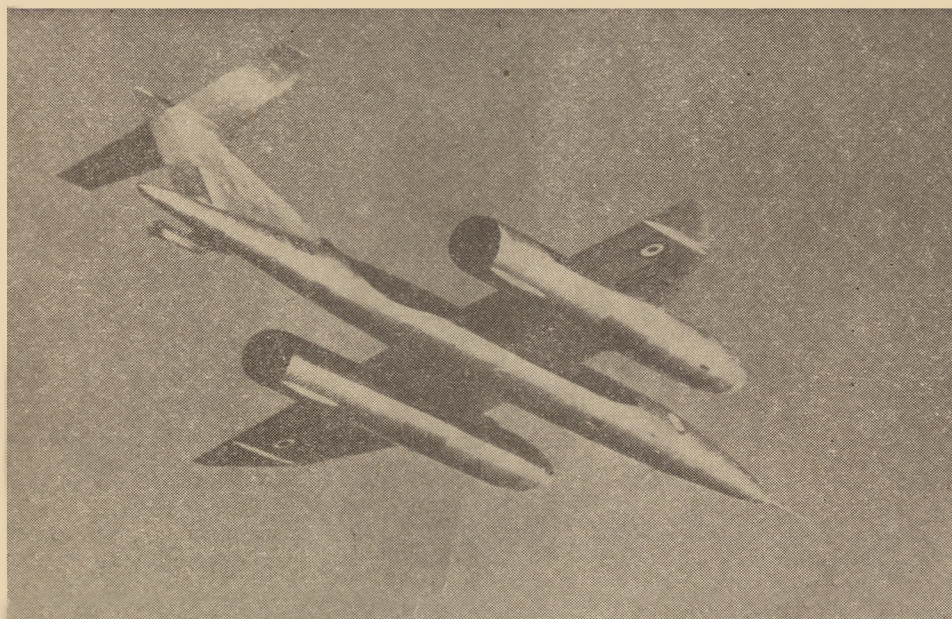


1

# TECHNIKA LOTNICZA

MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA  
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH  
STYCZEŃ 1963



WYDAWNICTWA CZASOPISM TECHNICZNYCH NOT

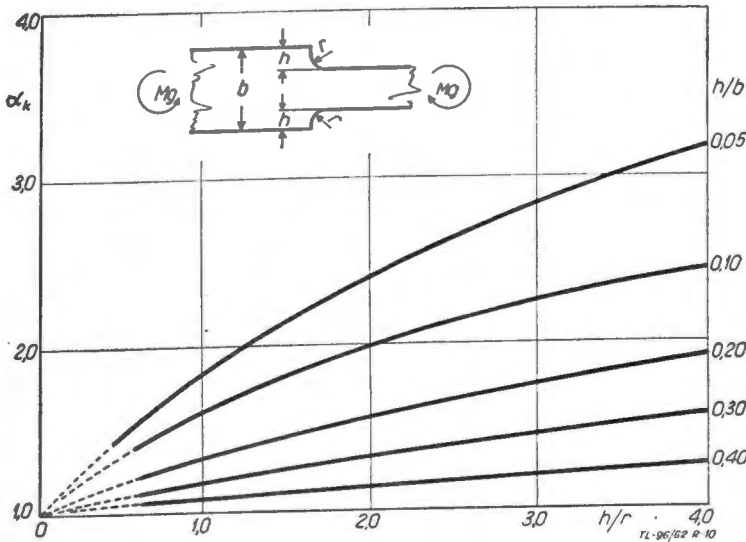
## Geometryczny współczynnik spiętrzenia naprężeń $\alpha_k$

Dokończenie z nr 12/62

Zebrał i opracował mgr inż. Z. Łapiński

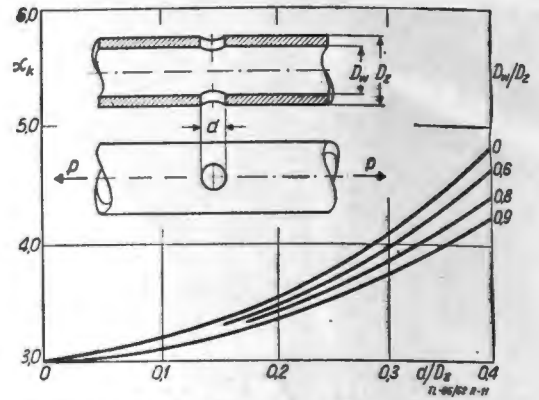
$$\sigma = \alpha_k \cdot \frac{e \cdot Mg}{(b-2h)^2 \cdot t} \text{ kG/cm}^2$$

Oznaczenia wymiarów jak na rys. 9.



Rys. 10. Geometryczny współczynnik spiętrzenia naprężeń  $\alpha_k$  w płaskim, zginanym pręcie z odsadzeniem

Maksymalne naprężenie jest na przejściu, to jest na odsadzeniu i oblicza się je z zależności:



Rys. 11. Geometryczny współczynnik spiętrzenia naprężeń  $\alpha_k$  w okrągłej, rozciąganej rurze z okrągłym otworem poprzecznym

Maksymalne naprężenie jest tuż koło otworu poprzecznego i oblicza się je z zależności:

$$\sigma = \alpha_k \cdot \frac{4 \cdot P}{\pi (D_z^2 - D_w^2)} \text{ kG/cm}^2$$

gdzie  $D_z$  — średnica zewnętrzna rury,  $D_w$  — średnica wewnętrzna rury,  $d$  — średnica otworu poprzecznego w rurze.

### TREŚĆ ZESZYTU

	str.
Dokształcanie kadr technicznych . . . . .	1
B. MIELNIKOWA — Aktualne problemy w dziedzinie paliw do turbinowych silników odrzutowych . . . . .	2
J. JASIEWICZ — Technika pomiarów wielkości kropli cieczy rozpylonej przez wtryskiwacz . . . . .	7
J. KROSZCZYŃSKI — Nowe osiągnięcia w dziedzinie pokładowych urządzeń radiolokacyjnych . . . . .	11
Nowości techniczne . . . . .	15
Nowości patentowe S. M. . . . .	18
Na półkach księgarskich . . . . .	20
Kronika . . . . .	21
Terminologia lotnicza . . . . .	23
Przegląd Dokumentacyjny Lotnictwa . . . . .	25
Spis treści za rok 1962 . . . . .	27
Pomoce Konstruktorskie Techniki Lotniczej — Z. ŁAPIŃSKI: Geometryczny współczynnik spiętrzenia naprężeń (dok.): E. LEWALSKA: Opory tarcia. Opór własny ziaren szorstkości . . . . .	okl.

### CONTENTS

	page
Editorial . . . . .	1
B. MIELNIKOWA — Some present fuel problems of turbo-jet engines . . . . .	2
J. JASIEWICZ — Methods of size measurement of droplets ejected by atomizers . . . . .	7
J. KROSZCZYŃSKI — New achievements in area of airborne radio bearing aids . . . . .	11
Technical News . . . . .	15
Aviation patents — S. M. . . . .	18
On Bookseller's Shelves . . . . .	20
Chronicle . . . . .	21
Aviation Terminology . . . . .	23
Aviation Documentation Review . . . . .	25
Index for 1962 . . . . .	26
Designer's Data Sheets — Z. ŁAPIŃSKI: Geometrical coefficient of the stress concentration (part II) . . . . .	on cover
E. LEWALSKA: Frictional drag — The drag of the roughness gains . . . . .	on cover

### СОДЕРЖАНИЕ

	Стр.
Передовица . . . . .	1
В. МИЕЛНИКОВА: Актуальные проблемы в области топлива для турбинно-реактивных двигателей . . . . .	2
Ж. ЯСИЕВИЧ: Техника измерений величин капель жидкости распыленной форсункой . . . . .	7
Ж. КРОСЗЦЫНСКИ: Новые достижения в области авиационных радиолокационных устройств . . . . .	11
Технические новости . . . . .	15
Патентные новости — S. M. . . . .	18
На книжных полках . . . . .	20
Хроника . . . . .	21
Авиационная терминология . . . . .	23
Документационный обзор авиации . . . . .	25
Перечень содержания за 1962 год . . . . .	27
Конструкторские пособия Авиационной Техники — З. ЛАПИНСКИ: Геометрический коэффициент концентрации напряжений (ч. II) . . . . .	Обложка
Е. ЛЕВАЛСКА — Сопротивление трения — Собственное сопротивление зерен шероховатости . . . . .	Обложка

### NASZA OKŁADKA

Angielski, doświadczalny samolot naddźwiękowy Bristol T. 188



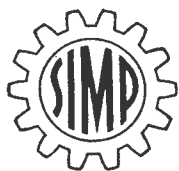
TECHNIKA LOTNICZA — miesięcznik Sekcji Lotniczej Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Mechaników Polskich  
Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT. Redaguje Kolegium: mgr inż. Stefan Sulikowski — redaktor naczelny, Jarosława Berzyska — sekretarz redakcji, mgr inż. Antoni Gołędzinowski, mgr inż. Walerian Kordziński, mgr inż. Stanisław Lassota, mgr inż. Wacław Zaremba — redaktorzy działów

Adres Redakcji: Warszawa, Czackiego 3/5, tel. 674-61.

Adres Administracji: Administracja Czasopism Technicznych NOT, Warszawa, ul. Czackiego 3/5, tel. 6-74-61.

Cena pojedynczego zeszytu 12.— zł Prenumerata roczna 144.— zł Półroczna 72.— zł

PKO Warszawa, konto 1-9-121697 WCT. Zakład kolportażu, Warszawa, ul. Mazowiecka 12.



# TECHNIKA LOTNICZA

MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA  
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH

ROK XVIII

STYCZEŃ 1963 R.

ZESZYT 1

## Dokształcanie kadr technicznych

Rozwój gospodarki narodowej, zagadnienia wzrostu produkcji i wydajności pracy nie dadzą się rozwiązać bez zastosowania najnowszych osiągnięć nauki i techniki, a więc bez intensywnego prowadzenia prac naukowo-badawczych i stosowania ich wyników w technice. Koniecznym z kolei warunkiem dla tego celu jest posiadanie odpowiedniej ilości należycie przygotowanych kadr.

Zagadnienia organizacji nauk technicznych i wykorzystania ich wyników w technice są więc wciąż aktualne. Dokształcanie kadr technicznych z wyższym wykształceniem w okresie planu perspektywicznego było tematem obrad VI Plenum Komitetu do Spraw Techniki.

Szybki rozwój nauk technicznych jest pierwszą przyczyną, dla której powstała konieczność dokształcania podyplomowego. Dokształcanie to — w różnych formach ale w sposób bardzo powszechny — stosowane jest w wielu krajach zarówno obozu socjalistycznego, jak i kapitalistycznych. Dokształcanie kadr technicznych z wyższym wykształceniem jest prowadzone od kilku lat także u nas w kraju, ale w sposób nie zorganizowany. Obecnie powstał już wyraźny problem ujęcia tego zagadnienia w jednolity system, zapewniający mu środki oraz najefektywniejsze ich wykorzystanie.

Problem dokształcania kadr technicznych z wyższym wykształceniem jest kompleksowy. Oznacza to, że dokształcaniu powinni być poddani pracownicy wielu resortów i o różnorodnym charakterze wykonywanej pracy zawodowej, dokształcanie powinno być prowadzone przez wiele instytucji naukowych w Polsce, przy stosowaniu różnorodnych form i czasokresów. Z tych względów powstała konieczność utworzenia międzyresortowej komórki, która opracowałaby system dokształcania kadr technicznych, przewidziała dla tego celu niezbędne formy działania i środki oraz która by po zatwierdzeniu jej propozycji przez Rząd — koordynowała całą akcję.

Dla osiągnięcia celów szkolenia podyplomowego przyjęto następujące formy kształcenia: studia podyplomowe, kursy podyplomowe, kursokonferencje i samokształcenie kontrolowane.

Szczególnie podkreślone zostało samokształcenie jako podstawowa metoda dokształcania we wszystkich jego formach. Jest ono zasadniczym składnikiem każdej z tych form, natomiast może występować w formie samodzielnej pod warunkiem kontrolowania. Najprostszą formą tej kontroli są sprawozdania i referaty w zakładach pracy oraz stowarzyszeniach naukowo-technicznych.

O powadze zagadnienia świadczy liczba przeszkolonych. Orientacyjnie przewiduje się, że w ciągu osiemnastu lat planu perspektywicznego około 200 tysięcy pracowników technicznych zostanie poddanych dokształcaniu w różnych jego formach. Tak wielka liczba dokształcanych, niezależnie od środków, jakie muszą być na ten cel przewidziane, wymaga wielkiej liczby wykładowców o odpowiednich kwalifikacjach. Wynika stąd konieczność włączenia do tej akcji wszystkich pionów organizacyjnych nauki polskiej. A więc Ministerstwa

Szkolnictwa Wyższego, Polskiej Akademii Nauk i instytutów naukowo-badawczych oraz wielu specjalistów pracujących bezpośrednio w przemyśle. Istnieje konieczność podjęcia roli organizatorów dokształcania, obok szkolnictwa wyższego i instytutów naukowych, przez resorty gospodarcze oraz stowarzyszenia naukowo-techniczne. Masowość problemu wywołuje konieczność pomocy w jego rozwiązywaniu ze strony przemysłu i stowarzyszeń naukowo-technicznych w znacznie silniejszym stopniu niż to występowało dotychczas.

W ramach akcji dokształcania kadr technicznych bardzo ważną rolę, obok kursów, konferencji i odczytów, powinna odegrać prasa naukowo-techniczna. **Nie ma lepszej metody przekazywania szerokim rzeszom inteligencji technicznej wiadomości o najnowszych osiągnięciach nauki i techniki — od artykułów zamieszczonych w specjalistycznych czasopismach technicznych.** Czasopisma te podają materiał zarówno dla samokształcenia się poszczególnych inżynierów, jak wykładowców szkolenia zbiorowego, jak i dla personelu technicznego, bezpośrednio wprowadzającego postęp techniczny do produkcji.

Artykuły opracowane zazwyczaj przez najlepszych znawców teoretycznych z danej dziedziny wiedzy technicznej, skrytykowane przez praktyków, stanowią podreęczny, dostępny dla każdego inżyniera — i co bardzo ważne — najnowszy materiał — w minimalnym stopniu skażony błędami. Długi cykl wydawniczy książek technicznych jest przyczyną, że nie można w nich znaleźć najnowszych osiągnięć nauki i techniki, skrypty natomiast, wydawane wprawdzie szybciej, zwykle zawierają wiele błędów.

Tematyką czasopism naukowo-technicznych na poziomie inżynierskim powinny zainteresować się poważnie, odpowiedzialne za dokształcanie kadr, władze resortów, wyższych uczelni i instytutów naukowych. Władze te powinny zgłaszać do redakcji tematykę artykułów w dziedzinach specjalnie ważnych przy dokształcaniu oraz swoje propozycje autorów do opracowania. Artykuły omawiałyby najnowsze osiągnięcia, podając z reguły dostępną literaturę umożliwiającą uzupełnienie wiadomości od czasu zakończenia studiów do chwili bieżącej.

**Stowarzyszenia naukowo-techniczne i koła zakładowe powinny wzmocnić propagandę zwiększenia czytelnictwa czasopism naukowo-technicznych wśród kadr technicznych, podlegających dokształcaniu.**

Wreszcie wszyscy Czytelnicy powinni zgłaszać do redakcji czasopism swoje krytyczne uwagi odnośnie wydrukowanych artykułów, umożliwiając stałe podnoszenie poziomu opracowań i jak najlepszą służbę czasopisma w ważnej akcji doszkalania kadr technicznych.

**O taką właśnie postawę w 1963 roku Komitet Redakcyjny „Techniki Lotniczej” zwraca się do władz resortu, instytucji naukowych i przemysłowych oraz wszystkich Czytelników i Sympatyków czasopisma, którym na sercu leży dalszy szybki rozwój polskiego lotnictwa, realizowany przez wysoko kwalifikowane kadry techniczne.**

# Aktualne problemy w dziedzinie paliw do turbinowych silników odrzutowych

## Wstęp

Wraz z szybkim rozwojem lotnictwa odrzutowego, wyrażającym się wzrostem ilości i prędkości samolotów, pojawiają się nowe zagadnienia paliwowe. Bardzo duże zapotrzebowanie na paliwa łączy się z koniecznością pewnych zmian technologicznych w przygotowaniu paliwa, jak też wprowadzenia do paliw nowych składników zmieniających ich właściwości i wymagających niekiedy przystosowania, to jest odpowiedniego oczyszczania oraz inhibitowania. Wzrost prędkości samolotów

i związane z tym zmiany konstrukcyjne wywierają wpływ na zmianę warunków pracy paliwa w układach paliwowych, co pociąga za sobą nieoczekiwane zmiany chemiczne paliwa, zakłócając jego eksploatację.

W tabeli I podany jest wzrost zużycia paliw do turbinowych silników odrzutowych w USA począwszy od r. 1950 [1].

Wobec tego, że wydajność z ropy paliwa o ściśle określonych granicach wrzenia jest ograniczona, szybki wzrost zapotrzebowania na paliwo spowodował konieczność zrewidowania wymagań dotyczących właściwości paliw, a przede wszystkim rozszerzenia granic wrzenia, co umożliwiło włączenie do paliwa znacznej ilości frakcji benzynowych. W szeregu przypadków zgodzono się na włączenie takich surowców, jak przetwory z raf siarkowych lub z wtórnej przeróbki produktów naftowych. W tabelach II i III [2, 4, 5] podane są właściwości paliw dawnych i współczesnych — radzieckich, amerykańskich i krajowych. Tabele te dają przegląd paliw oraz ilustrują zmiany ich właściwości, które miały miejsce w ostatnich latach, oraz kierunki rozwojowe. W początkowej fazie paliwa radzieckie i amerykańskie były raczej paliwami wąskofrakcyjnymi. Główna ilość paliwa JP-1 przedestylowuje w granicach temperatur od 210 do 245 °C, paliwa T-1 — w granicach od 175 do 275 °C. W paliwach lat późniejszych

Tabela I

Zużycie paliw do turbinowych silników odrzutowych w USA w mln ton

Rok	Zużycie paliwa w mln ton
1950	1 300
1953	4 325
1954	5 632
1958	18 000 (przewidywane)
1960	23 000 „
1964	30 000 „

Tabela II

Gatunek	Paliwa radzieckie				Paliwa polskie	
	T-1	TS-1	T-2	T-5	P-2	P-3
Norma	G 7138-49	G 7149-51	G 8410-57	G 3900-47	PN-57/C-96076	PN-59/C-96028
1. Ciężar właściwy	0,800 do 0,850	nie niższy od 0,775	nie niższy od 0,775	nie niższy od 0,845	0,800 do 0,850	nie niższy od 0,755
2. Skład frakcyjny						
a) początek nie wyż. [°C]	150	150	60	nie niż. 195	150	60
b) do 200 °C dest. max %	—	—	—	2	—	—
c) 10% dest. nie wyż. [°C]	175	145	165	225	175	145
d) 50% „ „ „	225	195	195	—	225	195
e) 90% „ „ „	270	230	250	—	270	250
f) 98% „ „ „	280	250	280	315	280	280
pozost. po dest. max [%]	2	2	2	2	2	2
3. Lepkość kinemat. [cst]						
a) w 20 °C	1,5 do 3,0	nie niż. 1,25	nie niż. 1,05	nie niż. 5,0	1,5 do 3,0	nie niż. 1,05
b) w 0 °C nie wyż.	4,0	2,5	—	—	4,0	—
c) w -40 °C nie wyż.	16,0	8,0	6,0	60,0	16,0	6,0
d) w -50 °C nie wyż.	25,0	—	—	—	25,0	—
4. Prężność par nie wyższa [mm Hg]	—	—	100	—	—	60
5. Zawart. aromat. nie więcej [% wag.]	25	22	22	22	25	22
6. Kwasowość nie większa [mG KOH/100 ml]	1,0	1,0	1,0	1,0	1,0	1,0
7. Temp. zapł. nie niż. [°C]	30	28	—	—	30	—
8. Temp. krystaliz. nie wyż. [°C]	-60	-60	-60	-60	-60	-60
9. Temp. mętnienia nie wyż. [°C]	-50	-50	—	—	-50	—
10. Liczba jodowa max [%]	2,0	3,5	3,5	3,0	2,0	3,5
11. Zawart. żywic [mG/100 ml]						
a) u producenta nie wyż.	8,0	7,0	7,0	8,0	8,0	7,0
b) u użytkownika nie wyż.	11,0	10,0	10,0	11,0	11,0	10,0
12. Siarki ogólnej max [%]	0,25	0,25	0,1	0,1	0,25	0,1
13. Zawart. merkaptanów max [%]	—	0,01	0,01	—	—	0,0
14. Próba na płytkach miedz.	wytrzym.	wytrzym.	wytrzym.	wytrzym.	wytrzym.	wytrzym.
15. Wart. opał. dolna min. [kcal/kg]	10250	10250	10250	10250	10250	10250
16. Zawart. popiołu nie wyż. [%]	0,005	0,05	0,005	0,005	0,005	0,005

Tabela III  
Paliwa amerykańskie

	JP-1	JP-3	JP-4	JP-5	JP-6
Destylacja normalna					
10% destyluje max do [°C]	210°C	—	—	200°C	175
20% destyluje max do [°C]	—	112	143	—	
50% destyluje max do [°C]	—	176	188	—	
90% destyluje max do [°C]	254	243	243	—	280
Koniec wrzenia [°C]	300	—	—	288	
Temp. krzepnięcia [°C]	-60	-60	-60	-40	-53
Prężność par wg Reida [kG/cm <sup>2</sup> ]	—	0,34-0,5	0,14-0,20	—	
Zawart. aromat. max [% obj.]	20	25	25	25	
Liczba bromowa max	3	5	5	5	
Siarka całkowita max [% wag.]	0,2	0,4	0,4	0,4	
Gumy obecne max [mG/100 ml]	5	7	7	7	
Gumy potencjalne max [mG/100 ml]	8	14	14	14	
Wartość opałowa min. [kcal/kG]	—	10 200	10 200	10 150	
Ciepota właściwa w 15,5 °C [kG/dcm <sup>3</sup> ]	0,85 max	0,739 do 0,780	0,751 do 0,802	0,788 do 0,845	
Lepkość [cst.] w — 34,4 °C	—	—	—	16,5 max	
w — 40,0 °C	10 max	—	—	—	
Temp. zapłonu min. [°C]	43,3	—	—	60,0	

można zaobserwować wzrost zawartości lekkich składników i niższe końcowe temperatury wrzenia. Dotyczy to radzieckiego paliwa T-2 i amerykańskiego JP-3. Następnie widoczny jest ponowny odwrót od paliw lżejszych w kierunku paliw o podwyższonych początkowych temperaturach wrzenia: są to amerykańskie paliwa JP-4, JP-5, JP-6 i radzieckie TS-1 i T-5. Paliwa JP-5, JP-6 i T-5 są paliwami ciężkimi, przeznaczonymi do eksploatacji w silnikach samolotów o dużych prędkościach, gdzie występuje ogrzewanie paliwa w zbiornikach i przewodach.

Duże tolerancje w stosunku do zawartości siarki wskazują na włączenie do eksploatacji paliw pochodzących z rop siarkowych. Podwyższenie dopuszczalnej zawartości żywic i liczb bromowych wskazuje na obecność w paliwach pewnej ilości produktów z wtórnej przeróbki.

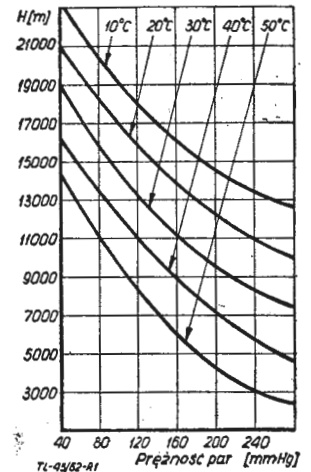
Lotność paliw do samolotów naddźwiękowych. Zwrot w kierunku paliw cięższych, o mniejszej zawartości części lotnych, tłumaczy się tym, że stosowanie paliw zawierających większe ilości części lotnych w przypadku zwiększenia pułapów lotu oraz prędkości staje się niekorzystne, a nawet może być niebezpieczne. Wzrost temperatur samolotu o prędkości naddźwiękowej pociąga za sobą wzrost temperatury paliwa w zbiornikach, co wywołuje wzmożone parowanie paliwa, czemu

Tabela IV

Rozpuszczalność powietrza w paliwach w zależności od ich napięcia powierzchniowego

Napięcie pow. dyn/cm <sup>2</sup>	17,8	23,5	25,4	28,1	29,5
wsp. rozpuszczalności 10 <sup>5</sup>	33	23	19	15	10

sprzyja również obniżone ciśnienie przy lotach wysokościowych. Na przykład prężność par paliwa T-1, która wynosi w temperaturze 38 °C ok. 50 mm Hg, w 150 °C wyniesie 1670 mm Hg. Prężność zaś par paliwa T-2, która w temperaturze 38 °C wynosi 100 mm Hg, w 150 °C osiąga wartość 2660 mm Hg, a w temperaturze 230 °C — 10 250 mm Hg [5]. Przy tak wysokich ciśnieniach pary nasyconej paliwo w zbiorniku będzie wrzało oraz intensywnie parowało, skutkiem czego wystąpią ilościowe straty paliwa i zaburzenia w pracy pomp. Na rysunku 1 podano wysokości i temperatury, przy których następuje wrzenie różnych paliw o określonej prężności par, oznaczonej w temperaturze 38 °C [5]. Odparowanie paliwa potęguje się wydzielaniem rozpuszczonego w paliwie powietrza, które porywa ze sobą paliwo. Tabe-



Rys. 1. Zależność wysokości, na której następuje wrzenie paliwa, od temperatury wrzenia i prężności par paliwa oznaczonej przy 38 °C

la IV podaje rozpuszczalność powietrza w paliwie w zależności od napięcia powierzchniowego paliwa. Rozpuszczalność powietrza w benzynie wynosi 20—25% objętości, w paliwach zaś typu naft — 13—15%. Według Jonesa [21] przy prędkości samolotu rzędu Ma = 2 prężność par paliwa (oznaczona w temp. 38 °C) nie powinna być wyższa od 5 mm Hg, w temperaturze zaś 150 °C nie powinna przekraczać 500 mm Hg, co odpowiada początkowej temperaturze wrzenia paliwa 200 °C. Należy tu jeszcze wspomnieć, że paliwa lekkie, o mniejszych ciężarach właściwych, odznaczają się większymi współczynnikami rozszerzalności od paliw cięższych; z tego względu zbiorniki paliwowe muszą być napełnia-

Tabela V  
Współczynniki wzrostu objętości niektórych paliw

benzyna lotnicza	120÷10 <sup>-5</sup>
paliwo szerokofrakcyjne T-2	100÷10 <sup>-5</sup>
paliwo wąskofrakcyjne T-1	94÷10 <sup>-5</sup>

ne mniejszą objętością paliwa, gdyż w przeciwnym przypadku — po ogrzaniu — paliwo wyleje się ze zbiornika lub rozsadzi zbiornik. Dla orientacji w tabeli V podano współczynniki wzrostu objętości niektórych paliw.

Elektryzacja paliw [5, 6, 7, 8]. Jednym z zagadnień, które przybrało na ostrości w związku z wprowadzeniem do eksploatacji paliw zawierających składniki lekkie, jest wybuchowość mieszanin paliwo-powietrze, tworzących się nad powierzchnią paliwa w zbiornikach samolotów odrzutowych, łącznie ze skłonnością paliw do gromadzenia elektryczności statycznej. Fakt tworzenia się w paliwach ładunków elektryczności statycznej znany jest już od wielu lat lecz dopiero w ostatnich czasach przeprowadzono dokładne badania, które doprowadziły do wyjaśnienia tych zjawisk oraz do znalezienia środków zaradczych. Zależnie od rodzaju paliwa i warunków, może zaistnieć niebezpieczeństwo pożaru zarówno w urządzeniach naziemnych, jak też w zbiornikach samolotów w czasie lotu. Duża lotność paliwa powiększa niebezpieczeństwo z uwagi na szybkość rozchodzenia się płomienia. Klinkenberg i Paulsten [6] podają wyjaśnienia dotyczące tworzenia się ładunków elektryczności statycznej w paliwach. W paliwach, znajdujących się w ruchu, stwierdzono obecność

jonów, to jest cząsteczek posiadających dodatni lub ujemny ładunek elektryczny. Same węglowodory nie ulegają dysocjacji elektrolitycznej, zatem jony tworzą się w wyniku dysocjacji niektórych domieszek, znajdujących się w paliwach. Nawet bardzo małe ilości domieszek wytwarzają dostateczną ilość jonów do wytworzenia ładunku elektrycznego w paliwie. Jony ujemne i dodatnie w zupełnie obojętnej cieczy znajdują się w stanie równowagi. W chwili, gdy ciecz znajduje się w ruchu, na przykład płynie przez rurociągi lub przewody (przy napełnianiu zbiornika), jedne z jonów, odznaczające się większym powinowactwem chemicznym do powierzchni stałych, w pobliżu których przepływają, są przez te powierzchnie przyciągane i tworzą na niej warstwę o określonym ładunku elektrycznym. Jony o przeciwnym ładunku pozostają w paliwie i płyną

Tabela VI

Przewodnictwo właściwe niektórych paliw w  $p \Omega/m$

benzyna samochodowa	0,3 do 10
nafta	0,02 do 10
olej napędowy	600 do 1200
ropa naftowa	1500 do 7000

Tabela VII

Zdolność paliwa do gromadzenia elektryczności statycznej zależnie od przewodnictwa właściwego

Przewodn. wł [Ω/cm]	Ilość wyładowań w ciągu 10 minut przepływu paliwa
$1 \cdot 10^{-15}$	1
$5 \cdot 10^{-15}$	35
$1 \cdot 10^{-14}$	110
$5 \cdot 10^{-14}$	500

Tabela VIII

Wpływ wody na zdolność paliwa do gromadzenia ładunków elektryczności statycznej

Paliwo	Ilość wyładowań w ciągu 10 minut przepływu paliwa
paliwo suche	60
paliwo zawierające wodę rozpuszczoną	120
paliwo + 0,5% wody zawieszanej	150
paliwo + 0,5% wody na dnie zbiornika	0

Tabela IX

Temperatury, przy których tworzą się mieszaniny wybuchowe na ziemi i na wysokościach granicznych w zależności od prędkości par paliwa

Rodzaj paliwa		Zakres temperatur tworzenia się mieszanin wybuchowych [°C]		Wysokość graniczna [m]	Prężność par 38°C [mm Hg]
		na ziemi	na wys. granicznej		
radzieckie	T-1	26—65 °C	5—40 °C	15 000	45
	Ts-1	15—60	0—20	15 000	50
	T-2	-10 do +40	-22 do +5	14 000	100
	B-70 (benzyna)	-25 do +20	-30 do +15	11 000	200
amerykańskie	benzyna lotnicza	-40 do -7	-67 do -42	—	300
	JP-4	-12 do +24	-38 do -17	—	150
	JP-1	34 do 75	9 do 32	—	10

wraz z paliwem ładują go elektrycznie. Jeżeli przewodnictwo właściwe cieczy jest małe, to ładunek ten będzie się utrzymywał przez cały czas przepływu cieczy. Za jednostkę przewodnictwa tego typu cieczy przyjęto  $1 p\Omega/m$ , co odpowiada  $10^{-12} m\Omega/m$ . W tabeli VI podano przewodnictwo właściwe niektórych paliw. Największe potencjalne niebezpieczeństwo stwarzają paliwa, których przewodnictwo właściwe jest mniejsze od  $10 p\Omega/m$ . Produkty te wytwarzają bardzo silne pola elektryczne, sprzyjające wyładowaniom. Skłonności paliw do gromadzenia elektryczności statycznej ilustruje tabela VII. Szybkość rozładowywania się elektryczności statycznej jest proporcjonalna do przewodnictwa właściwego cieczy.

