Silnik dwuprzepływowy M45F ma pięciostopniowy zespół niskiego ciśnienia, w tym trzy stopnie wentylatorowe i rozwija ciąg 3000 kG bez dopalania i 5000 kG z dopalaniem. Odmiana M45G — przeznaczona do samolotu „Mirage” III G — ma w stosunku do wersji M45F zwiększony ciąg (3220 kG i 5550 kG) i stosunek wydatków 1,2:1. Spręż wszystkich wersji silników wynosi około 14.

Firma Bristol Siddeley powiadomiła poza tym, że wspólnie z firmą SNECMA pracuje nad dwuprzepływowym silnikiem BS 123, w którym zastępuje się „gorące” zespoły silnika „Olympus” 593, a wentylator silnika BS100. Silnik ten — o stosunku wydatków 3:1 — będzie rozwijał ciąg 14 000÷15 000 kG i będzie stosowany do napędu dużych samolotów pasażerskich.

Firma Rolls-Royce i firma Turbomeca wystawiły makietę silnika dwuprzepływowego RB172/T 260 (rys. 15) do projektu ECAT. Bez dopalania rozwija on ciąg 1900 kG, z dopalaniem — 2850 kG. Ciężar tego silnika (bez dopalacza) wynosi 367 kG, jednostkowe zużycie paliwa 0,70 kG/kGh, spręż 9,6, stosunek wydatków 1:1. Opracowuje się poza tym silnik T 260A (ciąg z dopalaniem 5000 kG, ciężar bez dopalacza 504 kG, spręż 13,6, stosunek wydatków 1,25:1) i



T 260B (ciąg z dopalaniem 5450 kG, ciężar bez dopalacza 509 kG, spręż 14,8, stosunek wydatków 1,7:1). Istnieją również wersje cywilne bez dopalacza.

Firma Rolls-Royce wspólnie z firmą MAN rozwija silnik dwuprzepływowy RB193 (rys. 16) o ciągu 4540 kG. Jest on przeznaczony do samolotu pionowego startu VAK 191 jako silnik napędowy z odchylanymi strumieniami wylotowymi. Przystawialne dysze wylotowe dostarcza firma Bristol Siddeley.

Pokazano po raz pierwszy przekrój silnika RB162, którego łopatkę wirnikową i kierownicze sprężarki oraz jej obudowa są wykonane z tworzyw sztucznych. Najnowsza wersja tego silnika — RB162-31 rozwija ciąg 2450 kG.

Firma Turbomeca zasygnalizowała dalszą wersję silnika „Astazou”, a mianowicie „Astazou” XII o mocy równoważnej 740 eKM i jednostkowym zużyciu paliwa 0,240 kG/eKMh.

Po raz pierwszy pokazano w Europie silnik tłokowy Continental TS10-470 z turbodoładowarką. Silnik ten rozwija moc 260 KM do wysokości 5000 m.

## WYPOSAŻENIE

Więcej jak dwie trzecie wystawców (tj. około 300) na 26 Salonie Paryskim należało do przemysłu wyposażeniowego. Większość pokazanych urządzeń nie była nowa, gdyż nie wystawiono prawdopodobnie najnowocześniejszego wyposażenia. Wystawione urządzenia świadczą o ogólnej dążności wprowadzenia do wyposażenia mikroelektroniki. Daje to nie tylko zmniejszenie ciężaru i objętości, lecz również większą niezawodność pracy, większe okresy międzynaprawcze, dużą dokładność oraz możliwość zautomatyzowania wykonawstwa dzięki zastosowaniu integralnych obwodów. Natomiast w technice sterowania (hydraulika, pneumatyka) zaznacza się rozwój koncepcji „Fluidynamics”, która polega na wykorzystaniu będącej w ruchu cieczy lub gazu do wykonywania określonych funkcji, jak do wzmacniania impulsów i sił, do pomiaru temperatury, do obliczeń, do sterowania i regulacji. Regulacja przepływów odbywa się bez użycia ruchomych organów sterujących, co oznacza ogromne uproszczenie techniki sterowania. Firma Honeywell zastosowała już doświadczalne urządzenia tego typu na samolocie Cessna 310 i na samolocie F-101B oraz na pociskach. W Paryżu firma ta pokazała model działającego silownika, nie mającego ani jednej ruchomej części i będącego punktem wyjścia do projektu automatycznego pilota do śmigłowców.

Salon Paryski odzwierciedlał usiłowania zastosowania przeliczników do śmigłowców. Muszą one uwzględniać prędkości ujemne i poprzeczne i muszą być przystosowane do nawigacji hiperbolicznej. Zwraca uwagę dalszy rozwój przeliczników analogowych, które mimo swych wad w porównaniu z przelicznikami cyfrowymi (mała elastyczność, mała dokładność, mała szybkość działań) znajdują coraz szersze zastosowanie. W dużym stopniu przyczyniają się do tego ostatnie tendencje odwrotu od przeliczników centralnych, które ze względu na pewność pracy wymagają duplikatów. Przeliczniki analogowe nadają się w szczególności do zadań specjalnych (obliczanie danych nawi-

gacyjnych, parametrów powietrza, danych dotyczących zrzutu bomb), które nie wymagają zmiany programu. Zanotować tu należy dwa nowe przeliczniki do bombardowania: BT9R firmy Saab i AN/A5G-22 firmy General Electric. Przelicznik BT9R, zbudowany wyłącznie na tranzystorach, składa się z zespołu balistycznego, zespołu danych atmosferycznych, zespołu raketowego i pulpitu sterującego. Przelicznik ten oblicza konieczny kąt diwergencji i wyzwala automatycznie bomby, przy czym pilot ma do wyboru dwie metody zrzutu bomb: zrzut przy wyrzucaniu z lotu nurkowego lub zrzut przy wyrzucaniu z lotu poziomego na małej wysokości. Zadaniem pilota jest utrzymanie kursu i następnie wyrwanie samolotu w momencie wskazanym przez lampkę sygnalizacyjną. Analogowy przelicznik AN/ASG-22 jest połączony z optycznym celownikiem.

Pokazano nowe rozwiązania przeliczników analogowych do danych atmosferycznych: przelicznik ADC-600 firmy Bendix do samolotów F-111 i „Concorde”, o czułości na ciśnienie na poziomie morza 0,3 m, a na wysokości 24 500 m — 2,4 m, o ciężarze 21 kG i okresie międzynaprawczym 1000 h; przelicznik firmy Smith — zaopatrzony w miniaturowy czujnik ciśnienia, który zapewnia dokładność  $\pm 1,0$  mb.

W ciężkich samolotach bojowych i w samolotach naddźwiękowych znajdują zastosowanie — dzięki dużej pojemności pamięci i wszechstronności — przeliczniki cyfrowe. Nowy przelicznik General Electric A-212 pracuje wg programu składającego się z 60 instrukcji z możliwością dziewięciu zmian adresów ma pojemność pamięci ferrytowej 1024 słów po 12 bitów i wykonuje 166 000 operacji na sek; jego ciężar wynosi 8,1 kG. Przelicznik Elliot ma pojemność pamięci 8192 słów, a przelicznik Autonetics — zbudowany w 90% z integralnych mikroobwodów — od 4096 do 32 768 słów.

Z dziedziny urządzeń nawigacyjnych wymienić należy układ do bezwładnościowej nawigacji SGN-10 firmy Sperry, w który zaopatrzone mają być samoloty Boeing 707 towarzystwa Pan American. Niskie koszty produkcji i obsługi oraz dużą dokładność urządzenia ma zapewnić zastosowanie w platformie bezwładnościowej wirników typu „Rotorace”; platforma jest zaopatrzona w trzy takie wirniki i dwa przyspieszeniomierze i jej błąd ma wynosić 0,01°/h. Dwuczęściowy równoległy przelicznik cyfrowy, składający się z pamięci i arytmometru, odbiera wyniki pomiarowe platformy za pośrednictwem wzmacniacza i oblicza wg stałego programu (pamięć magnetyczna ma pojemność 5632 słów po 21 bitów) położenie, odległość i czas względem dziewięciu wybranych poprzednio punktów, prędkość i kurs względem ziemi, odchylenie od kursu i wskazanie kierunku północnego. Na wskaźniku pilot może odczytywać dane nawigacyjne, korygować położenie i wybierać nowe cele. Z podstawowego modelu można otrzymać dziesięć różnych wersji, np. wersję z pływającymi wirnikami o precesji 0,005°/h. Zamierza się uzyskać dokładność 0,9÷1,85 km/h w przypadku przelicznika cyfrowego i 3,5 km/h w przypadku przelicznika analogowego.

Na uwagę zasługuje również zmianaturyzowany układ Loran-C firmy Sperry. Pracuje on na zasadzie cyfrowej, a jego ciężar dzięki zastosowaniu 900 mikroobwodów o wielkości zapałek został zmniejszony z 45 kG do 9 kG. Układ został poważnie zautomatyzowany i jest obsługiwany tylko przez sześć (zamiast 26) przycisków. W związku z miniaturyzacją 95% obwodów nie tylko zwiększono niezawodność pracy (okres międzynaprawczy 1400 h), lecz również uzyskano bardzo małe wymiary. Cena urządzenia wynosi 30 000 dol.

Ostatnia wystawa paryska wykazała dwie tendencje w rozwoju wojskowego radaru pokładowego: wykorzystanie zalet mikroelektroniki i dążenie do maksymalnej uniwersalności. W związku z takimi tendencjami firma Autonetics wystąpiła z nowymi koncepcjami budowy urządzeń radarowych. Pomysł polega na stosowaniu tylko 18 podstawowych typów integralnych obwodów z cienkich błonek (płytki 24 × 26 mm), z których można wykonać około 75% urządzenia radarowego. Tylko modulator i magnetron radaru nie może być zbudowany z tych obwodów. Zalety takiej koncepcji są następujące: każdy wymagany typ radaru może być złożony z typowych obwodów; koszty rozwojowe typu wypadają znacznie niższe, a czas rozwoju zostaje skrócony poniżej jednego roku; dzięki ograniczonej liczbie typów obwodów obsługa jest prostsza i tansza; niezawodność pracy dzięki obwodom integralnym jest większa; koszty produkcji są niższe dzięki możliwości jej automatyzacji. Według powyższych zasad został zbudowany wielocelowy radar pokładowy M45 i radar do lotów na małej wysokości R47. Radar M45 przy ciężarze 45 kG wykonuje następujące zadania: automatycznie steruje na małej wysokości zgodnie z rzeźbą terenu, ostrzega przed przeszkodami, przedstawia kontury ziemi i jej mapy, mierzy odległość od ziemi, steruje przy ślepm podchodzeniu do lądowania. Ten taktyczny radar jest przeznaczony do samolotu F-111. Podobne urządzenie opracowała firma Westinghouse do kierowania ogniem przechwytywaczy i samolotów szturmowych. Radar ten, zbudowany w trzech wersjach — jedna z obwodami półprzewodnikowymi, dwie z obwodami molekularnymi — i może być dostosowany do różnych zadań przez wymianę zespołów. Dzięki molekularnym obwodom okres międzynaprawczy został zwiększony o 100 h.

Nawigacyjne radary Dopplera — najbardziej autonomiczne urządzenia nawigacyjne — wykazują szybki rozwój. Z pokazanych na wystawie najbardziej interesujący jest radar doświadczalny MODOR firmy Westinghouse, służący do wypróbowania molekularnej elektroniki. Cała elektronika tego radaru z wyjątkiem tranzystorowego oscylatora i anteny jest zbudowana z molekularnych funkcyjnych bloków i ciężar bez anteny, zakrętomierza i silowników wynosi 0,55÷0,60 kG, a jej wymiary wynoszą 5 × 5 × 15 cm. Blok funkcyjny jest równoważny sześciu tranzystorom, dwóm elementom magnetycznym, czterem diodom i 18 oporom. MODOR pracuje jako urządzenie półaktywne w zakresie promieni X.

