



1

# TECHNIKA LOTNICZA

DWUMIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ  
STOWARZYSZENIA NAUKOWO-TECHNICZNEGO  
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH

STYCZEŃ • 1957 • LUTY

## TREŚĆ ZESZYTU

	str.
III Kongres Inżynierów i Techników Polskich . . .	1
J. LAMPARSKI: Dobór wymiarów konstrukcji skopowej . . . . .	2
A. WACHAL: Paliwa w technice odrzutowej (cz. II) Produkcja	9
T. WIŚLICKI: Analiza rozwoju produkcji płatowców Ludzie i zdarzenia	18
S. MADEYSKI: Centralne Studium Samolotów . . .	26
Nasz reportaż	
B. ZURAKOWSKI: Śmigłowce w Farnborough 1956 r.	27
Notatnik użytkownika . . . . .	31
Lotnicze słownictwo techniczne . . . . .	31
Na półkach księgarskich . . . . .	32
Pomoce Konstruktorskie	
H. ZATYKA: Wyroby papiernicze stosowane w konstrukcjach lotniczych . . . . .	okł.
B. MIELNIKOWA: Paliwa lotnicze . . . . .	okł.

# „Pomoce Konstruktorskie Techniki Lotniczej”

## Wyroby papiernicze stosowane w konstrukcjach lotniczych

W uzupełnieniu „Pomocy Konstruktorskich...” z poprzedniego zeszytu „Techniki Lotniczej” podane są poniżej własności techniczne preszpanu (dla kilku jego gatunków).  
Zebrał i opracował mgr inż. H. Zatyka

Nazwa i oznaczenie	Opis	Grubość mm	Ciężar objętościowy G/cm <sup>3</sup>	Wytrzymałość na rozciąganie kg/cm <sup>2</sup>		Napięcie przebicia kVsk/mm	Odporność na zgnięcie (liczba podwójnych załęg)		Numer normy lub W. T.	Zastosowanie
					⊥			⊥		
Karton izolacyjny elektrotechniczny marki „EW” (Preszpan elektrotechniczny „EW”)	Karton wyrobiony jest z siarczynowej i siarczanowej celulozy oraz włókien bawełnianych i lnianych w formie arkuszy lub zwójów.	0,1	1,15	700	300	1,5	500	300	GOST 2824-45	Jako materiał elektroizolacyjny w maszynach elektrycznych pracujących w powietrzu.
		0,15								
		0,2								
		0,3								
		0,4								
		0,5	1,00	600	250	2,0	2000	1000		
		1,0								
		1,25								
		1,5								
		1,75								
2,0	0,95	500	200	2,5	3000	1500				
2,5										
3,0										
3,0										
Preszpan elektrotechniczny marki „EWT”	Jest to karton techniczny wyrobiony z włókien bawełnianych dostarczany w arkuszach lub rolkach - gładzutowany	0,1	1,1	700-900	300-350	12,0	1000	500	223-AMTU	Jako materiał elektroizolacyjny dla najbardziej odpowiedzialnych miejsc w maszynach elektrycznych pracujących w powietrzu.
		0,15								
		0,2								
		0,25				11,0	2500	1250		
		0,3								
		0,35								
		0,4								
Karton elektroizolacyjny marki „EM”	Karton wyrobiony jest z siarczanowej celulozy w formie arkuszy.	0,5	0,9-1,1	700	350	47,0	4000	2000	GOST 4194-48	Stosowany jako materiał elektroizolacyjny do pracy w oleju transformatorowym w temp. +95°C.
		1,0								
		1,5								
		2								
		2,5								
		3								
		3								

Wytrzymałość podana przy wilgotności ~ 10%

Technika Lotnicza. Pomoce Konstruktorskie. TL-1-67 Str. II

## Paliwa lotnicze

W niniejszych „Pomocach Konstruktorskich...” zebrane zostały i opracowane dane techniczne materiałów niekonstrukcyjnych, lecz w równym stopniu ważnych dla konstruktorów tak przy projektowaniu, jak i w czasie produkcji i eksploatacji. Są to paliwa do silników tłokowych (jako dalsze będą podane: paliwa do silników odrzutowych, oleje silnikowe, smary, cieczy instalacji hydraulicznych i cieczy chłodzące). Kolejno podane są nie tylko tabele

stosowanych paliw wraz z ich własnościami technicznymi, lecz i surowce wyjściowe dla paliw lotniczych, charakterystyka detonacji, określenie liczby oktanowej i współczynnika wyczynowego, oraz ujęty wielu wykresami wpływ stosowanych paliw na sposób pracy i zachowanie się silników.