Warunkami sprzyjającymi tworzeniu się elektryczności statycznej są: 1) tarcie ciekłego paliwa o powierzchnie rurociągów, przewodów paliwowych, siatek filtracyjnych, ścianek zbiorników w czasie przepływu paliwa podczas napełniania i w czasie eksploatacji; 2) tarcie cząsteczek paliwa pomiędzy sobą lub o cząsteczki innych cieczy, na przykład podczas mieszania z wodą lub ługiem; 3) tarcie rozpylonych cząsteczek cieczy o powietrze lub mieszaninę par i powietrza; 4) ładunki elektryczne mogą się tworzyć również, gdy paliwo jest nieruchome, w przypadku osadzania się rozproszonej w paliwie wody, kryształków lodu lub zawiesin ciał stałych, względnie podczas przechodzenia przez warstwę nieruchomego paliwa pęcherzyków par lekkich składników. Bardzo poważny wpływ na powiększanie się skłonności paliw do gromadzenia ładunków elektryczności statycznej mają zawiesiny ciał stałych. Jaskrawą ilustracją tego jest fakt, że paliwa po wygrzewaniu w temperaturze  $150^{\circ}C$ , w czasie czego tworzą się w nich zawiesiny ciał smolistych, wykazują wzmoczone tendencje do wytwarzania ładunków elektrycznych. Bardzo ważnym zatem zagadnieniem jest duża czystość paliw lotniczych. W paliwach tych często spotykane są zawiesiny soli pozostałych po rafinacji paliwa. Na Zachodzie istnieją specjalne ośrodki oczyszczania paliw od zawiesin. Interesujące są dane dotyczące wpływu obecności wody w paliwie na jego skłonności do wytwarzania ładunków elektrycznych. Woda, rozpuszczona i zawieszona w paliwie, sprzyja ich wytwarzaniu się, natomiast w obecności warstwy wody znajdującej się na dnie zbiornika ładunki się nie tworzą (tabela VIII).

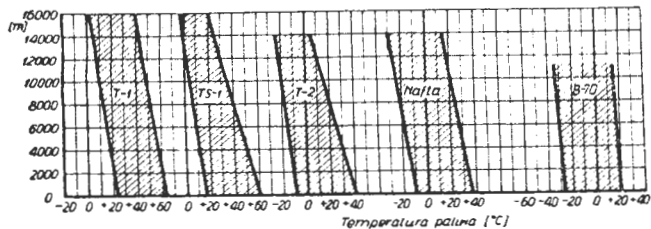
Wyładowanie nagromadzonych ładunków elektrycznych przez przeskokowanie iskry wywołuje pożar, jeżeli w przestrzeni, gdzie następuje wyładowanie, znajduje się mieszanina wybuchowa [8]. Zależy to od składu mieszaniny paliwo-powietrze, związanego z lotnością paliwa, temperaturą i ciśnieniem.

Wybuchowość mieszanek zawarta jest w ściśle określonych granicach stężeń par paliwa. Gdy stężenia są za małe lub za duże, nie może mieć miejsca zapłon. W tabeli IX zestawiono temperatury, w których dla poszczególnych paliw tworzą się mieszaniny wybuchowe na ziemi i na granicznych wysokościach. Ilustrację tabeli stanowią rysunki 2, 3 i 4. Przytoczone dane wskazują, że wraz ze zwiększeniem wysokości następuje przesunięcie strefy tworzenia się mieszanin wybuchowych w kierunku niższych temperatur. Jako środki zapobiegawcze stosowane są zbiorniki hermetyzowane w których wolna przestrzeń nad paliwem napełniona jest gazem obojętnym, na przykład azotem, względnie gazami chloro- lub bromopochodnych związków organicznych, znanych jako środki gaszące, jak na przykład bromek metylu lub czterochlorek węgla. Skuteczna ilość azotu wynosi około 31% objętości, bromku metylu — ok. 4%, czterochloru węgla — ok. 8%. Należy tu zwrócić uwagę, że wprowadzanie gazów w przestrzeń ponad paliwem wymaga dodatkowego oprzyrządowania, co zwiększa ciężar samolotu. Ponadto gazy gaszące nie są gazami zupełnie obojętnymi względem metali i w sprzyjających warunkach może wystąpić działanie korozyjne. Prócz zabezpieczenia przestrzeni gazowej, w zbiornikach paliwowych i przewodach stosuje się odpowiednie dodatki do paliwa, powiększające przewodnictwo elektryczne paliw. Przewodnictwo właściwe rzędu  $1000 p\Omega/m$  uważane jest za przewodnictwo z 20-krotnym zapasem bezpieczeństwa. Paliwo o takim przewodnictwie właściwym jest bezpieczne, to jest nie tworzy elektryczności statycznej przy normalnych operacjach przeładun-

kowych, technologicznych i w eksploatacji. Niekiedy zdarza się, że takie przewodnictwo może być jeszcze za małe, jednakże są to wyjątkowe przypadki.

Paliwa lotnicze z rop siarkowych [2, 3, 5, 18]. Jak zaznaczono poprzednio, wymagania dotyczące zawartości siarki oraz niektórych związków siarki — merkaptanów — zostały ostatnio złagodzone. Wyraz tego znajdują się zarówno w normach radzieckich, jak i zachodnich.

Dopuszczenie do eksploatacji paliw o zwiększonej zawartości siarki stało się koniecznością z uwagi na stały wzrost wydobycia rop wysokosiarkowych i kurczenie



Rys. 2. Zakresy temperatur tworzenia się mieszanin wybuchowych w zależności od wysokości

się źródeł rop niskosiarkowych. Statystyka wykazuje, że zarówno w ZSRR, jak i USA ilość wydobywanych rop siarkowych wynosi około połowy całego wydobycia. Ogólna ilość zawartej w nich siarki pod postacią związków siarkowych osiąga 30÷40% ogólnej ilości węglowodorów. Zarówno w ropach, jak też w uzyskiwanych z tych rop paliwach występuje wiele rodzajów związków siarkowych. Niektóre z tych związków są zidentyfikowane, były wydzielone i zbadane jako indywidualia chemiczne. Związki o budowie bardziej skomplikowanej są jedynie sklasyfikowane i zaszerogowane do znanych typów połączeń siarkowych. Spośród tych wielu związków znajdujących się w paliwach za najbardziej agresywny pod względem korozyjności uznany jest siarkowodor, siarka elementarna spotykana w paliwach w postaci zawiesiny oraz merkaptany — związki o wzorze ogólnym R-S-H, gdzie „R” jest rodnikiem węglowodorowym. Rodniki te mogą być różne, zawierające węglowodory o budowie łańcuchowej lub cyklicznej. Agresywność merkaptanów zależy zarówno od ich budowy, jak i od ich ciężaru cząsteczkowego. Na ogół merkaptany o małych ciężarach cząsteczkowych i łańcuchowej budowie rodnika „R” działają bardziej korozyjnie. Niektóre merkaptany cykliczne o dużych ciężarach cząsteczkowych wykazują właściwości pasywujące, a nie korozyjne. Siarkowodor i siarka elementarna tworzą się w paliwach przez termiczny rozkład bardziej skomplikowanych związków chemicznych podczas procesów destylacyjnych, przy których surowce poddawane są działaniu wysokiej temperatury. Siarkowodor i siarka elementarna daje się całkowicie usuwać z paliwa drogą odpowiedniej rafinacji ługiem sodowym, merkaptany nie są usuwane całkowicie. Normy dopuszczają pozostawienie w paliwie pewnej, nieznacznej ilości merkaptanów. Całkowite usuwanie merkaptanów wymagałoby zastosowania specjalnych, droższych metod rafinacji, co odbiłoby się na cenie paliwa. Normy radzieckie są pod tym względem liberalniejsze, gdyż dopuszczają obecność 0,01% merkaptanów, podczas gdy normy krajów zachodnich zezwalają na obecność jedynie 0,005%.

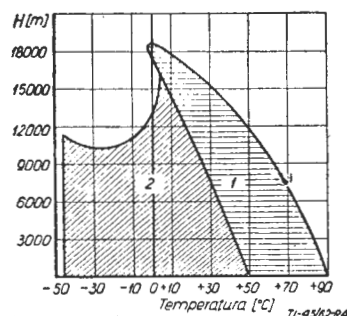
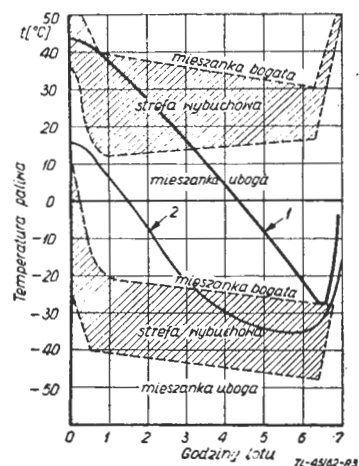
Siarkowodor działa korozyjnie na wszystkie metale, siarka elementarna działa najsilniej na miedź i jej stopy.

Merkaptany korodują miedź i jej stopy, ponadto kadm i cynk. W wyniku reakcji siarki i siarkowodoru zestopami miedzi tworzą się siarczki miedzi w postaci czarnego osadu, pokrywającego powierzchnie części. Merkaptany tworzą z metalami merkaptidy przez zastąpienie wodoru odpowiednim metalem; są to lepkie, ciemne substancje, które przylegają do powierzchni metalicznych i mogą w pewnych warunkach zaklejać wąskie przewody lub otwory. Szczególnie niebezpieczne są w obecności wody. W układzie paliwowym szczególnie wrażliwe na działanie siarki i jej związków są brzozy antymonowo-fosforowe, z których są wykonywane wir-

niki pomp paliwowych. Stopy te mają bardzo dobre właściwości przeciwcierne i dlatego — pomimo skłonności do wiązania związków siarkowych — są chętnie stosowane. Zastosowanie tych stopów pozwoliło na eksploataowanie paliw bez domieszki olejów. Dodatek małych ilości niklu i cynku (rzędu 2÷3%) zmniejsza podatność korozyjną tych stopów [18] i obniża ich zdolność do katalizowania (przyspieszania) procesów tworzenia się gum w paliwach, do czego stopy te mają skłonności, szczególnie w przypadku obecności w paliwach węglowodorów nienasyconych.

Następnymi z kolei materiałami metalowymi w układzie paliwowym, bardzo podatnymi na korozję pod wpływem merkaptanów, szczególnie w obecności wilgoci, są pokrycia kadmowe. W wyniku korozji tych pokryć tworzą się galaretowate osady, które osadzają się na częściach układu paliwowego, a następnie, porywane przez paliwa, zanieczyszczają wąskie przewody paliwowe i wyloty wtryskiwaczy. W eksploatacji zjawiska korozyjne występują jaskrawiej niż w próbach laboratoryjnych, gdyż wielkie ilości paliwa, przepływające pod ciśnieniem, zdzierają powłoki korozyjne z powierzchni metali i obnażają czyste powierzchnie, które są podatne do dalszych reakcji. W przypadku równoczesnej obecności w paliwie merkaptanów i siarki korozyjność paliwa znacznie wzrasta. Siarka elementarna może przedostać się do paliwa za uszczelnień gumowych, membran, przewodów i zbiorników, szczególnie w przypadku niedowulkanizowania wyrobów gumowych, gdy niecała ilość siarki wprowadzonej do mieszanki gumowej zostanie podczas wulkanizacji związana z kauczukiem. Termiczna odporność paliw [9, 10, 11, 12, 13, 14, 15, 16, 17, 18, 19, 20]. Najpoważniejszym zagadnieniem, związanym z eksploatacją paliw w samolotach

Rys. 3. Temperatury paliwa przy lotach w klimacie tropikalnym i umiarkowanym i granice temperatur tworzenia się mieszanin wybuchowych. 1. Temperatura paliwa przy lotach w klimacie tropikalnym. 2. Temperatura paliwa przy locie w klimacie umiarkowanym



Rys. 4. Rozszerzenie się strefy mieszanin wybuchowych na skutek rozpylenia paliwa. 1. Strefa podstawowa. 2. Rozszerzenie strefy podstawowej

o prędkościach naddźwiękowych, jest dobór paliwa o odpowiedniej termicznej trwałości, względnie uodpornienie paliwa przeciwko rozkładowi termicznemu. W związku z aerodynamicznym ogrzewaniem samolotu ogrzewaniu podlega również paliwo w zbiornikach i w całym układzie paliwowym. Rozwiązania konstrukcyjne w tych samolotach idą w kierunku wykorzystania paliwa jako chłodziwa [9, 10, 11] dla urządzeń elektrycznych, hydraulicznych, układów olejenia i wtryskiwaczy. Przy prędkościach lotu rzędu 2400 km/godz. temperatura paliwa przed wtryskiwaczami będzie w tych warunkach o około 50 °C wyższa od temperatury powietrza za sprężarką i może przekroczyć 380 °C. Przy-

bliżone temperatury paliwa w różnych częściach układu paliwowego w samolotach naddźwiękowych obecnych konstrukcji zestawiono w tabeli X [13].

W paliwach pierwszej destylacji, eksploatowanych w samolotach o prędkościach poddźwiękowych, nie stwierdzono żadnych zmian, które mogłyby wskazywać na zachodzące niepożądane reakcje chemiczne. Jedynie paliwa, zawierające domieszki produktów wtórnej przeróbki, wykazywały tendencje do nadmiernego wytwarzania tak zwanych gum, w okresie dłuższego ich magazynowania, co zresztą daje się powstrzymać przez wprowadzenie do paliwa odpowiednich dodatków. Paliwa

Tabela X

Przybliżone temperatury paliwa w różnych częściach układu paliwowego samolotów naddźwiękowych [13]

Liczba Macha	Temp. w zbiorniku [°C]	Temp. w wymienniku ciepła [°C]	Temp. wtryskiwaczy [°C]
0,8	—	150	200
2,0	95	200	260
3,0	150—175	260	320

pierwszej destylacji, to jest paliwa uważane do tej pory za najtrwalsze, przy poddawaniu ich działaniu temperatur wyższych od 100 °C w warunkach eksploatacji w samolotach o prędkościach naddźwiękowych, wykazują brak termicznej stabilności, który wyraża się skłonnością do wytwarzania ciał stałych, nierozpuszczalnych w paliwach. Wynikiem tego zjawiska jest zatykanie filtrów, przewodów i wtryskiwaczy, co pociąga za sobą ograniczenie dopływu paliwa do silnika, a nawet grozi całkowitym przerwaniem zasilania silnika. Sytuację komplikuje fakt, że paliwo pozostałe w układzie paliwowym po lotach, przyspiesza tworzenie się osadów w świeżym paliwie, którym dopełnia się zbiorniki [13]. Stwarza to konieczność wylewania pozostałego paliwa, przepłukiwania całego układu i potem dopiero napełniania świeżym paliwem. Takie postępowanie wiąże się z poważnym zwiększeniem kosztów eksploatacyjnych. Na razie brak wiadomości, w jaki sposób użytkuje się paliwa pozostałe po lotach, względnie czy są stosowane jakieś środki zapobiegawcze.

Wykonano bardzo wiele badań w celu wyświetlenia powodów tworzenia się osadów, warunków, w jakich się one tworzą, określenia ich wymiarów, kształtów i stopnia szkodliwości. W wyniku tych prac uzyskano wiele informacji. Stwierdzono, że osady tworzą się już w temperaturze 100 °C [14], przy czym największa ich ilość pojawia się w granicach temperatur 150÷200 °C. W temperaturach wyższych od 200 °C ilość wydzielających się z paliwa cząsteczek nierozpuszczalnych w nim jest już mniejsza. Zatem ilość wytworzonych w temperaturach wyższych od 200 °C cząsteczek jest zależna od szybkości ogrzewania paliwa. Jeżeli ogrzewanie jest szybkie i paliwo przebywa w strefie temperatur krytycznych (150—200 °C) przez krótki okres czasu, wytworzy się mniejsza ilość osadów niż w przypadku powolnego ogrzewania. Badania nad termiczną trwałością paliw zostały zapoczątkowane w USA i polegają na krótkotrwałym ogrzewaniu paliwa do odpowiedniej temperatury [10] i następnym przepuszczaniu go przez znormalizowany gęsty filtr siatkowy. Spadek ciśnienia paliwa za filtrem, spowodowany zatknięciem siatki przez osady, stanowi miarę termicznej trwałości paliwa. Metoda ta została ostatnio znormalizowana i jest stosowana do oceny paliw do szybkich samolotów. W ZSRR zostały opracowane przepływowe i statyczne metody badania termicznej trwałości paliw. Te ostatnie są znormalizowane i podane w normach przedmiotowych na ciężkie paliwa lotnicze.

Obserwacje prowadzone nad tworzeniem się osadów w paliwach doprowadziły do wniosku, że tworzą się one w wyniku zetknięcia paliwa z tlenem, natomiast nie występują w atmosferze pozbawionej tlenu, na przykład w obecności azotu, a nawet w atmosferze par danego paliwa, wypełniających przestrzeń nad powierzchnią paliwa. We frakcjach paliwowych, z których składają się paliwa do turbinowych silników odrzutowych, rozpusz-

cza się bardzo dużo powietrza, przy czym rozpuszczalność tlenu jest większa niż azotu [5, 16]. Wskazują na to analizy gazów wydzielonych z paliwa na dużych wysokościach; zawierają one około 30% tlenu, to jest więcej niż znajduje się go w powietrzu. Ilość tlenu rozpuszczonego w normalnych warunkach może wynieść 40 ml na 100 ml paliwa. Wraz ze wzrostem temperatury w granicach do 150 °C wzrasta rozpuszczalność tlenu. Paliwo zawiera — prócz powietrza rozpuszczonego — powietrze zaabsorbowane. Absorpcja powietrza zachodzi częściowo przed doprowadzeniem paliwa do wtryskiwaczy — podczas przepływu przez filtry — jak też po rozpyleniu, po przejściu przez wtryskiwacze. W pewnych warunkach ilość tego powietrza może osiągnąć mol powietrza na mol węglowodorów. Analiza powstających osadów wykazała, że ilość związanego w nich tlenu wynosi zaledwie 7÷8% tego tlenu, który może być rozpuszczony w paliwie, stąd wniosek, że ilość tlenu normalnie znajdującego się w paliwie jest w zupełności dostateczna, aby mogły zajść reakcje utlenienia w wyniku których powstają w paliwach nierozpuszczalne osady. Graniczną temperaturą, przy której następuje zahamowanie tworzenia się osadów w paliwach, jest temperatura zbliżona do temperatury wrzenia paliw, co wiąże się z wydzieleniem tlenu rozpuszczonego i zaabsorbowanego w paliwach. Badania szeregu autorów [19] stwierdzają, że niektóre stopy, z jakimi paliwo styka się w układzie paliwowym, katalizują wytwarzanie się osadów. Do stopów katalizujących utlenianie należy przede wszystkim stal, a następnie niektóre stopy miedzi; te ostatnie wykazują swoje działanie przede wszystkim w paliwach zawierających połączenia nienasycone, zdolne do wytwarzania gum. Inne metale nie wywierają widocznego działania katalicznego.

Zależnie od warunków oraz rodzaju paliwa tworzą się cząsteczki mniejsze lub większe. Nie zawsze ilość wytworzonych cząsteczek nierozpuszczalnych decyduje o jakości paliwa. Jeżeli wytwarzają się osady drobne nawet w większej ilości, to zostają one przepchnięte przez siatki filtracyjne i spalone wraz z paliwem. Jeżeli natomiast wytworzą się osady o większych rozmiarach, nawet jeżeli ilość ich nie jest duża, mogą być one powodem przerwania dopływu paliwa [20]. Rozmiary cząstek, wytrącających się z paliwa, zależą od ciężaru cząsteczkowego paliwa, od temperatury (w pewnych jej zakresach) oraz od zawartości związków siarkowych w paliwach. Paliwa o większym ciężarze cząsteczkowym wytwarzają osady o większych rozmiarach cząsteczek. W ten sposób wpływa wzrost temperatury. Na przykład paliwo o granicach wrzenia od 300 do 310 °C wytworzyło w temperaturze 150 °C osady o średnicy cząsteczek około 120 μ. Paliwa o większej zawartości związków siarkowych wytwarzają osady o większych rozmiarach cząsteczek niż paliwa niskosiarkowe.

Analiza chemiczna wydzielonych osadów wykazała, że składają się one z siarki, tlenu, azotu i zanieczyszczeń metalicznych. Stąd wniosek, że w ich powstawaniu biorą udział związki siarkowe, azotowe i tlenowe, zawarte w paliwie, oraz tlen powietrza rozpuszczonego w paliwie. Stwierdzona w szeregu przypadków obecność sodu wskazuje na udział pozostałego po rafinacji paliwa luźnego, względnie mydeł naftenowych. Obecność wielu metali, pochodzących z części metalowych układu paliwowego, świadczy o zachodzących procesach powierzchniowej korozji tego układu i o gromadzeniu się jej produktów w osadach.

Doświadczenia jednak wykazały [16, 17, 18], że głównymi materiałami tworzącymi osady są zawarte w paliwach związki siarkowe, azotowe i tlenowe. Nawet częściowe tylko ich usunięcie poprawiało znacznie termiczną odporność paliw. Niektórzy autorzy twierdzą [16], że nawet w przypadku dodania do paliwa produktów wtórnej przeróbki, na przykład produktów z krakingu katalicznego, zawierających duże ilości węglowodorów nienasyconych, wyraźny spadek termicznej odporności paliwa należy przypisać jedynie związkowi siarkowemu wprowadzonemu wraz z tymi składnikami, natomiast węglowodory nienasycone nie pogarszają termicznej odporności paliwa.

Polepszenie termicznej odporności paliwa dla samolotów o prędkościach naddźwiękowych jest w chwili obecnej jednym z ważniejszych problemów paliwowych.



Istnieje kilka dróg, którymi zdążają badania: a) odpowiednia selekcja surowców i frakcji — droga kosztowna i ograniczająca ilość paliwa; b) odpowiednia rafinacja zmierzająca do usuwania składników tworzących osady; c) poszukiwanie inhibitorów, które dodane do paliwa w odpowiednio małych ilościach, nie wpływających na właściwości paliwa, działałyby hamująco na procesy termicznych przemiana paliwa. To ostatnie rozwiązanie — z punktu widzenia ekonomicznego — byłoby najodpowiedniejsze. Rozwiązanie zapewne będzie kompromisem pomiędzy skutecznością ulepszenia paliwa a jego ceną. Badania prowadzone są we wszystkich wymienionych kierunkach [13].

### Zakończenie

W artykule niniejszym zostały pokrótce poruszone problemy dotyczące paliw do turbinowych silników odrzutowych, najczęściej ostatnio omawiane w literaturze światowej. Zagadnienia te nie wyczerpują tematyki, która w dziedzinie paliw do silników samolotów naddźwiękowych przedstawia się szczególnie interesująco. Wiele problemów, ważnych przy eksploatacji samolotów poddźwiękowych, jak na przykład temperatura, krzepnięcie, oblodzenie filtrów, tracą swe znaczenie z uwagi na wysokie temperatury paliwa [13]. Prócz omówionych zjawiają się inne, poważne zagadnienia, jak na przykład wartość opałowa paliwa na jednostkę objętości, ciepło właściwe paliwa, szybkość wydzielania się powietrza, szybkość spalania. W obecnej chwili wydaje się mało prawdopodobne znalezienie paliwa, które łączyłoby wszystkie pożądane właściwości. Na przykład duża wartość opałowa na jednostkę objętości jest przywilejem węglowodorów aromatycznych. Węglowodory te odznaczają się jednak bardzo niekorzystnymi właściwościami nagarotwórczymi. Węglowodory parafinowe, korzystne jako paliwa z uwagi na brak skłonności nagarotwórczych i duże ciepło właściwe (bardzo korzystne w warunkach nagrzewania się paliwa), odznaczają się najmniejszymi spośród węglowodorów wartościami opałowymi na jednostkę objętości, co jest bardzo niekorzystne z uwagi na zasięg samolotu. Tego rodzaju przeciwności komplikują prace nad doбором odpowiedniego paliwa do samolotów o prędkościach naddźwiękowych. Prace nad doбором tych paliw rozpoczęto stosunkowo niedawno i nie uzyskano jeszcze zadowalających wyników. Nie jest wykluczone, że w niedalekiej przyszłości paliwa do turbinowych silników odrzutowych będą stanowiły mieszaniny odpowiednich frakcji naf-

towych z syntetycznie otrzymanymi węglowodorami indywidualnymi oraz z szeregiem dodatków, tak jak to ma miejsce przy sporządzaniu paliw do silników tłokowych. W tych warunkach skład chemiczny paliwa przestaje być sprawą mało ważną i wysuwa się na czołowe miejsce przy badaniu paliw i poszukiwaniu zadowalających zestawów, które nadawałyby się w pełni do eksploatacji w samolotach o dużych prędkościach.

### LITERATURA

1. Pauszkin J. M. — Chemiczieskij sostaw i swojstwa rieaktywnych topliw, Ak. Nauk. SSSR, Moskwa 1958
2. Motornyje topliwa, masła i zidkosti, t. I (praca zbiorowa), Gos. Nauczno-Tiechn. Izdat., Nieftianoj i Gorno-Topliwnoj Litieratury, Moskwa 1957.
3. Sbornik Trudow Mieżwuzowskowo Sowieszczanija po Chimii Niefti, Izdat. Moskowskowo Uniwersiteta, Moskwa 1960
4. Cziortkow J. B. — Ugliewodorodnyje rieaktywnyje topliwa, S. Sz. Am. Chimija i Tiechnologija Topliwa i Maseł, V, nr 10, 64—68 (1960)
5. Ragozin N. A. — Rieaktywnyje Topliwa, Gostoptiechizdat., Moskwa 1959
6. Klinkenberg A., Poulston B. V., J. Inst. Petroleum 44, nr 419, 379—395, 1950
7. Rogers D. T., Dermont M. C., Minday J. C. — Theoretical and experimental observation on static electricity in petroleum products, Oil and Gas J. 55, nr 46, 166, 1957
8. Ragozin A. A., Worobjewa A. F. — Ognieopasnost rieaktywnych topliw, Chimija i Chemiczieskaja Tiechnologija 3, nr 4, 39, 1958
9. Perault, American Aviation 18, nr 15, 45, 1954
10. Nixon M., Ind. Engr. Chem. 46, 2166, 1954
11. Garner A. J., SAE Transactions of the ASME, July, 715, 1955
12. Sachanen A. N. — The chemical constituents of petroleum, N.Y 385, 1945
13. Shell Aviation Technical Information Bulletin, nr 99
14. Cziortkow J. B., Zriełow W. N., Maniczienko N. J., Szczagin W. N. — Osadkoobrazowanije w topliwach dla gazoturbinnych dwigatielej, Chimija i Tiechnologija Topliwa i Maseł 2, nr 7, 57, 1957
15. Szimonajew G. S., Czurszukow J. S., Rożkow J. W. — Opriediellenije tiermiczieskoj stabilnosti topliw, Chimija i Tiechnologija Topliwa i Maseł 3, nr 4, 46, 1958
16. Sablina Z. A., Guriejew A. A. — Nieuglierodnyje sostawliajuszczije topliwa kak osnownoj istocznik obrazowanija osadkow pri wysokich tiempieraturach, Chimija i Tiechnologija Topliwa i Maseł 5, nr 7, 33, 1960
17. Daniłow I. N., Murzabutow Ch. A. — Wlijanije gazowej poduszki na tiermiczieskuju stabilnost Ts-1, Chimija i Tiechnologija Topliwa i Maseł 5, nr 2, 44, 1960
18. Biezpołow J. J., Kiestner O. J., Plietniewa O. W. — Chimija i Tiechnologija Topliwa i Maseł 2, nr 9, 66, 1957
19. Cziortkow J. B. — O mliechanizmie obrazowanija osadka w topliwach tipa „T”, Chimija i Tiechnologija Topliwa i Maseł 5, nr 9, 57, 60
20. Cziortkow J. B., Szczagin W. M. — Dispierstnost nierastworimych osadkow obrazujuszczichsja w topliwach, Chimija i Tiechnologija Topliwa i Maseł 4, nr 11, 23, 1959
21. Jones J. — Effect of aerodynamic heating of fuels systems SAE Trans. 63, 1953.

Mgr inż. JAN JASIEWICZ

629.43.038.8:532.529.6.083

## Technika pomiarów wielkości kropeł cieczy rozpylonej przez wtryskiwacz

*Podano opisowo szereg metod pomiaru wielkości kropeł rozpylanej cieczy. Przeanalizowano ich przydatność z punktu widzenia dokładności pomiarów, kosztów, urządzeń i łatwości techniki wykonywania oznaczeń. Uznano metodę „cieczy zastępczych” za najbardziej odpowiednią w badaniach laboratoryjnych.*

Występowanie czynnika ciekłego w postaci kropeł jest zjawiskiem często spotykanym w technice. Rozpylona ciecz jest nieodzownym składnikiem w wielu procesach technologicznych przemysłu chemicznego, spożywczego, energetycznego. Osobną pozycję stanowi rozpylanie paliwa w silnikach przepływowych i rakietowych ze względu na duże prędkości oraz nieporównalnie wyższe parametry czynnika roboczego. Prawidłowe zaprojektowanie, ewentualnie analiza pracy urządzenia rozpylającego, powinna opierać się na szerokiej i wnikliwej znajomości zjawisk zachodzących w strumieniu rozpylonego czynnika. Ponieważ zjawiska te są bardzo skomplikowane, do chwili obecnej nauka nie dysponuje tak uogólnioną teorią, która byłaby w stanie dać odpowiedź na wszystkie

nurtujące wątpliwości. W związku z powyższym w wielu krajach o szeroko rozwiniętej myśli technicznej powstało szereg pracowni zajmujących się zjawiskami wymiany masy, a w szczególności dyfuzji masy pomiędzy rozpylonymi kropełkami cieczy a ośrodkiem gazowym. Jednym z warunków rozwiązania tego zagadnienia jest umiejętność określenia wielkości i ilości kropełek wytwarzanych przez wtryskiwacz. Wzory podawane w literaturze nie pozwalają na bezwzględne określenie tych wartości, wobec czego jedynym narzędziem są metody doświadczalne. Do czynników utrudniających dokonywanie pomiarów zaliczyć należy:

1) dużą ilość kropełek wytwarzaną przez wtryskiwacze w ciągu bardzo krótkiego czasu;

- 2) dużą i zmienną prędkość kropelek cieczy;
- 3) szeroki zakres wymiarów kropelek (stosunek wartości ekstremalnych 1:100);
- 4) zmienność wymiarów kropelek w czasie w wyniku ich parowania.

Aczkolwiek technika pomiarów wielkości kropelek jest bardzo rozległa, praca niniejsza zostanie ograniczona do przeglądu trzech metod pomiarowych i porównania ich z metodą klasyczną, jaką jest analiza mikroskopowa, polegająca na obserwacji pod mikroskopem próbek rozpylonego strumienia.

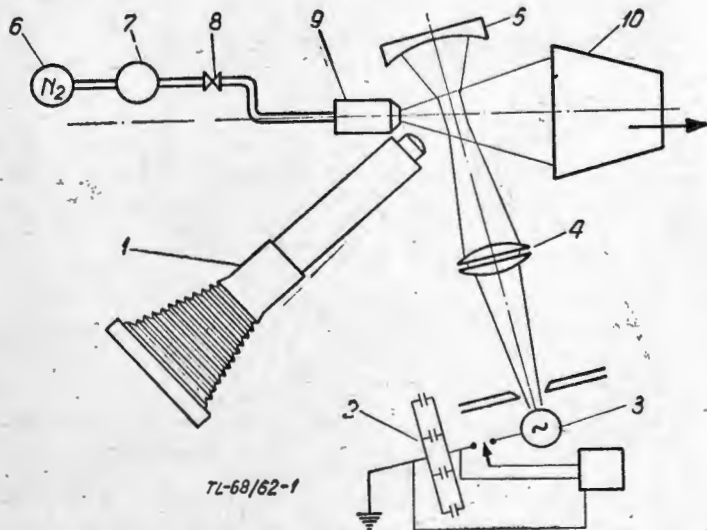
Metoda ta pozwala prawie bezbłędnie określić wielkości kropelek, jest jednak bardzo żmudna i pracochłonna i wymaga dużej umiejętności w pobieraniu próbek ze strumienia [4], jak również wymiarowania i liczenia kropelek w polu widzenia mikroskopu. Poważne skrócenie czasu pomiarów mikroskopowych zostało uzyskane dzięki zastosowaniu elektronowych urządzeń liczących [7].