W. K.



# Obrabiarki sterowane programowo i ich zastosowanie w produkcji

W dniach od 18 do 20 marca 1965 r. odbyła się w Warszawie Krajowa Konferencja Naukowo-Techniczna na temat „Obrabiarki sterowane programowo i ich zastosowanie w produkcji” zorganizowana przez Sekcję Obrabiarek i Narzędzi Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Mechaników Polskich. Celem Konferencji było zapoznanie uczestników ze stanem i kierunkami rozwoju tego tematu w przodujących krajach świata, a na tym tle ze stanem zaawansowania w Polsce, omówienie miejsc zastosowań nowej techniki w obróbce skrawaniem, ekonomicznych i technicznych skutków wprowadzenia nowej techniki do przemysłu, kolejności wprowadzania i problemach z tym związanych. Konferencja trwała trzy dni.

W pierwszym dniu po otwarciu Konferencji odbyły się posiedzenia plenarne z czterema referatami ogólnymi i otwarcie Wystawy Obrabiarek Sterowanych Programowo.

W drugim dniu odbyły się obrady w sekcji użytkowników (technologów) i sekcji wytwórców (konstruktorów).

Trzeci dzień przebiegał pod znakiem demonstrowania pracy wystawianych obrabiarek i sprzętu oraz konsultacji z zakresu „praktycznego” zastosowania nowej techniki.

W obradach Konferencji wziął udział minister przemysłu ciężkiego Zygmunt Ostrowski podkreślając dużą wagę, jaką resort przywiązuje do zagadnień sterowania programowego.

W pierwszym dniu referaty wygłosili: H. Ogrodowski, J. Kaczmarek, M. Szafarczyk i A. Mystkowski, poruszając tematy ogólne i podstawowe. Pierwszy z nich omówił perspektywy rozwojowe polskich obrabiarek sterowanych programowo, a następnie kolejno przedstawiono: techniczno-ekonomiczne problemy i warunki rozwoju OSP (obrabiarce sterowane programowo), obecny stan i tendencje rozwojowe OSP, przegląd prowadzonych prac nad układami sterowania liczbowego obrabiarek. Referaty tej sesji stworzyły tło ogólne obrad nakreślając istotę i wagę problemu, jego proporcje w całości techniki obrabiarkowej, naświetliły dyskusyjne aspekty tematu, podsunęły perspektywy i zalety oraz wymagania i kłopoty związane z opracowaniem, badaniem i wprowadzaniem tej techniki.

W drugim dniu obrady przebiegały równolegle w dwóch sekcjach. W sekcji technologicznej naświetlono wiele problemów szczegółowych wynikających z wprowadzenia obrabiarek sterowanych programowo, a wymagających osobnego potraktowania, wcześniejszego rozwiązania i innego spojrzenia na sam proces obróbki. W tej części przedstawiono między innymi referaty: „Dobór części do obróbki na OSP”, „Zagadnienie budowy i eksploatacji narzędzi skrawających do OSP”, „Niektóre problemy dokładności pomiarów w czasie obróbki...”, „Przewidywany zakres zastosowania OSP w Polsce”, „Zagadnienie przygotowania programu” i inne. Podany został również przykład rozwiązania konkretnego problemu technicznego przez specjalną obrabiarkę sterowaną programowo oraz interesująca próba wprowadzenia jej do przemysłu drogą próbną eksploatacji obrabiarki przez przyszłych użytkowników na terenie wytwórcy pod kontrolą jej konstruktorów.

Na zakończenie drugiego dnia obrad podano ciekawy referat przedstawiciela firmy Ferranti o systemie sterowania MARK IV. W toku burzliwej dyskusji naświetlono wiele niejasnych stron problemu i poruszono wiele kłopotliwych spraw, jak niska jakość i pewność działania układów sterowania, brak specjalistów w dziedzinie eksploatacji obrabiarek i programowania, brak kierunków na wyższych uczelniach obejmujących tę tematykę, rozproszenie obrabiarek w różnych zakładach, brak ośrodków obliczeniowych, konstrukcyjnych, naprawy i konserwacji maszyn.

W sekcji konstrukcyjnej przedstawiono: interesujące referaty dotyczące niektórych rozwiązań i problemów z dziedziny informacji, układów pomiarowych, wyznaczania torów i jednostek napędowych elektrohydraulicznych i tyrystorowych. Przedstawiono również informacje na temat koordynatografów i możliwości ich zastosowań. Sekcja konstrukcyjna prowadziła obrady w piątek i sobotę w sesjach przedpołudniowych. Piątkowe popołudnie dla sekcji konstrukcyjnej i sobotnie przedpołudnie dla sekcji technologicznej przeznaczone były na pokazy i konsultacje na terenie „Wystawy Polskich Obrabiarek Sterowanych Programowo”.

Wystawa o takim tytule zorganizowana została w Polsce po raz pierwszy i była przeglądem polskiej myśli konstrukcyjnej w tej dziedzinie.

Na wystawie prezentowany był szeroki wachlarz obrabiarek sterowanych programowo, o sterowaniu sekwencyjnym i dymensyjnym, z różnymi układami i rozwiązaniami, oraz elementy i sprzęt służący do budowy układów sterowania. Przed bliższym omówieniem wystawianego sprzętu należy jeszcze wyjaśnić podstawową klasyfikację rodzajów i typów sterowania. Układy sterowania dzielą się na dwa rodzaje:

1) sekwencyjne — wyznaczające kolejność i charakter czynności w złożonej operacji obróbczej,

2) dymensyjne — wymiarowe, wyznaczające odległości, drogi i tory przemieszczeń narzędzia względem przedmiotu.

W grupie sterowań dymensyjnych wyróżnia się typy sterowań kolejno, zgodnie ze wzrostem stopnia ich trudności rozwiązania:

a) punktowe — wyznaczające tylko położenia pewnych punktów na powierzchni stołu,

b) odcinkowe — wyznaczające odcinki linii prostych,

c) ciągłe — wyznaczające tory krzywych, po których ma się poruszać narzędzie w stosunku do przedmiotu.

Na wystawie prezentowane były następujące typy obrabiarek i urządzeń:

**Tokarka produkcyjna TPD-50A** ze sterowaniem sekwencyjnym i hydraulicznym układem kopiującym. Służy ona do obróbki wałków odstopniowanych. Czynności operacji zgrubnych sterowane są zderzakami elektrycznymi krańcowymi i warstwowymi na bębnie umieszczonym na kopale. Ostatni zabieg operacji wykończającej sterowany jest kopiałem hydraulicznym z wzorca. Obrabiarka dysponuje czterema prędkościami obrotowymi ustawianymi wstępnie za pomocą przełączników na tablicy rozdzielczej oraz dwoma prędkościami posuwowymi. Maksymalna liczba prac w cyklu automatycznym — 6. Obrabiarka może pracować przy sterowaniu ręcznym. Producent: *Wrocławska Fabryka Urządzeń Mechanicznych we Wrocławiu*.

**Frezarka pionowa wspornikowa FYA-32A** ze sterowaniem sekwencyjnym przeznaczona do produkcji średnich i dużych serii przedmiotów o złożonych kształtach w odcinkach prostych, w układzie prostokątnym. Powierzchnia robocza stołu  $1600 \times 320$  mm. Maksymalna liczba czynności w cyklu — 20. Sterowanie odbywa się za pomocą zderzaka umieszczonych na wymiennych listwach i kołków w selectorach na podstawie kart dziurkowanych. Karta kodowa zawiera program obróbki przedmiotu. Układ sterowania obrabiarki zbudowany jest w oparciu o polską aparaturę teletechniczną. Zmiana obrotów dokonywana jest hydraulicznie, a posuwów — mechanicznie. Dokładność obróbki przy sterowaniu programowym 0,05 mm. Producent: *Zakłady „1 Maja” w Pruszkowie*.

**Frezarka pionowa wspornikowa FYA 40B** z układem sterowania odcinkowego „Fotoster”, w trzech osiach opracowanego w CBKO — *Pruszków*. Przeznaczona do całkowicie automatycznej obróbki przedmiotów o kształtach złożonych w układzie prostych prostokątnych. Powierzchnia robocza stołu  $2000 \times 400$  mm. Program zapisany jest na taśmie dziurkowanej pięćciociętkowej. Układ sterowania ma fotootyczny nadajnik impulsów i licznik rewersyjny. Aktualne położenie, od wybranego punktu, podawane jest za pomocą lampowych wskaźników cyfrowych.

W układzie tym możliwe jest przesunięcie układu współrzędnych w całym zakresie powierzchni roboczej stołu. Przesuwu uzyskuje się za pomocą śrub kulowych napędzanych silnikami hydraulicznymi, które sterowane są elektrohydraulicznymi wzmacniaczami. Maksymalna prędkość posuwu wynosi 700 mm/min.

**Wiertarka WAA 25A z głowicą rewolwerową 6-wrzecionową** w układzie pionowym, dla maksymalnej średnicy wiercenia 25 mm.

Stół obrabiarki sterowany punktowo, w dwóch osiach X i Y z czujnikiem indukcyjnym dla kontroli położenia.

Program wprowadzany jest na dziurkowanej taśmie pięćciociętkowej lub za pomocą nastawników dekadowych. Powtarzalność odczytu odległości 0,01 mm. Prędkość ruchu roboczego zmienna bezstopniowo od 20 do 100 mm/min. Prędkość ruchu stołu 1500 mm/min. Prototyp: *CBKO — Pruszków*.

**Frezarka pionowa wspornikowa FYA 40A** ze sterowaniem programowym ciągłym. Układ sterowania w trzech osiach, tzw. „Numeroblok” z interpolatorem liniowym. Program —

odcinki proste dowolnie zorientowane w przestrzeni. Wprowadzenie programu na taśmie dziurkowanej pięćścieżkowej. Prędkość i wielkość przemieszczeń dowolnie zaprogramowana w każdym kierunku. Wartość elementarnej działki programowania 0,01 mm. Maksymalna prędkość posuwu 1000 mm/min. Z dodatkowym stołem obrotowym, z niezależnym napędem pozwala na programowanie w układzie biegunowym. Na wystawie demonstrowano odtworzenie takiego programu dla wykonania formy do lamp kinoskopowych. Prototyp: *CBKO — Pruszków*.

*Tokarka kłowa TUC 40 A* ze sterowaniem liczbowym ciągłym „Numeroblok” w dwóch osiach. Średnica toczenia 400 mm, długość 1500 mm. Tokarka przeznaczona jest do toczenia bez kopiału, wałków cylindrycznych, wielostopniowych, stożkowych, powierzchni kształtowych obrotowych, wytaczania otworów kształtowych i przedmiotów o znacznych różnicach średnic oraz podcięć z imaka tylnego. Układ ma interpolator liniowy. Działka programowania wynosi 0,01 mm. Dokładność ustawienia sań poprzecznych  $\pm 0,01$  mm. Informacja rejestrowana jest na pięćścieżkowej taśmie dziurkowanej o szerokości 17,5 mm. Maksymalna prędkość posuwu wzdłużnego wynosi 1600 mm/min, a poprzecznego 2500 mm/min.

*Frezarka pionowa wspornikowa FYA 41 WN* ze sterowaniem ciągłym w trzech osiach z taśmy dziurkowanej 5-ścieżkowej. Gęstość zapisu, przeciętnie co 10 mm na obrysie przedmiotu. Dzięki wbudowaniu interpolatorów paraboliczno-liniowych uzyskuje się zagęszczenie punktów informacji umożliwiające uzyskanie dokładności 0,02 mm. Interpolatory pozwalają na wyznaczenie dodatkowych 28 punktów paraboli przeprowadzonej przez 3 punkty zaprogramowanej informacji. Między tymi dwudziestoma ośmioma punktami następuje dodatkowa interpolacja liniowa. Układ sterowania jest układem analogowym napięciowym, gdzie przesunięciu 1 metra odpowiada 10 V amplitudy napięcia zmiennego o częstotliwości 1000 Hz. Układ kontrolny mierzy przesunięcia od punktu początkowego. Istnieje możliwość przesunięcia początku układu współrzędnych w całym zakresie powierzchni oraz korekcja średnicy freza w zakresie: średnica nominalna  $\pm 10$  mm. Geometryczny zakres możliwości obrabiarki to: przesuw podłużny — 840 mm, poprzeczny — 340 mm i przesuw pionowy wrzeciona 150 mm, powierzchnia robocza stołu  $2000 \times 410$  mm. Maksymalna prędkość przesuwu — 700 mm/min. Obrabiarka przeznaczona jest do obróbki przedmiotów o skomplikowanych kształtach przestrzennych. Układ sterowania wykonany w *Instytucie Elektrotechniki w Międzyzlesiu*.