Zebrata i opracowała mgr inż. B. Mielnikowa

### СОДЕРЖАНИЕ

Третий Конгресс Польских Инженеров и Техников . . . . .	1
I. LAMPARSKI: Подбор размеров монококовых конструкций . . . . .	2
A. WACHAL: Топлива, применяемые в реактивной технике . . . . .	9
Производство — Т. WIŚLICKI: Анализ развития производства самолетов . . . . .	18
Люди и события — S. MADEYSKI: Центральное Бюро Авиационных Конструкций . . . . .	26
Наш репортаж — B. ŻURAKOWSKI: Геликоптеры в Фарнборо 1956 . . . . .	27
Заметки по технической эксплуатации . . . . .	31
Авиационный технический словарь . . . . .	31
На книжных полках . . . . .	32
Конструкторские пособия — H. ZATYKA: Бумага применяемая в авиационных конструкциях . . . . .	оберт. II
B. MIELNIKOWA: Авиационные топлива . . . . .	оберт. III и IV

### CONTENTS

Third Meeting of Polish Engineers and Technicians . . . . .	page 1
J. Lamparski: Dimensioning of stressed-skin construction . . . . .	2
A. Wachal: Jet engine fuels (part. II) . . . . .	9
Production — T. Wiślicki: Analysis of aircraft production progress . . . . .	18
Men and events — S. Madeyski: Central Aircraft Establishment (C. S. S.) . . . . .	26
Our report — B. Zurakowski: Helicopters at Farnborough 1956 . . . . .	27
The User's Note-Book . . . . .	31
Aeronautical Technical Glossary . . . . .	31
On Bookseller's Shelves . . . . .	32
Designer's Data Sheets — H. Zatyka: Paper materials used in aircraft production . . . . .	on cover
B. Mielnikowa: Aviation fuels . . . . .	on cover

TECHNIKA LOTNICZA — Dwumiesięcznik Sekcji Lotniczej Stowarzyszenia Naukowo-Technicznego Inżynierów i Techników Mechaników Polskich

Wydawnictwo NACZELNEJ ORGANIZACJI TECHNICZNEJ Redaguje Komitet Redakcyjny w składzie: Redaktor Naczelny — mgr inż. Jan Paczoski, Redaktorzy Działowi — mgr inż. St. Lassota, mgr inż. R. Lewandowski, mgr inż. St. Madeyski. Adres Redakcji: Warszawa 10, Nowowiejska 24. Redaktor Naczelny przyjmuje we wtorki i piątki godz. 18—19

Redaktor techniczny: Wanda Doczkał, Sekretarz redakcji: Jarosława Berzyńska

Adres Administracji: Administracja Czasopism Technicznych NOT, Warszawa, ulica Mickiewicza 18, tel. 33-11-72 i 33-01-11

Cena pojedynczego zeszytu 12.— zł

Prenumerata roczna 72.— zł

Półroczna 36.— zł

# TECHNIKA LOTNICZA

DWUMIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA NAUKOWO-TECHNICZNEGO  
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH

ROK XII

STYCZEŃ – LUTY 1957 R.