### Metoda fotografii fluoryzujących kropeł

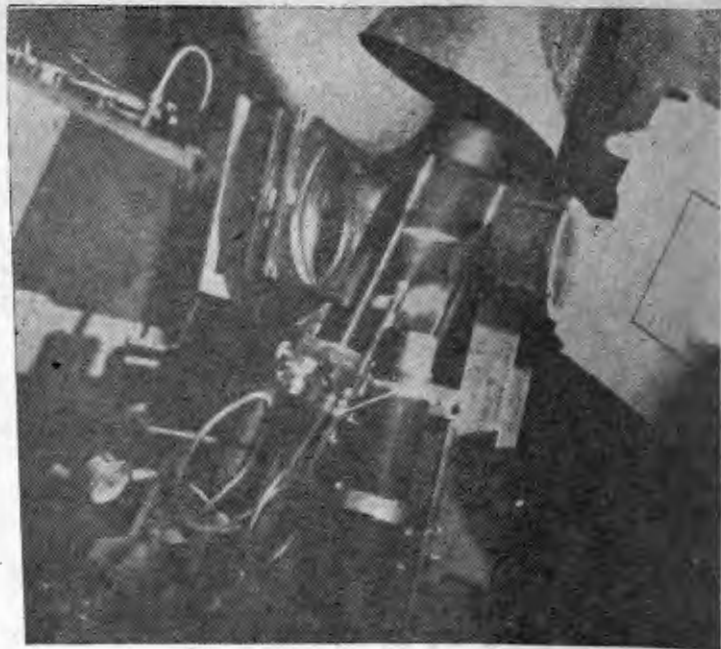
W metodzie tej wykorzystano własności fluoryzacji substancji dodawanych do rozpylanych cieczy. Dodatek substancji fluoryzującej powoduje intensyfikację promieniowania kropelek w stosunku do zwykłego odbicia światła od ich powierzchni. Ponadto promieniowanie cząstki fluoryzującej odbywa się na kącie brylowym  $4\pi$ , przez co uzyskuje się wyraźny zarys całego konturu. Konieczne jest stosowanie silnego i skoncentrowanego źródła światła ze względu na oświetlenie kropelek tylko na części ich powierzchni.

Rysunki 1 i 2 przedstawiają schemat i widok ogólny urządzenia pomiarowego. Ciecz pod naciskiem sprężonego azotu jest wtryskiwana do strumienia powietrza wytwarzanego przez wentylator wyciągowy. Jako źródła światła używa się zwykle ciśnieniowej lampy rtęciowej, zasilanej za pośrednictwem zespołu kondensatorów. Zwężenie strumienia światła odbywa się poprzez układ soczewek skupiających. Intensyfikację i ujednorodnienie natężenia światła w polu widzenia zapewnia zwierciadło wklęsłe, zamontowane w osi optycznej układu oświetlającego. Dzięki temu uzyskuje się silnie oświetloną cienką warstwę rozpylonego czynnika w płaszczyźnie prawie prostopadłej do osi wtrysku. Fluoryzujące kropelki są powiększane dzięki układowi optycznemu i fotografowane aparatem o dużej zdolności rozdzielczej obiektywu i małej głębi ostrości. Oś optyczna aparatu fotograficznego powinna być prostopadła do oświetlonej powierzchni. Ruchomo zamontowany wtryskiwacz pozwala na dokonywanie zdjęć różnych części rozpylonego strumienia.

Istotny w tej metodzie pomiarowej jest wzajemny dobór czynnika fluoryzującego, charakterystyki źródła światła i aparatu fotograficznego.



Rys. 1. Schemat urządzenia do fotografowania fluoryzujących kropełek. 1. Aparat fotograficzny z teleobiektywem; 2. Układ zasilający lampę rtęciową; 3. Ciśnieniowa lampa rtęciowa; 4. Soczewki skupiające; 5. Zwierciadło wklęsłe; 6. Butla ze sprężonym azotem; 7. Zbiornik paliwa; 8. Zawór regulacyjny; 9. Wtryskiwacz; 10. Przewód ssawny wentylatora



Rys. 2. Widok ogólny urządzenia do fotografowania fluoryzujących kropełek

Rodzaj czynnika fluoryzującego powinien być taki, aby pasma promieniowania światła pokrywały się z pasmami absorpcji czynnika, ponadto powinno się to odbywać w zakresie promieni widzialnych i naświetlających płytę fotograficzną. Czynnikiem ten powinien być dobrze rozpuszczalny w rozpylanej cieczy. Czas wzbudzenia i zaniku fluorescencji musi być krótki (ok.  $10^{-7}$  sek.), aby cząsteczki przestawały być widoczne po opuszczeniu obszaru głębi ostrości aparatu fotograficznego. Warstewka oświetlająca powinna być cienka i posiadać grubość nie większą niż głębia ostrości kamery. Spełnienie tych trzech warunków stanowi będzie podstawę do uzyskiwania czystych zdjęć rozpylonego czynnika.

Dodatkowymi zaletami wyżej opisanego urządzenia są:

- 1) dokładne określenie wymiarów kropełek cieczy w nie zakłóconym strumieniu gazu, co umożliwia również wyznaczenie rozkładu przestrzennego kropełek;
- 2) wykonanie zdjęć jest możliwe w dowolnym przekroju, w płaszczyźnie prawie prostopadłej do osi strumienia;
- 3) dzięki zastosowaniu aparatu fotograficznego o małej głębi ostrości i przyjęciu krótkiego czasu naświetlania, przesunięcia kropełek nie są widoczne na wykonanych zdjęciach;
- 4) dość duża dokładność wyników w całym obszarze mierzonych średnic. Ekstremalny błąd zawiera się w granicach 10% w przypadku cząstek o średnicy  $10\ \mu$ .

Do wad urządzenia zaliczyć należy kłopotliwą technikę liczenia i wyznaczania wymiarów kropełek.

### Metoda fotometryczna

Metoda ta oparta jest na zjawisku absorpcji światła przechodzącego przez rozpylony strumień cieczy. Poniżej zostanie uzasadniona możliwość zastosowania fotometru do określania wymiarów średnich kropełek.

Założono, że strumień rozpylonego paliwa jest oświetlony na powierzchni  $F_0$  wiązką promieni świetlnych o natężeniu  $i_0$ . Ilość światła padającego na powierzchnię  $F_0$  wyniesie:

$$I_0 = i_0 \cdot F_0 \quad [1]$$

Przyjmując, że krople cieczy są nieprzepuszczalne dla promieni świetlnych, ilość światła po przejściu przez warstwę rozpylonego czynnika zmniejszy się o zaabsorbowane przez nią światło. Zakładając ponadto jednorodną strukturę rozpylonego strumienia, składającego się z kropełek o średniej średnicy  $d_m$  i liczbie  $n$  w oświetlonym obszarze, ilość światła po absorpcji wyniesie

$$I_1 = i_0 (F_0 - \pi \cdot n \cdot r_m^2) \quad [2]$$

a natężenie światła

$$i_1 = i_0 \left( 1 - \frac{\pi \cdot n \cdot r_m^2}{F_0} \right) \quad [2a]$$

Znając objętość wtrysniętej cieczy, liczba kropelek da się ustalić wzorem

$$n = \frac{3V}{4 \cdot \pi r_m^3} \quad [3]$$

gdzie:

$V$  — objętość wtrysniętej cieczy znajdująca się w oświetlonej przestrzeni strumienia.

Po podstawieniu do równania [2a] otrzymuje się

$$\frac{i_1}{i_0} = 1 - \frac{3V}{4r_m F_0} = \frac{100 - u}{100} \quad [4]$$

gdzie:

$u$  — mierzony przez fotometr stopień absorpcji światła w %.

Rozwiązując równanie [4] otrzymuje się

$$r_m = 75 \cdot \frac{V}{u \cdot F_0} \quad [5]$$

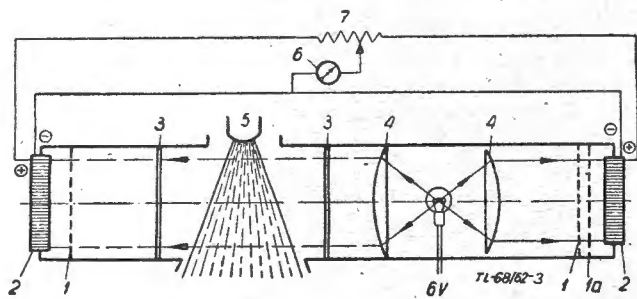
W przypadku zastosowania strumienia światła o przekroju kołowym i uwzględnienia prędkości przepływających kropelek cieczy wzór do obliczeń przybiera następującą postać:

$$r_m = 95,6 \frac{V'}{u \cdot w \cdot D} \quad [6]$$

gdzie:

- $V'$  — wydatek objętościowy urządzenia rozpylającego [cm<sup>3</sup>/sek],
- $w$  — prędkość kropelek cieczy [cm/sek],
- $D$  — średnica strumienia świetlnego [cm].

Równanie [6] słuszne jest dla małych wartości stopnia absorpcji światła, nie przekraczających 20%. W przypadku występowania większej koncentracji kropelek



Rys. 3. Schemat fotometru do pomiaru wielkości kropelek. 1. Filtry polaryzujące; 1a. Obrotowy filtr polaryzujący; 2. Komórki fotoelektryczne; 3. Okna komory pomiarowej; 4. Soczewki skupiające; 5. Wtryskiwacz; 6. Galwanometr; 7. Potencjometr

w strumieniu i istniejącego prawdopodobieństwa pokrywania się w polu widzenia cząstek cieczy stopień absorpcji przyjmowany do obliczeń powinien być skorygowany równaniem:

$$u' = 100 \left( 1 - e^{-\frac{u}{100}} \right)$$

gdzie:

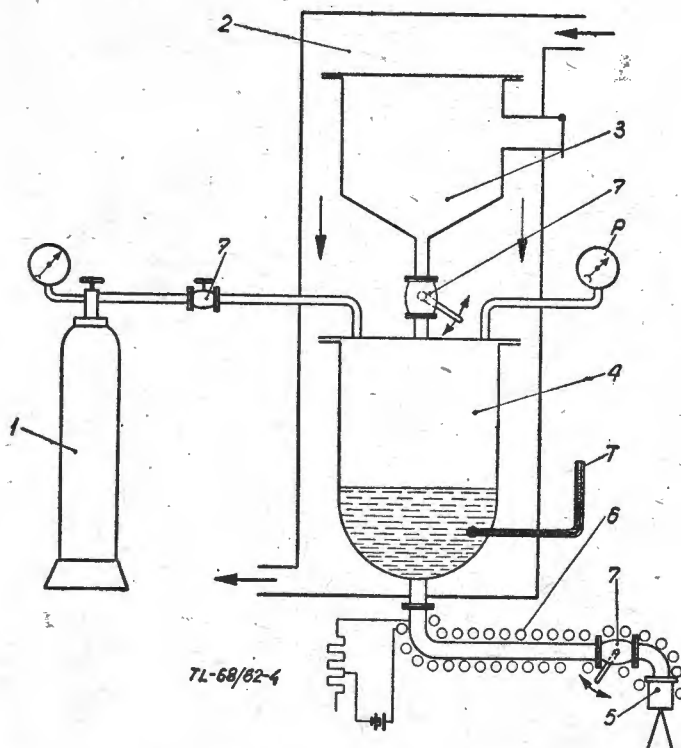
- $u'$  — stopień absorpcji określany fotometrem,
- $u$  — wartość skorygowana wchodząca do równań [5] i [6].

Wzór do obliczeń średnich wymiarów kropelek, po uwzględnieniu poprawki na ich ewentualne pokrywanie się w polu widzenia ma następującą postać:

$$d_m = 1,912 \frac{V'}{w \cdot D \cdot \ln \left( 1 - \frac{u'}{100} \right)} \quad [6a]$$

Na rysunku 3 przedstawiono schemat fotometru przystosowanego do pomiaru średnich średnic kropelek.

Metoda fotometryczna nadaje się doskonale do określenia cząstek monodispersyjnych, przy czym błąd pomiaru nie przekracza  $\pm 5\%$ , jest natomiast znacznie mniej dokładna w przypadku bardziej zróżnicowanych wymiarów kropelek. Na dokładność pomiarów wpływa ponadto równomierne rozprzestrzenianie się kropelek



Rys. 4. Schemat stoiska do wytwarzania kropelek parafiny. 1. Butla sprężonego powietrza; 2. Płaszcz wody grzejącej; 3. Zasobnik parafiny; 4. Zbiornik roztopionej parafiny; 5. Wtryskiwacz; 6. Spirala grzejna; 7. Zawory odcinające

w całym obszarze komory pomiarowej, jak również umiejętność ustawienia urządzenia rozpylającego, udaremniająca zwilżanie jej ścianek. Osadzanie się kropelek na ściankach komory wpływa w sposób wyraźny na wyniki pomiarów i powoduje konieczność dość kłopotliwej korekcji obliczeń. Bezsporną zaletą tej metody pomiarowej jest bardzo krótki czas potrzebny do wykonania oznaczeń.

### Metoda „cieczy zastępczych”

Metoda polega na zestalaniu rozpylonych kropelek roztopionej substancji o niskiej temperaturze krzepnięcia. Własności fizyczne tej substancji w stanie ciekłym powinny być identyczne lub przynajmniej zbliżone do własności rzeczywiście rozpylanej cieczy. Zestalone kropelki mogą być poddane analizie sposobami, stosowanymi w technice pyłów. Jest rzeczą oczywistą, że w celu otrzymania analogicznych wymiarów cząstek rozpylonej substancji, oprócz uwzględnienia podobieństwa cieczy, badania powinno się przeprowadzać w ośrodku gazowym o parametrach ściśle odpowiadających ośrodkowi w przypadku rzeczywistego urządzenia [3]. Trudności związane ze spełnieniem tych warunków wymagają bezwzględnie zastosowania metod teorii podobieństwa, w przeciwnym bowiem razie wyniki mają jedynie wartość porównawczą.

Wybór substancji, która w stanie roztopionym może zastępować rozpylaną ciecz, jest podyktowany:

- 1) niską temperaturą topliwości;
- 2) niskim ciśnieniem cząstkowym par roztopionej substancji ( $10^{-5}$  mmHg);
- 3) podobieństwem własności fizycznych w stanie ciekłym do własności rozpylanej cieczy;
- 4) małym współczynnikiem kurczliwości przy krzepnięciu.

Z punktu widzenia spełnienia powyższych warunków w badaniach nad rozpylaniem, w szczególności paliw węglowodorowych, najczęściej stosowanymi cieczami

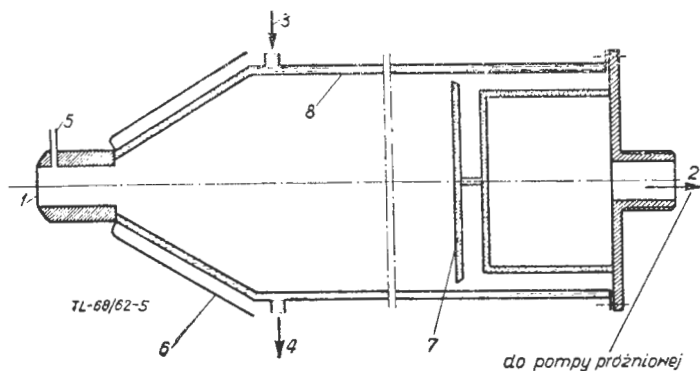
Tabela 1  
Własności parafin rosyjskich [8]

Temperatura topnienia [°C]	Ciężar właściwy [G/cm <sup>3</sup> ]			Lepkość [c P]		Objętościowy współczynnik kurczliwości [%]
	20° C	55° C	100° C	80° C	100° C	
40,0	0,879	0,753	0,740	1,995	1,452	10-15
44,3	0,901	0,757	0,745	2,966	1,766	
47,0	0,906	0,760	0,747	2,426	1,738	
49,0	0,909	0,761	0,749	2,794	1,959	
54,3	0,914	0,765	0,752	3,296	2,036	
57,0	0,918	0,770	0,757	3,718	2,637	
60,3	0,919	0,771	0,759	3,853	2,598	
64,0	0,921	0,774	0,760	4,721	3,190	
66,3	0,923	0,775	0,763	4,770	3,225	
71,3	0,933	0,779	0,765	5,731	3,711	

zastępczymi są parafiny. Załączona tabela własności parafin pozwoli na dobranie odpowiedniego jej rodzaju w zależności od zastępowanej cieczy.

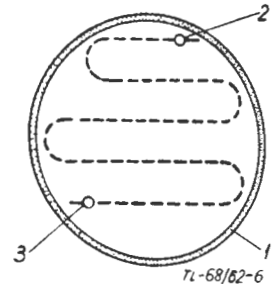
Schemat urządzenia do wytwarzania i rozpylania ciekłej parafiny przedstawiono na rysunku 4.

Szereg prac nad rozpylaniem w procesach spalania, wykonanych przez badaczy, którzy stosowali tę metodę do określania średnic kropelek, było obarczonych błędami wynikającymi z faktu wtryskiwania roztopionej parafiny do osrodka o temperaturze pokojowej. Tak przeprowadzone doświadczenie nie było w stanie odzwierciedlić rzeczywistej struktury wymiarowej strumienia rozpylonej cieczy, gdyż krzepnięcie kropelek następowało natychmiast po opuszczeniu wtryskiwacza, w związku z czym nie było możliwe zarejestrowanie dalszego rozpadu kropelek w strumieniu powietrza. Uniknięto powyższych błędów przy wtrysku roztopionej parafiny do strumienia gorącego powietrza. Pobieranie próbek rozpylonej substancji odbywało się specjalnie skonstruowaną sondą [6] w miejscu spodziewanego końca strefy rozpadu kropelek.



Rys. 5. Schemat sondy do pobierania próbek rozpylonej parafiny w strumieniu gorącego gazu. 1. Wlot sondy; 2. Przewód do pompy próżniowej; 3. Wloty wody chłodzącej; 4. Wylot wody chłodzącej; 5. Miejsce pomiaru ciśnienia statycznego; 6. Osłona; 7. Filtr; 8. Polerowane wnętrze. Wymiary gabarytowe: długość ok. 700 mm, średnica wewnętrzna ok. 75 mm, średnica wlotu ok. 6 mm.

Na rysunku 5 przedstawiono konstrukcję takiej sondy. Przepływ czynnika transportującego krople jest wywołany działaniem pompy próżniowej. W celu uniknięcia zdeformowania zasysanego strumienia prędkość na wlocie do sondy powinna być równa prędkości w kanale pomiarowym. Zachowanie jednakowej wartości ciśnienia statycznego w strumieniu i w końcówce wlotowej sondy spełnia powyższy warunek. Utrzymywanie niskiej temperatury wewnątrz sondy, dzięki przepływowi przez jej płaszcz wody chłodzącej, pozwala na zestalenie się kropelek roztopionej parafiny. Po opróżnieniu sondy przez splukanie jej wodą poddaje się jej zawartość analizie sitowej. Określenia cząstek o wymiarach mniejszych od  $60 \mu$  przeprowadza się z reguły metodą sedimentacji. Dysponując próbkami zestalonych próbek parafiny, do obliczeń ich średnich wymiarów stosuje się również technikę mikroskopową lub mikrofotografii, przy czym wykorzystuje się jednocześnie metody statystyczne, upraszczające tok postępowania.



Rys. 6. Szkic drogi sondy w płaszczyźnie prostopadłej do osi strumienia. 1. Przewód pomiarowy; 2. i 3. Położenie sondy na początku (końcu) pomiaru

W celu otrzymania średnich wymiarów kropelek produkowanych przez urządzenie rozpylające, konieczne jest pobranie próbek w kilku punktach lub przesondowanie wzdłuż pewnej linii całego przekroju. Rysunek 6 przedstawia jeden z wariantów drogi sondy w poprzek strumienia.

### Wnioski

Analiza przedstawionych poniżej metod pomiaru wielkości kropelek pozwoli na odpowiedni wybór w zależności od rozwiązywanego zagadnienia.

Przy rozpatrywaniu struktury wymiarowej rozpylonego strumienia najbardziej odpowiednią jest metoda cieczy zastępczych, która przy zachowaniu warunków podanych w jej opisie umożliwi sporządzenie krzywych rozkładu, jak również znalezienie wymiarów średnich kropelek.

To samo zagadnienie może być również rozwiązane przy zastosowaniu fotografii fluoryzujących cząstek. W metodzie tej istnieje możliwość określenia rozkładu przestrzennego odpowiednich grup wymiarowych w strumieniu gazu. Należy tu jednak zwrócić uwagę na bardzo pracochłonny proces liczenia kropelek.

Metoda fotometryczna pozwala wyłącznie na określenie średnich wymiarów rozpylonego czynnika i znajduje ograniczone zastosowanie przy badaniach porównawczych urządzeń wtryskowych. Dzięki łatwości wykonywania pomiarów metoda ta powinna również znaleźć miejsce w laboratoriach fabrycznych i naukowych.

Wymienioną na wstępie analizę mikroskopową traktować należy jako metodę podstawową, stosowaną przy wzorcowaniu urządzeń do pomiaru średnic kropelek.

### LITERATURA

1. Benson G. M., El-Wakil M. M., Myers P. S., Ueyehara O. A. — ARS Journal, No 5/1960.
2. Giffen E., Muraszew A. — The Atomization of Liquid Fuels, London, 1953
3. Jasiewicz J. — Technika Lotnicza, Nr 2/1962
4. Rupe J. — Woprosy Rakietnoy Techniki, Nr 3/1953.
5. Stehling C. — ARS Journal, No 3/1952
6. Weiss M. A., Worsham C. H. — ARS Journal, No 4/1959
7. Wheeler L., Trickett E. — Electronic Engineering, No 308/1953
8. Zerbe C. — Mineralöle, Berlin, 1952

## Nowe osiągnięcia w dziedzinie pokładowych urządzeń radiolokacyjnych

Omówiono niektóre nowe osiągnięcia w dziedzinie pokładowych urządzeń radiolokacyjnych. Opisano radary meteorologiczno-nawigacyjne dla samolotów cywilnych, dopplerowskie urządzenia nawigacyjne dla samolotów i śmigłowców, kompleksowe urządzenia radiolokacyjne dla nawigacji i użytku taktycznego, tak zwane radary o zobrazowaniu boczny oraz niektóre inne zagadnienia.

### Wstęp

W poprzednim artykule omówiono postępy w dziedzinie radiolokacji, w szczególności w odniesieniu do urządzeń naziemnych [1]. Praca niniejsza zajmuje się niektórymi nowymi osiągnięciami technicznymi w dziedzinie pokładowych urządzeń radiolokacyjnych. Podobnie jak poprzednio należy nadmienić, że poruszana tu tematyka jest, jak wiadomo, nadzwyczaj obszerna; z drugiej strony, publikowane informacje dotyczące omawianego rodzaju sprzętu są dość skąpe i często mają charakter fragmentaryczny. Z powyższych względów przedstawiono poniżej pewne wybrane problemy, nie pretendując do ujęcia całości zagadnienia.

### Cywilne radary pokładowe

Podstawowym zadaniem tych radarów jest określanie sytuacji meteorologicznej na trasie przelotu, a więc na przykład wykrywanie niebezpiecznych obszarów burzowych. Oprócz tego spełniają one rolę pomocniczych urządzeń nawigacyjnych, umożliwiając obserwację charakterystycznych zarysów odpowiednich obiektów geograficznych.

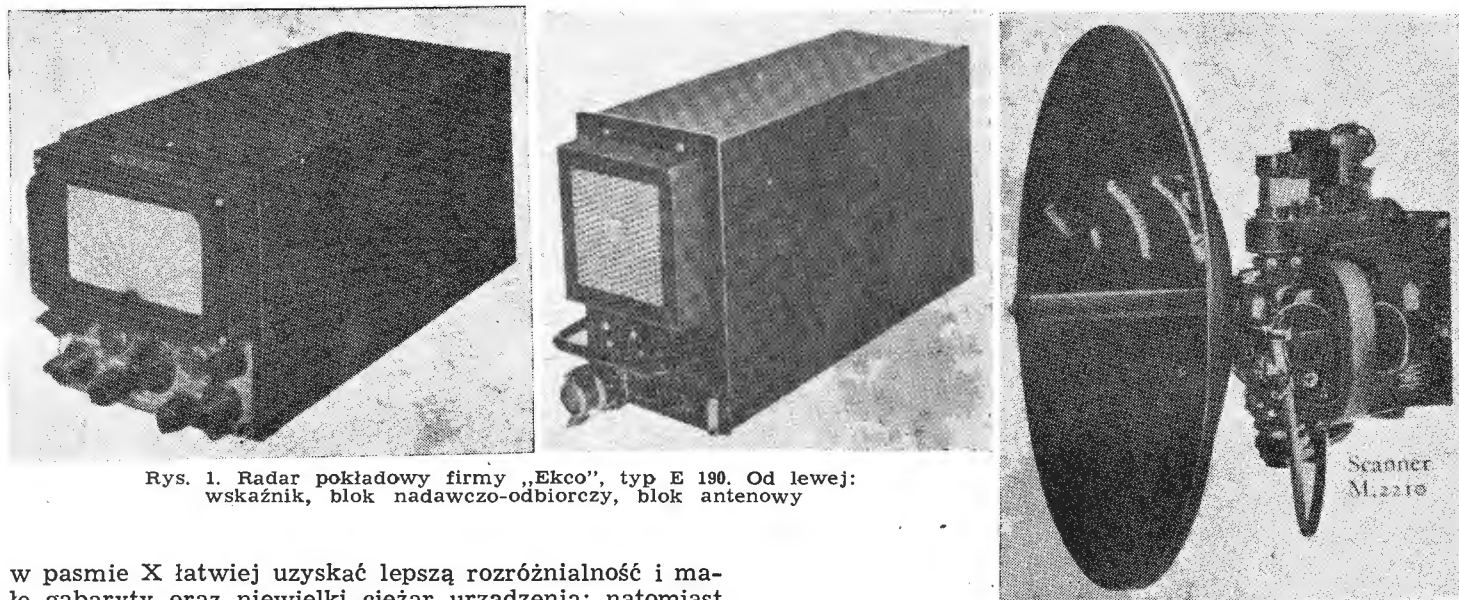
Jak wiadomo, współczesne urządzenia tego typu pracują w pasmie C (tj. na fali ok. 5,7 cm), względnie w pasmie X (fala o długości ok. 3,2 cm). Przy pracy

kretnych warunków, przewidywanych w danym zastosowaniu radaru; wykonywanie dwóch wersji podobnego urządzenia (na różne fale) przez tę samą firmę świadczy m. in. o różnicach poglądów odnośnie zagadnienia optymalnej długości fali dla tego typu urządzeń.

Dla cywilnych radarów pokładowych istotnymi cechami są: niewielkie gabaryty i ciężary, niewielki pobór mocy, niezawodność pracy, niska cena. Dla zilustrowania nowoczesnych tendencji konstrukcyjnych w tej dziedzinie można podać krótki opis demonstrowanego w 1961 r. na wystawie w Farnborough urządzenia firmy „Ekco”, typ E190.

W wykonaniu normalnym, aparatura składa się jedynie z trzech bloków: wskaźnika, anteny i zespołu nadawczo-odbiorczego. Dzięki szerokiemu zastosowaniu tranzystorów i miniaturyzacji sprzętu, ciężar tego radaru wynosi zaledwie około 28 kG, a pobór mocy — około 300 W. Radar ten może być również dostarczany w prostszej wersji, przeznaczonej dla mniejszych samolotów; posiada on wówczas uproszczony i zmniejszony zespół antenowy, dzięki czemu ciężar urządzenia w tym wykonaniu zmniejsza się do około 21 kG.

Na uwagę zasługuje fakt, że aparatura radaru może być zdublowana. Dla zastosowania na większych samolotach, gdzie ograniczenia gabarytów i ciężaru nie są istotne, przewidziano zastosowanie całkowicie (z wyjątkiem zespołu antenowego) zdublowanej aparatury, ze zdalnym przełączaniem zespołów nadawczo-odbiorczych.



Rys. 1. Radar pokładowy firmy „Ekco”, typ E 190. Od lewej: wskaźnik, blok nadawczo-odbiorczy, blok antenowy

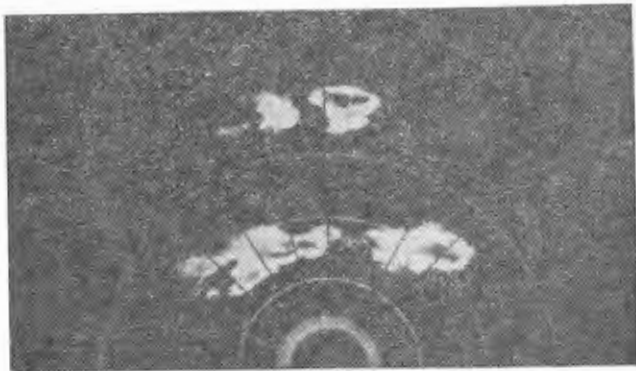
w pasmie X łatwiej uzyskać lepszą rozróżnialność i małe gabaryty oraz niewielki ciężar urządzenia; natomiast radary pracujące w pasmie C są mniej wrażliwe na tłumienie atmosferyczne przy silnych opadach. Porównanie dwóch typów radarów pokładowych firmy „Bendix”, odznaczających się jednakowym zasięgiem (150 mil morskich, tj. ok. 280 km), a różniących się tylko aparaturą wielkiej częstotliwości, uwidacznia następujące różnice konstrukcyjne. Radar pracujący w pasmie C waży ok. 52 kG i pobiera moc ok. 800 W; w wykonaniu na pasmo X waży natomiast ok. 40 kG i pobiera moc ok. 500 W [2]. Wybór typu zależy od oceny kon-

W tym wykonaniu radar zapewnia bardzo dużą niezawodność pracy; ciężar aparatury zwiększa się do około 51 kG, a pobór mocy — do ok. 400 W.

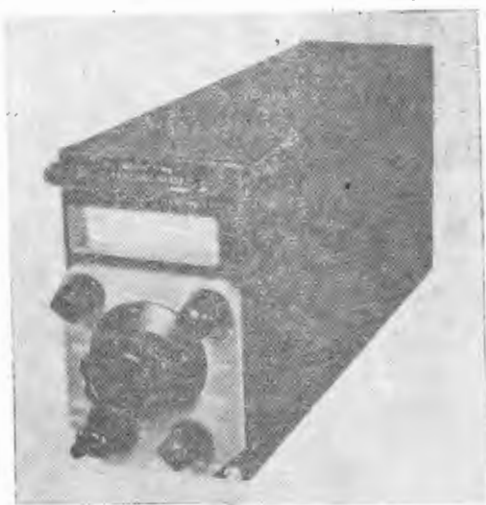
Radar ten pracuje w pasmie X, z mocą w impulsie 15 kW, długością impulsu 2,2  $\mu$ S, oraz częstotliwością powtarzania impulsów 400 Hz. Wyposażony jest we wskaźnik P z prostokątną lampą obrazową o wymiarach ekranu około 13,3  $\times$  8,1 cm. Zakresy wskaźnika — 20, 50 i 150 mil morskich (ok. 37, 93, 280 km). Radar służy do celów meteorologicznych — wówczas antena

pracuje z wąską, symetryczną wiązką, względnie do obserwacji terenu — wówczas przełącza się antenę na charakterystykę typu „cosec”<sup>1)</sup> za pomocą „rusztu”, widocznego w górnej połowie anteny na rys. 1.