Wśród zespołów i elementów układów sterowania i napędu OSP prezentowanych na wystawie należy wyróżnić:

*Przekładnię śrubową typu „Transrol”* z nakrętką zawierającą planetarny zespół rolek o uzębieniu helikoidalnym produkcji PZO — Warszawa. Sprawność przekładni wyższa od 0,9. Przekładnia służy do przenoszenia ruchu prostoliniowego. Charakteryzuje się wysoką sprawnością, trwałością, możliwością przenoszenia dużych obciążeń i minimalnymi luzami. Zastosowana na frezarkach umożliwia frezowanie współbieżne.

*Jednostki serwonapędowe elektrohydrauliczne* o sile uciążu 2500 kG. W jednostkach tych zastosowano silnik hydrauliczny promieniowy, wzmacniacz elektrohydrauliczny UZD 14, selsyn transformatorowy ST-3 i śrubę kulkową  $\varnothing 32 \times 6$ . Produkcja: *CBKO — Pruszków*.

*Pompkę łopatkową UPLF - 12/25*. Wydatek takiej pompki jednorzędowej wynosi 12 l/min, a dwurzędowej — 25 l/min.  $P_{max} = 64$  atn, a  $n = 950$  obr/min. Produkcja: *CBKO*.

*Filtry, suwaki elektrohydrauliczne do sterowania bezpośredniego w układzie hydraulicznym*.

*Sprzęgła elektromagnetyczne wielopłytkowe różnych typów, przekaźniki do układów sterowania, przekaźniki telefoniczne, wybieraki nowych konstrukcji, silniki synchroniczne, selsyny*.

*Czytnik elektromechaniczny blokowy*, służący do zamiany informacji zakodowanej na taśmie dziurkowanej na zespół sygnałów (liczbowych i pomocniczych) stanowiących pełną informację potrzebną do wykonania określonych czynności.

W odróżnieniu od czytnika seryjnego nie wymaga stosowania układu pamięciowego — elementem pamięci jest odcinek taśmy odczytywany w całości. Czytnik ten stosuje się we wszystkich układach sterowania typu „Numeroblok”. Czas zmiany informacji 400 msek. Prototyp: *CBKO*.

*Czytnik fotoelektryczny seryjny FCO1*. Prędkość odczytu 500 rzędów na sekundę. Seryjną produkcję tych czytników wykonują *Zakłady Urządzeń Elektronicznych „ELWRO” — Wrocław*.

Obrabiarki eksponowane na wystawie realizowały swoje programy dla wybranych elementów, dzięki czemu można było ocenić przebieg ich pracy oraz wyniki. Na podstawie tego przeglądu można stwierdzić, że tematyka sterowania podjęta została w Polsce na szerokim froncie w różnych ośrodkach w kraju. Wskutek tego rozproszenia środków dały się zauważyć duże dysproporcje w zaawansowaniu poszczególnych zagadnień tematu np. duża różnorodność typów układów sterowania, co wprowadza pewne zamieszanie zarówno w planach wytwórców, jak i kłopoty użytkownikom. Drugim mankamentem jest brak sprecyzowanego planu rozwijania tematu sterowania, co objawia się tym, że większość ośrodków postawiła sobie za cel rozwiązanie w pierwszym rzucie najtrudniejszego typu sterowania — sterowania ciągłego. Wobec braku doświadczeń w tym kierunku oraz ominięciu etapów łatwiejszych musiało się to odbić na rozwiązaniach konstrukcyjnych, które obarczone są zarówno błędami konstrukcyjnymi, jak i wykonawczymi. Układy nie są w pełni dostosowane do zadań oraz ich pewność działania jest daleka od doskonałości, między innymi z braku doświadczeń w technologii elementów sterowania oraz ich montażu, co ujawniło się nawet w krótkich demonstracjach pracy na wystawie. Z jednej strony brak pełnych rozwiązań sterowania sekwencyjnego, punktowego i odcinkowego, a z drugiej niedoskonałości sterowań ciągłych wynikających między innymi z zastosowania taśmy 5-ścieżkowej, a nie 8-ścieżkowej umożliwiających zapis informacji do kontroli przebiegu programu.

Brak koordynacji w rozwiązywaniu tego tematu daje się odczuć również w liczbie używanych kodów. Wszystkie te problemy znalazły swój wyraz w podsumowaniu konferencji, stwierdzeniach i wnioskach końcowych. Z ważniejszych należy tu wymienić:

1. Stan zaawansowania polskich obrabiarek sterowanych programowo w stosunku do innych krajów europejskich jest niedostateczny.

2. Przydatność sterowania programowego obejmuje w głównej mierze obróbkę elementów skomplikowanych, dużych, wielooperacyjnych, dokładnych wytwarzanych jednostkowo lub w małych seriach powtarzalnych w dużych odstępach czasu.

3. Większe liczbowo zastosowanie (głównie ze względu na możliwość zastosowania w produkcji seryjnej) przewiduje się dla obrabiarek sterowanych sekwencyjnie.

4. Z obrabiarek sterowanych programowo szczególnie należy preferować wiertarki i wiertarko-frezarki (ciężkie), gdzie podstawowym czasem operacji jest czas tracony na ustawienie, zamocowanie i sprawdzenie.

5. Należy poważnie rozwinąć prace badawcze i laboratoryjne.

6. Przeprowadzić unifikację kodów.

7. Przeprowadzić unifikację zespołów do sterowania programowego.

8. Zapoczątkować prace nad narzędziami do obróbki programowej.

9. Zagwarantować rozszerzenie kadry konstruktorów, technologów i użytkowników. W tym celu należy:

a) utworzyć przy CBK Obrabiarek w Pruszkowie ośrodek szkoleniowy dla wszystkich grup specjalistów z zakresu obrabiarek sterowanych programowo,

b) wprowadzić do programu politechnik wykłady z zakresu OSP.

10. Opracować metodę obliczeń opłacalności wprowadzenia OSP do zakładów pracy.

11. Stosować większą koncentrację obrabiarek przy wprowadzaniu OSP.

Poza tym, sformułowano wiele wniosków szczegółowych mających na celu rozwiązanie fragmentów tematu podstawowego. Należy stwierdzić, że zwołanie Konferencji było koniecznością, a termin był niemal ostatnim dzwonkiem dla uporządkowania tematu o dużym znaczeniu przyszłościowym dla gospodarki narodowej.

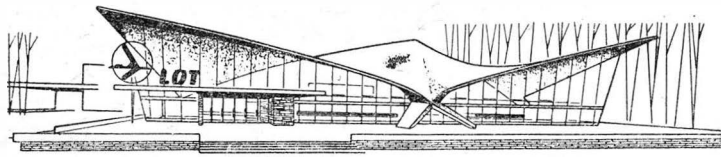
Wydaje się, że poza bardzo celowym zorganizowaniem wystawy należało przewidzieć kilka filmów szkoleniowych z nowej dziedziny techniki, gdyż znaczna część uczestników miała zbyt mało wiadomości w omawianym temacie.

Kilka stosunkowo drobnych niedociągnięć organizacyjnych nie może zmienić opinii, że Konferencja była celowa i wypełniła stawiany jej cel.

Na zakończenie należy dodać, że całość materiałów zgłoszonych na konferencje została opublikowana w nrze 2/1965 miesięcznika *MECHANIK* oraz w pracach Instytutu Obróbki Skrawaniem w numerach: 42, 44 i 45 z 1965 roku.

A. G.

● W przyszłym roku rozpocznie się w Warszawie budowa śródmiejskiego pawilonu obsługi pasażerów PLL „Lot”, zwanego powszechnie „dworcem lotniczym”. Pawilon zlokalizowano na terenie obrzeżonym ulicami: Nowogrodzką, Chałubińskiego i al. Jeruzolim-



skimi. W tym roku zniknęły już parterowe domki i sklepiki. W terminie późniejszym — obok dworca wybudowany będzie wysokościowiec hotelowy.

● „Lot” i „Sport Tourist” propagują lotnicze wycieczki indywidualne za granicę. Ryczałtowa cena obejmuje: przelot (ze zniżką 16,66%), zakwaterowanie i zwiedzanie miasta. Wycieczka w tej formie kosztuje turystę taniej, zaś przedsiębiorstwu lotniczemu pozwala ekonomicznie gospodarować sprzętem.

● Muzeum Techniki NOT w Warszawie obchodzi jubileusz 10-lecia. Z tej okazji należy podnieść zasługi Muzeum Techniki w zakresie

popularyzacji wiedzy lotniczej. W ciągu 10 lat pracy muzeum ponad 30 ekspozycji (na ogólną ilość 140) — poświęcono lotnictwu i kosmonautyce. Tej samej dziedzinie poświęcono 5000 seansów filmowych i 500 prelekcji popularnonaukowych.

● W Birmingham w Anglii odbyły się zawody małych samolotów rolniczych. Pierwsze miejsce w konkurencjach zajął australijski samolot „Vieta Airtourer”, którego konstruktorem jest Polak, inż. Henryk Millicer.

● Lotnictwo rolnicze Argentyny zakupiło w Australii partię samolotów konstrukcji inż. Millicera. Inż. Millicer jest pilotem i wykładowcą na uniwersytecie.

● Polskie lotnictwo gospodarcze okryło się żałobą. Pełniąc służbę na samolocie rolniczym zginął w locie pilot LZUG-APRL mgr inż. Przemysław Bronikowski.

● W codziennej prasie ukazała się wzmianka, że Aeroklub PRL podjął starania o organizację Szybocwowych Mistrzostw Świata w 1967 r. Byłaby to nowa wielka szansa podtrzymania chlubnych tradycji naszych mistrzostw.

● Oddział morski PIHM w Gdyni, który prowadzi różne prace na Bałtyku, otrzyma niedługo pierwszy pełnomorski statek badawczy. Decyzją Ministerstwa Żeglugi do dyspozycji instytutu oddano 300-tonowy lugotrawler „Skowronek”, który po przebudowie i wyposażeniu służyć będzie naukowcom do badań, szczególnie zaś do opracowywania prognoz meteorologicznych.

## NOTATKI ZE ŚWIATA

■ Kongres USA przyznał dotację 511 tys. dol. na prace projektowe na rozbudowę Narodowego Muzeum Lotniczego. Koszty budowy mają wynieść 40 mln dol.

■ W najbliższym czasie około 7000 fachowców lotniczych brytyjskiego przemysłu lotniczego utraciła pracę z powodu redukcji programu w zakresie nowych konstrukcji. Rozważa się możliwość zatrudnienia ich w przemyśle australijskim.

■ W Austrii odbył się II Międzynarodowy Zlot Motoszybowców, zorganizowany przez Aeroklub Austrii. Zlot połączony był z zawodami w różnych konkurencjach.

■ Również w Wiedniu odbyły się międzynarodowe zawody balonowe. Brała w nich udział załoga polska — pil. St. Makne i J. Woźniak — startująca na balonie „Polonez”. Nasi baloniarze odnieśli duży sukces, zajmując w tej imprezie I miejsce (przelecieli największą odległość — 52,6 km); zostawili za sobą załogi: francuską, szwajcarską, zachodniemiecką i holenderską.

■ IATA liczy już 94 członków. Ostatnim przedsięwzięciem komunikacji lotniczej wpisany do rejestru są libańskie linie Trans-Mediterranean Airways.

■ Do ICAO przystąpiła Rumunia, jako piąte — po CSRS, Jugosławii, Kubie i PRL — państwo socjalistyczne.

■ Cywilna komunikacja lotnicza NRD obchodziła swój jubileusz 10-lecia. Przedsiębiorstwo „Interflug” rozwija się pomyślnie; łączy ono obecnie Berlin z 10 stolicami.