ZESZYT 1 (43)

## III Kongres Inżynierów i Techników Polskich

W lutym br. obradować będzie Trzeci Kongres Inżynierów i Techników Polskich. Kongres zgromadzi około dwóch tysięcy inżynierów i techników z terenu całej Polski dla przedyskutowania aktualnych problemów, jakie nurtują polski świat techniczny. Wnioski kongresowe zostaną przekazane do rozpatrzenia i realizacji władzom partyjnym i rządowym. Mamy nadzieję, że wszechstronne techniczno-ekonomiczne naświetlenie problemów kongresowych, dokonane przez aktyw zrzeszony w NOT, wskaże prawidłowe drogi ich rozwiązania. Z drugiej strony, Kongres zmobilizuje wokół omawianych zagadnień świat inżyniersko-techniczny, którego rola w sprawach polityki państwowej ostatnio wydatnie wzrosła. Ożywcze prądy powstałe w wyniku VIII Plenum KC PZPR pozwoliły przyjść do głosu wielu rozsądnym ludziom, oddanym sprawie socjalizmu, którzy z tych czy innych powodów nie mogli lub nie śmieli zabierać głosu uprzednio. Ten wzrost aktywności ludzi przygaszonych dotychczas niewłaściwymi stosunkami panującymi w okresie stalinizmu zaznacza się obecnie bardzo wyraźnie w dyskusjach wewnątrzzakładowych, prasowych itp.

Obecnie nadarza się naszej inteligencji technicznej nowa okazja do zmanifestowania swego zdania w sprawach ogólnokrajowych.

A oto problemy, jakie postawił sobie do omówienia Trzeci Kongres Inżynierów i Techników:

1. Inżynier i technik w gospodarce narodowej:
  - wykorzystanie kadr inżyniersko-technicznych,
  - przygotowanie kadr inżyniersko-technicznych w szkołach i uczelniach,
  - doszkalanie kadry inżyniersko-technicznej,
  - warunki bytowe.
2. Społeczne organizacje inteligencji technicznej, ich zadania i organizacja.
3. Planowanie, zarządzanie i organizacja produkcji — punkt ten omówi między innymi rolę i uprawnienia rad robotniczych.
4. Ochrona i socjologia pracy.
5. Piśmiennictwo techniczne.
6. Podstawowe surowce i tworzywa.
7. Gospodarka energetyczna.
8. Budownictwo maszyn, aparatów i urządzeń.
9. Komunikacja i łączność.
10. Rolnictwo i przetwórstwo spożywcze.
11. Gospodarka komunalna i usługi bytowe.
12. Budownictwo.
13. Gospodarka wodna.

Zagadnienia kongresowe są, jak widać, bardzo ogólne, nic zatem dziwnego, że lotnictwo jako branża nie będzie re-

prezentowane na Kongresie\*). Nasze sprawy zostały przedyskutowane przy innej okazji i w tej chwili postulaty lotnictwa rozpatrywane są przez Partię i Rząd. Nie znaczy to jednak, że pewne aktualne tematy związane z lotnictwem nie będą omawiane na Kongresie. Taki ważny temat, który powinien być omówiony na Kongresie i jest w jego programie — to komunikacja lotnicza.

Zdaniem naszym — a jest to chyba zdanie ogółu inżynierów i techników lotniczych — nasza komunikacja lotnicza posiada poważne braki. Przykładowo wymienić można nieodpowiedni i niedostateczny ilościowo sprzęt latający, złe wyposażenie lotnisk, bardzo przestarzałe urządzenia nawigacyjne itp. O tej sprawie fachowo mogą się wypowiedzieć nasi koledzy lotnicy zrzeszeni w Stowarzyszeniu Inżynierów i Techników Komunikacji. Od ich postawy, od dokonanej przez nich fachowej analizy obecnego stanu naszego lotnictwa komunikacyjnego i wniosków w dużej mierze zależeć będzie najbliższa przyszłość naszych „niebieskich dróg”.

Mieliśmy już pewne sygnały na temat braków naszego lotnictwa komunikacyjnego. Sprawa ta była przedmiotem interpelacji w Sejmie, była zasygnalizowana w memoriale Koła Lotniczego SIMP, jak również w prasie. Jak dotychczas nie ma oznak poprawy na tym odcinku, a wydaje się, że zagadnienie jest pierwszorzędnej wagi i wymaga rzeczowego i wszechstronnego rozpatrzenia.