Przy zastosowaniu meteorologicznym, używa się tak zwanego zobrazenia izochoowego, przy którym centra szczególnie niebezpiecznych zaburzeń wskazywane są w postaci ciemnych plam (rys. 2).



Rys. 2. Izochoowe zobrazenie na wskaźniku radaru, przedstawionego na rys. 1



Rys. 3. Dodatkowy zespół, umożliwiający pomiar rzeczywistego kursu samolotu

W nadajniku radaru zastosowano tak zwany izolator ferrytowy, umożliwiający odseparowanie magnetronu od wpływu długiej linii falowodowej.

Aparatura radaru może być uzupełniona zespołem, pozwalającym dodatkowo wyznaczać rzeczywisty kurs samolotu względem powierzchni ziemi. Zespół ten składa się z miniaturowego wskaźnika A oraz urządzenia do ręcznego sterowania anteną. Wykorzystuje się przy tym fakt, że fluktuacje ech na wskaźniku A, wywołane zjawiskiem Dopplera przy odbiciu sygnałów od powierzchni ziemi, są najmniejsze, gdy antena skierowana jest według rzeczywistego kursu samolotu względem powierzchni ziemi. Wspomniany zespół dodatkowy (tzw. Drift Unit) wykorzystuje lampę obrazową o wymiarach ekranu około 7,5 × 2,5 cm (rys. 3); ciężar zespołu wynosi ok. 5 kG.

### Dopplerowskie urządzenia nawigacyjne

Wspomniane wyżej zjawisko Dopplera, występujące przy odbiciu sygnałów radiolokacyjnych od powierzchni terenu, wykorzystywane jest w bardziej efektywny sposób w specjalnych urządzeniach pokładowych, służących do wyznaczania kursu, szybkości i położenia samolotu. Urządzenia te mierzą nie tylko rzeczywisty kurs samolotu, ale również jego szybkość względem ziemi (na podstawie pomiaru częstotliwości Dopplera odbitych sygnałów), a dzięki odpowiednim przelicznikom, całkującym szybkość, wyznaczają również położenie samolotu względem punktu startu [2]. Urządzenia

<sup>1)</sup> Pojęcie to wyjaśniono w poprzednim artykule [1]. Należy nadmienić, że oczywiście jest to charakterystyka skierowana przeciwnie niż w naziemnych stacjach służących do wykrywania obiektów powietrznych; w radarach pokładowych charakterystyka „cosec” skierowana jest w dół.



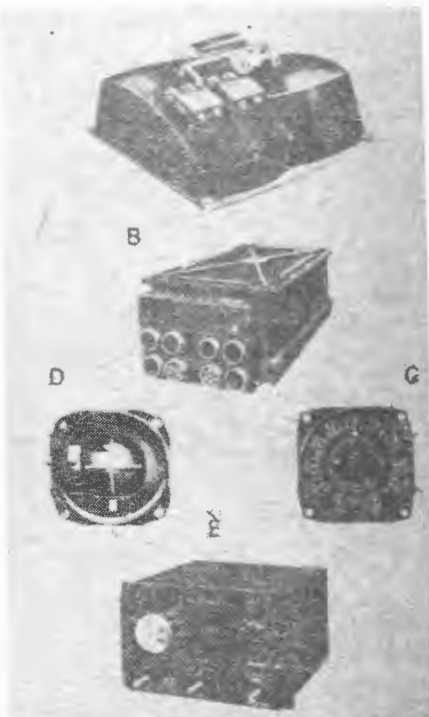
Rys. 4. Dopplerowskie urządzenia nawigacyjne dla śmigłowców. A — układ antenowy z zespołami nadawczo-odbiorczymi, B — zasilacz, C — wskaźnik położenia

takie rozpowszechniły się w ciągu ostatnich lat bardzo szeroko. Pracują one zwykle na fali około 3,4 cm, względnie około 2,2 cm. Dla ilustracji można tu wymienić na przykład urządzenie firmy „Marconi”, typ AD 2300. Pracuje ono na fali około 3,4 cm, na wysokościach od 150 m do 15 000 m, przy prędkościach od 150 do 1700 km/godz; dokładność pomiaru prędkości może wynosić do 0,5% ± 6 km/godz; kursu — ± 0,25°; pozycji — do 0,5—1% przebytej drogi.

Urządzenia tego typu znane są już od kilku lat, toteż nie będą tu szczegółowiej opisywane. Natomiast omówi się pokrótce zastosowanie ich dla śmigłowców oraz pewne najnowocześniejsze wykonania.

Jak wiadomo, liczne zalety śmigłowców ograniczone są trudnościami ich pilotażu w warunkach złej (lub całkowitego braku) widoczności. Zagadnienie to występowało szczególnie jaskrawo w niektórych zastosowaniach wojskowych, jak np. przy zwalczaniu łodzi podwodnych, kiedy to śmigłowiec musi się dłuższy czas unosić kilka metrów nad powierzchnią wody, ściśle w tym samym miejscu, często w warunkach zupełnej ciemności i przy silnym wietrze.

Dopplerowskie urządzenia nawigacyjne (oczywiście w specjalnym wykonaniu) stanowią doskonały środek, umożliwiający rozwiązanie wspomnianego problemu. Umożliwiają one pomiar rzeczywistej prędkości względnej i kursu (względem powierzchni ziemi), oraz prędkości wznoszenia. Jedno z pierwszych urządzeń tego typu opracowała firma „Ryan” (typ AN/APN-97). Pracuje ono na fali ok. 2,2 cm, pobiera moc ok. 170 W, waży zaledwie ok. 17 kG (rys. 4). Urządzenie to umożliwia pomiar prędkości poziomej w granicach od 0 do ± 150 węzłów (ok. 280/godz), oraz prędkość wznoszenia w zakresie ± 10 m/sek. Ulepszoną, lecz cięższą wersją podobnego urządzenia jest typ AN/APN-130, posiadający większą dokładność, większy zakres pomiaru prędkości wznoszenia (± 18 m/sek), oraz mogący pracować na wy-



Rys. 5. Uniwersalne dopplerowskie urządzenie nawigacyjne. A — układ antenowy z zespołami nadawczo-odbiorczymi, B — przelicznik, C i D — wskaźniki, E — zespół sterowania

sokościach do 3000 m; pobór mocy wynosi ok. 500 W, ciężar — ok. 33 kg.

Ciekawą wersję dopplerowskiego urządzenia nawigacyjnego stanowi model RYANAV IV (rys. 5). Był on opracowany jako uniwersalny, tj. dla zastosowania w samolotach, śmigłowcach, samolotach pionowo startujących itp. Urządzenie to pracuje na fali około 2,2 cm, moc nadajnika wynosi około 2 W. Ciężar aparatury — około 31,3 kg, pobór mocy od 260 do 400 W. Urządzenie umożliwia pomiar prędkości poziomej w zakresie od 2000 węzłów (ok. 3700 km/godz) z dokładnością  $\pm 0,5$  węzła (ok. 0,93 km/godz) oraz pomiar prędkości wznoszenia w zakresie do 250 m/sek; może ono pracować na wysokościach do 21 000 m. Dokładność określania położenia wynosi około 0,7% długości przebytej drogi. Urządzenie może być sprzężone z aparaturą automatycznego sterowania śmigłowcem lub samolotem (również na samolotach bezpilotowych), oraz z innymi urządzeniami pokładowymi, jak na przykład aparaturą nawigacji inercyjnej, celownikami bombowymi itp. [3].

Interesujące ulepszenie wprowadziła do swoich dopplerowskich urządzeń nawigacyjnych firma „L. F. E.”. Mogą one mianowicie pracować jednocześnie jako wysokościomierze, umożliwiając pomiar wysokości względnej w granicach od 0 do 8000 stóp (ok. 2450 m) z dokładnością  $\pm 2\%$ .

### Kompleksowe urządzenia radiolokacyjne

Stosowanie oddzielnych, autonomicznych urządzeń, z których każde wykorzystywane jest odrębnie, może być uzasadnione na przykład w samolotach komunikacyjnych, posiadających kilkusobową załogę i ustalone rozkłady lotów. Znacznie trudniejsze zadania stoją jednak na przykład przed pilotem jednoosobowego samolotu bojowego, który ma atakować trudne do wykrycia i silnie bronione obiekty naziemne, wykonując przy tym odpowiednie ewolucje dla uniknięcia środków naziemnej obrony przeciwlotniczej przeciwnika, mogąc przy tym również być zaangażowany w walkę powietrzną. Efektywne spełnienie tak złożonych i różnorodnych zadań wymaga wyposażenia samolotu w rozbudowaną, zautomatyzowaną aparaturę radiolokacyjną, przy czym musi ona być konstruowana w sposób kompleksowy, aby umożliwić korzystanie z niej bez wysiłku i w szybki sposób.

Jako przykład tego rodzaju aparatury kompleksowej zostanie omówione urządzenie TARAN<sup>3)</sup> firmy „Highees” [4].

Urządzenie to składa się z dwóch zasadniczych części: nawigacyjnej i radarowej. Część nawigacyjna zawiera aparaturę nawigacji inercyjnej oraz specjalne urządzenie projekcyjne, dzięki któremu na ekranie uzyskuje się obraz mapy danego odcinka terenu z zaznaczonym położeniem i kursem samolotu oraz niektórymi innymi danymi (rys. 6). Mapy normalnie stosowane w tym urządzeniu mają podziałkę: 1:1 000 000. Zamiast aparatury nawigacji inercyjnej, urządzenie może również zawierać radar dopplerowski (por. rozdział poprzedni).

Aparatura radarowa wykonana jest jako uniwersalna. Umożliwia ona zobrazowanie na wskaźniku obrazu terenu do celów nawigacyjnych, ostrzeganie przed przeszkodami znajdującymi się na poziomie lotu (co jest szczególnie ważne przy atakach na małej wysokości w pofalowanym lub górzystym terenie), celowanie przy bombardowaniu, automatyczne celowanie przy atakach na samoloty przeciwnika.

Aparatura radarowa umożliwia korygowanie zobrazowania nawigacyjnego, na podstawie kontrolnej obserwacji pozycji znanych obiektów naziemnych. Przy tym zobrazowaniu, antena radaru sektoruje w kącie około 110°; zakresy odległości mogą wynosić od 10 do 200 mil morskich (18,5 do 370 km).

Przy zastosowaniu w charakterze radaru przeszkodowego, położenie anteny jest stabilizowane, co umożliwia dużą dokładność pracy radaru, a operacyjnie zapewnia możliwość lotów z dużą prędkością na niewielkiej wysokości ponad ziemią, wykorzystywanie rzeźby terenu

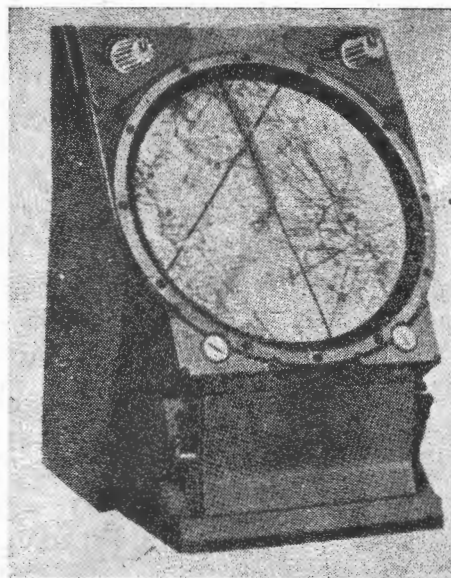
dla osłony przed wykryciem, loty w dolinach górskich itp.

Przy bombardowaniu, TARAN umożliwia automatyczne celowanie przy wszystkich stosowanych obecnie sposobach zrzutu bomb.

Podczas walki powietrznej, radar pracuje w następującej kolejności: 1) najpierw cel zostaje wykryty; 2) gdy cel został wykryty i rozpoznany, radar przełącza się na automatyczne śledzenie, przy czym urządzenie dostarcza sygnałów sterujących dla utrzymania samolotu na optymalnym torze ataku (również i w tym przypadku, gdy samolot i atakowany obiekt znajdują się na różnych wysokościach); 3) urządzenie przygotowuje rakietę do odpalenia i odpala je w odpowiednim momencie; 4) zaczyna wówczas działać oddzielne urządzenie (posiadające własną antenę), kierujące lotem rakiet, przy współpracy z głównym radarem.

W czasie ataku ukazują się na ekranie wskaźnika radarowego odpowiednie symbole, informujące pilota o przebiegu akcji.

Opis powyższy, jakkolwiek z konieczności bardzo zwięzły, daje wyobrażenie o stopniu złożoności i zauto-



Rys. 6. Ekran nawigacyjny urządzenia TARAN

matyzowana kompleksowej aparatury radiolokacyjnej. Należy dodać, że oczywiście urządzenia stosowane na większych samolotach (jak np. naddźwiękowy bombowiec B-58) są znacznie bardziej rozbudowane. Mogą one zawierać obronną aparaturę radarową (wykrywanie i zwalczanie nieprzyjacielskich samolotów, wykrywanie promieniowania obcych radarów, wytwarzanie zakłóceń radiolokacyjnych itp.).

Pomimo dużej przydatności operacyjnej urządzeń podobnych do opisywanego wyżej TARAN-u, wzrastające wymagania taktyczne skłoniły konstruktorów do opracowania nowych systemów radarowych, umożliwiających m. in. jeszcze bardziej efektywne metody ataku na obiekty naziemne. Urządzenia te będą omówione w następnym rozdziale.

### Radar o zobrazowaniu bocznym<sup>4)</sup>

Urządzenia tego typu zostały opracowane w celu uzyskiwania fotograficznych zdjęć radarowego zobrazowania terenu, przy dużej dokładności i rozróżnialności. Osiągnięcie dużej rozróżnialności w odległości wiąże się, jak wiadomo, ze stosowaniem krótkich impulsów, natomiast uzyskanie dużej rozróżnialności kątowej wymaga zastosowania dużych anten [1]. Tak więc na przykład na fali o długości około 3 cm, dla uzyskania szerokości wiązki równej 0,5°, należy użyć anteny o rozpiętości około 4,2 m<sup>4)</sup>. Anteny o takiej rozpiętości nie można oczywiście umieścić w przedniej części samolotu, tak jak umieszcza się na przykład anteny urządzeń meteorologicznych lub antenę urządzenia TARAN,

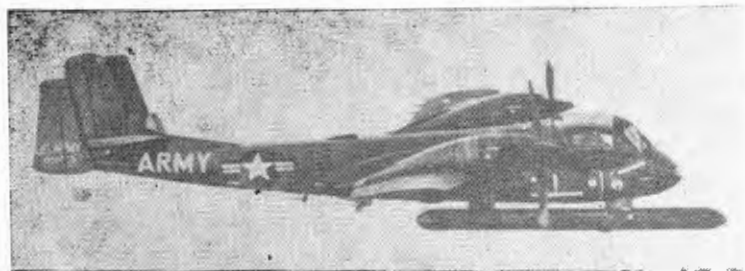
<sup>3)</sup> Ang. Side Looking Airborne Radar (SLAR), niem. Seitensicht radar.

<sup>4)</sup> Szerokość wiązki  $\approx 70 \frac{\lambda}{D}$ , gdzie  $\lambda$  — długość fali,  $D$  — rozpiętość anteny [1].

<sup>\*)</sup> Od słów Tactical Attack Radar and Navigator.

gdyż nie pozwalają na to wymiary kadłuba samolotu. Można by ją natomiast umieścić wzdłuż kadłuba względnie dodatkowo zawiesić pod nim; kierunek promieniowania anteny byłby jednak wówczas prostopadły do osi podłużnej samolotu, a więc radar dawałby boczne zobrazowanie terenu, skąd pochodzi jego nazwa. Rys. 7 przedstawia samolot „Mohawk” firmy „Grumman” z zawieszoną pod kadłubem anteną radaru o zobrazowaniu bocznym, typu APS-94. Radar ten pracuje na fali około 3,25 cm; moc w impulsie wynosi około 100 kW, długość impulsu — 0,5  $\mu$ S, szerokość wiązki antenowej — 0,5°. Długość pojemnika z anteną wynosi około 6 m [5; 6].

Rozpatruje się również zastosowanie podobnego typu radaru do celów precyzyjnego bombardowania za pomocą specjalnych rakiet (np. typu „Wag Tail”), umożliwiających zaatakowanie obiektu bez potrzeby przela-



Rys. 7. Samolot typu „Mohawk” z zawieszoną pod kadłubem anteną radaru o zobrazowaniu bocznym, służący do celów zwiadowczych

tywania nad nim. Atak tego typu (przy czym rakietą wyrzucana jest do tyłu) przedstawia schematycznie rys. 8, na którym trójkątna szara powierzchnia przed samolotem oznacza obszar, pokrywany przez radar podobny do opisywanego w rozdziale poprzednim, natomiast szare powierzchnie z obu stron samolotu przedstawiają schematycznie charakterystyki promieniowania radaru o bocznym zobrazowaniu. Ciężar podobnego urządzenia ocenia się na około 160 kG [7].

Należy nadmienić, że opracowano nową, oryginalną technikę antenową, umożliwiającą tworzenie anteny „syntetycznej” o efektywnych rozmiarach elektrycznych, znacznie przekraczających wymiary mechaniczne. Inaczej mówiąc, stosując niewielką stosunkowo antenę i specjalne układy koherentnej obróbki sygnałów, można wykorzystać fakt przesuwania się rzeczywistej anteny w przestrzeni (dzięki ruchowi samolotu) dla utworzenia jak gdyby „syntetycznej” anteny o wielkiej efektywnej długości; efekt ten powstaje dzięki zajmowaniu przez rzeczywistą antenę kolejno wszystkich położenia elementów przestrzennych „syntetycznej” anteny. Realizacja tej idei wymaga jednak zastosowania bardzo rozbudowanej aparatury radarowej. Jak łatwo zauważyć, radar tego typu musi się również odznaczać zobrazowaniem bocznym. Urządzenia pracujące na tej zasadzie były już poddawane próbom, dostarczając radarowych obrazów terenu o bardzo wielkiej rozróżnialności. Ciężar aparatury jest jeszcze dość duży, wynosi mianowicie na przykład dla urządzenia typu AN/UPD-1 około 320 kG. Urządzenie to przesyła sygnały drogą radiową tak, że przy pomocy odpowiedniej aparatury zdjęcia otrzymuje się bezpośrednio w bazie naziemnej [8].

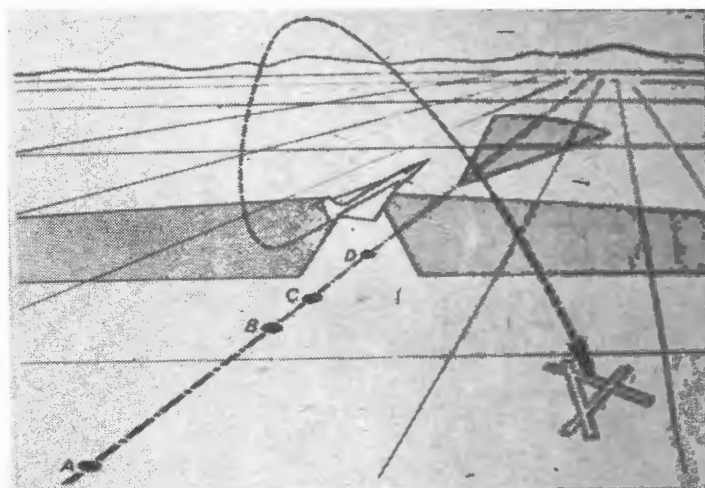
### Zakończenie

Szczupłe ramy niniejszego artykułu pozwoliły na krótkie omówienie jedynie kilku typów pokładowych urządzeń radiolokacyjnych. W zakończeniu będzie mowa o pewnych tendencjach konstrukcyjnych dotyczących ulepszeń wspólnych dla wielu rodzajów urządzeń. Należą do nich na przykład nowoczesne lampy wskaźnikowe o bardzo dużej jasności (tonotrony, iatrony), umożliwiające śledzenie obrazu wskaźnika bez osłon zaciemniających, nawet przy świetle dziennym. Jeśli chodzi o pozostałe zespoły, dają się zauważyć podobne tendencje rozwojowe jak w innych urządzeniach radiolokacyjnych (por. [11]), jak na przykład stosowanie nowo-

czesnych typów lamp nadawczych (lampy z falą biegnącą), czułych układów odbiorczych (wzmacniacze parametryczne), stosowanie bardziej skomplikowanych sygnałów sondujących (kompresja impulsu), nowoczesnych anten (o elektrycznym sterowaniu wiązką) i in. Ze względu na specyficzne wymagania dotyczące urządzeń pokładowych, nadzwyczaj istotną rolę odgrywa w nich automatyzacja działania oraz miniaturyzacja, a w przyszłości mikrominiaturyzacja (tzw. układy molekularne). Prace w tym kierunku są prowadzone na szerokim froncie i osiągnięto poważne wyniki. Należy sądzić, że w związku z rosnącymi wymaganiami operacyjnymi, pokładowa aparatura radiolokacyjna będzie się stawała coraz bardziej skomplikowana, jednak postępy w dziedzinie technologii (w szczególności jeśli chodzi o mikrominiaturyzację) umożliwią utrzymanie ciężarów urządzeń w rozsądnych granicach, jak również zapewnią odpowiednią niezawodność pracy.

Trzeba jeszcze wspomnieć, że w związku z szybkim rozwojem metod koherentnej generacji bardzo krótkich fal (w zakresie optycznym) przy pomocy tzw. laserów, wyłaniają się nowe perspektywy rozwojowe rozszerzenia zakresu zastosowań radiolokacji: od możliwości realizacji radarów o nadzwyczaj wielkiej rozróżnialności, do — być może — opracowania sposobów niszczenia rakiet balistycznych w locie.

Współczesna radiolokacja jest dziedzina tak odległą, że próba krótkiego omówienia jej rozwoju — nawet fragmentarycznie — z konieczności musi się odznaczać pewną dowolnością wyboru tematyki. Wydaje się jed-



Rys. 8. Schemat ataku przy użyciu radaru o bocznym zobrazowaniu. A oznacza początkową fazę ataku. W punkcie B pilot posiada już zobrazowanie radarowe mijanego celu (w danym przypadku lotniska po prawej); w punkcie C ustawia on od powiednie znaczniki na wskaźniku radaru na rozpoznany cel wprowadzając w ten sposób współrzędne celu do układu inercyjnego sterowania pociskiem raketowym. W punkcie D, już w bezpiecznej odległości od celu, wyrzucany jest (do tyłu) pocisk raketowy. Pozostałe objaśnienia — w tekście

nak, że omówione wyżej zagadnienia mogą być w pewnej mierze reprezentatywne dla niektórych kierunków rozwojowych w dziedzinie pokładowych urządzeń radiolokacyjnych.

### LITERATURA

1. J. Kroszczyński — Niektóre osiągnięcia współczesnej radiolokacji, Technika Lotnicza, nr 6, 1962
2. D. J. Povejsil, R. S. Raven, P. Waterman — Airborne Radar, N. York, 1961
3. Doppler-Navigationsysteme für Hubschrauber, Interavia, nr 8, 1961
4. TARAN, Ein Kompaktes Navigations- und Feuerleitsystem, Interavia, nr 3, 1961
5. A. S. White — Applications of Signal Corp Radar to Combat Surveillance, I. R. E. Trans. on Military Electronics, MIL-4, październik, 1960
6. Ein STOL-Beobachtungsflugzeug für den Export, Interavia, nr 7, 1961
7. Ein integriertes Waffensystem für VTOL-Flugzeuge, Interavia, nr 7, 1961
8. L. J. Cutrona i in. — A High-Resolution Radar Combat Surveillance System, I. R. E. Trans. on Military Electronics, MIL-5, kwiecień, 1961

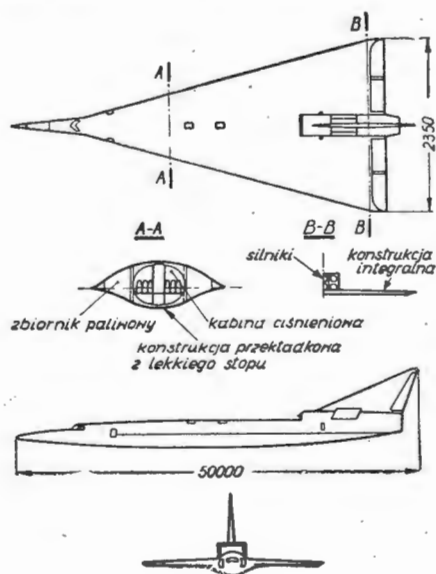


## NOWY PROJEKT NADDŹWIĘKOWEGO SAMOŁOTU PASAŻERSKIEGO

Podano pierwsze informacje o brytyjskim projekcie naddźwiękowego samolotu pasażerskiego o prędkości  $Ma = 2,2$ . Projekt pod symbolem A.60 opracowało College of Aeronautics w Cranfield.

Przyjęto założenie, że samolot — ze skrzydłem delta o skosie  $73^\circ$  — będzie pozbawiony okien, zaś napęd zapewni sześć turbinowych silników odrzutowych, umieszczonych w tylnej części kadłuba.

Zakłada się, że ciąg każdego silnika wynosić będzie około 8200 kG, zaś ciężar maksymalny osiągnie 147 000 kG. Samolot przeznaczony jest na przeloty transatlantyczne o największym zasięgu 6000 km. W kadłubie o wymia-



rach  $49,0 \times 3,1$  m (jak w samolocie „Comet”) zaprojektowano kabinę mieszczącą — zależnie od przyjętego odstepu foteli — 108 lub 126 pasażerów.

Przeloty odbywać się będą na wysokości 17—20 km, co pozwoli na uniknięcie złych warunków atmosferycznych oraz gromu akustycznego na ziemi przy przekraczaniu bariery dźwięku.

Projektanci samolotu Newell i Howe podali kilka informacji dotyczących konstrukcji. Skrzydło będzie zbudowane w sposób konwencjonalny, jedynie partie zawierające zbiorniki paliwa skonstruowane zostaną z aluminiowych elementów przekładkowych. Temperatura krawędzi natarcia sięgać będzie  $130^\circ C$  — tę część skrzydła wykona się ze stopu aluminiowego RR.58. Wloty powietrza do silników, narażone na znacznie wyższe temperatury, wykonane zostaną z tytanu.

Zdaniem konstruktorów z Cranfield projekt naddźwiękowego samolotu „Super Caravelle” — z czysto technicznego punktu widzenia — nie zapewni uzyskania oczekiwanych parametrów, zaś założenie średniego zasięgu dla tej jednostki jest niefortunne. Konstruktorzy uważają, że układ silników przyjęty przez nich w projekcie A.60 nie stanowi optymalnego rozwiązania i że rozmieszczenie silników na zewnątrz prawdopodobnie byłoby korzystniejsze.

Skrzydło w kształcie smukłej delty zapewni najlepsze charakterystyki — przy największej i najmniejszej prędkości. Podobne skrzydło przechodzi obecnie próby na samolocie „Handley Page 115”.

Bardzo interesująco przedstawia się zagadnienie okien kabiny pasażerskiej. Konstrukcja integralna pozwala uzyskać założone prędkości, a ponadto zmniejsza ciężar własny samolotu o około 1000 kG. Brak okien zapewnia dogodny warunki dla uzyskania odpowiedniego ciśnienia w kabinie, jednak zagadnienie to posiada aspekt psychologiczny. Lot naddźwiękowy zatracą swą zwykłość, pasażerowie odczuwają lęk zamkniętej przestrzeni i — być może — dopiero telewizja zapewni im w czasie podróży niezbędne warunki psychiczne.

Z.

## LOTNISKOWIEC NA PODUSZCIE POWIETRZNEJ

Angielskie zakłady Westland zaprojektowały poduszkowiec mający służyć jako lotniskowiec i baza pocisków kierowanych. Jego ciężar będzie wynosić 1000÷1500 T, a do napędu będzie wykorzystana energia atomowa. Lotniskowiec tego typu nie będzie wrażliwy na ataki torpedowe, będzie mógł poruszać się nad falami o wysokości 12 m i pozostawać na morzu w ciągu dwóch miesięcy bez potrzeby uzupełniania paliwa. Poza tym ma być łatwiejszy i tańszy w budowie — koszt budowy ma nie przekraczać dwóch milionów funtów — od współczesnych lotniskowców. Przewiduje się, że okres rozwoju lotniskowca na poduszce powietrznej będzie trwał 10÷15 lat.

W. K.

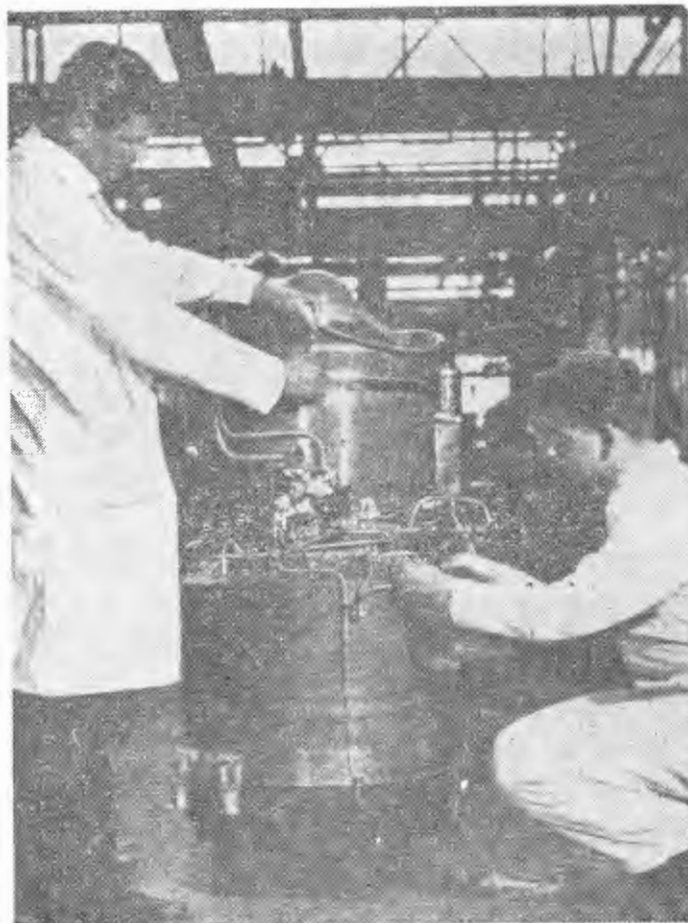
## SZCZEGÓŁY SILNIKA NOŚNEGO RB. 162

Niejednokrotnie wspomniano w „Nowościach technicznych” o silniku nośnym Rolls-Royce RB. 162, wykazującym rewelacyjnie wysoki stosunek ciągu do ciężaru 16:1. Ostatnio podano do wiadomości niektóre szczegóły dotyczące tego silnika.

Do budowy silnika RB.162 zastosowano stopy lekkie i tworzywa sztuczne. Z tworzyw sztucznych zostały wykonane między innymi łopatki i obudowa sprężarki. Przyczyniło się to do zmniejszenia ciężaru silnika, a przede wszystkim kosztów jego budowy. Dzięki zmniejszeniu ciężaru wirnika sprężarki uzyskano zmniejszenie czasu reakcji silnika na zmianę położenia przepustnicy i na sygnały urządzeń regulacyjnych. Silnik ma krótką, osiową sprężarkę, pierścieniową komorę spalania i jednostopniową turbinę z powietrznymi dyszami do rozruchu. Przypuszcza się, że wirnik jest osadzony w dwóch łożyskach. Sprężarka jest zaopatrzona w upusty powietrza do dysz ustających samolotu.

Ciąg silnika, bez upustu powietrza ze sprężarki, wynosi 2000 kG, średnica — 635 mm, długość całkowita — 1312 mm.

Silnik można zabudowywać pionowo, poziomo lub skośnie, może być także zaopatrzone w przestawialną kierunkowo dyszę wylotową.