■ W Związku Radzieckim wysoko ocenia się zalety śmigłowca W2 w wersji rolniczej. Zabiera on ładunek 1000 kg środków chemicznych i w ciągu godziny wykonuje pracę na obszarze 50 ha. Koszt wysiewu chemikaliów wynosi 10,3 rbl/ha. Wyliczono, że wobec wczesnego rozpoczęcia prac wiosennych (gdy samoloty nie mogą jeszcze startować z lotnisk polowych) praca śmigłowców rolniczych pozwala osiągnąć o około 8% większy plon aniżeli praca samolotów.

■ Poczta Dworca Kazańskiego w Moskwie należy do najbardziej nowoczesnych w Europie. Na dachu budynku urządzone lotnisko, na którym codziennie ląduje specjalny śmigłowiec obsługujący pocztę.

■ Zasada poduszki powietrznej coraz szerzej stosowana jest w pojazdach i maszynach. Oto kilka przykładów.

△ Najnowszym wynalazkiem w dziedzinie techniki ogrodniczej jest kosiarka do trawników na poduszce powietrznej. Kosiarka o ciężarze 13 kg poruszana jest przez silnik o mocy 2,5 KM, który jednocześnie wytwarza poduszkę powietrzną, utrzymującą kosiarkę na wysokości 10 milimetrów nad powierzchnią ziemi. Może ona być zdalnie sterowana.

△ Konstruktorzy maszyn rolniczych w ZSRR zbudowali uniwersalny traktor na gąsienicach poduszkowych, trzy razy szybszy od zwykłego ciągnika tej samej mocy. Nowa maszyna jest cichobieżna i porusza się swobodnie na każdym gruncie. Można ją będzie stosować m. in. na polach, w sadach, winnicach i przy wydobywaniu torfu.

△ Kolejnictwo brytyjskie postanowiło zbudować krótkie między-miastowe linie komunikacyjne, obsługiwane przez wagony-poduszkowce poruszające się z prędkością kilkuset kilometrów na godzinę. Wagony poduszkowce o kształcie aerodynamicznym będą posuwały się po betonowym gładkim torze bez szyn, wzniesionym nad powierzchnią ziemi.

△ Poduszkowiec podjął rywalizację z wodolotem o pierwszeństwo w regularnej obsłudze pasażerskich linii pomiędzy kontynentem brytyjskim a wyspą Wight na wodach Kanału la Manche. W okresie od maja do października wodoloty obsługiwały linię Southampton — Cowes. Poduszkowce obsługiwać mają linię pasażerską Gosport — Ryde, gdzie w roku ubiegłym pomyślnie przeszły rejsy próbne. Angielskie poduszkowce podjęły ponadto obsługę norweskiej linii pasażerskiej na trasie łączącej miasta Alesund — Molde — Andalsnes położone na fiordach.

■ Przemysł lotniczy Południowej Afryki ma rozwinąć taśmową produkcję małego śmigłowca jednoosobowego, nazwanego „Minicopterem”. Zużywa on niewiele paliwa, ma zasięg około 200 km i lądować może na powierzchni kilkunastu metrów kwadratowych.

■ Przed 10 laty w Stanach Zjednoczonych zbudowano metalowy szybowiec 2-miejscowy Prue II. Obecnie ukazała się jego wersja rozwojowa Prue II-A. Szybowiec ma rozpiętość 18 m, ciężar w locie 675 kg. Doskonałość 36 przy prędkości 96 km/h; minimalne opadanie 0,66 m/sek przy 72 km/h. Budowa wersji „A” trwała 3 lata.

■ Japończycy podejmują — konkurencyjną dla USA — produkcję samolotów dyspozycyjnych MU-2. Chodzi o 7-osobowy samolot turbosmigłowy, dwusilnikowy w cenie 250 tys. dolarów. Będzie on więc o 70 tys. dol. tańszy niż tej samej klasy Beech King Air. Amerykańskie władze wojskowe zamówiły już 40 egzemplarzy MU-2. Chłonność rynku cywilnego ocenia się na 250 samolotów w ciągu 4-5 lat.

■ Francuski samolot krótkiego startu i lądowania Breguet 941/942 o ciężarze własnym 13,3 t może zabierać do 60 pasażerów i 7,5 t frachtu. Napęd jego stanowią 4 silniki turbodwusilnikowe. Turbomocna Turmo III D. Długość startu wynosi 175 m, długość lądowania 95 m. Przystosowany jest do lądowania na trawie.

■ Korzyść, jaką przedstawia dokładna znajomość charakterystyk śmigła dla określenia osiągnięć samolotu, spowodowała, że francuski instytut ONERA podjął badania i skonstruował urządzenie do badania śmigieł w skali naturalnej lub 1 : 2. Przeprowadzone próby w tunelu aerodynamicznym S1 Modane-Avrivieux, wykazały że wielki wpływ na wyniki mają elementy samolotu znajdujące się w pobliżu śmigła, jak silnik, gondola, skrzydło itd.

■ Powstał plan zakotwiczenia na Północnym Atlantyku „sztucznych wysp” mających na celu zwiększenie bezpieczeństwa lotów z Europy do Stanów Zjednoczonych i z powrotem. Wyspy składać się będą ze stalowych cylindrów o długości 133 metrów i 5 metrów szerokości. Zainstalowane na nich będą stacje radarowe i krótkofalówki oraz pomieszczenie dla 12-osobowych załóg. Wyspy będą połączone ze sobą i z lądem stałym podmorskim kablem telefonicznym. Koszt budowy jednej wyspy szacowany jest na 10 do



15 milionów funtów, a roczne koszty utrzymania na 200 000 do 300 000 funtów. Budowę prowadzić będzie firma angielska.

■ Koszty nowego sprzętu lotniczego są tak wysokie, że dla ich obniżenia wciąż zawiązują się międzynarodowe kooperacje. Oczywiście nie mała rolę odgrywają tu specjalizacje techniczne kontrahentów.

△ Amerykańskie zakłady Douglas i zachodniemieckie Dornier będą wspólnie budować samolot pionowego startu DO31.

△ Po rozmowach londyńskich między brytyjskim min. lotnictwa, a francuskim min. broni oraz min. transportu i robót publicznych, brytyjski minister obrony zawiadomił Izbę Gmin o podpisaniu francusko-brytyjskiego układu przewidującego budowę dwóch typów samolotów wojskowych. Pierwszy, ponadźwiękowy, przeznaczony jest dla sił powietrznych i lotnictwa morskiego obu krajów. Drugi samolot ma być aparatem o zmiennej geometrii skrzydła zależnie od potrzeb operacyjnych. Sądzi się, że jest on przewidziany do przenoszenia bomb nuklearnych.

△ Nowy typ samolotu pionowego startu (na  $M = 2$ ) zamierzają zbudować Amerykanie wspólnie z Niemcami zachodnimi. W USA budową samolotu zainteresowane są zakłady North American, Republic, Boeing, Northrop i General Dynamics, zaś w NRF zakłady EWR.

△ W bazie lotniczej przekazano Bundeswehrze 210 samolot odrzutowy typu „Starfighter F-104-G. Wszystkie 210 samolotów odrzutowych tego typu zbudowały zachodniemieckie firmy lotnicze „Dornier”, „Heinkel”, „Messerschmidt” i „Siebel”. Bundeswehra otrzyma ogółem 600 samolotów typu „Starfighter”.

■ W celu zbadania opływów samolotu „Concorde” stworzono w tunelu hydrodynamicznym wszystkie warunki odpowiadające warunkom rzeczywistym. Dokonano ciekawych wizualnych obserwacji modelu samolotu typu „Concorde” oraz sporządzono fotografie obrazujące opływy wokół skrzydeł, tworzenie się wirów na jego górnej powierzchni, wpływ silników, stateczników itd. Dowiadania dotyczyły badań opływu samolotu przy małych prędkościach w warunkach startu i lądowania. Zdjęcia zostały opublikowane w „Recherche aérospatiale”, nr 102, 1964.

■ Na 4 odrzutowcach liniowych BEA typu „Trident” zabudowano angielską automatyczną aparaturę „Autoflare” sprowadzającą samolot do lądowania. „Autoflare” ma 3 niezależne samokontrolujące systemy elektroniczne i możliwość, że urządzenie zawiedzie jest zaledwie jedna na 10 milionów. Przed zamontowaniem urzą-

dzenia „Autoflare” na normalnym samolocie pasażerskim dokonano za jego pomocą 12 tys. próbnych lądowań. Wszystkie próby wybrały jego całkowitą niezawodność.

■ Włoski ambasador w Moskwie wręczył radzieckiemu kosmonaucie J. Gagarinowi złoty medal oraz dyplom międzynarodowego stowarzyszenia „Człowiek w Kosmosie” (AIUS) i włoskiego towarzystwa astronautycznego.

■ „Comsat” — to skrót nazwy amerykańskiego przedsiębiorstwa „Communication Satellite Corporation”, właściciela sztucznego satelity telekomunikacyjnego „Early Bird”. Satelita znajduje się na orbicie stacjonarnej (na wysokości powyżej 30 tys. kilometrów) ponad Atlantykiem, między Brazylią i Afryką. Po 3 miesiącach eksperymentalnych transmisji, „Early Bird” rozpoczął normalną służbę pośrednicząc w transatlantycznych programach telewizyjnych i rozmowach telefonicznych. Kosztorys usług satelity przewiduje cenę normalną 4800 dol., zaś w okresie szczytu 5200 dol. za godzinę; wydzierżawienie na miesiąc jednego kanału łączności telegraficznej kosztuje ok. 4000 dolarów.

■ Radziecki satelita telekomunikacyjny „Molnia-1”, umieszczony na orbicie wokółziemskiej pośredniczy obecnie w zwykłych rozmowach telefonicznych między Moskwą i Władywostokiem. Odległość między tymi miastami wynosi ok. 10 tys. km. Mikroksiężyc umożliwia również regularną cotygodniową wymianę programów telewizyjnych między Moskwą i Władywostokiem.

■ Szybki rozwój komunikacji lotniczej wymaga przeprowadzenia w porcie lotniczym w Ferihegy w Budapeszcie powiększenia budynku dla pasażerów oraz pola startowego. Odpowiednie plany lotniska opracował zespół inżynierów biura planowania budowy ulic i kolei żelaznych z zachowaniem widoku z tarasu. Boczne skrzydło lotniska będzie znacznie poszerzone, umożliwi wybudowanie nowych biur oraz specjalnych poczekalni i znaczne powiększenie poczekalni ogólnych. Powiększona również zostanie betonowa płyta startowa, przy czym prace przy przebudowie płyty prowadzone będą w dwóch etapach. W pierwszym etapie przeprowadzone zostaną prace przy powiększaniu pola startowego o 50 000 m<sup>2</sup>, na którym będzie mogło jednocześnie startować jedenaście dużych samolotów pasażerskich.

■ W Damaszku powstaje nowoczesny port lotniczy wyposażony w dwa pasy startowe długości 3,2 km. Budowę zaplanowano na 2,5 lat.

■ W Bułgarii — w Burgas nad Morzem Czarnym otworzono nowe lotnisko międzynarodowe, przyjmujące znaczny ruch międzynarodowy.

## PRZED V KONGRESEM TECHNIKÓW...

XII Sekcja V Kongresu Techników Polskich zorganizowała spotkanie z redaktorami prasy technicznej. Poszczególne referenci Sekcji omówili dorobek NOT i stowarzyszeń naukowo-technicznych w okresie ubiegłego dwudziestolecia, kierunki rozwoju ruchu stowarzyszeniowego i tezy do dyskusji przedkongresowej. 12.XII.1945 r. odbyło się pierwsze posiedzenie władz Naczelnej Organizacji Technicznej, która wówczas liczyła 11 tys. członków. Dziś NOT zrzesza 211 tys. członków, zorganizowanych w 19 stowarzyszeniach i 7000 kołach. W okresie gdy w gospodarce naszej występował deficyt kadr technicznych — z inicjatywy i przy aktywnym współudziale NOT zorganizowano: 6 wieczorowych szkół inżynierskich, 9 wydziałów wieczorowych przy politechnikach oraz 11 wydziałów zaocznych, które — łącznie z kursami organizowanymi na podstawie ustawy o stopniu inżyniera — do roku 1964 wykształciły 33 943 inżynierów. Na 11 861 kursach słuchowych i korespondencyjnych przeszkolono około 450 000 osób, przeważnie inżynierów i techników. Prowadzono szeroką akcję odczytową. W około 220 000 odczytach uczestniczyło powyżej 7 300 000 osób.