Z innych zagadnień z programu Kongresu na szczególną uwagę w naszej branży zasługują: zagadnienie organizacji przemysłu, w szczególności przemysłu maszynowego, zagadnienie organizacji produkcji ubocznej oraz zagadnienie metod wytwarzania i ich kierunków rozwoju — wszystko to zawiera problematyka sekcji budowy maszyn. Sądzimy, że inżynierowie i technicy lotniczy, którzy brać będą udział w Kongresie, zagadnieniom tym poświęcą swą uwagę obserwując doświadczenia innych i przekazując doświadczenia własne.

Podobnie we wszystkich w zasadzie innych problemach kongresowych mogą się znaleźć tematy lub poszczególne zagadnienia, gdzie wymiana doświadczeń naszej branży z innymi branżami może przynieść obustronne korzyści.

Redakcja nasza życzy Trzeciemu Kongresowi Inżynierów i Techników owocnych obrad. Niech ten sejm polskiej inteligencji technicznej realnie przyczyni się do poprawienia naszej socjalistycznej gospodarki, niech przyczyni się do wyszukania jej dróg najlepiej odpowiadających naszym warunkom lokalnym.

\*) Przed samym Kongresem zagadnienia lotnicze zostały włączone do obrad i były dyskutowane w sekcji budownictwa aparatów i urządzeń.

Mgr inż. JERZY LAMPARSKI

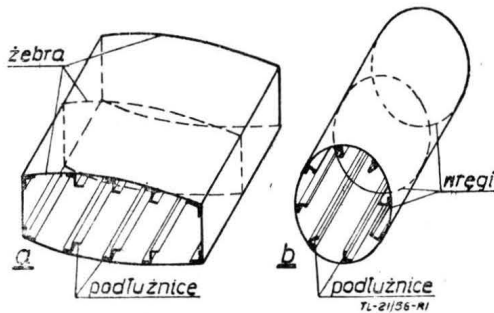
## Dobór wymiarów konstrukcji skorupowej

W artykule zebrano informacje i dane opublikowane w podstawowej literaturze z dziedziny wytrzymałości konstrukcji skorupowych, bezpośrednio przydatne dla konstruktorów samolotów metalowych.

### 1. WPROWADZENIE

Większość obecnie budowanych samolotów jest konstrukcją skorupową. Celem niniejszego artykułu jest zaznajomienie czytelników z doбором wymiarów takiej konstrukcji z duralu.

Jako konstrukcję skorupową będziemy rozumieli konstrukcję składającą się z powłoki cienkościennej, wzmocnionej usztywnieniami podłużnymi — podłużnicami i usztywnieniami poprzecznymi — żebrami lub wręgami, mogącą przenosić obciążenia normalne i styczne (rys. 1).



Rys. 1. a) Element konstrukcji skorupowej skrzydła, b) Element konstrukcji skorupowej kadłuba

Zaletą konstrukcji skorupowych w porównaniu z innymi (dźwigarówymi, półskorupowymi) jest lepsze wykorzystanie materiału wskutek wciągnięcia do pracy w przenoszeniu naprężeń normalnych pokrycia oraz polepszenie własności aerodynamicznych wskutek możliwości zachowania kształtu danego profilu i większej gładkości powierzchni.

### 2. ROZWAŻANIA WSTĘPNE

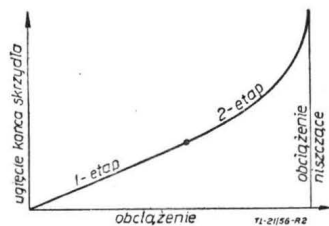
Pracę konstrukcji skorupowej prawidłowo wykonanej, to znaczy nie posiadającej wstępnych sfalowań, możemy podzielić na trzy etapy:

1) Praca do utraty stateczności pokrycia między usztywnieniami. We wszystkich elementach przyrost obciążenia wywołuje proporcjonalny przyrost naprężeń normalnych.

2) Praca po utracie stateczności pokrycia między usztywnieniami. Przyrost obciążenia nie wywołuje proporcjonalnego przyrostu naprężeń, gdyż tylko część przekroju jest zdolna przenosić wyższe naprężenia — usztywnienia podłużne oraz część pokrycia przylegająca do nich.