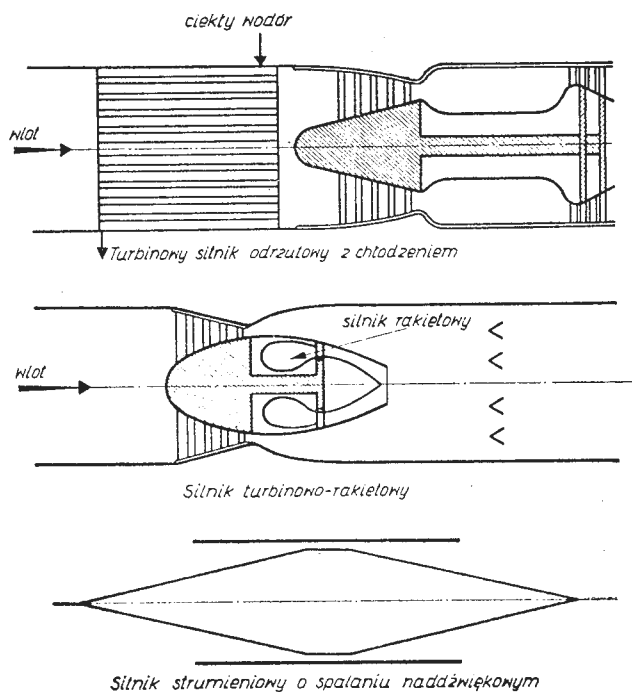
Koszty rozwojowe silnika mają być pokrywane wspólnie przez Anglię, Francję i Niemcy. Silnik ma być zastosowany między innymi na naddźwiękowym samolocie taktycznym pionowego startu Marcel Dassault „Mirage” III V, którego próby w locie mają rozpocząć się w roku 1963. W. K.

### PROJEKTY ZASTOSOWANIA SILNIKÓW PRZEPLYWOWYCH DO NAPĘDU PIERWSZEGO STOPNIA RAKIET NOŚNYCH

W Stanach Zjednoczonych i Anglii są już poważnie zaawansowane prace teoretyczne nad zastąpieniem obecnych, potężnych rakiet nośnych — służących do umieszczania na orbitach sztucznych satelitów — znacznie mniejszymi i tańszymi, których pierwszy stopień byłby napędzany silnikami przepływowymi.

Ciężar użyteczny, który mogą umieścić współczesne rakiety na orbicie oddalonej od ziemi o 560 km, stanowi niewielką część ciężaru startowego rakiety — 1,8% dla rakiety „Atlas Agena” B i 2÷3% dla rakiety „Saturn” C-1. Koszty przypadające na 1 kg ciężaru użytecznego, umieszczonego na orbicie, są bardzo wysokie i wynoszą 1500 dolarów w przypadku rakiety „Atlas” i 600 dolarów w przypadku rakiety „Saturn”.

Korzyści wynikające z zastosowania silników przepływowych do napędu pierwszego stopnia zespołu nośnego tłumaczy się małą sprawnością napędu raketowego



przy małych prędkościach lotu, to jest dużym zużyciem paliwa i tlenu (który silniki przepływowe czerpią z atmosfery). I tak na przykład w celu przyspieszenia rakiety do prędkości wynoszącej 20% prędkości orbitalnej (pierwszej prędkości kosmicznej) zużycie paliwa przez silnik raketowy na wodór wynosi 37%, a przez silnik raketowy na naftę — 50% ciężaru startowego. W przypadku silników przepływowych wartości te wynoszą odpowiednio 3% i 7,5%. Ponieważ zużycie paliwa przez silniki przepływowe wzrasta ze wzrostem prędkości lotu, praca ich powinna być przerwana w chwili, gdy zużycie to osiągnie wartość zużycia paliwa przez silniki raketowe, to jest przy prędkości lotu 10 500 ÷ 14 500 km/h ( $Ma = 10 \div 14$ ). Dalsze przyspieszenie zapewniłyby dwa stopnie raketowe. W przypadku, gdy silniki przepływowe będą przyspieszać rakiety do prędkości  $Ma = 10$ , uzyska się zmniejszenie ciężaru startowego o 75% w porównaniu do zespołów nośnych ze wszystkimi stopniami raketowymi, a kosztów wystrzelenia satelity do 150 dolarów na 1 kg ciężaru użytecznego.

Pod uwagę bierze się kilka rodzajów silników przepływowych. Do prędkości poniżej  $Ma = 2$  mogą być stosowane turbinowe silniki odrzutowe z dopalaniem lub z chłodzeniem powietrza przed sprężarką oraz silniki turbinowo-raketowe. W zakresie prędkości od  $Ma = 2$

do  $Ma = 7$  korzystniejsze będą silniki strumieniowe o poddźwiękowym spalaniu; powyżej  $Ma = 7$  miejsce ich zajmą silniki strumieniowe o spalaniu naddźwiękowym.

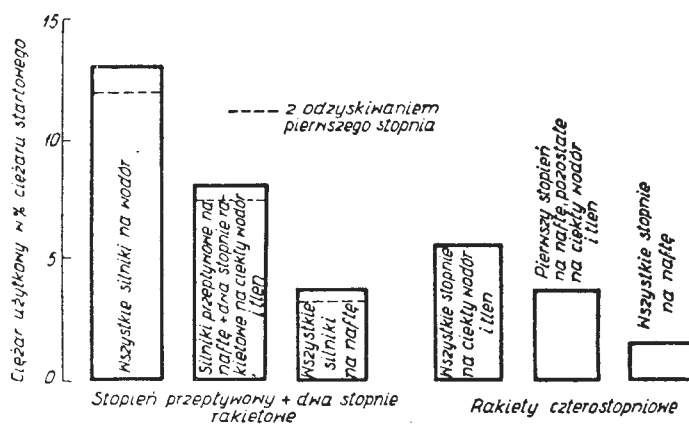
W turbinowych silnikach odrzutowych z chłodzeniem duży stosunek maksymalnej do minimalnej temperatury obiegu uzyskuje się chłodząc powietrze w wymienniku ciepła, umieszczonym przed wlotem sprężarki, zamiast podgrzewać go za turbiną, jak to ma miejsce w silnikach z dopalaniem. Proponuje się zastosowanie w tego rodzaju silnikach ciekłego wodoru zarówno jako paliwa, jak i czynnika chłodzącego. Możliwe jest równoczesne zastosowanie dopalania.

W silnikach turbinowo-raketowych do napędu sprężarki stosuje się silnik raketowy, przekazujący swą energię za pośrednictwem turbiny. Silniki takie dają duży ciąg przy małym ciężarze, a przy większych prędkościach lotu mogą pracować jako silniki strumieniowe.

Silniki strumieniowe o spalaniu poddźwiękowym są obecnie szeroko stosowane, natomiast silniki o spalaniu naddźwiękowym są na razie przedmiotem badań — będą one mogły pracować przy prędkościach dochodzących do  $Ma = 14$ .

W celu umożliwienia przyspieszenia rakiety do  $Ma = 12 \div 14$  będzie prawdopodobnie konieczne łączenie w jednym stopniu trzech rodzajów silników przepływowych: turbinowego silnika odrzutowego (z dopalaniem lub chłodzeniem), silnika strumieniowego o spalaniu poddźwiękowym i silnika strumieniowego o spalaniu naddźwiękowym. Wystrzeliwanie rakiety nośnej z samolotu pozwoliłoby na wyeliminowanie pierwszego z trzech rodzajów silników. Inny układ to silnik turbinowo-raketowy i silnik strumieniowy o spalaniu naddźwiękowym.

Aby zwiększyć stosunek ciężaru użytecznego do ciężaru startowego, opracowano poza tym koncepcję tzw. obiegu z magazynowaniem powietrza. W chwili startu zbiorniki tlenu stopni raketowych są puste. W czasie przyspieszania przez atmosferę doprowadzane przez pomocniczy wlot powietrze jest po sprężeniu chłodzone za pomocą ciekłego wodoru, który jest paliwem silników



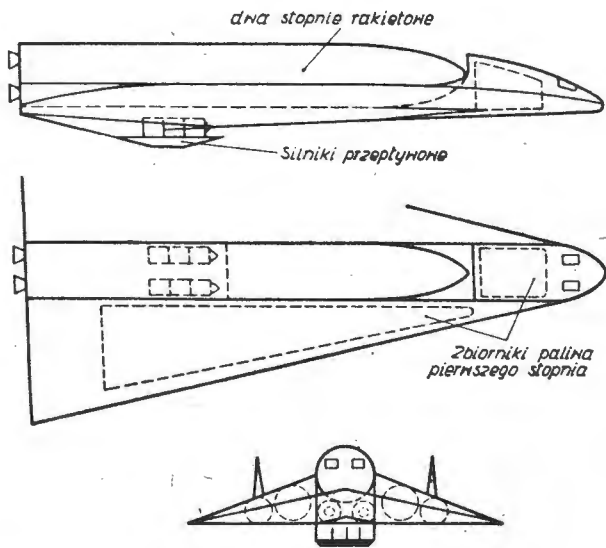
przepływowych. Ze skroplonego w ten sposób powietrza oddziela się tlen, którym napełnia się zbiorniki stopni raketowych.

Z przedstawionego na rysunku porównania ciężarów użytkowych (w procentach ciężaru startowego), które mogą być umieszczone na orbicie odległej od ziemi o 560 km przez różne rodzaje „przyspieszaczy”, widać, że najdoskonalszym „przyspieszaczem” z silnikami wyłącznie raketowymi jest układ czterostopniowy, którego wszystkie silniki są napędzane wodorem. Pozwala on na umieszczenie na orbicie ciężaru użytecznego wynoszącego 6% ciężaru startowego. Ciężar ten może być zwiększony do 7,8% w przypadku użycia jako wyrzutni samolotu o prędkości  $Ma = 4$ . Natomiast zastosowanie do napędu pierwszego stopnia silników przepływowych i wodoru jako paliwa silników wszystkich stopni zwiększa ciężar użyteczny do 13%; obieg z magazynowaniem powietrza umożliwi dalsze zwiększenie ciężaru użytecznego do 18%.

Uzyskanie maksymalnego przyspieszenia przy użyciu stopnia przepływowego wymaga mniej stromego toru niż w przypadku układu ze wszystkimi stopniami raketowymi, co pociąga za sobą silne nagrzewanie aerodynamiczne. Jednak ze względu na krótkotrwałość na-

grzewania zagadnienie to będzie można rozwiązać za pomocą chłodzenia przez topienie lub odparowywanie pokrycia ochronnego.

Stopnie przepływowe będą prawdopodobnie budowane w kształcie samolotów ze skrzydłem typu „delta”, przy czym stopnie raketowe będą umieszczone na kadłubie. Ponieważ stopnie z silnikami przepływowymi



będą kosztowne, duże korzyści przyniesie odzyskiwanie ich po spełnieniu zadania, co jednak zmniejszy o około 10% ciężar użyteczny.

Przypuszcza się, że zakres ciężarów startowych opisanych zespołów nośnych będzie wynosił od 4500 kG do 230 000 kG, co oznacza, że za ich pomocą będzie można umieszczać na orbitach satelity o ciężarze do 50 000 kG. W połączeniu z techniką to „rendez-vous” pozwoli na budowę w przestrzeni kosmicznej bardzo dużych urządzeń.

W. K.

#### POKLADOWE URZĄDZENIE NAWIGACYJNE DEXAN

W przypadku przelotów na dużych odległościach trasę przelotu wytycza się po ortodromie, to jest po linii będącej odcinkiem wielkiego koła i łączącej po najkrótszej drodze dwa punkty Ziemi. Lot po takiej trasie wymaga korygowania co pewien czas kursu. Na przykład poddźwiękowy samolot odrzutowy, rozpoczynający przelot przez Atlantyk po kursie  $55^{\circ}\text{N}$ , musi co pięć minut zmieniać kurs o jeden stopień, a samolot lecący z prędkością odpowiadającą  $\text{Ma} = 3,6$  musiałby to czynić co minutę. Wynikające stąd zadania dla nawigatora nie mogą być przez niego wykonane bez specjalnych, elektronicznych urządzeń.

Angielska wytwórnia The General Electric Ltd opracowała prototyp tego rodzaju urządzenia, który jest obecnie wypróbowywany na samolocie „Comet”. Urządzenie to, noszące oznaczenie DEXAN (Digital Experimental Airborne Navigator), składa się z dwóch przeliczników i wskaźnika. Dane dostarczane przez radar dopplera i giroskopowy wskaźnik kursu są opracowywane i przedstawiane w sposób optyczny.

Zadanie przeliczników polega na przekształcaniu danych przekazywanych przez urządzenie dopplera i giroskopowy wskaźnik kursu do postaci nadającej się do optycznego przedstawienia. Operacje przeliczeniowe mają następujący przebieg. Na podstawie wyników pomiaru prędkości względem ziemi i wysokości (za pomocą radaru dopplera) i pomiaru azymutu (za pomocą giroskopowego wskaźnika kursu lub urządzenia bezwładnościowego) w sposób ciągły zostaje określana północna i wschodnia odległość samolotu od leżącego na przebytej trasie punktu o znanej szerokości geograficznej. Szerokość i długość geograficzna samolotu zostaje obliczona po uwzględnieniu odchyłki od promienia ziemi i poprawki na sieczną toru lotu. Równocześnie przeliczniki określają na podstawie obliczonej odległości północnej i wschodniej oraz wskazań giroskopowego wskaźnika kursu prędkość samolotu względem powietrza i prędkość

wiatru. Dane te są magazynowane w „pamięci” przeliczników i mogą być wykorzystane w przypadku zaburzeń w przekazywaniu sygnałów z radaru dopplera.

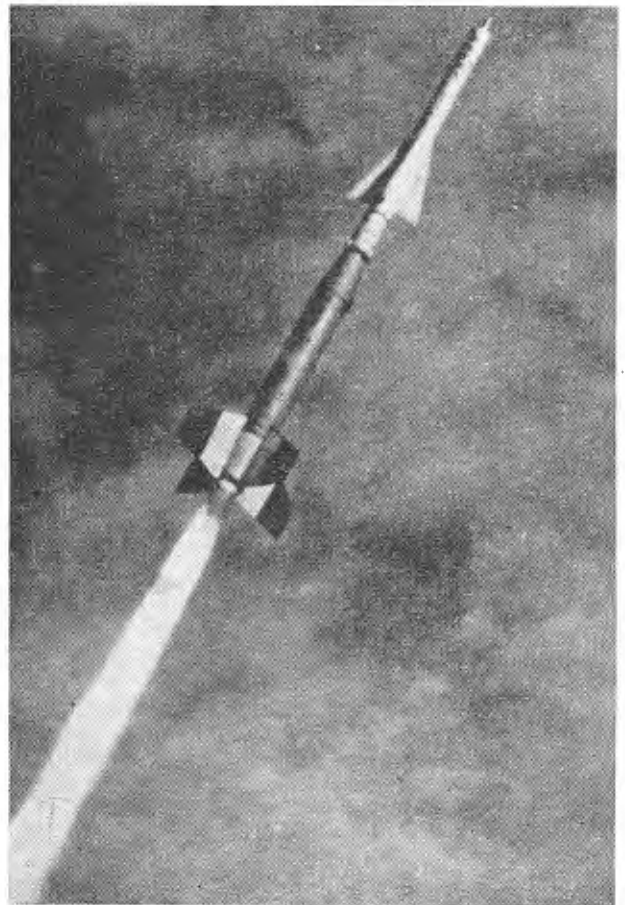
Położenie samolotu jest oznaczane za pomocą punktu umieszczonego w środku okrągłego ekranu wskaźnika. Na ekran rzuca się za pomocą projektorów kolorowy obraz mapy obszaru, nad którym przelatuje samolot. Skala mapy, sfotografowanej na filmie o szerokości 35 mm, wynosi albo 1:500 000 albo 1:1 000 000; w drugim przypadku ekran obejmuje pas obszaru o szerokości 75 km. Zmiana położenia samolotu jest odwzorowywana za pomocą przesuwania filmu. Wszystkie dane, dotyczące szerokości i długości, kursu, prędkości względem powietrza, prędkości wiatru, kąta znoszenia i wysokości, mogą być przedstawione w sposób liczbowy.

Punkty o znanej długości i szerokości geograficznej są wykorzystywane do wprowadzania poprawek w system nawigacyjny samolotu. W czasie przelotu nad tymi punktami urządzenie określa różnicę między obliczonym a rzeczywistym położeniem, a poza tym koryguje giroskopowy wskaźnik kursu.

W. K.

#### PRÓBY SILNIKÓW STRUMIENIOWYCH WE FRANCJI

Próby w locie francuskich silników strumieniowych Nord-Aviation do pocisków kierowanych są przeprowadzane przy użyciu dwustopniowych hamowni latających. Pierwszy stopień jest napędzany silnikiem raketowym na paliwo stałe i wynosi hamownię na wysokość 7 km z końcową prędkością odpowiadającą  $\text{Ma} = 3,2$ . Przy tej prędkości zaczyna pracować badany silnik strumieniowy, stanowiący drugi stopień hamowni. Hamownia nosi nazwę „Staltex” (statoreacteur-altitude-experimental), jej



długość wynosi 5,20 m, największa średnica — 0,42 m, ciężar — 260 kG. Do pomiarów i zapisywania ważniejszych parametrów silnika służy aparatura telemetryczna, wyposażona w 13 kanałów pomiarowych. Tor lotu hamowni jest określany optycznie i elektronowo za pomocą trajektografów. Jedna z hamowni osiągnęła prędkość  $\text{Ma} = 5$ , inna zaś wysokość 38 km.

W. K.

## FRANCUSKI SILNIK RAKIETOWY NA MIESZANE MATERIAŁY PĘDNE

Francuski ośrodek badań lotniczych O.N.E.R.A. przeprowadził na poligonie pod Vernon szereg prób z silnikami raketowymi na mieszane materiały pędne, to jest materiały składające się z ciekłego utleniacza i stałego paliwa. Połączenie takie zwiększa ilość paliw chemicznych, które mogą być wykorzystane w naturalnej postaci do silników raketowych. Paliwo stałe bez utleniacza ma ciężar wynoszący jedną trzecią ciężaru zwykłego stałego materiału pędnego o tym samym impulsie jednostkowym, jest łatwe do wytwarzania oraz odznacza się dużą jednorodnością, co zapewnia stałą prędkość spalania i zabezpiecza przed „wyskokami” ciśnienia

w komorze spalania, umożliwiając dzięki temu zwiększenie ciągu. Ponieważ nie wchodzi ono w reakcję z powietrzem, jest bezpieczne w obsłudze i transporcie.

Dotychczas przeprowadzono w O.N.E.R.A. kilkaset pomysłowych zapłonów prototypowych silników z różnymi rodzajami paliwa i utleniacza. Ciąg tych silników można regulować w łatwy sposób dzięki ściślejszej zależności między prędkością wylotową gazów a wydatkiem doprowadzanego do paliwa ciekłego utleniacza. Pozwala to również na łatwe wyłączenie silnika i ponowny jego zapłon. Stałe paliwo jest umieszczone na ściankach komory spalania, chroniąc je w ten sposób przed działaniem wysokiej temperatur.

Próby przeprowadzano na jednym typie silnika, osiągając ciąg 500 kG w ciągu 100 sek., 1000 kG w ciągu 75 sek. i krótkotrwały ciąg 1500 kG.

W. K.

## NOWOŚCI PATENTOWE

Patent polski nr 38100

Klasa patentowa 46 g, 7/05

### TŁUMIK HAŁASU DLA HAMOWNI SILNIKA ODRZUTOWEGO

Instytut Lotnictwa, Warszawa, Polska

Twórca: mgr inż. Jerzy Wolf

Patent trwa od dnia 24 września 1954 r.

Opublikowany dnia 15 czerwca 1956 r.

Patent dotyczy sposobu chłodzenia ścian tłumika hałasu narażonych na działanie podwyższonych temperatur, wykonywanych z odpowiednich materiałów w hamowniach silników odrzutowych.

Na fig. 1 pokazano typowe rozwiązanie tłumika hałasu, gdzie strumień (G) gorących gazów wylotowych silnika (2) przepływa metalową rurą ejektora (3) i (5), po czym miesza się z powietrzem atmosferycznym, doprowadzonym przez wlotowe komory tłumiące (6), a po wymieszaniu się są odprowadzane do atmosfery przez wylotowe komory tłumiące (7). Brak wymiany powietrza w budynku (4) powoduje, że ściany nagrzewają się, co powoduje konieczność stosowania specjalnej izolacji cieplnej oraz konstrukcji odpornej na działanie podwyższonej temperatury.

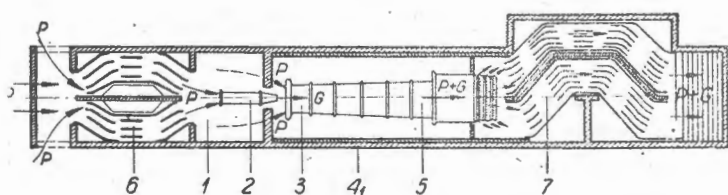


fig.1

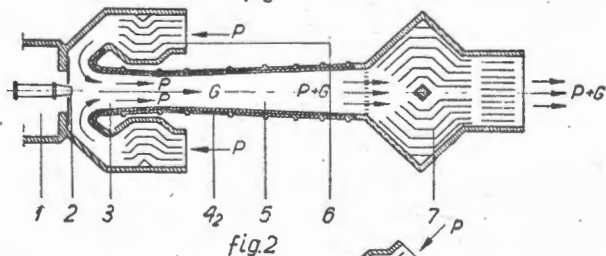


fig.2

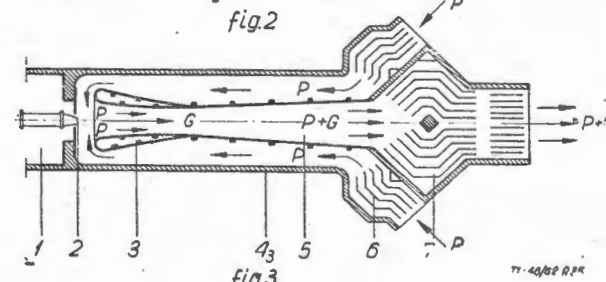


fig.3

Rozwiązanie pokazane na fig. 2 stanowi już pewną poprawę w stosunku do omówionego poprzednio.

Schemat tłumika według omawianego patentu jest przedstawiony na fig. 3. Tłumik ten posiada intensywne chłodzenie ścian wewnętrznych budynku (4<sub>3</sub>) mieszczącego ejektor (3) i (5) przez uzyskanie przepływu całej ilości powietrza zasysanego przez ten ejektor w kierunku przeciwnym do kierunku ruchu gazów w ejektorze. W tych warunkach uzyskuje się temperaturę ścian bliską temperatury powietrza atmosferycznego, na skutek stałego odbierania ciepła od tych ścian. Tłumik posiada komory tłumiące wlotowe (6) i wylotowe (7), tworzące zwarty zespół konstrukcyjno-budowlany, przez co jest możliwe funkcjonalne oddzielenie tłumika hałasu od urządzeń i pomieszczeń hamowni.

Patent polski nr 38374

Klasa 39 b, 22/06

### SPOSÓB OTRZYMYWANIA MAS PLASTYCZNYCH Z ŻYWICY DWUMETYLWINYLOETYNILOKARBINOLOWEJ

Instytut Lotnictwa, Warszawa, Okęcie

Twórcy: mgr inż. Bolesława Mielnikowa i mgr Jarosław Młodecki

Patent trwa od dnia 3 listopada 1954 r.

Opublikowany dnia 30 stycznia 1956 r.

Żywica karbinolowa stosowana była jako klej do sklepania metali lub klej do sklepania gumy z metalami, zależnie od dodatków. Sama żywica po zakrzepnięciu jest bardzo krucha, nie jest możliwa jej obróbka mechaniczna, pęka w temperaturze  $-20^{\circ}\text{C}$ , mięknie przy  $70^{\circ}\text{C}$ .

Sposób otrzymywania mas plastycznych z żywicy karbinolowej według omawianego patentu pozwala na otrzymywanie mas odznaczających się dobrymi właściwościami mechanicznymi i obrabialnością przez wprowadzenie do syropu żywicznego (karbinolowego) z przyspieszaczem, na przykład nadtlenku benzoilu, odpowiednio dobranego plastyfikatora, na przykład typu ftalanu lub artypinianu w ilości 2—30% w stosunku do ciężaru syropu i (albo) napełniaczy odznaczających się strukturą włóknistą lub koloidalną, na przykład azbestu kanadyjskiego, krzemionki koloidalnej samych lub w mieszaninie w ilości 2—6% w stosunku do ciężaru syropu.

Masy otrzymywane w ten sposób wyróżniają się odpornością na temperatury niskie, około  $-70^{\circ}\text{C}$  i wysokie, około  $+140^{\circ}\text{C}$ . Mogą one być stosowane jako kleje uszczelniające oraz jako tworzywa konstrukcyjne na przykład do wyrobu rur, prętów itd.

Przykład: Do 100 G syropu karbinolowego, po dodaniu 2 G nadtlenku benzoilu jako przyspieszacza, wprowadza się 12 G ftalanu dwubutylu oraz 30 G azbestu kanadyjskiego i dokładnie miesza. Produkt ten może być stosowany jako klej, kit uszczelniający lub tworzywo.

### LOTNICZY SPRĘŻARKOWY SILNIK ODRZUTOWO-PRZELOTOWY JAKO ŹRÓDŁO SPRĘŻONEGO POWIETRZA

Jerzy Wolf, Warszawa, Polska

Patent trwa od dnia 8 grudnia 1954 r.  
Opublikowany dnia 30 listopada 1955 r.

Poza zastosowaniem na samolotach, sprężarkowe silniki odrzutowe były stosowane do napędu tuneli aerodynamicznych, gdzie powietrze zasysane bezpośrednio lub przy użyciu ejektora jest użyte w postaci mieszaniny z gazami wylotowymi. Znane są również wykorzystania silników tego rodzaju do kontroli na samolocie warstwy przyściennej, jednak pobór sprężonego powietrza nie przekraczał 6% wydatku ciężarowego powietrza przepływającego przez silnik.

Wykorzystanie silnika do otrzymywania dużych ilości powietrza nie zanieczyszczonego gazami spalinowymi jest przedmiotem omawianego patentu. Silnik w tym przypadku posiada powiększone pole przekroju wylotowego odpowiadającego warunkom pracy na samolocie przynajmniej o 40% w celu umożliwienia poboru znacznych ilości powietrza przekraczających 10% wydatku ciężarowego powietrza przepływającego przez silnik.

Patent polski nr 39333  
Klasa 81 e, 42

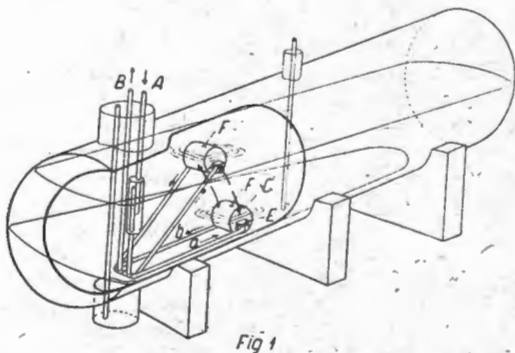
### URZĄDZENIE DO NAPEŁNIANIA I OPRÓŻNIANIA NACZYŃ CIECZĄ BEZ WYWOŁYWANIA W NIEJ RUCHÓW TURBULENTNYCH

Centralne Biuro Studiów i Projektów Transportu Drogowego i Lotniczego, Kraków, Polska  
Twórca: Tadeusz Obrąpalski

Patent trwa od dnia 4 stycznia 1955 r.  
Opublikowany dnia 1 kwietnia 1958 r.

Znane urządzenia do napełniania i opróżniania naczyń lub zbiorników zawierają rurę lub rury, których otwór wlotowy znajduje się ponad dnem zbiornika, przez co przy ruchu cieczy następuje jej zanieczyszczenia zebranych na dnie.

Urządzenie według omawianego patentu zapobiega powstawaniu ruchów turbulentnych w cieczy zarówno przy napełnianiu, jak i przy pobieraniu cieczy ze zbiornika. Istota wynalazku polega na tym, że został zastosowany przegubowy układ przewodów ssącego i wlewowego, których stopień zanurzenia jest sterowany wypornością pływaka, co zmniejsza zanieczyszczenia do minimum.



Ciecz wlewana do zbiornika rurą (A) dostaje się poprzez przegub (x-x) przedzielony przegrodą do przewodu wlewowego (a) podwieszonego drugim końcem na pływaku (C). Ciecz jest pobierana ze zbiornika rurą (B) i przewodem ssącym (b). Pływak ten jest połączony z przewodami (a) i (b) przegubowo, dzięki czemu posiada on stałą wyporność bez względu na wysokość poziomą cieczy w naczyniu. Wyporność tę daje się ustalać za pomocą balastu. Po bokach pływaka są zaczepione

osiłony (E), mające na celu zabezpieczenie przed dostawaniem się lżejszych zanieczyszczeń oraz powietrza do przewodu ssącego (b) oraz odpowiednio dla przewodu wlewowego (a), osłabienie energii strumienia wypływającego przez otwór tego przewodu.

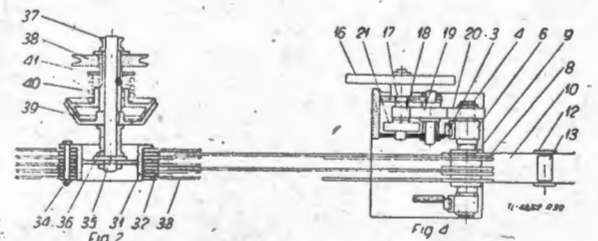
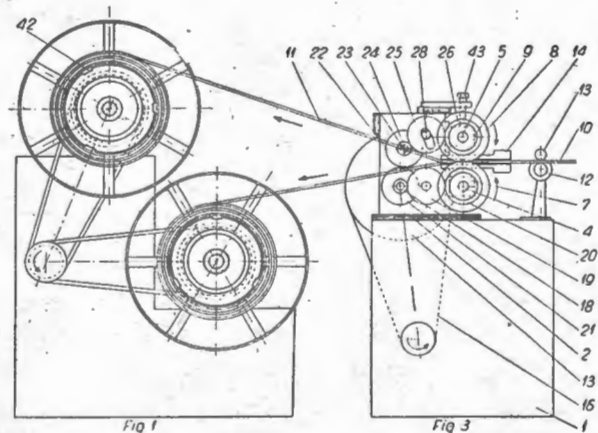
Patent polski nr 39345  
Klasa 69, 24

### NOŻYCE WIELOKRAŻKOWE

Spółdzielnia Pracy Pomocy Technicznej „Metalprojekt”,  
Warszawa, Polska  
Twórca: mgr inż. Stanisław Malendowicz

Patent trwa od dnia 15 października 1955 r.  
Opublikowany dnia 1 kwietnia 1958 r.

Nożyce wielokrążkowe według omawianego patentu służą do przecinania szerokiej taśmy metalowej lub wykonanej z innego materiału w sposób bardzo dokładny oraz do zwijania pociętych pasków w kręgi. W celu uniknięcia wpływu zmniejszania się średnicy krążków po ostrzeniu zastosowano w urządzeniu napędowym dodatkowe koło zębate pośrednie, dosuwane do koła zębatego osadzonego na jednym wale krążkowym, gdy



drugi wał krążkowy jest nieprzesuwny z kołem zębatym stałym. Przy nawijaniu pasków zastosowano dwa nawijaki umieszczone na różnych wysokościach, tak że sąsiednie paski nie stykają się ze sobą.