Na podkreślenie zasługuje działalność NOT w zakresie organizacji ośrodków wydawniczych książek technicznych oraz powołanie do życia przedsiębiorstwa Wydawnictwa Czasopism Technicznych. WCT obejmują 53 tytuły periodyków o nakładzie rocznym ponad 5 milionów egzemplarzy.

Momentem przełomowym dla naszych stowarzyszeń było opublikowanie uchwały nr 58/61 Rady Ministrów normu-

jącej współdziałanie organów państwowych z NOT. Drugim ważnym czynnikiem dla rozwoju i podbudowy autorytetu stowarzyszeń jest współpraca ze Związkami Zawodowymi. Program na dziś: objąć współpracą większą liczbę zakładów, zaktywizować działalność SNT w zjednoczeniach i re-sortach.

Objawem niepożądanym jest procentowe zmniejszanie się liczby techników w stowarzyszeniach w stosunku do liczby zatrudnionych w gospodarce narodowej (z 72% — w 1961 r. do 47% — w 1965 r., w tym okresie wzrost liczbowy członków-techników wynosił 33 tys.). Stąd perspektywiczne zadania na 1975 r.: 1) zapewnić dopływ do SNT połowy stanu liczbowego techników (tzn. 307 tys. na planowaną liczbę 615 tys. osób), 2) doprowadzić ogólną liczbę członków SNT do pół miliona.

Program działania na najbliższy okres: zrealizować postulat uznania NOT jako organizacji wyższej użyteczności publicznej, znowelizować uchwałę 58/61 r., określić program pracy dla kół i zapewnić im środki finansowe, opracować kodeks praw i obowiązków członka SNT, zapewnić obronę stanu technika, działalność KP NOT doprowadzić do szczybla powiatu, budować nowe Domy Technika (ostatnio powstało ich 5), wspólnie z CRZZ organizować społeczne pracownie techniczne.

Znając aktywność działaczy NOT — wierzymy, że ambitny program powyższy zostanie zrealizowany. Redakcja i Czytelnicy TL najserdeczniej życzą jego urzeczywistnienia.

# TECHNIKA LOTNICZA

MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW  
MECHANIKÓW POLSKICH

## Roczny spis treści za rok 1965

Autor	Tytuł	Zeszyt	Strona
<b>Zagadnienia ogólnolotnicze</b>			
Lassota S.	Międzynarodowy układ jednostek (SI) obowiązujący w Związku Radzieckim	1	20
Jungowski E.	Gustaw Elffel	1	22
Gołędzinowski A.	„Dni prasy technicznej” na Śląsku	2	51
	Przed Zjazdem Delegatów SIMP	4	85
	Do inżynierów i techników polskich	7	169
Gołędzinowski A.	X-lecie Katedry Technologii Mechanicznej Ogólnej i Lotniczej	9	225
Kerdziński W.	Konferencja prasowa z inż. Olegiem Antonowem	9	247
<b>Aerodynamika i mechanika lotu</b>			
Rowiński R.	Badania eksperymentalne przepływów hipersonicznych, cz. II	1	9
Lewalska E.	Opory interferencyjne układów skrzydeł i gondol silnikowych, c.d.	4	okł.
Lewalska E.	Opory interferencyjne zespołu skrzydło-gondola w układzie śmigła pchającego	6	okł.
Lewalska E.	Opory interferencyjne drobnych części i kształtowników	8	okł.
Gustafson F. B.	Perspektywy rozwoju śmigłowców	10—11	
<b>Silniki lotnicze</b>			
Krajewski H.	Niektóre problemy niestatecznego spalania w komorze silnika raketowego na ciekły środek napędowy, cz. II	1	1
Łyżwiński M., Szczeciński S.	Regulacja ciągu silników raketowych na ciekły środek napędowy	2	42
Bukowski L.	Przyrząd do cechowania dynamicznego tensometrów oporowych w wysokich temperaturach	2	50
Szczeciński S.	Rozruch lotniczych silników turbinowych	3	64
Amanowicz W.	Kolektor szczotkowy ZM-4 do tensometrycznych pomiarów turbin gazowych	3	80
Hultsch M.	Porównanie pod względem ciągu dysz zbieżnych i zbieżno-rozbieżnych, stosowanych w silnikach odrzutowych	5	116
Szczeciński S., Łyżwiński M.	Reduktory turbinowych silników śmigłowych	9	226
Narkiewicz W.	Profil krzywki zapewniający poprawną pracę rozrządu	10—11	252
Litwin T.	Silniki strumieniowe na paliwo stałe	12	
<b>Wytrzymałość</b>			
Bukowski L.	Przyrząd do cechowania dynamicznego tensometrów oporowych w wysokich temperaturach	2	50
Dulęba L.	Siły wewnętrzne konstrukcji płata dzielonego w płaszczyźnie równoległej do płaszczyzny cięciw	5	113
Buch A.	Ocena wytrzymałości zmęczeniowej materiałów konstrukcyjnych i elementów maszyn	6	141
Buć J.	Rzeczywista powierzchnia styku metali	9	238
Koźluk E.	Fizyko-mechaniczne własności konstrukcyjnych tworzyw sztucznych	10—11	okł.
Koźluk E.	Fizyko-mechaniczne własności konstrukcyjnych tworzyw sztucznych	12	okł.
<b>Technologia i materiałoznawstwo</b>			
Gołędzinowski A., Rzecznik W.	Szlifowanie tałmami ściernymi	1	16
Ciszewski A., Radomski T.	Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych, cz. XII. Stopy aluminium	1	okł.
Koźluk E.	Podział i systematyka konstrukcyjnych tworzyw sztucznych	2	okł.
Koźluk E.	Podział i systematyka konstrukcyjnych tworzyw sztucznych	3	okł.
Gołędzinowski A.	Stale stabilizowane	4	120
Sikora M., Kuśmierczyk Cz.	Strukturalne i mechaniczne kryteria oceny jakości blachy i prętów ze stopów PA6 (D1) i PA7 (D16) utwardzanych dyspersyjnie	5	131
Ciszewski A., Radomski T.	Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych, cz. XIII. Stopy aluminium	5	okł.
Ciszewski A., Radomski T.	Dokończenie z zeszytu 5/65	6	okł.
Ciszewski A., Radomski T.	Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych, cz. XIV. Stopy magnezu	7	okł.
Buć J.	Rzeczywista powierzchnia styku metali	9	238
Ciszewski A., Radomski T.	Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych, cz. XV. Stopy magnezu	9	okł.
Marciniak M.	Wpływ obróbki strumieniowo-ściernej na dokładność kształtu i wymiarów oraz na chropowatość powierzchni dźwigara ze stopu lekkiego AWT-1	10—11	265
Koźluk E.	Fizyko-mechaniczne własności konstrukcyjnych tworzyw sztucznych, cz. I	10—11	okł.
Koźluk E.	Fizyko-mechaniczne własności konstrukcyjnych tworzyw sztucznych, cz. II	12	okł.

Autor	Tytuł	Zeszyt	Strona
<b>Konstruowanie maszyn latających</b>			
Dulęba L. Nikol J.	Uwagi o obliczaniu poziomych usterzeń samolotów	2	29
Sznee R. Ząbkowicz W.	Zasady pracy i doboru śmigieł i wirników dla aparatów pionowego startu i lądowania	2	34
Ząbkowicz W.	Samolot TS 11 „Iskra”	3	57
Ząbkowicz W.	Niektóre zagadnienia projektowania układów pomiarowych do prób samolotów w locie, cz. I	3	67
Dulęba L.	Niektóre zagadnienia projektowania układów pomiarowych do prób samolotów w locie, cz. II	4	86
Tomasz S.	Siły wewnętrzne konstrukcji płata dzielonego w płaszczyźnie równoległej do płaszczyzny cięciw	5	113
Goleździnowski A., Madej J. Rudiuk A.	Wpływ kąta wygięcia linii szkieletowej profilu prostych łopatek na sprawność wentylatora osiowego	7	170
Nikol J.	Analiza przedsięwzięć metodą PERT	7	177
Nikol J. Jungowski E.	Kryteria hałasów w lotnictwie na tle hałasów innych środków transportu	7	183
	Nowoczesne śmigła, wirniki i dmuchawy, cz. I	8	197
	Sprostowanie do art. prof. L. Dulęby (zesz. 2/65)	8	224
	Nowoczesne śmigła, wirniki i dmuchawy, cz. II	9	232
	Czy wiatrakowce mają przyszłość?	10—11	285
<b>Osprzęt</b>			
Ząbkowicz W.	Niektóre zagadnienia projektowania układów pomiarowych do prób samolotów w locie, cz. I	3	67
Łękowski M., Perliński J., Woźnicki L.	Cisnieniowy pomiar wysokości i prędkości lotu samolotu w obszarze przydźwiękowym i naddźwiękowym, cz. I	3	74
Amanowicz W.	Kolektor szczołkowy ZM-4 do tensometrycznych pomiarów turbin gazowych	3	80
Ząbkowicz W.	Niektóre zagadnienia projektowania układów pomiarowych do prób samolotów w locie, cz. II	4	86
Łękowski M., Perliński J., Woźnicki L.	Cisnieniowy pomiar wysokości i prędkości lotu samolotu w obszarze przydźwiękowym i naddźwiękowym, cz. II	4	88
Zuchowicz K. Missala T.	Oświetlenie samolotu	4	94
Skonieczny J. Missala T.	Łącza synchroniczne w przyrządach lotniczych, cz. I	5	120
	Zapłonowe świece dużej energii, cz. I	6	148
	Łącza synchroniczne w przyrządach lotniczych, cz. II	6	154
	Sprostowanie do art. W. Ząbkowicza (zesz. 3 i 4/65)	7	176
Lewitowicz J. Cegliński W.	Nowy lotniczy przekąźnikowy układ rozdzielania impulsów	8	203
	Lotnicze prądnice bezszczotkowe prądu zmiennego i stałego	10—11	258
<b>Produkcja</b>			
	Nowości techniczne	1	24
	Nowości techniczne	2	52
	Nowości techniczne	3	83
	Nowości techniczne	4	106
Goleździnowski A.	Stale stabilizowane	5	120
	Nowości techniczne	5	135
Buch A.	Ocena wytrzymałości zmęczeniowej materiałów konstrukcyjnych i elementów maszyn	6	141
Skonieczny J.	Zapłonowe świece dużej energii, cz. I	6	148
	Nowości techniczne	6	161
Tomasz S.	Wpływ kąta wygięcia linii szkieletowej profilu prostych łopatek na sprawność wentylatora osiowego	7	170
	Nowości techniczne	7	188
	Nowości techniczne	8	214
	Nowości techniczne	9	243
	Nowości techniczne	10—11	287
	Nowości techniczne	12	
<b>Komunikacja lotnicza</b>			
Brodzki Z. Rudiuk A.	Sterowanie i kierowanie statkiem kosmicznym	4	99
	Kryteria hałasu w lotnictwie na tle hałasów innych środków transportu	7	183
Gustafson F. B.	Perspektywy rozwoju śmigłowców	10—11	249
Łopatek Z., Smoleński J. Rajpert T.	Projekt lotniska dalekiego zasięgu w rejonie m. Warszawy	10—11	272
	Zwalczanie hałasu wywoływanego przez strumienie gazu spalinyowego, cz. I	10—11	277
Rajpert T.	Zwalczanie hałasu wywoływanego przez strumienie gazu spalinyowego, cz. II	12	
<b>Termodynamika</b>			
Radwański E.	Problemy wymiany ciepła przy dużych prędkościach i na dużych wysokościach	8	205
<b>Nowości techniczne</b>			
		1	24
		2	52
		3	83
		4	106
		5	135
		6	161
		7	188
		8	214
		9	243
		10—11	287
		12	
<b>Przeglądamy patenty</b>			
Madeyski S.		8	218
		10—11	293