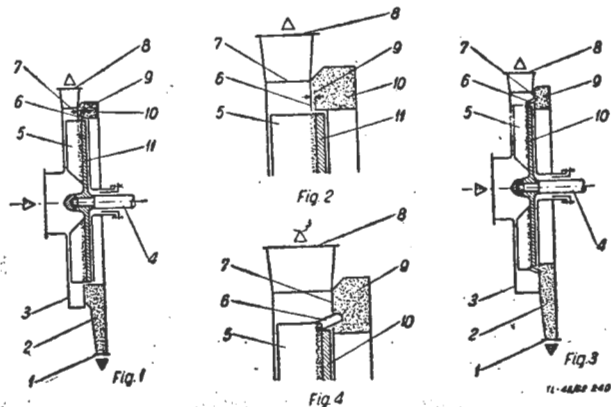
Na podstawie (1) osadzony jest kadłub (2) z dwoma zespołami noży krążkowych (8), dolnym nieprzesuwnym i górnym przesuwym w kierunku dolnego na prowadnicach (3), do których są przymocowane łożyska (6) i (7) obu wałów, górnego (5) i dolnego (4). Na obydwu wałach są osadzone na przemian krążki nożowe (8) i przekładki międzykrążkowe (9) tej samej grubości jak krążki nożowe. Taśma przecinana (10) jest doprowadzana przez rolki z obrzeżami (12) i rolki dociskowe (13) oraz przez prowadnicę (14). Urządzenie napędowe składa się z czołowych kół zębatach (18) i (24) znajdujących się na wałkach napędowych (17) i (23) sprzężonych ze sobą za pomocą pary jednakowych kół zębatach (22) i (21) oraz z koła zębatego pośredniego (25) dosuwanego do koła (26) na wale (5), posiadającego ruchomą po łuku oś. Promień tego łuku przechodzi przez środek koła (24) na wałek (23), a długość jest równa odległości osi kół (24) i (25). Paski (11) są nawijane w ten sposób, że parzyste wchodzi na nawijak górny, nieparzyste zaś na nawijak dolny. Każdy nawijak składa się z pierścieni nawijających (32) i kół przegrodowych (33).

## URZĄDZENIE WIRNIKOWE DO ODPYLANIA GAZÓW

Centralny Instytut Ochrony Pracy, Warszawa, Polska  
Twórca: mgr inż. Waclaw Twardowski

Patent trwa od dnia 9 lipca 1955 r.  
Opublikowany dnia 31 marca 1958 r.

Do oczyszczania gazów z zawiesiny mechanicznej (pyłów) stosuje się znane filtry nieruchome lub wirnikowe. Znane separatory wirnikowe posiadają zagięte końce łopatek, tworzące rynienki, którymi pyły są odprowadzane do komory pyłowej. Takie zagięcie łopatek na całej sze-



rokości powoduje zakłócenia przy przepływie gazu przez wirnik, a zatem uzyskuje się niską sprawność aerodynamiczną wentylatora.

Urządzenie według omawianego patentu usuwa wskazane niedomagania znanych wirnikowych urządzeń do odpylania gazów. Na fig. 1 i 2 pokazano jedną, na fig. 3 i 4 — drugą odmianę urządzenia.

W odmianie pierwszej urządzenia, wirnik osadzony na wale (4) posiada tarczę (11) stanowiącą jedną całość z piastą oraz łopatki (5), nachylone pod kątem mniejszym od 90° do tarczy wirnika, który mieści się w obudowie. Obudowa ta składa się z dwóch części oddzielonych wewnętrzną przegrodą (6) — jedna z nich ślimakowa (3) odprowadza gaz oczyszczony (7) otworem (8), druga zaś koncentryczna komora pyłowa (10) zaopatrzona jest w dole w zsypanie (2) z otworem (1). Pod działaniem

niem siły odśrodkowej dzięki pochyleniu łopatek (5) zostają zgrupowane przy tarczy (11) wirnika i szczelną (9), ograniczoną przez przegrodę (6) i tarczę (11), dostają się do komory pyłowej (10).

W odmianie drugiej końce łopatek są zagięte tak, że tworzą rynienki (6) na niewielkiej części łopatki.

Patent polski nr 40758  
Klasa 23 c, 1/01

## SPOSÓB OTRZYMYWANIA SMARU ZABEZPIECZAJĄCEGO METALE PRZED KOROZJĄ W CZASIE TRANSPORTU MORSKIEGO W WARUNKACH TROPICALNYCH

Zarząd Przemysłu Rafinerii Nafty, Kraków, Polska  
Twórca: dr Paweł Raul Szynagel

Patent trwa od dnia 25 lipca 1956 r.  
Opublikowany dnia 21 kwietnia 1958 r.

Znane dotychczas smary ochronne posiadają małą odporność na utlenianie, tak że powierzchniennie metali pokryte tymi smarami ulegają korozji.

Za pomocą sposobu według omawianego patentu uzyskuje się smar odznaczający się dużą odpornością na utlenianie, tak że zostaje zapewnione osiągnięcie dobrej ochrony metalu przed korozją, zwłaszcza w trudnych warunkach tropikalnych i w czasie długotrwałego transportu dalekomorskiego.

Smar sporządza się z mieszaniny węglowodorów o wysokiej temperaturze kroplenia z dodatkiem inhibitora korozji i ługu sodowego. Stopione surowce, składające się z gaczu i (lub) petrolatum, ceryzyny i oleju mineralnego, miesza się w temperaturze około 90°C z beta-naftolanem sodowym w roztworze wodnoalkoholowym wodorotlenku sodowego. Wodorotlenku sodowego dodaje się w takiej ilości, ażeby nastąpiło całkowite zobojętnienie kwasów zawartych w surowcach, użytych do sporządzenia smaru.

Przykład wykonania smaru 70 części ciężarowych gaczu lub petrolatum i 12 części ciężarowych ceryzyny stapia się w jednolitą masę z 18 częściami ciężarowymi oleju cylindrowego w temperaturze około 90°C. Następnie dodaje się roztwór zawierający 0,100 części ciężarowych beta-naftolanu sodowego, 0,05 części ciężarowych wodorotlenku sodowego, 0,030 mililitrów wody i 0,050 mililitrów alkoholu etylowego 96%. Otrzymany smar jest jednorodny o temperaturze kroplenia 60–70°C i odznacza się dużą odpornością na utlenianie.

S.M.

## NA PÓLKACH KSIĘGARSKICH

Nawigacyjnyje ustrojstwa, W. P. Sielezniew, Oborongiz, 1961 r., stron 615, cena 1 rb 43 kp.

Książka zaznajamia z podstawami nawigacji włącznie z zagadnieniami kosmonawigacji. Przedstawiono teoretyczne podstawy i opisy sprzętu nawigacji powietrznej, astronomicznego orientowania względem ziemi i w międzyplanetarnej przestrzeni. Opisano elementy nawigacji, zasady pomiaru, przyjęte układy współrzędnych, techniczne metody realizacji bezwładnościowych i innych układów współrzędnych oraz astronomiczne, radiotechniczne i inne metody nawigacji. Dano też opisy busol astronomicznych wraz z zasadami ich obliczania, pojedynczych układów kierunkowych, central prędkości i wysokości wraz z zasadami ich użytkowania i obliczania oraz opis nawigacyjnych automatów liczenia drogi w powietrzu, wraz z ich podstawami matematycznymi, schematami, zakresem użytkowania i zasadami obliczenia. Dalsze rozdziały zawierają opisy doplerskich automatów nawigacyjnych liczenia drogi, astronomicznych sekstansów lotniczych kilku typów astroorientatorów dla różnych układów współrzędnych. W ostatnich dwóch rozdziałach dano opisy bezwładnościowych układów nawigacji wraz z pomiarem przyspieszeń na drodze oraz opisem różnych typów sekstansów i złożonych automatycznych układów nawigacji wraz z zasadami ich stosowania i metodami ich ko-

rekcji i samoorganizowania się. Główną uwagę skierowano na zasady teorii i projektowania urządzeń nawigacyjnych oraz podstawy wyznaczania błędów wskazań i sposobów ich kompensacji. Treść uzupełniono licznymi rysunkami, schematami, wykresami, fotografiami i tabelami. Książka przeznaczona jest dla studentów wyższych szkół technicznych, inżynierów biur konstrukcyjnych i pracowników instytutów przemysłowych.

L. S.

Wozdusznyje puti zarubieżnych stran, Ł. Gordonow, Gosudarstwennoje Izdatielstwo Geograficzeskoj Litieratury, Moskwa 1961 r., stron 349, cena 1 rb 33 kp.

Praca ta daje charakterystykę podstawowych etapów formowania się sieci linii powietrznych państw zagranicznych i ich stan współczesny. Rozpatrzono różne problemy geografii transportu powietrznego, podstawowe kierunki połączeń powietrznych i drogi powietrzne krajów kapitalistycznych półkuli wschodniej przed drugą wojną światową oraz główne kierunki połączeń w czasie wojny. Niektóre techniczno-ekonomiczne i organizacyjne zagadnienia transportu lotniczego krajów kapitalistycznych oraz niektóre polityczno-geograficzne aspekty międzynarodowych połączeń powietrznych. W dalszych rozdziałach omówiono drogi powietrzne krajów kontynentu europej-

skiego oraz drogi powietrzne Azji, Australii, Afryki, Oceanu Atlantyckiego, Ameryki Północnej, Ameryki Centralnej i Południowej, Oceanu Spokojnego w okresie pokojowym — i Antarktyki. Znaczną uwagę zwrócono na sprzeczności monopolistycznych zgrupowań w sferach transportu lotniczego. W analizie kompleksu rozpatrywanych zagadnień wskazano na główne zjawisko współczesnego świata — istnienie dwu systemów światowych wyraźnie występujących i w rozwoju połączeń lotniczych.

L. S.

**Nowyje konstrukcyjne chemiczne stojki metali** W. W. Andriejewa, W. L. Kazarin, Goschimizdat, Moskwa 1961 r., stron 190, cena 59 kp.

W książce rozpatrzono metody otrzymywania i własności nowych konstrukcyjnych chemicznie odpornych materiałów stosowanych obecnie, jak stopy tytanu i cyrkonu, oraz materiałów, które w najbliższym czasie znajdą szerokie zastosowanie dzięki swym cennym własnościom. Dano opis wytopu tytanu, jego własności wytrzymałościowych i przeciwkorozyjnych, stopów tytanu, pokryć tytanowych i ich zastosowania oraz własności spawanych połączeń tytanu. Dla cyrkonu podano jego własności fizyczno-mechaniczne, własności przeciwkorozyjne i elektrochemiczne, stopy cyrkonu oraz technologiczne sposoby połączeń cyrkonu i jego stopów. Dla tantalu podano jego własności mechaniczne, metody obróbki, stopy tantalu, sposoby połączeń i zakres zastosowania. W pozostałych dwu rozdziałach podano metody otrzymywania molibdenu, własności mechaniczne i technologiczne, stopy molibdenu, własności przeciwkorozyjne, sposoby łączenia molibdenu i zakres zastosowania. Podobne wiadomości podano dla niobu i jego stopów. Szczególnie dokładnie opisane są własności przeciwkorozyjne wymienionych metali w różnych ośrodkach. Treść uzupełniono licznymi fotografiami, wykresami i tabelami. Książka przeznaczona jest dla inżynierów przemysłu chemicznego, może być też pomocą inżynierom lotnictwa w przypadkach specjalnych zagadnień.

L. S.

**Awiacjonno-rakietnaja promyslennost S. Sz. A., W. I. Prżiałkowski**, Izdatielstwo Instituta Miedzunarodnych Otnoszenij, Moskwa 1961 r., stron 230, cena 80 kp.

W książce zawarta jest ekonomiczno-geograficzna charakterystyka przemysłu lotniczego Stanów Zjednoczonych Ameryki Północnej. Przemysł lotniczy w Stanach Zjednoczonych AP posiada wybitnie wojskowy charakter i obejmuje wyraźnie nowoczesny kierunek produkcji wśród innych grup przemysłów obróbki metali, ustępując w grupie przemysłu transportowego jedynie przemysłowi samochodowemu, posiadając od tegoż jedynie o 10% niższy stan zatrudnienia. W książce przeprowadzono analizę współczesnego stanu przemysłu lotniczego i czynników wpływających na jego rozmieszczenie. Przedstawiono też ścisły związek między monopolami lotniczymi, a państwowym aparatem administracyjnym. Książkę napisano na podstawie obszernych źródeł zagranicznych.

L. S.

**Problemy umiennienia szuma rieaktywnych dwigatielej**, Sbornik pieriewodow pod ried. E. I. Sorkina, Izdatielstwo Inostranoj Litieratury, Moskwa, 1961 r., stron 141, cena 47 kp.

W zbiorze tych tłumaczeń przedstawione są podstawowe wyniki badań sposobów zmniejszenia hałasu silników odrzutowych lotniczych, osiągnięte w ostatnich latach za granicą. W poszczególnych — zawartych w tym zbiorze pracach — podano metody obliczania poziomu hałasu wylotowego strumienia silnika, wyjaśniono zagadnienia konstruowania tłumików hałasu,

rozpatrzono doświadczalne dane z badań i ulepszeń tłumików hałasu oraz wskazano pewne kierunki dalszych ich badań. W zbiorze tym zawarte są materiały z pierwszego międzynarodowego kongresu nauk lotniczych, odbytego w Madrycie w 1958 roku, gdzie podano podstawowe wyniki metod zmniejszenia hałasu osiągnięte przez amerykańskie i angielskie firmy budowy silników oraz wiadomości o charakterze ogólnoteoretycznym. Zbiór ten przeznaczony jest dla pracowników przemysłu lotniczego, cywilnych linii lotniczych i pracowników laboratoriów i instytutów naukowo-badawczych zajmujących się zagadnieniami zmniejszenia hałasu.

L. S.

**Miechanizirowanyj wzlot pianiera**, W. Makarow, W. Simonow, Izdatielstwo DOSAAF, Moskwa, 1961 r., stron 182, cena 28 kp.

Przeznaczeniem tej książki jest zaznajomienie czytelników z teorią i doświadczeniami praktycznymi lotu szybowców z mechanicznej wyciągarki. Omówiono wymagania stawiane wyciągarkom i zasadnicze ich typy, kinematykę wznoszącego lotu szybowca, układ sił działających w czasie wznoszenia na szybowiec, linę i wyciągarkę, jak również wpływ poszczególnych parametrów na te siły. W dalszej części dano szczegółowy opis budowy i zasady eksploatacji mechanicznych wyciągarek, używanych w Związku Radzieckim. Opisano wyciągarkę samochodową typu Nazarowa, jej budowę i zasady działania, wyciągarkę Herkules-III, wielozadaniową wyciągarkę Nazarowa oraz wyciągarkę z linką o nieskończonej długości typu PLM-6. Przedstawiono organizację startów na lotnisku, zasady bezpieczeństwa oraz schematy startów szkolnych. W dalszym rozdziale omówiono technikę wykonania lotu z wyciągarki ze szczegółowym rozpatrzeniem poszczególnych faz lotu. Treść wyczerpująco uzupełniona jest rysunkami i wykresami.

L. S.

**Stroitelnaja miechanika samolota**, A. A. Umanski, Oborongiz, Moskwa, 1961 r., stron 530, cena 1 rb 24 kp.

Jest to podręcznik dla wyższych szkół zawodowych z zakresu mechaniki budowy samolotu, będący teoretyczną podstawą obliczeń statycznych i wytrzymałościowych. W dziesięciu rozdziałach rozpatrzono klasyczne i wariacyjne metody obliczania belek zginanych w sposób złożony, wytrzymałość i stateczność płyt prostokątnych, stateczność cienkościennych profili konstrukcyjnych, pracę płyt podpartych po utracie stateczności i zdolność konstrukcji do przenoszenia obciążeń, wytrzymałość i stateczność gładkich kołowych cylindrycznych konstrukcji skorupowych, zginanie, ścinanie i skręcanie prostych belek cienkościennych, stateczność otwartych belek cienkościennych przy ściskaniu nieosiowym. W dalszych rozdziałach omówiono metody obliczeń belek prostych i zakrzywionych ze ścianką pracującą tylko na ścinanie, wyznaczanie przesunięć i obliczanie konstrukcji cienkościennych, statycznie niewyznaczalnych metodą sił, projektowanie i obliczanie krat płaskich i przestrzennych, obliczanie płyt przekładkowych, statycznie niewyznaczalne zadanie zamocowania ciała sztywnego, niektóre specjalne zagadnienia obliczania płyt, zginanie i skręcanie cienkich płyt konsolowych tworzących cienkie skrzydła oraz niektóre zagadnienia obliczania naprężeń temperaturowych. Treść uzupełniono dwustu siedemdziesięciu siedmioma rysunkami, schematami, wykresami i fotografiami. Załączono też obszerny wykaz literatury. Książka daje współczesny poziom teoretycznych wiadomości w zakresie mechaniki budowy konstrukcji lotniczych, może być wykorzystana przez inżynierów w praktyce biurowej.

L. S.

## KRONIKA

### SPRAWOZDANIE Z KONFERENCJI NAUKOWO-TECHNICZNEJ

#### Kucie metali lekkich oraz tłoczenie blach i profilów produkcji śmigłowca

W dniach 12 i 13 października 1962 r. odbyła się w Lublinie konferencja naukowo-techniczna pt. „Kucie metali lekkich oraz tłoczenie blach i profilów produkcji śmigłowca”.

Inicjatorami i głównymi organizatorami były: koło zakładowe SIMP przy Zakładach im. Z. Pułaskiego, aktyw techniczny i dyrekcja zakładów. W konferencji wzięli udział przedstawiciele: Politechniki Warszawskiej,

Akademii Górniczo-Hutniczej w Krakowie, instytutów naukowo-badawczych, zakładów przemysłu lotniczego i maszynowego, organizacji technicznych i politycznych oraz zjednoczenia przemysłu lotniczego. Konferencja była przeglądem i podsumowaniem osiągnięć zakładów i ośrodków współpracujących na polu postępu technicznego. W pierwszym dniu obrad, po uroczystym powitaniu uczestników konferencji przez przewodniczącego oddziału SIMP w Lublinie, inż. Jakubowskiego, przedstawione zostały referaty główne i komunikaty.

Historię powstawania i budowy prasy tunelowej i jej uruchomienia wraz z kłopotami technicznymi i organizacyjnymi omówił inż. A. Hadrawa. Założenia konstrukcyjne, dane techniczne i eksploatacyjne, schemat instalacji hydraulicznej niskiego i wysokiego ciśnienia, układ

sterowania, działanie prasy oraz tłoczenie na niej profili śmigłowcowych omówił jeden z jej konstruktorów — inż. E. Włodarczyk. Następny referat zawierał zestawienie własnych doświadczeń przy tłoczeniu blach magnezowych na prasach i obciągarnie. Referentem był przedstawiciel młodej generacji technicznej zakładów — inż. A. Osypiuk. W przedpołudniowej dyskusji głos zabierali m.in. prof. Pełczyński, inż. Wojciński i inni. Do swej wysoce pozytywnej, a nawet entuzjastycznej opinii, odnośnie samej inicjatywy zakładu przemysłowego zorganizowania takiej narady (dotychczas konferencje tego typu organizowały placówki naukowe i naukowo-badawcze), dodali oni szereg uwag uzupełniających referaty, kilka uwag krytycznych w odniesieniu do niektórych szczegółów rozwiązań konstrukcyjnych. W sesji popołudniowej zaprezentowano dwa referaty podstawowe i kilka komunikatów. Inż. J. Makles dał krótki przegląd zagadnienia pomiaru łopatek kutech precyzyjnie. Przegląd najczęściej spotykanych wad i przyczyny ich powstawania, ilustrując to szeregiem oryginalnych zdjęć i eksponatów. Pracownik Zakładów ob. St. Szkołt w swoim referacie omówił techniczną stronę zagadnienia kucia precyzyjnego łopatek sprężarkowych ze stopów lekkich. Robiąc przegląd procesu kucia, omówił poszczególne fazy, poczynając od materiału wyjściowego — pręta, poprzez tworzenie zakuwki wstępnej drogą wyciskania, następnie kolejnych etapów kucia matrycowego na gorąco, aż do kalibrowania na zimno profilu łopatki. W każdej z faz podane zostały parametry robocze i dane z ich uzasadnieniem technicznym. Z referatu wynikało, że zakład drogą szeregu prób i doświadczeń potrafił opanować trudne zagadnienie kucia precyzyjnego tych skomplikowanych kształtów. Współpracując z Instytutem Lotnictwa opanował metody wykonania matryc, ich pomiaru, jak również pomiaru samych łopatek. Szereg zastrzeżeń, zgłoszonych przez referentów, odnośnie pomiaru pióra łopatki zmusza do szukania nowych rozwiązań. Jednym z nich będzie prawdopodobnie udane rozwiązanie miniaturowego czujnika elektrycznego, opracowane w Instytucie Lotnictwa. Zgrupowanie wielu czujników w przyrządzie wielopunktowym pozwoli na szybki i dokładny pomiar łopatki. Drugim rozwiązaniem, anonsowanym na konferencji, była myśl przedstawiciela AGH Kraków — zastosowanie do pomiaru metod fotogrametrycznych w obserwowaniu powierzchni wzorca i porównaniu ich z powierzchnią przedmiotu — pióra łopatki. Opanowanie — chociaż jeszcze niepełne — kucia precyzyjnego łopatek w tak krótkim czasie wystawia wysoką notę załodze Zakładów i świadczy o jej wysokim poziomie technicznym. Problem uzyskania łopatek kutech precyzyjnie został potraktowany bardzo poważnie i dlatego równoległe z pracami kucia precyzyjnego szukano innych, może lepszych rozwiązań. Przeprowadzono pełne próby uzyskania półfabrykatów precyzyjnych na innej drodze, a mianowicie drogą wyciskania profilu pióra o stałym przekroju, bez skrętu, ale o kształcie jednego z przekrojów pióra i następnie walcowania, dla nadania zmienności profilu i uzyskania skrętu. Opanowanie tej metody powierzono Akademii Górniczo-Hutniczej w Krakowie.

Trzeba przyznać, że mimo braku odpowiednich środków w Katedrze, potrafiiono to zagadnienie opanować niemal w całości. Materiał z tego zakresu prac, prezentowany przez doc. W. Zapałowicza, świadczy o przeprowadzeniu wszechstronnych badań w tej dziedzinie i uzyskaniu bardzo dobrych wyników. Mimo kilku niewielkich mankamentów można uznać, że praca została doprowadzona do stanu wprowadzenia do przemysłu. Przy opracowywaniu tej metody wyłoniła się konieczność opanowania trudnego zagadnienia konstrukcji walców z profilem roboczym dotychczas w Polsce nie stosowanym i z opanowaniem zjawisk normalnie przy walcowaniu nie występujących. Ciekawą analizę matematyczno-fizyczną tych spraw w przystępnym zarysie przedstawił na konferencji prof. Bazan z AGH Kraków.

Drugi dzień konferencji poświęcony był głównie demonstracji procesów i urządzeń o tej tematyce w zakładach. Uczestnikom konferencji zaprezentowano trzy tematy: kucie precyzyjne łopatek, prasę tunelową i tłoczenie blach magnezowych. Przy obserwacji poszczególnych zabiegów kucia łopatek w wydzielonym gnieździe produkcyjnym, można było zaobserwować znaczny stopień opanowania tej technologii i gdyby nie pewne niedociągnięcia w wyposażeniu, wyroby te byłyby bez zarzutu. Drugim ciekawym obiektem była prasa tunelowa, skonstruowana i wykonana w Zakładach. Jej dane charakterystyczne przedstawiają się następująco: nacisk całkowity — 6000 ton, maksymalne ciśnienie robocze 300 kG/cm<sup>2</sup>, wymiary tunelu: 1540 mm — szerokość, 622 mm — wysokość i 3000 mm — długość, wymiary wgłębienia roboczego: 1000 mm — szerokość, 290 mm — głębokość i 2000 mm — długość. W szufladzie znajdują się dwa takie wgłębienia. Płynem roboczym jest: spirytus butylowy + olej rycynowy. Średni czas pracy cyklu wynosi 2 minuty.

Prasa tunelowa jest olbrzymim krokiem na drodze postępu technicznego i poza efektami technicznymi pozwoli zakładowi na osiągnięcie oszczędności w skali rocznej rzędu kilku milionów złotych. Obserwując to potężne urządzenie, należy wysoko ocenić inicjatywę i rozmach prężnej kadry Zakładów. Trzeci temat — stopy magnezu, świadczy o pięknej idei znalezienia i opanowania nowych, lepszych materiałów w produkcji, potwierdza dużą dojrzałość techniczną. Należy tu jeszcze wspomnieć o wystawie prac Zakładów, mieszczącej się w Domu Technika w Lublinie, w którym odbywały się obrady. Między innymi eksponowane były łopatki w poszczególnych fazach kucia, łopatki wyciskane i walcowane, wady łopatek, przyrządy kontrolne-czujnikowe, profile magnezowe, plansze i schematy, opracowania konstrukcyjne itp.

W dyskusji końcowej zabierało głos wielu uczestników zarówno z zakładów przemysłowych, jak i placówek naukowych. W dyskusji przewijała się ciągle myśl przewodnia: — jak poprawić wskaźniki techniczne i ekonomiczne produkcji, jakie formy współpracy temu sprzyjają, jakie środki należy przedsięwziąć dla ich realizacji. Uczestnicy dzielili się swoimi spostrzeżeniami, uwagami krytycznymi i własnym doświadczeniem. To była prawdziwa konferencja robocza nacechowana troską o postęp, za co należą się gorące słowa uznania jej organizatorom. Pomimo braku doświadczenia w organizowaniu tego typu imprez, co musiało pociągnąć wiele braków organizacyjnych i potknięć, całość należy uznać za wielce udaną.

Przegląd prac dokonany na konferencji świadczy o wielkich osiągnięciach Zakładów na drodze ciągłego postępu. Jak wynika z obrad, Zakłady współpracują z wieloma placówkami naukowymi i badawczymi w Polsce. W dziedzinie wyciskania i walcowania łopatek z Akademią Górniczo-Hutniczą w Krakowie, w dziedzinie kucia łopatek i ich pomiarów z Instytutem Lotnictwa i Instytutem Mechaniki Precyzyjnej w Warszawie, w dziedzinie wytrzymałości i teorii plastyczności z Politechniką Warszawską, z Instytutem Chemii w zakresie nowych cieczy roboczych do prasy tunelowej i jeszcze całym szeregiem ośrodków.

Podsumowując dyskusję, dyrektor Zakładów inż. Smolariewicz podkreślił, że dobrze pomyślanej współpracy należy w głównej mierze zawdzięczać te olbrzymie sukcesy.

Przyznajemy mu w pełni rację i możemy tylko życzyć sobie, ażeby inne zakłady poszły w ślad tego produkującego i nie bały się ani śmiałych, przemyślanych decyzji, ani rozszerzenia współpracy, ani wreszcie poddania wyników własnych ogólnej ocenie, czy to na naradach międzyzakładowych, czy na konferencjach z rozszerzonym audytorium.

A. G.



# Terminologia Lotnicza

MINISTERSTWO KOMUNIKACJI	<b>RESORTOWA NORMA</b>	RN-61 MK-4-4000
	Statki latające Klasyfikacja ogólna i określenia	Grupa Katalogowa V 1C

## 1. WSTĘP

Przedmiot normy. Przedmiotem normy jest klasyfikacja ogólna oraz określenia statków latających. Norma nie obejmuje podziału statków przestrzeni.

## 2. KLASYFIKACJA

2.1. Klasyfikacja ogólna. Statki latające dzieli się na:

- a) statki powietrzne
- b) statki przestrzeni

2.1.1. Statki powietrzne dzieli się na:

- a) aerostaty
- b) aerodyny

2.1.2. Aerostaty dzieli się na:

- a) balony
- b) sterowce

2.1.3. Aerodyny dzieli się na:

2.1.3.1. Ze względu na konstrukcję powierzchni nośnej na:

- a) stałopłaty
- b) zmiennopłaty
- c) wiropłaty
- d) łopotopłaty
- e) specjalne

2.1.3.2. Ze względu na sposób startu i lądowania na:

- a) aerodyny lądowe
- b) aerodyny wodne
- c) aerodyny wodno-lądowe

2.1.3.3. Ze względu na napęd na:

- a) aerodyny z napędem
- b) aerodyny bez napędu

2.2. Klasyfikacja szczegółowa podana jest w załączniku.

## 3. OKREŚLENIA

**Aerodyna** — statek powietrzny, który może poruszać się lub utrzymywać w atmosferze na skutek dynamicznego oddziaływania powietrza.

**Aerodyna lądowa** — aerodyna przystosowana do startowania ze stałego podłoża i lądowania na nim.

**Aerodyna wodna** — aerodyna przystosowana do startowania z powierzchni wody i do wodowania na niej.

**Aerodyna wodno-lądowa — amfibia** — aerodyna przystosowana do startowania z powierzchni wody i stałego podłoża oraz do wodowania i lądowania na nich.

**Aerodyna specjalna** — nie sklasyfikowana w innych grupach.

**Aerostat** — statek powietrzny, który może poruszać się lub utrzymywać się w atmosferze na skutek statycznego oddziaływania powietrza.

**Balon** — aerostat bez napędu silnikowego.

**Balon na uwięzi** — balon stale zakotwiczony.

**Balon wolny** — balon przeznaczony do wykonywania lotów bez stałego zakotwiczenia.

**Cyclogiro** — wiropląt o poziomej osi obrotu powierzchni nośnych poruszanych napędem silnikowym.

**Dyzolot - turbołot** — aerodyna bez powierzchni nośnych, utrzymująca się na skutek reakcji strumieni gazów wyrzucanych z dyszy.

**KSL = STOL** = krótki start i lądowanie.

**Latawiec** — aerodyna nie sterowana, bez napędu silnikowego, unoszący się tylko na uwięzi.

**Łopotopłat** — aerodyna o powierzchniach nośnych łopoczących, mogących wykonywać ruchy zbliżone do ruchów skrzydeł ptaków.

**Mięśniolot** — aerodyna napędzana siłą mięśni ludzkich.

**Motoszybowiec** — stałopłat z pomocniczym napędem silnikowym.

**Pierścieniopłat** — stałopłat o powierzchniach nośnych w kształcie pierścienia.

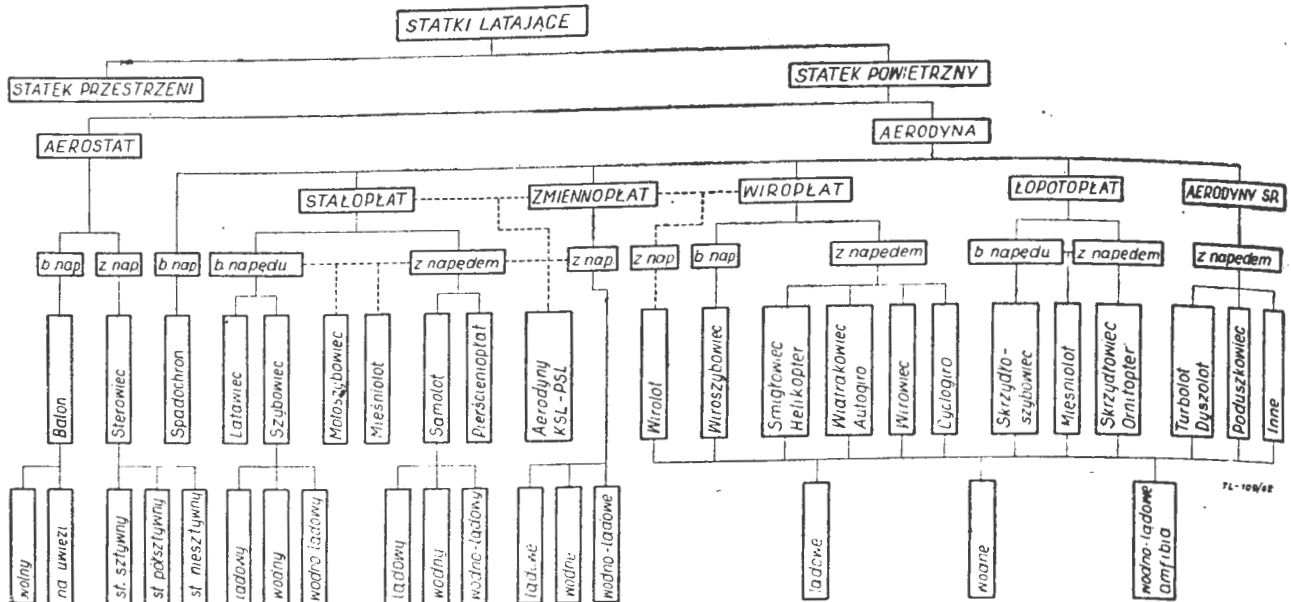
**Poduszkowiec** — aerodyna bez powierzchni nośnych, unosząca się na skutek dynamicznego oddziaływania powietrza na podłoże.