Autor	Tytuł	Zeszyt	Strona
	<b>Na półkach księgarskich</b>	3	84
		5	136
		6	165
		8	222
		10—11	294
		12	
	<b>Wiadomości SIMP</b>	2	51
		6	168
		7	193
		8	221
		10—11	295
		12	
	<b>Kronika</b>	1	23
		2	55
		3	82
		4	111
		5	138
		6	167
		7	194
		8	221
		9	248
		10—11	295
		12	
	<b>Przegląd dokumentacyjny lotnictwa</b>	5	139
		7	195
	<b>Pomoce Konstruktorskie Techniki Lotniczej</b>		
Ciszewski A., Radomski T.	Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych, cz. XII. Stopy aluminium	1	okł.
Koźluk E.	Podział i systematyka konstrukcyjnych tworzyw sztucznych, cz. I	2	okł.
Koźluk E.	Podział i systematyka konstrukcyjnych tworzyw sztucznych, cz. II	3	okł.
Lewalska E.	Opory interferencyjne układów skrzydeł i gondol silnikowych	4	okł.
Ciszewski A., Radomski T.	Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych, cz. XIII. Stopy aluminium	5	okł.
Lewalska E.	Opory interferencyjne zespołu skrzydło-gondola w układzie śmigła pchającego	6	okł.
Ciszewski A., Radomski T.	Tabela 30 — ukończenie z zeszytu 5/65	6	okł.
Ciszewski A., Radomski T.	Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych, cz. XIV. Stopy magnezu	7	okł.
Lewalska E.	Opory interferencyjne drobnych części i kształtowników	8	okł.
Ciszewski A., Radomski T.	Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych, cz. XV. Stopy magnezu	9	okł.
Koźluk E.	Fizyko-mechaniczne własności konstrukcyjnych tworzyw sztucznych	10—11	okł.
Koźluk E.	Fizyko-mechaniczne własności konstrukcyjnych tworzyw sztucznych	12	okł.

## SPIS TREŚCI ZA ROK 1965 wg ZESZYTÓW

### Zeszyt 1

H. Krajewski — Niektóre problemy niestatecznego spalania w komorze silnika rakietowego na ciekły środek napędowy, cz. II	1
R. Rowiński — Badania eksperymentalne przepływów hipersonicznych, cz. II	9
A. Gołędzinowski, W. Rzecznik — Szlifowanie taśmami ściernymi	16
Międzynarodowy układ jednostek (SI) obowiązujący w Związku Radzieckim — S. L.	20
Gustaw Eiffel — E. J.	22
Kronika	23
Nowości techniczne	24
Pomoce Konstruktorskie T. L. — A. Ciszewski, T. Radomski: Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych, cz. XII. Stopy aluminium	okł.

### Zeszyt 2

L. Dulęba — Uwagi o obliczaniu poziomych ustereń samolotów	29
J. Nikol — Zasady pracy i doboru śmigieł i wirników dla aparatów pionowego startu i lądowania	34
M. Łyżwiński, S. Szczeciński — Regulacja ciągu silników rakietowych na ciekły środek napędowy	42
L. Bukowski — Przyrząd do cechowania dynamicznego tensometrów oporowych w wysokich temperaturach	50
„Dni prasy technicznej” na Śląsku — A. G.	51
Wiadomości SIMP	51
Nowości techniczne	52
Kronika	55
Pomoce Konstruktorskie T. L. — E. Koźluk: Podział i systematyka konstrukcyjnych tworzyw sztucznych, cz. I	okł.

### Zeszyt 3

R. Sznee — Samolot TS 11 „Iskra”	57
S. Szczeciński — Rozruch lotniczych silników turbiniowych	64
W. Ząbkowicz — Niektóre zagadnienia projektowania układów pomiarowych do prób samolotów w locie, cz. I	67
M. Łękowski, J. Perliński, L. Woźnicki — Ciśnieniowy pomiar wysokości i prędkości lotu samolotu w obszarze przydźwiękowym i naddźwiękowym, cz. I	74
W. Amanowicz — Kolektor szczotkowy ZM-4 do tensometrycznych pomiarów turbin gazowych	80
Kronika	82
Nowości techniczne	83
Na półkach księgarskich	84
Pomoce Konstruktorskie T. L. — E. Koźluk: Podział i systematyka konstrukcyjnych tworzyw sztucznych, cz. II	okł.

### Zeszyt 4

Przed Zjazdem Delegatów SIMP	85
W. Ząbkowicz — Niektóre zagadnienia projektowania układów pomiarowych do prób samolotów w locie, cz. II	86
M. Łękowski, J. Perliński, L. Woźnicki — Ciśnieniowy pomiar wysokości i prędkości lotu samolotu w obszarze przydźwiękowym i naddźwiękowym, cz. II	88
K. Zuchowicz — Oświetlenie samolotu	94
Z. Brodzki — Sterowanie i kierowanie statkiem kosmicznym	99
Nowości techniczne	106
Kronika	111
Pomoce Konstruktorskie T. L. — E. Lewalska: Opory interferencyjne układów skrzydeł i gondol silnikowych, c. d.	okł.

L. Dulęba — Siły wewnętrzne konstrukcji płata dzielonego w płaszczyźnie równoległej do płaszczyzny cięciw . . . . .	
M. Hultsch — Porównanie pod względem ciągu dysz zbieżnych i zbieżno-rozbieżnych, stosowanych w silnikach odrzutowych . . . . .	
A. Gołędzinowski — Stale stabilizowane . . . . .	
T. Missala — Łąca synchroniczne w przyrządach lotniczych, cz. I . . . . .	
M. Sikora, Cz. Kuśmierczyk — Strukturalne i mechaniczne kryteria oceny jakości blachy i prętów ze stopów PA6 (D1) i PA7 (D16) utwardzanych dyspersyjnie . . . . .	
Nowości techniczne . . . . .	
Na półkach księgarskich . . . . .	
Kronika . . . . .	
Przegląd dokumentacyjny lotnictwa . . . . .	
Pomoce Konstruktorskie T. L. — A. Ciszewski, T. Radomski: Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych, cz. XIII. Stopy aluminium . . . . .	

## Zeszyt 6

A. Buch — Ocena wytrzymałości zmęczeniowej materiałów konstrukcyjnych i elementów maszyn . . . . .	
J. Skonieczny — Zapłonowe świece dużej energii, cz. I . . . . .	
T. Missala — Łąca synchroniczne w przyrządach lotniczych, cz. II . . . . .	
Nowości techniczne . . . . .	
Na półkach księgarskich . . . . .	
Kronika . . . . .	
Wiadomości SIMP . . . . .	
Pomoce Konstruktorskie T. L. — E. Lewalska: Opory interferencyjne zespołu skrzydło-gondola w układzie śmigła pchającego, . . . . .	
T. Ciszewski, A. Radomski: tabela 30 — dokończenie z zeszytu 5/65 . . . . .	

## Zeszyt 7

Do inżynierów i techników polskich . . . . .	
S. Tomasz — Wpływ kąta wygięcia linii szkieletowej profilu prostych łopatek na sprawność wentylatora osiowego . . . . .	
Sprostowanie do art. mgr inż. W. Ząbkowicza . . . . .	
A. Gołędzinowski, J. Madej — Analiza przedsięwzięć metodą PERT . . . . .	
A. Rudiuk — Kryteria hałasów w lotnictwie na tle hałasów innych środków transportu . . . . .	
Nowości techniczne . . . . .	
Wiadomości SIMP . . . . .	
Notatki ze świata . . . . .	
Kronika . . . . .	
Przegląd dokumentacyjny lotnictwa . . . . .	
Pomoce Konstruktorskie T. L. — A. Ciszewski, T. Radomski: Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych — Stopy magnezu, cz. XIV . . . . .	

## Zeszyt 8

J. Nikol — Nowoczesne śmigła, wirniki i dmuchawy, cz. I . . . . .	
J. Lewitowicz — Nowy lotniczy przekładnikowy układ rozdzielania impulsów . . . . .	
E. Radwański — Problemy wymiany ciepła przy dużych prędkościach i na dużych wysokościach . . . . .	
Nowości techniczne . . . . .	

Str.		Str.
	Przeglądamy patenty — S. M. . . . .	218
	Wiadomości SIMP . . . . .	221
113	Kronika . . . . .	221
	Na półkach księgarskich . . . . .	222
	Sprostowanie do art. prof. L. Dulęby (zesz. 2/65) . . . . .	224
116	Pomoce Konstruktorskie T. L. — E. Lewalska: Opory interferencyjne drobnych części i kształtowników (dokończ.) . . . . .	okł.
120		
	<b>Zeszyt 9</b>	
	X-lecie Katedry Technologii Mechanicznej Ogólnej i Lotniczej — A. G. . . . .	225
131	S. Szczeciński, M. Łyżwiński — Reduktory turbiniowych silników śmigłowych . . . . .	226
135	J. Nikol — Nowoczesne śmigła, wirniki i dmuchawy, cz. II . . . . .	232
136	J. Buć — Rzeczywista powierzchnia styku metali . . . . .	238
138	Nowości techniczne . . . . .	243
139	Konferencja prasowa z inż. Olegiem Antonowem — W. K. . . . .	247
okł.	Kronika . . . . .	248
	Pomoce Konstruktorskie T. L. — A. Ciszewski, T. Radomski: Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych, cz. XV — Stopy magnezu — c.d. . . . .	okł.
141	<b>Zeszyt 10—11</b>	
148		
	F. B. Gustafson — Perspektywy rozwoju śmigłowców . . . . .	249
154	W. Narkiewicz — Profil krzywki zapewniający poprawną pracę rozrządu . . . . .	252
161	W. Cegliński — Lotnicze prądnice bezszczotkowe prądu zmiennego i stałego . . . . .	258
165	M. Marciniak — Wpływ obróbki strumieniowo-ściernej na dokładność kształtu i wymiarów oraz na chropowatość powierzchni dźwigara ze stopu lekkiego AWT-1 . . . . .	265
167	Z. Łopatek, J. Smoleński — Projekt lotniska dalekiego zasięgu w rejonie m. Warszawy . . . . .	272
168	T. Rajpert — Zwalczanie hałasu wywołanego przez strumienie gazu spalinowego, cz. I . . . . .	277
okł.	Czy wiatrakowce mają przyszłość? — E. J. . . . .	285
okł.	Nowości techniczne . . . . .	287
	Przeglądamy patenty — S. M. . . . .	293
169	Na półkach księgarskich . . . . .	294
	Wiadomości SIMP . . . . .	295
170	Kronika . . . . .	295
176	Pomoce Konstruktorskie T. L. — E. Koźluk: Fizyko-mechaniczne własności konstrukcyjne tworzyw sztucznych, cz. I . . . . .	okł.
177		
	<b>Zeszyt 12</b>	
183	T. Litwin — Silniki strumieniowe na paliwo stałe . . . . .	297
188	T. Rajpert — Zwalczanie hałasu wywołanego przez strumień gazu spalinowego, cz. II . . . . .	302
193	W. Musiał — Zastosowanie rachunku wektorowego do obliczeń kinetycznych wielołożkowych pomp paliwowych zasilających silniki turbinowe . . . . .	306
193	Nowości techniczne . . . . .	311
194	Obrabiarki sterowane programowo i ich zastosowanie w produkcji — A.G. . . . .	316
195	Kronika . . . . .	318
okł.	Przed V Kongresem Techników — W.Z. . . . .	319
	Spis treści za rok 1965 . . . . .	320
203	Na półkach księgarskich . . . . .	324
	Pomoce Konstruktorskie T. L. — E. Koźluk: Fizyko-mechaniczne własności konstrukcyjnych tworzyw sztucznych, cz. II . . . . .	okł.
205		
214		

CZYTAJCIE I PRENUMERUJCIE PRASĘ TECHNICZNĄ

**Tooling for aircraft and missile manufacture. (Oprządkowanie przy produkcji samolotów i pocisków).** Praca zbiorowa pod redakcją F. W. Wilsona. Wyd. Mc Graw-Hill Brook Company inc. New York 1964 r., str. 367, rozdz. 12, rys. 328, tab. 4, poz. iit. 6.

Niezmiernie trudna dziedzina techniki — samoloty i pociski — ma stosunkowo mało publikacji, które stanowiłyby pomoc dla ludzi pracujących przy ich wytwarzaniu. Lukę tę w dużym stopniu wypełni omawiana praca napisana przez dziewięćdziesięciu siedmiu wybitnych specjalistów amerykańskich, reprezentujących prawie wszystkie firmy lotnicze i wytwórnie pocisków i rakiet. Przedstawili oni kompleksowo zagadnienie oprządkowania — od planowania, poprzez wykonanie oprządkowania — aż do produkcji płatowców i rakiet. Przede wszystkim praca powyższa zaznajamia ze wstępnymi rozważaniami i projektami, ocenianiem kosztów, opracowaniem planów uruchomienia nowych samolotów lub rakiet.

Przedstawiono różne prace i zakresy czynności wstępnych, ułatwiające i umożliwiające produkcję, jak trasowanie, typowanie odpowiedniego systemu, oprządkowanie optyczne, projektowanie i budowa przyrządów montażowych itp. Dalsze rozdziały informują o procesach wytwarzania, stosowanych głównie w przemyśle budowy statków kosmicznych, a także traktują o najnowszych metodach obróbkowych i przeróbki plastycznej. W pracy tej podkreślono konstrukcję i funkcje oprządkowania potrzebne w każdej fazie wytwarzania płatowców i pocisków dla lepszego zrozumienia całości kształtu procesu technologicznego.

Ostatnie rozdziały poświęcono scharakteryzowaniu najnowszych metod i procesów technologicznych, jak: formowanie wysokoenergetyczne, magnetyczne i inne, spawanie strumieniem elektronów, skrawanie na gorąco, nawijanie włóknem i oprządkowanie montażowe dla statków kosmicznych. Poruszono również zagadnienia sterowania liczbowego, obróbki chemicznej i ultradźwiękowej.

Praca została pomyślana jako pomoc przy opracowaniu oprządkowania o najwyższych wymaganiach, a jednocześnie dla umożliwienia zapoznania się z zagadnieniami pokrewnymi i towarzyszącymi. Całość opracowano z uwzględnieniem produkcji małoseryjnej, a jednocześnie występowaniu dużej ilości powolnych zmian.

Książka przeznaczona jest dla personelu produkcyjnego, inżynierjino-technicznego i kierującego produkcją w przemyśle lotniczym i budowy statków kosmicznych. Będzie dużą pomocą również dla konstruktorów samolotów i pocisków zarówno w przemyśle cywilnym, jak i wojskowym. Można ją również zalecić technologom innych przemysłów z uwagi na poruszone w niej zagadnienia nowoczesnych metod i procesów technologicznych. A.G.

**D. E. Greene. Production Technology (Technologia).** Wyd. Chapman and Hall, Londyn. 1962, str. 268, rozdz. 8, rys. 167, tab. 2, poz. lit. 119.

Technologia budowy maszyn, mimo stosunkowo młodego wieku, dysponuje już wieloma wartościowymi publikacjami. Ciągłe jednak znajduje się jeszcze na etapie podziału, definicji, określeń. Każda następna pozycja wnosi nowe elementy i prezentuje nowe ujęcia. Takim nowym spojrzeniem na technologię jest omawiana praca. Główną uwagę skierował autor na zagadnienia organizacyjne, elementy pomocnicze i wzajemne powiązania w procesach produkcyjnych. Autor wprowadza określone studium pracy, które następnie rozpatruje jako metodyczną, obiektywną i krytyczną analizę sposobów i warunków, w jakich następuje wykonanie produktu, po której ma nastąpić wprowadzenie udoskonalonych i ekonomicznie uzasadnionych metod wykonania i pomiaru. W dalszej części rozpatrywane są czynniki istotne przy projektowaniu jak: założenia podstawowe i perspektywy rozwojowe, lokalizacja zakładu, zaopatrzenie i dostawy zewnętrzne, budynki i ich układ. Wiele miejsca poświęcono urządzeniom do transportu szczególnie wewnętrznego, a w szczególności: liniom automatycznym, transportom obrotowym, indeksującym, transportom łożyskowemu, kierowania brakami oraz wiórami, a także eksploatacji i konserwacji urządzeń. Osobno zostały ujęte maszyny matematyczne analogowe i cyfrowe, wraz z omówieniem zasad ich pracy, systemów kodowania, sposobu obsługi i osiąganych oszczędności oraz programowania.

Podkreślono warunki konieczne do spełnienia przy wprowadzaniu maszyn matematycznych. Uwzględniono takie aspekty, jak: sterowanie produkcją, maszyny matematyczne w badaniach operacyjnych, sterowanie procesami, optymalne warunki planowania itp. Rozpatrywane są statystyczne metody kontroli jakości, jako narzędzia w sterowaniu produkcją, wykrywania miejsc niedociągnięć i przyczyn oraz jako narzędzie oceny produkcji. Praca przeznaczona jest głównie dla studentów kierunku mechanicznego, dając ogólne podstawy w tematyce produkcyjnej i technologicznej, wykazując wzajemne powiązania między poszczególnymi dziedzinami wiedzy w teorii i praktyce. Z uwagi na przystępny układ może

stanowić dobrą pomoc dla studentów i wykładowców z tematyki technologicznej. Nowe ujęcie i naświetlenie tematu, a zwłaszcza wprowadzenie nowego spojrzenia na sterowanie produkcją i technologią z perspektywy użycia maszyn elektronicznych i nowych procesów pozwala polecić tę pracę również inżynierom zatrudnionym w produkcji. A.G.

**Teoria i konstrukcja balansirówocnych maszyn. (Teoria i konstrukcja wyważarek).** Praca zbiorowa pod redakcją W. A. Szczepietilnikowa. MaszGiz 1963 r., str. 444, część 3, rozdz. 18, rys. 266, tab. 16, poz. lit. 33.

W miarę rozwoju budowy maszyn wzrasta szybkość ruchu poszczególnych elementów, a jednocześnie rosną obciążenia jednostkowe. Mimo tego, maszyny powinny dysponować odpowiednią trwałością. W miarę wzrostu prędkości rośnie udział obciążeń dynamicznych i dla ich obniżenia przedmioty poddaje się wyważaniu; statycznemu, dynamicznemu, a niekiedy nawet zabiegom prostowania dynamicznego.

Drugim powodem coraz szerszego stosowania procesów wyważania jest potrzeba zachowania spokojnej i niehałaśliwej bezdrganiowej pracy oraz przedłużanie rezerwów maszyn. Dla spełnienia tych warunków opracowano wiele typów wyważarek różniących się zasadami pracy, zakresami wielkości wyważanych przedmiotów, dokładnościami i wieloma innymi. Omawiana praca dokonuje sumarycznego przeglądu tego tematu.

Zawartość książki podzielona jest na trzy części: W pierwszej części zgrupowano ogólne zagadnienia teorii wyważarek i urządzeń do wyważania, druga część traktuje o zagadnieniach określenia dokładności wyważania i technologii usuwania niewyważań i wreszcie trzecia obejmuje przegląd nowoczesnych wyważarek.

W bogato ilustrowanej pracy przytoczono wiele interesujących przykładów zastosowania procesów wyważania, z pełną analizą i interpretacją wyników, opartą na teorii i konstrukcji elementów maszyn. Cenne pozycje stanowią tablice zawierające charakterystyki wyważarek radzieckich i innych krajów produkujących ten sprzęt. Dużą użyteczność reprezentują zalecenia dopuszczalnych wielkości niewyważań w zależności od przeznaczenia funkcjonalnego elementów wyważanych, a także od wagi i klasy przedmiotu. Dużo miejsca poświęcono układom pomiarowym tych maszyn, co pozwala na lepszą ocenę możliwości każdego z nich, a także umożliwia poprawną interpretację obrazu wskazań przyrządów rejestrujących. Szczegółowe omówienie rozwiązań konstrukcyjnych pozwala na dokładne poznanie mechanizmu pracy tych maszyn, wybór właściwego rozwiązania do nakreślonych zadań.

Książka przeznaczona jest dla szerokiego kręgu pracowników inżynierjino-technicznych i naukowych zajmujących się zagadnieniem wyważania. Stanowi cenną pozycję w okresie podnoszenia jakości wyrobów przemysłu maszynowego. A.G.

**Drgania i flatter samolotów,** R. H. Scanlan, R. Rosenbaum, PWN 1964 r., str. 438, rysunki, tablice, cena 60 zł. Przekład z jęz. angielskiego R. Romickiego.

Cenne to dzieło stanowi pierwsze w języku polskim monograficzne opracowanie teorii aerosprężystości i zjawiska flatteru. Praca obejmuje wiadomości z zakresu matematyki, mechaniki i sprężystości, niezbędne dla opanowania zagadnień stanowiących treść publikacji. Dla każdego omawianego zagadnienia podano praktyczne metody obliczeń oraz dane konieczne do rozwiązania w postaci wyników liczbowych. M.in. zamieszczono tablice współczynników sił aerodynamicznych, występujących przy drganiach samowzbudnych. Książka przeznaczona jest dla inżynierów i studentów wyższych lat studiów. Z.

**Odczytywanie zdjęć lotniczych,** G. W. Gospodinow, PWN 1964 r., str. 196, rysunki i ilustracje, tablice, cena 22 zł. Tłumaczenie z jęz. rosyjskiego.

Jest to pierwsza w języku polskim książka dotycząca ogólnych podstaw kompleksowego odczytywania zdjęć lotniczych. Zawiera wiadomości o metodach odczytywania zdjęć lotniczych, przede wszystkim o metodzie matematycznego wyrażania treści obrazu, o technice fotograficznej i korelacji, jaka zachodzi między rzeczywistością a obrazem fotograficznym. Z.

**Pilot i samolot,** W. Denisow i R. Łopatin, MON 1964, str. 225, rysunki, schematy, wykresy, cena 22 zł.

Jest to polskie wydanie książki pt. „Lotczik i samolot” (Oborongiz 1962). W dziełku w przystępnej i równocześnie naukowej formie — omówiono współzależność pomiędzy pilotem i samolotem oraz rolę psychofizjologicznych cech człowieka w procesie sterowania. W książce przeanalizowano podstawowe właściwości samo-



lotu jako obiektu sterowania oraz przyrządy i automaty pokładowe — jako źródła informacji dla załogi. Omówiono również aspekty lotów z dużymi prędkościami, na dużych wysokościach i w przestrzeni kosmicznej.

Książka stanowi pożyteczną pozycję dla personelu lotnictwa cywilnego i wojskowego oraz fachowców przemysłu lotniczego. Z.

**Flugzeuginstrumente**, A. Fischer, cz. 13 cyklu die Bücher der Luftfahrtpraxis, wyd. H. Reich, München, 1963 r., str. 196, rysunki, cena 18,80 DM.

Książka zawiera techniczne i praktyczne wiadomości o przyrządach pokładowych użytkowanych wspólnie w samolotach cywilnych i wojskowych. Materiał obejmuje rozdziały poświęcone systemom zdalnego kierowania oraz przyrządom silnikowym i płatowcowym. Z.

**Flugzeughydraulik**, F. Klein, cz. 16 ww. cyklu, 1963, str. 236, cena 16,80 DM.

Na początku książki umieszcza autor informacje z dziedziny fizyki płynów hydraulicznych oraz zarys podstaw mechanicznych i hydrodynamicznych. Omówione w dziele zagadnienia i urządzenia hydrauliki odnoszą się do lotnictwa cywilnego i wojskowego. Z.

**Latające trójkąty**, Z. Jankiewicz, MON — seria „Sowy”, 1964, str. 132, liczne ryciny, cena 12 zł.

Książeczka stanowi encyklopedię samolotów i szybowców bezogonowych (latających skrzydeł). Autor omówił projekty pionierskie (wśród nich PZL. 22, prof. G. A. Mokrzyckiego) i konstrukcje, które przeszły do historii oraz bezogonowce i układy delty doby dzisiejszej (samoloty doświadczalne serii X). Dzieło kończy się interesującymi rozdziałami omawiającymi konstrukcje, które latać będą około 1970 r. (Concorde i naddźwiękowiec USA) oraz projekty perspektywiczne (transportowce atomowe). Z.