**PSL = VTOL** = pionowy start i lądowanie.

**Samolot** — stałopłat z napędem silnikowym.

**Skrzydłoszybowiec** — łopotopłat bez napędu silnikowego.

**Skrzydłowiec** — ornitopter — łopotopłat o powierzchniach nośnych, mogących wykonywać ruchy podobne do ruchów skrzydeł ptaków, z napędem silnikowym.



**Spadochron** — aerodyna bez napędu silnikowego, której całkowita siła aerodynamiczna jest skierowana przeciwnie do kierunku ruchu.

**Stalopłat** — aerodyna o nieruchomych względem statku powierzchniach nośnych.

**Statek latający** — urządzenie służące w zasadzie do przewozu osób lub rzeczy, które może poruszać się lub utrzymywać w przestrzeni na skutek przetwarzania energii lub oddziaływania otoczenia, albo na skutek obu tych czynników, działających równocześnie.

**Statek powietrzny** — statek latający, który w zasadzie może poruszać się lub utrzymywać w atmosferze na skutek statycznego lub dynamicznego oddziaływania powietrza.

**Statek przestrzeni** — statek latający, który w zasadzie może poruszać się w przestrzeni pozbawionej atmosfery.

**Sterowiec** — aerostat z napędem silnikowym.

**Szybowiec** — stalopłat w zasadzie bez napędu silnikowego.

**Smigłowiec** — helikopter — wiropłat o pionowej osi wirnika nośnego, poruszanego napędem silnikowym.

**Wiatrakowiec** — autogiro — wiropłat — w którym wirnik nośny obraca się samoczynnie, a ciąg wytwarzany jest przez urządzenia napędowe.

**Wiroloot** — aerodyna z napędem silnikowym, stanowiąca skojarzenie wiropłat z stalopłatem.

**Wiropłat** — aerodyna o wirujących powierzchniach nośnych.

**Wiroszybowiec** — wiropłat bez napędu silnikowego.

**Wirowiec** — wiropłat, w którym wirnik nośny napędzany jest przez silnik i który posiada napęd pomocniczy służący do zrównoważenia części oporu wiropłat w locie do przodu i ew. do zrównoważenia momentu oporowego wirnika.

**Zmiennopłat** — aerodyna o przestawialnych względem statku powierzchniach nośnych, z napędem lub bez.

K o n i e c

## LOTNICZE SŁOWNICTWO TECHNICZNE (E R R A T A)

Redakcja prosi o poprawienie następujących błędów zauważonych w L.S.T.

nr	str.	wiersz od góry/dółu	zamiast:	powinno być:
3/1962	93	2	5. Aerodyny i statki powietrzne	5. Aerodyny
6/1962	188	18	poziomej	pionowej
8/1962	245	27	krótkiego	pionowego
		26	AKSL	APSL
		8	5. Aerodyny i statki powietrzne	5. Aerodyny
		5	j. w.	j. w.

### Przyczynki do dyskusji

Redakcja TL dziękuje p. prof. L. Dulębie oraz Zarządowi Głównemu Stowarzyszenia Elektryków Pol-

skich za nadesłanie uwag do Lotniczego Słownictwa Technicznego.

Prof. Dulęba zgłasza zastrzeżenia co do niektórych nazw rodzajów statków powietrznych, wymienionych w Terminologii, j. np. łopotopłat, skrzydłowiec, wirowiec, wiroloot, zmiennopłat. Niezależnie od tego, że prof. Dulęba weźmie udział w dyskusji na posiedzeniu Zespołu Terminologii Lotniczej przy Departamencie Lotnictwa Cywilnego MK — sygnalizujemy Czytelnikom, iż wyżej wymienione terminy wprowadzone zostały w Normie Resortowej Ministerstwa Komunikacji pt. „Statki latające. Klasyfikacja ogólna i określenia”. Norma ta (RN-61/MK-4-4000) — w projekcie uzgodniona z katedrami lotniczymi oraz z zainteresowanymi instytucjami — stała się obowiązująca z dn. 1. IV. 1962 r. Normę omawianą oraz „drzewo genealogiczne” statków latających drukujemy powyżej, traktując jako dokument o podstawowym znaczeniu dla terminologii lotniczej.

Zarząd główny SEP nadesłał do wykorzystania w Lotniczym Słownictwie Technicznym terminologię aeroenergetyki i energetyki wiatrowej, opracowaną przez Komisję Wykorzystania Energii Wiatru. Materiał ten redakcja przekazała Zespołowi Terminologii D.L.C.

Z.

# PRZEGLĄD DOKUMENTACYJNY LOTNICTWA

OPRACOWANY PRZEZ OŚRODEK DOKUMENTACJI WYDAWNICTW INSTYTUTU LOTNICTWA

DODATEK DO MIESIĘCZNIKA „TECHNIKA LOTNICZA”

ROCZNIK XIII

WARSZAWA, STYCZEŃ 1963 r.

ZESZYT 1

## HYDROAEROMECHANIKA

533.695.5

ILot

Samojłowicz G. S.: Obtekanie aerodynamiczkiej rieszotki tonkich wibrirujących profilu. Optyw palisady cienkich drgających profili. Prikl. Mat. Miecz., 1961, t. 25, nr 4, s. 630—645, rys. 2, ods. 15.

Używając potencjału przyspieszenia autor bada nieustalony przepływ płynu niesciśnionego przez palisadę cienkich, lekko zakrzywionych łopatek o małym kącie natarcia. Dowlone dwie sąsiadujące łopatki drgają z różnymi częstościami, fazami i amplitudami. Rozważono zostały zarówno drgania poprzeczne jak i skrętne. Określono masy przyłączone i siły (o pocho-  
dzeniu wirowym). Niektóre przybliżone zależności zostały porównane z dokładnymi. Gdy odległość między łopatkami zwiększa się w nieskończoność, uzyskuje się zwykle rozwiązanie dla izolowanego profilu drgającego.

J. Ch.

533.695.5:621.51

ILot

Stieczkin B. S. i inni.: O radialnym równowiesi potoka. O promieniowej równowadze przepływu. Izw. Akad. Nauk. SSSR, Otd., techn. Nauk, Enierg. i Awtom., 1961, nr 4, s. 11—15, rys. 5, ods. 10.

Przedstawiono próbę ulepszenia zwyczajnych metod projektowania osiowych sprężarek i turbin z długimi łopatkami. Stwierdzono, że równanie różniczkowe, łączące prędkości osiowe i stycznne, jest niedokładne. Opisano doświadczenia przeprowadzone dla poparcia punktu widzenia autorów.

J. Ch.

## ZAGADNIENIA WYTRZYMAŁOŚCIOWE W KONSTRUKCJACH LOTNICZYCH

620.178.3:629.13.014.3

ILot

Ramamritham S., Kumar S.: Fatigue testing of full-scale aircraft wing structures and estimation of save service life. Badania zmęczenia konstrukcji skrzydła samolotu w pełnej skali i określenie okresu bezpiecznej służby. J. aero. Soc. India, maj 1961, t. 13, nr 2, s. 52—60, rys. 12, tabl. 3, ods. 12.

Naszczkowano metody i podstawowe wymagania dla prób konstrukcji skrzydła samolotu transportowego w celu określenia okresu służby międzyprawczej. Uszkodzenia zmęczeniowe są wynikiem licznych obciążeń wywołanych podmuchami oraz startami i lądowaniem samolotów. Podano wyniki badań laboratoryjnych w pełnej skali kilku skrzydeł Dakoty. Obliczenie okresu służby międzyprawczej tych skrzydeł dla przelotów o różnych długościach oparte jest na hipotezie Minersa. Określono umiędzienie i typ uszkodzeń obserwowanych w czasie prób.

J. Ch.

620.178.3:629.13.01

ILot

Ryman R. J.: Programme, load fatigue test. Programowane próby zmęczenia. Aircr. Engng., luty 1962 r., t. 34, nr 396, s. 34—42, ods. 5.

Wstępne badanie wykazuje, że metoda prób za pomocą obciążeń programowanych dostarcza bardziej użytecznych informacji niż próby na jednym poziomie obciążenia, umożliwiając pewniejsze określenie trwałości zmęczeniowej połączeń. Metoda bierze pod uwagę oddziaływanie pęknięć i pracę konstrukcji po ich powstaniu. Wykazano, że dla danego programu wytrzymałość zmęczeniowa na innych poziomach naprężeń może być określona na podstawie hipotezy Minersa, Krzywej Heywooda i współczynników poprawkowych.

J. Ch.

## SMIGŁA

533.662.22:629.13.038

ILot

Prosnak W. J., Łuczyszek E.: Urządzenie wagowe do badania śmigieł przeciwbieżnych. Arch. Bud. Maszyn, 1962, t. 9, z. 1, s. 145—167, rys. 20.

Badanie współpracy pary śmigieł przeciwbieżnych poprzez równoczesny pomiar ciągu i momentu obrotowego każdego ze współpracujących śmigieł.

(a)

## PRZYRZĄDY POKŁADOWE

629.13.052.2

ILot

Rössger E., Ränike G.: Die physikalisch-meteorologische Grundlagen der barometrischen Höhenmessung. Fizyczno-meteorologiczne zasady barometrycznego pomiaru wysokości. Z. Flugw., 1962, t. 10, nr 1, s. 1—17, rys. 9, ods. 21.

Zbadane zostało określenie wysokości od ziemi uzyskane na podstawie pomiarów ciśnienia. Przedyskutowano błędy wynikające z warunków meteorologicznych. Przedstawiono metodę korekcji wykazywanej wysokości za pomocą pomiarów temperatury oraz podano wzory poprawkowe oparte na średnich temperaturach: arytmetycznej i barometrycznej. Przedstawiono przykład pięciu obliczonych atmosfer modelowych i niektóre zagadnienia terminologii.

J. Ch.

629.13.053.33

ILot

Zbanow Ju. K.: Girohorizontkompas na wibrirujuszczem osnowanji. Busola giroskopowa na drgającej podstawie. Prikl. Mat. Miecz., 1961, t. 25, nr 5, s. 833—837.

Rozważono wpływ drgań poziomych na wskazania dwuwirnikowej busoli giroskopowej uwzględniając bezwładności elementów busoli i podatność membran. Otrzymano zależności ułatwiające obliczenie niebezpiecznych części rezonansowych i odchyłań azymutalnych dla każdej częstości.

J. Ch.

## WYPOSAŻENIE AERODYN

629.13.06

ILot

Pressurization and air conditioning for the VC10. Urządzenia ciśnieniowe i klimatyzacja dla samolotu VC10. Aeroplane, 1962, t. 102, nr 2611, s. 38—43.

Przedstawiono dokładny opis szczegółowych szkiców wykrojowych urządzeń zawierających układ tlenowy Waltera, Kidde'a i kompresor śrubowy.

J. Ch.

## SILNIKI LOTNICZE

621.438:629.135.456.03

ILot

Jet lift by Rolls-Royce. Strumieniowa siła nośna silników Rolls-Royce'a. Aeroplane, 1962, t. 102, nr 2623, s. 93—96, rys. 3.

Przedstawiono opis i rysunek wykrojowy silnika nośnego R.B.-108. W osiem tych silników ma być zaopatrzone pierwowzór Mirage 3-001 Balzac dla studiów nad pionowym startem. Silniki te były użyte z powodzeniem w samolocie pionowego startu Short SC-1.

J. Ch.

536.46:621.45

ILot

Wójcicki S.: Ustatecznianie płomienia w warstwie powierzchniowej. Arch. Bud. Maszyn, 1962, t. 9, nr 1, s. 77—86, rys. 6, tabl. 1, ods. 4.

Wyznaczenie uogólnionej zależności określającej ustatecznianie płomienia w warstwie przysiennej, powstałej na powierzchni płaskiej płytki opływanej przez strumień mieszanki paliwa z powietrzem.

(a)

## OSPRZĘT I WYPOSAŻENIE SILNIKÓW ODRZUTOWYCH

629.13.012.525.001.4:629.139.5

ILot

The Exactor fuel flow test rig for aircraft fuel systems. Stoisko Exactor do określania parametrów przepływu paliwa w lotniczych układach paliwowych. J. Soc. lic. Aircr. Engng. 1961, t. 10, nr 8, s. 3—6.

Stoisko wykonane przez firmę Exactor jest urządzeniem ogólnego przeznaczenia do dokładnego i całkowitego bezpiecznego pod względem pożarowym przeprowadzania prób lotniczych układów paliwowych; opisano w szczególności budowę i sposób działania stoiska.

J. Ch.

621.34:629.13.066

ILot

Medgett J. E.: Aircraft electric actuators. Lotnicze rozruszniki elektryczne. J. Soc. lic. Engrs, 1961, t. 10, nr 8, s. 8—13.

Podano ogólny przegląd lotniczych rozruszników elektrycznych zawierający opis typów i elementów składowych pod następującymi tytułami: Silniki; Hamulce; Przekładnie; Wały; Specjalne rodzaje rozruszników; dwusilnikowe odmiany wirujące; Wykresy obciążeń; Dążności rozwojowe.

J. Ch.

## FIZYCZNE BADANIA MATERIAŁÓW

621.455:620.179.16

ILot

Kleint R. E., Johnson C. M.: Ultrasonic inspection of liquid propellant rocket motor components. Ultradźwiękowa kontrola elementów silnika raketowego na paliwo ciekłe. Non-dest. Test. 1961, t. 19, nr 6, s. 418—421, ods. 3.

Przedyskutowano potrzebę rozwoju wzorców do badań ultradźwiękowych. Materiały używane w silnikach raketowych różnią się bardzo pod względem charakterystyk ultradźwiękowych tak, że własności każdego z badanych materiałów muszą być rozważone oddzielnie. Zilustrowano niektóre przypadki i ich rozwiązania.

J. Ch.

## WYTWARZANIE SPRZĘTU LOTNICZEGO

629.13.05.002

ILot

Green R. E.: Making super-accurate gyroscopes. Produkcja giroskopów najwyższej dokładności. Machinery, 1962, t. 100, nr 2583, s. 1092—1099, rys. 11.

Dla wytwarzania przyrządów najwyższej klasy, a szczególnie dla ich montażu, trzeba stworzyć specjalne warunki pracy, a więc ścisła klimatyzacja, dopływ powietrza filtrowanego, bez zanieczyszczeń mechanicznych i odpowiednim składzie, elimi-

nacja drgań, warunki specjalnej czystości, stroje nylonowe itp. Opis tych wymagań, łącznie z urządzeniami, przyrządami i układem budynku firmy English Electric Aviation, Ltd. zilustrował autor szeregiem oryginalnych zdjęć. A. G.

629.13.002:629.13.012:621.916 ch ILot

Integral machining. Obróbka części integralnych. Aircr. Prod., 1962, t. 24, nr 9, s. 300—305, rys. 7.

Powszechne stosowanie części integralnych spowodowało konieczność opracowania metod obróbczych, które by w najkrótszym i najtańszym sposobie pozwoliły wykonać te skomplikowane elementy.

Dotychczasowy sposób kopiowego frezowania zastępowany zostaje stopniowo z powodzeniem przez obróbkę na maszynach sterowanych numerycznie. Dla odkuwek, z dużymi nadadkami na obróbkę, bardzo dobre wyniki dało zastosowanie frezarek o poziomym wrzecionie, co zlikwidowało zagrożenie usuwania obrzynień ilości wiórów. Artykuł omawia na przykładzie kilku integralnych części stosowane narzędzia, obrabiarki i procesy technologiczne ich wykonania. A. G.

621.71:744.5 ILot

Reproducing drawings. Reprodukacja rysunków. Aircr. Prod., 1962, t. 24, nr 9, s. 330—336, rys. 8.

Sprawa powielania rysunków, rozprowadzanie ich i magazynowanie, stwarza poważne kłopoty organizacyjno-techniczne dla biur i warsztatów. W artykule podano ciekawe rozwiązania, oparte na kombinacji mikrofilmu i druku kserograficznego. System ten wyłącza konieczność posługiwania się rysunkami oryginalnymi, zmierza do wyrugowania zwłoki przy wykonywaniu rysunków, zmniejszenia powierzchni archiwów itp. W artykule przedstawia się urządzenia do reprodukcji rysunków nową techniką, same rysunki oraz porusza się sprawy ekonomiczno-techniczne nowej organizacji. A. G.

621.91.07 ILot

Vaughn R. L., Zlatin N.: How new materials affect part producibility. Jak nowe materiały wpływają na wydajność produkcji. Tool and Manufacturing Engineer, 1962, t. 48, nr 5, s. 100—103, rys. 2, tabl.

Nowe materiały, wprowadzone w lotnictwie i w produkcji rakiet, znacznie odbiegają swoją charakterystyką od dotychczas używanych. Szczególne odchylenia występują w skrawalności materiałów. Autorzy publikują bardzo interesujące dane odnośnie skrawalności materiałów z grup trudnoskrawalnych, jak: stopy o bazie niklu, stopy o bazie kobaltu i inne, przy różnych sposobach obróbki, jak: toczenie, frezowanie czołowe, wiercenie i inne. Wszystkie dane — odniesione do skrawalności stopu aluminium i do stali niskostopowej. Pozwala to oceniać poprawnie parametry technologiczne i ekonomię wytwarzania. A. G.

## SPAWALNICTWO W PROD. LOTNICZEJ

621.791 ILot

Electron beam welding. Spawanie strumieniem elektronów. Aircr. Prod., 1962, t. 24, nr 9, s. 306—311, rys. 8.

Spawanie strumieniem elektronów jest procesem nowym, bardzo przydatnym w zastosowaniu do nowych materiałów, a szczególnie stopów. Cechą charakterystyczną procesu jest wysoka dokładność sterowania procesem, bardzo korzystny stosunek głębokości szwu do jego szerokości oraz pewne i czyste warunki procesu spawania, które odbywają się w komorze próżniowej. Zakres zastosowań tego spawania jest niezmiernie szeroki: od cienkich folii do blach o grubości 25 mm; materiały: od stopów aluminium, tytanowych aż do specjalnych, od cynku do wolframu; przedmioty: od zbiorników ciśnieniowych do filtrów paliwowych. Artykuł omawia w głównej mierze wyposażenie stosowane do spawania. A. G.

621.791.052:669.71 ILot

McFall S. E.: Punktschweissen von Aluminium mit Abschmelzelektrode unter Schutzgas. Punktowe spawanie aluminium ze zużywaną elektrodą w osłonie gazowej. Aluminium, 1961, t. 37, nr 9, s. 557—563, rys. 10, tabl. 5, ods. 3.

Opisano powyższą technikę spawania ze szczególnym uwzględnieniem: wyposażenia, ekonomii procesu, przydatności różnych materiałów, procedury spawania, sposobów zabezpieczających, badania jakości spoiny, mechanicznych własności spoiny i zastosowań. J. Ch.

## PRZERÓBKA PLASTYCZNA METALI W PROD. LOTNICZEJ

621.98:539.373

The selection and forming of high-strength materials in aircraft. Wybór i kształtowanie wysoko wytrzymałych materiałów dla samolotów. Sheet Metal Industr., październik 1961, t. 38, nr 414, s. 723—730, rys. 12, ods. 9.

Przedyskutowano, ogólnie rzecz biorąc, przeciwstawne charakterystyki pełnego wykorzystania materiału pod względem wytrzymałościowym i prostoty produkcyjnej dla metali. Rozważone zostały sprężystości, wydłużenie i wyoboczenie, w zależności od wykorzystania materiału i ograniczeń produkcyjnych. Krótko przedstawiono zastosowanie kształtowania za pomocą peizania dla stopów tytanu. J. Ch.

## METODY OBRÓBKI WARSZTATOWEJ W PROD. LOTNICZEJ

621.923—415

Rings and discs. Pierścienie i dyski. Aircr. Prod., 1962, t. 24, nr 9, s. 318—323, rys. 7.

W celu zachowania wysokiej dokładności geometrii kształtów i gładkości powierzchni przy obróbce wykończającej cienkościennych pierścieni, dysków i bębnow, stosuje się różne metody i środki. Większość z nich jest przystosowaniem znanych procesów, tylko z zastosowaniem nowoczesnych środków.

W artykule na przykładach przedmiotów z poszczególnych grup i ich wymaganiach omówiono nowe środki, jak zastosowanie obserwacji za pomocą urządzeń optycznych, synchroniczne dwustronne kopiowanie i inne. Jednocześnie przedstawione zostały obrabiarki specjalne i przyrządy, wraz z ciekawymi szczegółami rozwiązań. A. G.

## OBRABIARKI, PRYZRĄDY, UCHWYTY I NARZĘDZIA W PROD. LOTNICZEJ

621.9—52

Economics of numerical control. Ekonomia sterowania numerycznego. Aircr. Prod., 1962, t. 24, nr 9, s. 312—316, rys. 8.

Sterowanie numeryczne może być zastosowane do wyrobów przedmiotów kształtowych płaskich i przestrzennych. W obu przypadkach uzyskuje się oszczędność zarówno czasu maszynowego, jak i kosztów ogólnych. Przy zastosowaniu systemu Ferranti, czas maszynowy skraca się w stosunku 3:1, a koszty 2:1, oczywiście z uwzględnieniem czasu programowania i nagrań taśm.

W artykule przeprowadzono analizę ekonomiczną szeregu przypadków przedmiotów wykonanych z zastosowaniem sterowania numerycznego i metodą tradycyjną. A. G.

## KONTROLA TECHNICZNA W PROD. LOTNICZEJ

531.717.2:621.753.1

Air gauging. Pomiary pneumatyczne. Aircr. Prod., 1962, t. 24, nr 9, ss. 324—328, rys. 7.

Do szerokiego zakresu przedmiotów i tolerancji mogą być zastosowane pomiary pneumatyczne — jako metoda pomiaru porównawczego, pojedynczego lub grupowego.

Zastosowanie specjalnych nadajników komorowych i czujników z układem sprzęgającym umożliwia zastosowanie tej metody prawie do wszystkich profili. Na wielu przypadkach, takich, jak dźwigar łopaty nośnej śmigłowej i inne, pokazano możliwości pomiaru grupowego — zewnętrznego i wewnętrznego. W artykule przedstawiono interesujące rozwiązania różnych nadajników i ich podłączeń. A. G.

## WYBRANE ZAGADNIENIA TECHNIKI

621—526

Gnojenski L. S.: Ob odnom sposobie optimizacji slediaszcziefi sistem. O pewnej metodzie optymalizacji serwomechanizmów. Prikl. Mat. Miecz., 1961, t. 24, nr 5, s. 948—953.

Serwomechanizm został opisany przez linowe równanie różniczkowe, będące funkcją czasu. Wiadomo jedynie, że działanie funkcji czasu na wejściu należy do klasy funkcji różniczkowalnych  $p$  razy, tak, że  $f^{(p)}(t) \leq M$ . Na moduł funkcji  $f(t)$  i jej innych pochodnych mogą być nałożone inne jeszcze ograniczenia. J. Ch.

Przegląd Dokumentacyjny Lotnictwa zawiera jedynie część analiz dokumentacyjnych z zakresu lotnictwa. Pełna dokumentacja ukazuje się w postaci kart dokumentacyjnych wydawanych przez Centralny Instytut Informacji Naukowo-Technicznej i Ekonomicznej (Warszawa, Al. Niepodległości 188) CIINTE przyjmuje prenumeratę kart dokumentacyjnych, która może obejmować zarówno całą dokumentację naukowo-techniczną jak i oddzielne jej działy lub poszczególne zagadnienia i tematy. CIINTE wykonuje odpłatnie (wg Cennika ZUD) fotokopie i mikrofilmy publikacji objętych zarówno przeglądem dokumentacyjnym, jak i kartami dokumentacyjnymi.

# TECHNIKA LOTNICZA

MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW  
MECHANIKÓW POLSKICH

## Spis treści za rok 1962

Autor	Tytuł	Zeszyt	Strona
	<b>Zagadnienia ogólnolotnicze</b>		
	Zadania kół zakładowych SIMP w 1962 roku . . . . .	1	1
	Nowe możliwości rozwiązywania zagadnień techniczno-eko- nomicznych przez brygady racjonalizatorskie . . . . .	2	33
	Wystawa XV-lecia Instytutu Lotnictwa, cz. I . . . . .	2	51
	II etap porządkowania gospodarki przedsiębiorstw prze- mysłu ciężkiego . . . . .	3	65
D. Gruszczyński	Farnborough 1961 . . . . .	3	80
J. Sandauer	Informacja o działalności grupy roboczej OSTIV, powoła- nej do opracowania przepisów budowy szybowców klasy standart . . . . .	4	97
	Wystawa XV-lecia Instytutu Lotnictwa, cz. II . . . . .	4	119
	Doskonalenie kadr technicznych . . . . .	5	129
	Zwiększyć eksport sprzętu lotniczego . . . . .	6	161
J. Kroszczyński	Niektóre osiągnięcia współczesnej radiolokacji . . . . .	6	175
	X Plenum KC PZPR . . . . .	7	193
	Rozwój techniki w przemyśle lotniczym w oparciu o uchwa- ły X Plenum . . . . .	8	225
S. Madeyski	Zabieramy głos w sprawie przepisów wykonawczych do „prawa wynalazczego” . . . . .	9	253
	Lotnictwo w ramach RWPG . . . . .	10	285
	Nowelizacja prawa lotniczego . . . . .	11	317
	<b>Aerodynamika i mechanika lotu</b>		
E. Lewalska	Opory aerodynamiczne podwozi . . . . .	2	okł.
E. Lewalska	Aerodynamika, cz. IV — Opory chłodzenia i chłodnic . . . . .	2	okł.
E. Lewalska	Opory nart; Opory kadłubów-łodzi i pływaków . . . . .	4	okł.
E. Lewalska	Opory różnych, drobnych części samolotu, cz. I . . . . .	8	okł.
R. Jóźwiak	Projektowanie wygiętych kanałów . . . . .	10	286
E. Lewalska	Opory części drobnych, cz. II . . . . .	10	okł. i 315, 316
E. Lewalska	Opory usterzenia . . . . .	11	318
E. Lewalska	Wpływ gładkości powierzchni na opór aerodynamiczny brył . . . . .	11	okł.
E. Lewalska	Opory części drobnych (dokończ.) . . . . .	11	okł.
	<b>Silniki lotnicze</b>		
J. Chomiak	Zastosowanie analizy spalin do badania procesów spalania w silnikach turbinowych . . . . .	1	6
J. Fałęcki	Silniki turbinowe na 24 Salonie Paryskim . . . . .	1	15
J. Jasiewicz	Dobór wtryskiwaczy wirowych do zasilania komór spalania silników przepływowych . . . . .	2	34
J. Grzegorzewski	Silniki raketowe na paliwo stałe . . . . .	3	72
M. Eyzwiński, S. Szczeciński	Podstawy doboru parametrów turbinowego silnika dwu- przepływowego . . . . .	4	98
I. Auerbach	Doświadczalne metody określania częstości drgań własnych łopatek maszyn wirnikowych . . . . .	5	135

Autor	Tytuł	Zeszyt	Strona
S. Szczeciński, M. Łyżwiński Z. Brodacki	Olejenie współczesnych lotniczych silników turbinowych . . . . .	5	138
J. Grzegorzewski	Zawory lotnicze . . . . .	5	144
J. Jarosiński	Komory spalania lotniczych silników turbinowych, cz. I . . . . .	6	165
W. Kordziński	Metody pomiarowe służące do oceny stopnia doskonałości komór spalania . . . . .	7	195
J. Grzegorzewski	Zagadnienie reprezentatywności wyników prób przeprowadzonych na pojedynczym prototypie silnika turbinowego	8	231
R. Józwiak	Komory spalania lotniczych silników turbinowych, cz. II . . . . .	8	235
J. Grzegorzewski	Projektowanie wygiętych kanałów . . . . .	10	286
S. Szulc	Komory spalania lotniczych silników turbinowych, cz. III . . . . .	10	291
	Kierunki rozwoju technologii lotniczych silników turbinowych . . . . .	12	354
<b>Wytrzymałość</b>			
Z. Łapiński	Stateczność płyt płaskich i zakrzywionych poddanych działaniu różnych obciążeń . . . . .	1	okł. i 32
B. Jancelewicz	Próby zmęczeniowe samolotu SE-210 „Caravelle” . . . . .	2	46
D. Panczowski	Wpływ wymiarów elementów konstrukcyjnych przekroju poprzecznego skrzydła na położenie środka zginania . . . . .	3	66
Z. Łapiński	Wytrzymałość płyt prostokątnych, cz. I . . . . .	3	okł.
M. Jewlew	Obliczanie odkształceń prętów o zmiennym przekroju metodą wykreślno-analityczną . . . . .	5	133
I. Auerbach	Doświadczalne metody określania częstości drgań własnych łopatek maszyn wirnikowych . . . . .	5	135
Z. Łapiński	Wytrzymałość płyt prostokątnych, cz. II . . . . .	5	okł. i 159
B. Jancelewicz	Porównawcze próby zmęczeniowe połączenia nitowego . . . . .	7	201
Z. Łapiński	Dobór obciążeń badawczych w laboratoryjnych badaniach zmęczeniowych, cz. I . . . . .	9	261
Z. Łapiński	Dobór obciążeń badawczych w laboratoryjnych badaniach zmęczeniowych, cz. II . . . . .	10	297
Z. Łapiński	Geometryczny współczynnik spiętrzenia naprężeń . . . . .	12	okł.
<b>Technologia i materiałoznawstwo</b>			
R. Piskorek, B. Staniszewski	Określenie gatunku stali za pomocą próby iskrowej . . . . .	2	38
A. Gołędzinowski, W. Rzecznik	Szlifowanie kopiowe łopatek za pomocą taśm ściernych . . . . .	4	112
S. Szczeciński, M. Łyżwiński	Olejenie współczesnych lotniczych silników turbinowych . . . . .	5	138
J. Buć, R. Zieliński	Obrabiarki sterowane programowo w przemyśle lotniczym . . . . .	5	146
J. Buć, R. Zieliński	Metody przygotowania programu dla obrabiarek sterowanych numerycznie . . . . .	6	171
A. Ciszewski, T. Radomski	Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych, cz. IIa — Stale żarowytrzymałe i żaroodporne . . . . .	6	okł.
W. Szachnowski	Ultradźwiękowa metoda łączenia metali i stopów, cz. I . . . . .	7	206
A. Ciszewski, T. Radomski	Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych, cz. II — Stale żarowytrzymałe i żaroodporne . . . . .	7	okł.
W. Szachnowski	Ultradźwiękowa metoda łączenia metali i stopów, cz. II . . . . .	8	242
E. Koźluk	Technika i technologia wykonywania laminatowych zespołów samolotowych . . . . .	9	265
A. Ciszewski, T. Radomski	Stopy żarowytrzymałe i żaroodporne . . . . .	9	okł.
A. Ciszewski, T. Radomski	Stopy żarowytrzymałe i żaroodporne . . . . .	10	okł.
S. Szulc	Porównanie nowoczesnych i konwencjonalnych sposobów obróbki por względem oszczędności materiału i pracochłonności . . . . .	11	320

Autor	Tytuł	Zeszyt	Strona
E. Żmihorski	Konstrukcje przekładkowe w lotnictwie, cz. I . . . . .	12	345
S. Szulc	Kierunki rozwoju technologii lotniczych silników turbino- wych . . . . .	12	354
<b>Konstruowanie maszyn latających</b>			
T. Królikiewicz	Nowe rodzaje celów holowanych . . . . .	1	2
	Wystawa XV-lecia Instytutu Lotnictwa, cz. I . . . . .	2	51
D. Panczowski	Wpływ wymiarów elementów konstrukcyjnych przekroju poprzedniego skrzydła na położenie środka zginania . . .	3	66
J. Sandauer	Informacje o działalności grupy roboczej OSTIV, powoła- nej do opracowania przepisów budowy szybowców klasy standart . . . . .	4	97
	Wystawa XV-lecia Instytutu Lotnictwa, cz. II . . . . .	4	119
J. Winiarski	Naddźwiękowy samolot treningowy T-38 „Talon”, cz. I . .	5	130
J. Winiarski	Naddźwiękowy samolot treningowy T-38 „Talon”, cz. II . .	6	162
L. Dulęba	Obliczanie momentu żyroskopowego . . . . .	6	194
B. Jancelewicz	Porównawcze próby zmęczeniowe połączenia nitowego . .	7	201
E. Żmihorski	Konstrukcje przekładkowe w lotnictwie, cz. I . . . . .	12	345
<b>Produkcja</b>			
	Nowe możliwości rozwiązywania zagadnień techniczno-eko- nomicznych przez brygady racjonalizatorskie . . . . .	2	33
F. Borodzik	Kilka uwag na temat organizacji produkcji i wprowadzania norm technicznych w przemyśle lotniczym . . . . .	2	43
	II etap porządkowania gospodarki przedsiębiorstw przemy- słu ciężkiego . . . . .	3	65
J. Buć, R. Zieliński	Obrabiarki sterowane programowo w przemyśle lotniczym	5	146
	Zwiększyć eksport sprzętu lotniczego . . . . .	6	161
J. Buć, R. Zieliński	Metodyka przygotowania programu dla obrabiarek stero- wanych numerycznie . . . . .	6	171
	X Plenum KC PZPR . . . . .	7	193
E. Koźluk	Technika i technologia wykonywania laminatowych zespo- łów samolotowych . . . . .	9	265
S. Szulc	Porównanie nowoczesnych i konwencjonalnych sposobów obróbki pod względem oszczędności materiału i praco- chłonności . . . . .	11	320
A. Targowski	Kompleksowe zastosowanie maszyn licząco-analitycznych w systemie zarządzania produkcją . . . . .	12	360
	<b>Lotnicze słownictwo techniczne</b> . . . . .	3	93
		6	187
		8	245
		10	309
	<b>Nowości techniczne</b> . . . . .	1	24
		2	55
		3	91
		4	122
		5	154
		6	182
		7	209
		9	280
		10	307
		11	339
		12	373
<b>Z lotnictwa komunikacyjnego</b>			
S. Kołodyński	O zagadnieniu bezpieczeństwa w komunikacji lotniczej . .	1	3
	Z lotnictwa komunikacyjnego . . . . .	2	58
T. Rajpert	Problemy budownictwa lotniskowego w świetle eksploata- cji współczesnych samolotów i śmigłowców, cz. I . . . . .	4	105
T. Rajpert	Problemy budownictwa lotniskowego w świetle eksploata- cji współczesnych samolotów i śmigłowców, cz. II . . . . .	5	150
J. Kroszczyński	Niektóre osiągnięcia współczesnej radiolokacji . . . . .	6	175
	Z lotnictwa komunikacyjnego . . . . .	6	185

Autor	Tytuł	Zeszyt	Strona
T. Rajpert	Problemy budownictwa lotniskowego w świetle eksploatacji współczesnych samolotów i śmigłowców, cz. III . . .	9	269
	Lotnictwo w ramach RWPG . . . . .	10	285
	Z lotnictwa komunikacyjnego . . . . .	10	312
T. Rajpert	Problemy budownictwa lotniskowego w świetle eksploatacji współczesnych samolotów i śmigłowców, cz. IV . . .	11	327
	Z lotnictwa komunikacyjnego . . . . .	11	339
T. Rajpert	Problemy budownictwa lotniskowego w świetle eksploatacji współczesnych samolotów i śmigłowców, cz. V . . .	12	
S. Madeyski	<b>Nowości patentowe</b> . . . . .	1	20
		2	53
		7	214
		9	276
		12	376
	<b>Na półkach księgarskich</b> . . . . .	2	59
		4	126
		5	152
		6	189
		7	219
		8	247
	<b>Kronika</b> . . . . .	1	26
	2	61	
	5	160	
	6	190	
	7	217	
	8	250	
	9	279	
	11	340	
<b>Przegląd Dokumentacyjny Lotnictwa</b> . . . . .	1	27	
	2	62	
	3	95	
	4	127	
	5	158	
	6	191	
	7	222	
	8	251	
	9	283	
	10	313	
	11	341	
	12	383	
<b>Pomoce Konstruktorskie „Techniki Lotniczej”</b>			
Z. Łapiński	Stateczność płyt płaskich i zakrzywionych poddanych działaniu różnych obciążeń . . . . .	1	32 i okł.
E. Lewalska	Opory aerodynamiczne podwozi . . . . .	2	okł.
Z. Łapiński	Wytrzymałość płyt prostokątnych, cz. I . . . . .	3	okł.
E. Lewalska	Opory nart. Opory kadłubów-łodzi i pływaków . . . . .	4	okł.
Z. Łapiński	Wytrzymałość płyt prostokątnych, cz. II . . . . .	5	159 i okł.
A. Ciszewski, T. Radomski	Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych, cz. IIa — Stale wytrzymałe i żaroodporne . . . . .	6	okł.
A. Ciszewski, T. Radomski	Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych, cz. II — Stale wytrzymałe i żaroodporne . . . . .	7	okł.
E. Lewalska	Opory różnych drobnych części samolotu, cz. I . . . . .	8	okł.
A. Ciszewski, T. Radomski	Stopy żarowytrzymałe i żaroodporne . . . . .	9	okł.
E. Lewalska	Opory drobnych części samolotu, cz. II . . . . .	10	okł. i 315, 316
A. Ciszewski, T. Radomski	Stopy żarowytrzymałe i żaroodporne (dokończenie) . . .	10	okł. IV
E. Lewalska	Wpływ gładkości powierzchni na opór aerodynamiczny brył	11	okł.
E. Lewalska	Opory części drobnych (dokończenie) . . . . .	11	okł.
Z. Łapiński	Geometryczny współczynnik spiętrzenia naprężeń . . . . .	12	okł.



SPIS TREŚCI ZA ROK 1962

wg zeszytów

Zeszyt 1	str.		str.
Zadania kół zakładowych SIMP w 1962 roku . . . . .	1	M. Łyżwiński, S. Szczeciński — Podstawy doboru parametrów turbinowego silnika dwuprzepływowego . . . . .	98
T. Królikiewicz — Nowe rodzaje celów holowanych . . . . .	2	T. Rajpert — Problemy budownictwa lotniskowego w świetle eksploatacji współczesnych samolotów i śmigłowców, cz. I . . . . .	105
S. Kołodyński — O zagadnieniu bezpieczeństwa w komunikacji lotniczej . . . . .	3	A. Gołędzinowski, W. Rzecznik — Szlifowanie kopio- we łopatek za pomocą taśm ściernych . . . . .	112
J. Chomiak — Zastosowanie analizy spalin do badania procesów spalania w silnikach turbinowych . . . . .	6	Wystawa XV-lecia Instytutu Lotnictwa, cz. II . . . . .	119
J. Fałęcki — Silniki turbinowe na 24 Salonie Paryskim . . . . .	15	Nowości techniczne . . . . .	122
S. Madeyski — Nowości patentowe . . . . .	20	Na półkach księgarskich . . . . .	126
Nowości techniczne . . . . .	24	Wspomnienie pośmiertne (mgr inż. Jerzy Wędrychowski) . . . . .	126
Kronika . . . . .	26	Przegląd Dokumentacyjny Lotnictwa . . . . .	127
Przegląd Dokumentacyjny Lotnictwa . . . . .	27	E. Lewalska — Pomoce Konstruktorskie T. L.: Opory nart; Opory kadłubów-łodzi i pływaków . . . . .	okł.
Spis treści za rok 1961 . . . . .	29		
Pomoce Konstruktorskie T. L.: Z. Łapiński — Stateczność płyt płaskich i zakrzywionych poddanych działaniu różnych obciążeń . . . . .	32 i okł.	<b>Zeszyt 5</b>	
		Doskonalenie kadr technicznych . . . . .	129
<b>Zeszyt 2</b>		J. Winiarski — Naddźwiękowy samolot treningowy T-38 „Talon”, cz. I . . . . .	130
Nowe możliwości rozwiązania zagadnień techniczno- ekonomicznych przez brygady racjonalizatorskie . . . . .	33	M. Jewlew — Obliczanie odształceń prętów o zmiennym przekroju metodą wykreślno-analityczną . . . . .	133
J. Jasiewicz — Dobór wtryskiwaczy wirowych do zasilania komór spalania silników przepływowych . . . . .	34	I. Auerbach — Doświadczalne metody określania częstości drgań własnych łopatek maszyn wirnikowych . . . . .	135
R. Piskorek, B. Staniszewski — Określenie gatunku stali za pomocą próby iskrowej . . . . .	38	S. Szczeciński, M. Łyżwiński — Olejenie współczesnych lotniczych silników turbinowych . . . . .	138
F. Borodzik — Kilka uwag na temat organizacji produkcji i wprowadzaniu norm technicznych w przemyśle lotniczym . . . . .	43	Z. Brodacki — Zawory lotnicze . . . . .	144
B. Jancelewicz — Próby zmęczeniowe samolotu SE-210 „Caravelle” . . . . .	46	J. Buć, R. Zieliński — Obrabiarki sterowane programowo w przemyśle lotniczym . . . . .	146
Wystawa XV-lecia Instytutu Lotnictwa, cz. I . . . . .	51	T. Rajpert — Problemy budownictwa lotniskowego w świetle eksploatacji współczesnych samolotów i śmigłowców, cz. II . . . . .	150
S. Madeyski — Nowości patentowe . . . . .	53	Na półkach księgarskich . . . . .	152
Nowości techniczne . . . . .	55	Nowości techniczne . . . . .	154
Z lotnictwa komunikacyjnego . . . . .	58	Przegląd Dokumentacyjny Lotnictwa . . . . .	158
Na półkach księgarskich . . . . .	59	Kronika . . . . .	160
Kronika . . . . .	61	Z. Łapiński — Pomoce Konstruktorskie T. L.: Wytrzymałość płyt prostokątnych, cz. II . . . . .	159 i okł.
Przegląd Dokumentacyjny Lotnictwa . . . . .	62		
Pomoce Konstruktorskie T. L.: E. Lewalska — Opory aerodynamiczne podwozi . . . . .	okł.	<b>Zeszyt 6</b>	
Pomoce Konstruktorskie T. L.: E. Lewalska — Aerodynamika, cz. IV, Opory chłodzenia i chłodnic . . . . .	64	Zwiększyć eksport sprzętu lotniczego . . . . .	161
<b>Zeszyt 3</b>		J. Winiarski — Naddźwiękowy samolot treningowy T-38 „Talon”, cz. II . . . . .	162
II etap porządkowania gospodarki przedsiębiorstw przemysłu ciężkiego . . . . .	65	J. Grzegorzewski — Komory spalania lotniczych silników turbinowych, cz. I . . . . .	165
D. Panczowski — Wpływ wymiarów elementów konstrukcyjnych przekroju poprzecznego skrzydła na położenie środka zginania . . . . .	66	J. Buć, R. Zieliński — Metodyka przygotowania programu dla obrabiarek sterowanych numerycznie . . . . .	171
J. Grzegorzewski — Silniki rakietowe na paliwo stałe . . . . .	72	J. Kroszczyński — Niektóre osiągnięcia współczesnej radiolokacji . . . . .	175
D. Gruszczyński — Farnborough 1961 . . . . .	80	Nowości techniczne . . . . .	182
Nowości techniczne . . . . .	91	Z lotnictwa komunikacyjnego . . . . .	185
Lotnicze słownictwo techniczne . . . . .	93	Lotnicze Słownictwo Techniczne . . . . .	187
Przegląd Dokumentacyjny Lotnictwa . . . . .	95	Na półkach księgarskich . . . . .	189
Z. Łapiński — Pomoce Konstruktorskie T. L.: Wytrzymałość płyt prostokątnych, cz. I . . . . .	okł.	Kronika . . . . .	190
		Przegląd Dokumentacyjny Lotnictwa . . . . .	191
<b>Zeszyt 4</b>		A. Ciszewski, T. Radomski — Pomoce Konstruktorskie T. L.: Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych, cz. IIa — Stale żarowytrzymałe i żaroodporne . . . . .	okł.
J. Sandauer — Informacja o działalności grupy roboczej OSTIV, powołanej do opracowania przepisów budowy szybowców klasy standart . . . . .	97		

**Zeszyt 7**

X Plenum KC PZPR . . . . .	193
L. Dulęba — Obliczanie momentu żyroskopowego . . . . .	194
J. Jarosiński — Metody pomiarowe służące do oceny stopnia doskonałości komór spalania . . . . .	195
B. Jancelewicz — Porównawcze próby zmęczeniowe połączenia nitowego . . . . .	201
W. Szachnowski — Ultradźwiękowa metoda łączenia metali i stopów, cz. I . . . . .	206
Nowości techniczne . . . . .	209
S. Madeyski — Nowości patentowe . . . . .	214
Kronika . . . . .	217
Na półkach księgarskich . . . . .	219
Przegląd Dokumentacyjny Lotnictwa . . . . .	222
A. Ciszewski, T. Radomski — Pomoce Konstruktorskie T. L.: Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych, cz. II — Stale żarowytrzymałe i żaroodporne . . . . .	okł.

**Zeszyt 8**

Rozwój techniki w przemyśle lotniczym w oparciu o uchwały X Plenum . . . . .	225
R. Gudel — Lotnictwo AG, cz. I . . . . .	226
W. Kordziński — Zagadnienie reprezentatywności wyników prób przeprowadzonych na pojedynczym prototypie silnika turbinowego . . . . .	231
J. Grzegorzewski — Komory spalania lotniczych silników turbinowych . . . . .	235
W. Szachnowski — Ultradźwiękowa metoda łączenia metali i stopów, cz. II . . . . .	242
Lotnicze słownictwo techniczne . . . . .	245
Na półkach księgarskich . . . . .	247
Kronika . . . . .	250
Przegląd Dokumentacyjny Lotnictwa . . . . .	251
E. Lewalska — Pomoce Konstruktorskie T. L. — Opory różnych, drobnych części samolotu, cz. I . . . . .	okł.

**Zeszyt 9**

S. Madeyski — Zabieramy głos w sprawie przepisów wykonawczych do „prawa wynalazczego” . . . . .	253
R. Gudel — Lotnictwo Ag, cz. II . . . . .	254
Z. Łapiński — Dobór obciążeń badawczych w laboratoryjnych badaniach zmęczeniowych, cz. I . . . . .	261
E. Koźluk — Technika i technologia wykonywania laminatowych zespołów samolotowych . . . . .	265
T. Rajpert — Problemy budownictwa lotniskowego w świetle eksploatacji współczesnych samolotów i śmigłowców, cz. III . . . . .	269
Nowości patentowe . . . . .	276
Kronika . . . . .	279
Nowości techniczne . . . . .	280
Przegląd Dokumentacyjny Lotnictwa . . . . .	283
A. Ciszewski, T. Radomski — Pomoce Konstruktorskie T. L. — Stopy żarowytrzymałe i żaroodporne . . . . .	okł.

**Zeszyt 10**

str.		
Lotnictwo w ramach RWPG . . . . .	285	
R. Józwiak — Projektowanie wygiętych kanałów . . . . .	286	
J. Grzegorzewski — Komory spalania lotniczych silników turbinowych, cz. III . . . . .	291	
Z. Łapiński — Dobór obciążeń badawczych w laboratoryjnych badaniach zmęczeniowych, cz. II . . . . .	297	
Nowości techniczne . . . . .	307	
Lotnicze Słownictwo Techniczne . . . . .	309	
Lotnicze zagraniczne wydawnictwa bibliograficzne . . . . .	311	
Z żałobnej karty . . . . .	311	
Z lotnictwa komunikacyjnego . . . . .	312	
Przegląd Dokumentacyjny Lotnictwa . . . . .	313	
E. Lewalska — Pomoce Konstruktorskie T. L. — Opory części drobnych, cz. II . . . . .	okł. i 315, 316	
A. Ciszewski, T. Radomski — Pomoce Konstruktorskie T. L. — Stopy żarowytrzymałe i żaroodporne (dokończenie) . . . . .	okł. IV	

**Zeszyt 11**

Nowelizacja prawa lotniczego . . . . .	317
E. Lewalska — Opory usterzenia . . . . .	318
S. Szulc — Porównanie nowoczesnych i konwencjonalnych sposobów obróbki pod względem oszczędności materiału i pracochłonności . . . . .	320
T. Rajpert — Problemy budownictwa lotniskowego w świetle eksploatacji współczesnych samolotów i śmigłowców, cz. IV . . . . .	327
Nowości techniczne . . . . .	337
Z lotnictwa komunikacyjnego . . . . .	339
Kronika . . . . .	340
Przegląd Dokumentacyjny Lotnictwa . . . . .	341
E. Lewalska — Pomoce Konstruktorskie T. L. — Wpływ gładkości powierzchni na opór aerodynamiczny brył . . . . .	okł.

**Zeszyt 12**

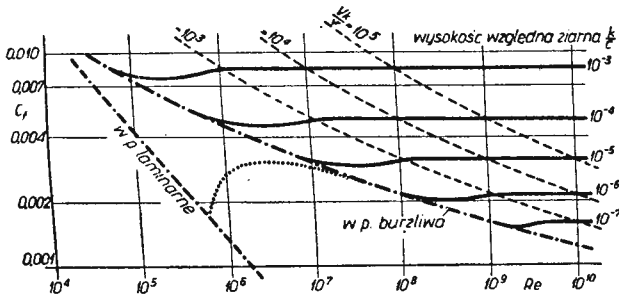
E. Żmihorski — Konstrukcje przekładkowe w lotnictwie, cz. I . . . . .	345
S. Szulc — Kierunki rozwoju technologii lotniczych silników turbinowych . . . . .	354
A. Targowski — Kompleksowe zastosowanie maszyn licząco-analitycznych w systemie zarządzania produkcją . . . . .	360
T. Rajpert — Problemy budownictwa lotniskowego w świetle eksploatacji współczesnych samolotów i śmigłowców, cz. V . . . . .	368
Nowości patentowe — S. M. . . . .	376
Nowości techniczne . . . . .	373
Przegląd Dokumentacyjny Lotnictwa . . . . .	383
Z. Łapiński — Pomoce Konstruktorskie T. L. — Geometryczny współczynnik spiętrzenia naprężeń . . . . .	okł.

## Opory tarcia

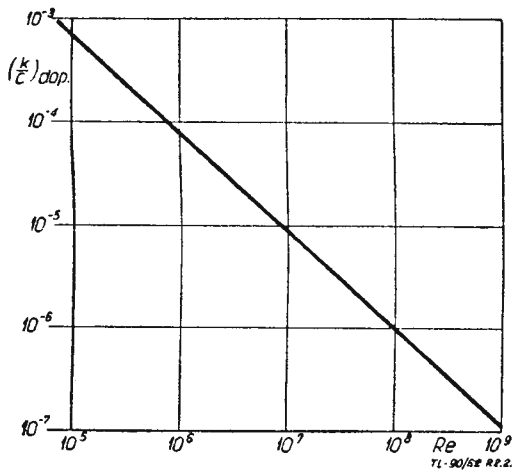
Zebrała i opracowała mgr inż. E. Lewalska

### Opór własny ziaren szorstkości

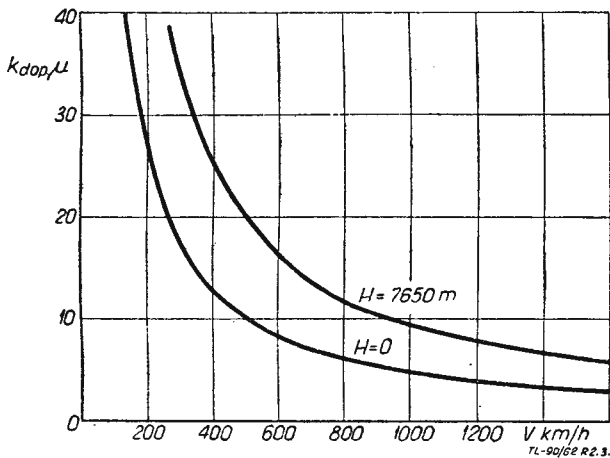
Szczególne badania oporu własnego ziaren szorstkości powierzchniowej przeprowadzono na płaskich płytkach. Badania wykazały, że przy całkowicie burzliwej warstwie przyściennej opór stawiany przez same ziarna występuje dopiero przy pewnej liczbie Reynoldsa, zależnej od wysokości ziaren szorstkości (maleje ze wzrostem wysokości szorstkości  $k$ ).



Rys. 2.1. Zależność współczynnika oporu płaskiej szorstkiej płytki od liczby Reynoldsa przy różnym stosunku wysokości ziaren szorstkości do cięciwy



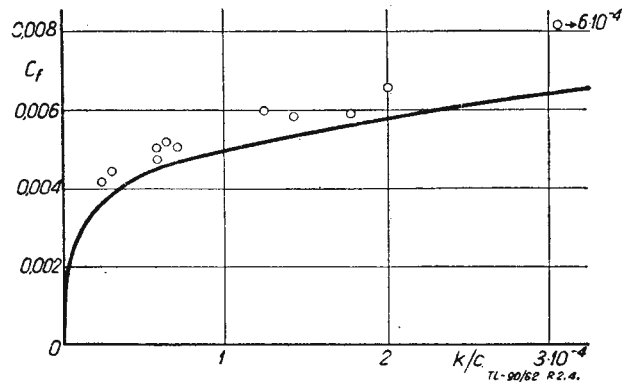
Rys. 2.2. Zależność dopuszczalnych wysokości względnych ziaren szorstkości, dla których nie występuje jeszcze opór własny ziaren, od liczby Reynoldsa



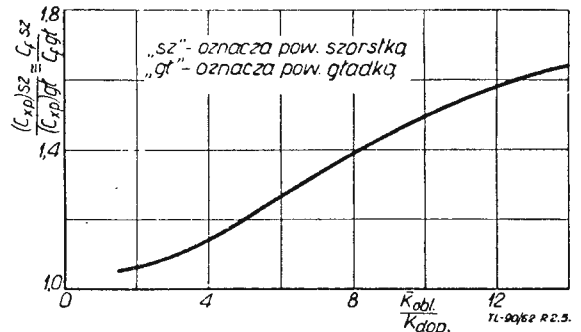
Rys. 2.3. Zależność współczynnika oporu względnej wysokości ziaren, dla których nie występuje jeszcze opór własny ziaren

Na rys. 2.1 pokazano zależność współczynnika tarcia płaskiej płytki  $C_f$  od liczby Reynoldsa i wysokości względnej ziaren szorstkości ( $k_w = k/c$  jest to stosunek wysokości ziaren do długości cięciwy płyta lub długości kadłuba). Na podstawie wykresu 2.1 można wnioskować, że: współczynnik  $C_f$  od chwili występowania oporu własnego ziaren pozostaje w przybliżeniu stały, zatem dla każdego  $Re$  istnieje taka wysokość względna ziarna szorstkości, przy której nie występuje jeszcze opór własny szorstkości. Na podstawie wykresu 2.1 sporządzono wykres 2.2, obrazujący zależność dopuszczalnych wysokości względnych ziaren szorstkości, dla których nie występuje jeszcze opór własny ziaren od liczby  $Re$ . Zależność dopuszczalnej wysokości ziaren (gdy opór własny jeszcze nie występuje) od prędkości na określonym pułapie, przedstawiona jest na wykresie 2.3.

Zależność współczynnika oporu profilowego od względnej wysokości ziaren w warunkach granicznych (tę znaczy, gdy nie występuje jeszcze opór własny szorstkości powierzchni)



Rys. 2.4. Zależność dopuszczalnej wysokości ziaren od prędkości na określonym pułapie



Rys. 2.5. Zależność stosunku współczynnika oporu płytki szorstkiej i gładkiej od stosunku umownej wysokości ziaren do wysokości granicznej

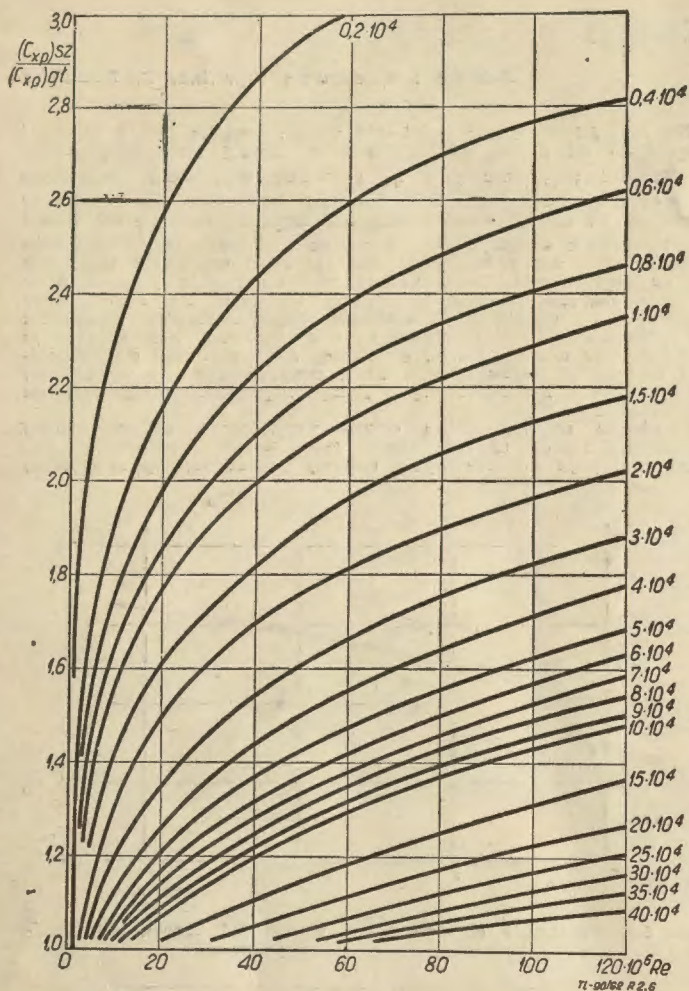
przedstawia wykres 2.4. Wykres reprezentuje krzywą teoretyczną zbudowaną na podstawie wzoru:

$$C_f = 0,032 \left( \frac{k}{c} \right)^{1/5}$$

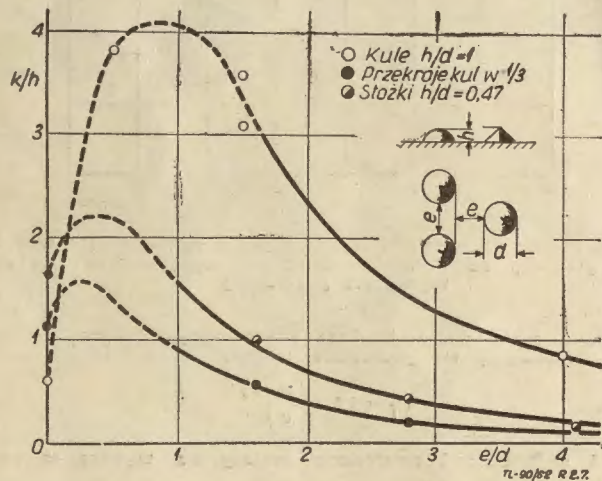
Wyniki doświadczeń naniesione zostały na wykres w postaci punktów.

Na podstawie wykresów 2.5 i 2.6 można ocenić przyrost współczynnika oporu profilowego wskutek oporu własnego ziaren szorstkości. Krzywa na rys. 2.5 została wykreślona w założeniu, że względny przyrost współczynnika oporu profilowego jest równy względnemu przyrostowi oporu tarcia.

Przy ocenianiu oporu własnego ziarna szorstkości wprowadza się często umowną wartość ziarna szorstkości tzw.  $k_{obl}$ . Przy czym  $k_{obl}$  jest średnią arytmetyczną między maksymalną wartością wysokości ziaren a ich wysokością średnią (arytmetyczną). Ponieważ szorstkość powierzchni ma duży wpływ na



Rys. 2.6. Zależność stosunku współczynnika oporu szorstkiej i gładkiej płytki od liczby Reynoldsa



Rys. 2.7. Zależność stosunku wysokości ziaren wzorcowych do wysokości ziaren rozpatrywanej szorstkości od stosunku e/d

opór brył opływanych, opracowano w NACA tak zwaną „szorstkość wzorcową”; otrzymano ją przez nałożenie na płat o cięciu 0,41 m cienkiej warstwy ziaren karborundowych o średnicy 0,25 mm. Warstwa ta znajduje się na szerokości 0,08 cięciu, na górnej i na dolnej stronie profilu. Szorstkość „wzorcowa” pozwala na odpowiednie porównania.

Badania eksperymentalne wskazują, że na opór własny szorstkości ma wpływ — oprócz wysokości — także kształt i koncentracja ziaren. Wpływ koncentracji, wysokości i kształtu ziaren szorstkości przedstawia rys. 2.7. Na wykresie wielkość  $k$  przedstawia wysokość ziaren wzorcowej szorstkości, dla której określono pozostałe zależności ( $C_f$ ). W tabelce 2.1 podano wartości stosunku  $k/h$  dla różnych kształtów i koncentracji ziaren szorstkości powierzchni.

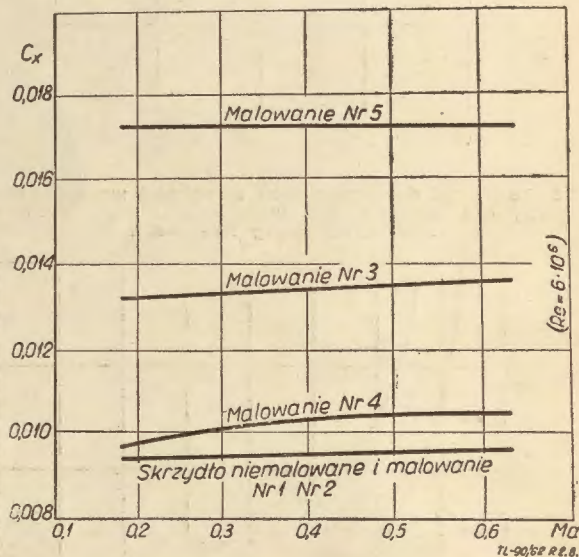
Tabela 2.1

Kształt i koncentracja	$k/h$
Segmenty kul ułożone blisko siebie	1,5
Stożki ze średnią koncentracją	2,0
Kule ze średnią koncentracją	4,0
Małe płytki ustawione prostopadle do powierzchni rozpatrywanej	5,0
Płaskie piramidki	1,5
Blacha falista ułożona poprzecznie	1,3

W laboratorium NACA opracowano wpływ malowania powierzchni na wartość współczynnika oporu profilowego. Badaniom poddano płat o profilu NACA 0012 ( $\alpha = 0^\circ$ ) dla następujących rodzajów malowania.

Tabela 2.2

Lp.	Rodzaj malowania	$h_{dop}$ mm
1.	Najgładsze, bardzo staranne malowanie	0,0065
2.	Normalne malowanie średnio staranne	0,010
3.	Normalne malowanie niestaranne	0,030
4.	Specjalne malowanie dla nocnych samolotów	0,11
5.	Malowanie doświadczalne specjalnej chropowatości	0,33



Rys. 2.8. Zależność współczynnika oporu od liczby Macha przy różnych rodzajach malowania

Na wykresie 2.8 przedstawiono zależność współczynnika oporu profilowego od prędkości Macha przy  $Re = 6 \cdot 10^5$  (dla zakresu poddźwiękowego). Wykres wskazuje, że prędkość Macha w tym zakresie prędkości wywiera bardzo mały wpływ na wartość współczynnika oporu profilowego.

(dokończenie nastąpi)