Na prośbę służby prasowej OSTIV sygnalizujemy o ukazaniu się książki o konstrukcjach szybowcowych pt. „Die Segelflugzeuge der Welt”, tom I i II tego dzieła można zamówić p.a. London Gliding Club, 3 Cork Street, London W 1, w cenie 1,7 i 4 dol. Z.

**Budynki lotniskowe**, W. Araszkiwicz, PWN, 1963, str. 233, rysunki i tablice, cena 15 zł.

Jest to skrypt dla studentów wyższych szkół technicznych. Autor omawia założenia i ogólne zasady projektowania i budowy dworców, hangarów, warsztatów, magazynów, garaży, budynków gospodarczych i lotniskowych osiedli mieszkaniowych. Z.

**Jahrbuch der Luft- und Raumfahrt 1964**, Südwestdeutsche Verlagsanstalt GmbH, 1963, cena DM 19,80.

Jest to 13 powojenny rocznik tego almanachu, opracowany pod redakcją K. F. Reussa. W dziele ujęto po raz pierwszy w oddzielnej części zagadnienia lotów kosmicznych. Rocznik zawiera wiadomości techniczne według najnowszego stanu wiedzy, usystematyzowane w sposób łatwo dostępny. Prócz zagadnień ogólnolotniczych międzynarodowych, zamieszczono bardzo wiele informacji dotyczących lotnictwa i badań kosmonautycznych w Republice Federalnej. Z.

**From low — speed aerodynamics to astronautics**, T. Kármán, Pergamon Press London — New York, 1963, 82 str., 61 wykresów i fotografii, cena 105 zł (wzorcownia PAN).

Pięknie wydane dzieło należy do serii monografii lotniczych i astronautycznych. Autor omawia termodynamikę gazów oraz zjawiska związane z chemią przy dużych prędkościach i znacznych wysokościach. Dalsze rozdziały poświęcone są problemom gazodynamicznym oraz teoriom przepływów i pól elektromagnetycznych. Z.

**Spacecraft and boosters**, K. W. Gatland, London Iliffe Books Ltd, 1964 r., 296 str, 167 ilustracji, cena 357 zł (wzorcownia PAN).

Jest to pierwsze tego typu encyklopedyczne wydawnictwo poświęcone przeszło 70 amerykańskim i radzieckim konstrukcjom kosmicznym 1961 r. Almanach obejmuje: satelity, pojazdy kosmiczne, rakiety, wyposażenie, wyniki prób. Dane techniczne i konstrukcje wyrzutni, szczegółowe informacje o obiektach, ich wyrzuceniu i osiągnięciach. Doskonałe fotografie i liczne szczegóły budowy (szereg rysunków perspektywicznych zapożyczonych z Flighta) — sprawiają, że dzieło to należy uważać za wzorową w swojej branży pozycję wydawniczą. Z.

**Taschenbuch der Flugkörper, Raketen, Satelliten**, R. Brock, Lehmann, München 1963, 412 str., ponad 600 szkiców i zdjęć, liczne zestawienia i tabele, cena 48 DM.

Jest to wyczerpujący przewodnik po konstrukcjach raket, pocisków i satelitów. Układ jest dwujęzyczny niemiecko-angielski, również miary podano metryczne i w systemie angielskim. Książka zawiera tabele danych technicznych i charakterystyk ciał, podając rodzaje wyrobów i informując o ich zastosowaniu. Dane obejmują ciała produkowane i będące w projektach; wykaz satelitów zawiera wszystkie jednostki wyrzucone od 1957 r. Z.

Tabela 4

Lp.	Nazwa handlowa	Wytrzymałość na		Własności mechaniczne					Własności elektryczne					Współczynnik rozszerzalności cieplnej mm/mm°C	Wytrzymałość cieplna wg Matensisa °C	Przewodność cieplna mW/cm°C
		Rozciąganie kG/cm <sup>2</sup>	Ściskanie kG/cm <sup>2</sup>	Udaralność kGcm/cm <sup>2</sup>	Moduł sprężystości kG/cm <sup>2</sup>	Twardość wg Brinella kG/mm <sup>2</sup>	Ciepłota właściwa G/cm <sup>3</sup>	Chłonność wody %	Współczynnik stratności przy 50 Hz i przy 25 °C	Przenikliwość dielektryczna przy 50 Hz w 25 °C	Oporność w stosunku do skał	Oporność powierzchniowa w 25 °C	Współczynnik rozszerzalności cieplnej mm/mm°C			
1	Epidian 1, 2, 3, 4, 5	600—800	1100—1300	13—20	25 900	20	1,2—1,3	0,3—0,45	0,01	3,3	3,10 <sup>14</sup>	1,4·10 <sup>14</sup>	11,82	60—65·10 <sup>-3</sup>	105—115	0,17
2	Epidian 410	500—600	1200—1400	6—7	—	18	—	0,3—0,45	—	—	—	—	—	110—120	—	—
3	Laminaty szkło epoksyd.	2500—2800	3000	85	25 000—40 000	38—45	1,8	—	0,03	5,1	10 <sup>14</sup>	10 <sup>10</sup> —10 <sup>14</sup>	25	—	100	0,25
4	Laminaty zorientowane	4500—8000	3800—4800	100	25 000—50 000	65	1,9	—	0,03	5,1	10 <sup>14</sup>	10 <sup>10</sup> —10 <sup>14</sup>	25	—	120	0,25
5	Polimal 100, 102, 103, 109	250—600	1000—1800	4,5	28 000—35 000	13—20	1,17—1,23	0,2—0,6	0,01—0,05	3,2	3,10 <sup>14</sup>	1,2·10 <sup>14</sup>	18,6	—	50	0,18
6	Polimal 140	450	—	—	30 0000	18	1,26	0,04	—	—	—	—	—	43	—	0,18
7	Polimal 150, 151	4	—	—	—	47*	—	0,10	0,09	6,0	2,10 <sup>12</sup>	4,10 <sup>15</sup>	10	—	55	0,18
8	Polimal 160, 162	300	1600	5,5	30 000	18	—	0,04	0,01	3,3	3,10 <sup>14</sup>	3,10 <sup>14</sup>	—	—	120	0,18
9	Laminaty szkło-polistrowe	2000—2500	1500—2000	85	28 000—40 000	38—45	1,8	0,10	0,05	5,1	10 <sup>14</sup>	10 <sup>10</sup> —10 <sup>14</sup>	15	—	120	0,25
10	Polimol 164, 165	300	600	—	—	—	1,4	0,10	0,04	3,6	2,10 <sup>12</sup>	3,10 <sup>14</sup>	—	—	120	0,19

\*) Twardość Shora — skala A<sub>2</sub>

Tabela 5

Lp.	Nazwa handlowa	Własności mechaniczne										Własności elektryczne										Własności termiczne			
		Wytrzymałość na		Wydłużenie przy zerwaniu %	Udarność		Moduł sprężystości $KG/cm^2$	Twardość mierzona kulką $KG/cm^2$	Ciężar właściwy $G/cm^3$	Chłonność wody po 7 dniach $mg/100 cm^3$	Współczynnik załamania światła $n_D^{18}$	Oporność powierzchniowa $\Omega$	Oporność właściwa $\Omega$	Współczynnik stratności dielektrycznej	Stała dielektryczna		Wytrzymałość na przebicie $kV/mm$	Trwała wytrzymałość cieplna $^{\circ}C$	Wytrzymałość cieplna w $^{\circ}C$		Przewodność cieplna $cal/cm^2 \cdot sek^{\circ}C$	Współczynnik liniowy rozszerzalności cieplnej			
		Zginanie $KG/cm^2$	Rozciąganie $KG/cm^2$		Bez karbu $cm \cdot KG/cm^2$	Z karbem $cm \cdot KG/cm^2$									przy 50 Hz	przy 10 <sup>6</sup> Hz			przy 50 Hz	przy 10 <sup>6</sup> Hz			Marzena	Vicat	
1	Celuloid	600-700	600	30-50	-	25000	-	1,38	200	1,5	10 <sup>10</sup>	-	-	7-9	-	-	-	58	-	-	101,10 <sup>-6</sup>				
2	Kazenit (galalit)	1000-1800	700-1200	-	20-40	-	1,3-1,4	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	60-65	-	-	-				
3	Métaplex (szkło organiczne)	750	1200	4	20	30000	-	1,2	-	1,49	10 <sup>12</sup>	0,02-0,07	-	3-3,6	-	40	-	180	100	44,10 <sup>-5</sup>	200,10 <sup>-6</sup>				
4	Styropol SC	400	950	-	15-30	30000	1400	1,05	0	1,59	10 <sup>14</sup>	-	-	2,3	2,3	50-70	50	70	90	0,14	60,10 <sup>-6</sup>				
5	Styropol SF	400	1000	-	15-25	30000	1200	1,05	0	-	10 <sup>12</sup>	-	-	2,0	2,0	45-55	60	70	100	0,14	60,10 <sup>-6</sup>				
6	Styropol KT	500	1000-1200	-	25-30	34000	1200	1,05	20	-	10 <sup>14</sup>	-	-	2,5	2,5	50	60	80	105	0,14	60,10 <sup>-6</sup>				
7	Polistyrol 51	300	800-1000	-	10-20	34000	1400	1,09	20	-	10 <sup>14</sup>	-	-	3,1	2,6	25	80	92	125	0,13	60,10 <sup>-6</sup>				
8	Trolit (Cellidor)	700	800	-	10-20	21000	800	1,3-1,35	1100	-	10 <sup>11</sup>	0,023	0,03-0,04	5,0	4,8	20	40	50	90	0,18-0,22	85,10 <sup>-6</sup>				
9	Cellidor Tenite II	430	610	-	120	17000	600	1,20	300	-	10 <sup>13</sup>	0,08	0,017	3,5	3,5	21	-	64	115	0,7	105,10 <sup>-6</sup>				
10	Durethan U	400-550	1700	260	-	13000	800	1,20-1,21	-	-	10 <sup>14</sup>	0,02	-0,04	3,5-3,9	3,5-3,9	-	-	45	160-180	0,28	110,10 <sup>-6</sup>				
11	Makrolen S, E	800	800	40	-	25000	600	1,2	-	-	10 <sup>10</sup>	0,04	0,02-0,05	4-8	3,2-3,5	20	100	92	110	0,3	110,10 <sup>-6</sup>				
12	Ultramid	700-800	1100	60	-	14500	1200	1,13	-	-	10 <sup>13</sup>	0,04	0,02-0,06	4-8	3,5-4	24	100	65	230	0,29	110,10 <sup>-6</sup>				
13	Poliwinit	200-300	-	80	-	-	-	1,36	-	-	10 <sup>13</sup>	0,10	0,06	4	3,4	-	-	67	88	3,9,10 <sup>-6</sup>	80,10 <sup>-6</sup>				
14	Płyty prasowane z miękkiego polichlororku winylu	120	-	120	-	-	-	-	-	-	-	0,10	0,06	7,2	7,0	-	-	-	-	-	-				
15	Rurki izolacyjne z miękkiego polichlororku winylu	100	-	120	-	-	-	-	1	-	-	0,10	0,06	7,2	7,0	-	160	-	-	0,028-0,03	-				
16	Polecel T	7-10	2,5-10	-	-	-	-	0,05-0,15	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-				
17	Winidur	400-600	1100	800	20-50	1000	1000	1,38	-	-	10 <sup>15</sup>	0,10	0,06	4	3,4	-	-	67	89	39,10 <sup>-6</sup>	80,10 <sup>-6</sup>				
18	Stylon powlekany TT-1694	wytrzymałość na rozzerwanie wzdłuż wątku 35 KG paska o szerokości 50 mm:										Wytrzymałość na wielokrotne zginanie ~5000 zgięć, odporność na niską temp.													
19	Teflon	250-320	144	-	-	8,6	1-7	2,2-2,3	-	1,37-1,33	10 <sup>14</sup>	2,0-2,05	2,0-2,05	-	-	59	-	-	110	-	-15 <sup>°C</sup>	8,10 <sup>-5</sup>			