3) Ogólna utrata stateczności — niszczenie się konstrukcji.

Poszczególne te etapy doskonale obrazuje wykres ugięć skrzydła sporządzony podczas próby statycznej (rys. 2). W drugim etapie pracy przy pewnym obciążeniu powstaje pierwsze pojawienie się odkształceń trwałych w wybożonym pokryciu. Obciążenie odpowiadające temu momentowi jest jednak trudne do określenia zarówno teoretycznie, jak i doświadczalnie.



Rys. 2. Wykres ugięć końca skrzydła w funkcji obciążenia

Przy doborze wymiarów konstrukcji skorupowej stawiamy sobie trzy warunki, które chcemy, aby ona spełniała:

1) Żądamy, aby do pewnych przeciążeń samolotu scharakteryzowanych współczynnikiem przeciążenia  $m_1 = \frac{P_z}{Q}$  (równym stosunkowi całkowitej siły aerodynamicznej

prostopadłej do kierunku lotu do całkowitego ciężaru samolotu) zależnym od typu i przeznaczenia samolotu nie nastąpiła utrata stateczności pokrycia. Tak np. dla samolotów myśliwskich lub szkolno-treningowych podstawowa akrobacja jest przeprowadzana przy przeciążeniach nie przekraczających 4,5 g. Wobec tego własności aerodynamiczne chcemy zachować do tych obciążeń i za wartość  $m_1$  przyjmujemy przeważnie około 4,5. Dla samolotów komunikacyjnych wartość ta wynosi przeważnie około 2.

2) Żądamy, by do przeciążeń dopuszczalnych scharakteryzowanych współczynnikiem przeciążenia  $m > m_1$  nie nastąpiło w żadnym punkcie konstrukcji odkształcenie trwałe.

Wartość  $m$  zależna jest od kategorii samolotu i określa się ją na podstawie przepisów.

Tak np. dla samolotów, na których dozwolone jest wykonywanie pełnej akrobacji  $m$  wynosi około 6, a dla samolotów komunikacyjnych lub turystycznych  $m$  wynosi około 4.

3) Żądamy, aby zniszczenie nastąpiło przy współczynniku przeciążenia  $m_2$  nie mniejszym niż wymagany i możliwie najbardziej do tej wartości zbliżonym, gdyż jest to pewnego rodzaju miernikiem ekonomii ciężarowej konstrukcji,  $m_2 = 1,5 m$  jak przewiduje większość przepisów.

Korzystając z określenia  $m$  w punkcie 2 mamy:

dla samolotów pierwszej grupy  $m_2 = 1,5 \cdot 6 = 9$

dla samolotów drugiej grupy  $m_2 = 1,5 \cdot 4 = 6$ .

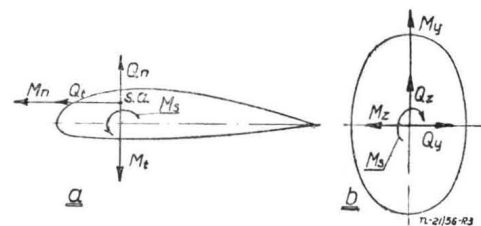
Stosunek dwóch charakterystycznych współczynników przeciążenia wynosi:

$$\text{dla samolotów pierwszej grupy } \kappa = \frac{m_2}{m_1} = \frac{9}{4,5} = 2,$$

$$\text{dla samolotów drugiej grupy } \kappa = \frac{m_2}{m_1} = \frac{6}{2} = 3.$$

### 3. WSTĘPNY DOBÓR WYMIARÓW KONSTRUKCJI

Samolot w powietrzu podlega różnym obciążeniom zależnie od rodzaju lotu. Obciążenia zmieniają nie tylko swoje wartości, lecz i znak w różnych warunkach lotu (np. lot normalny, lot plecowy, brutalne sterowanie pochylające na lew, brutalne sterowanie pochylające na ogon, podmuch od dołu, podmuch z góry itd). Te same elementy nośne samolotu pracują w jednych przypadkach lotu na rozciąganie a w drugich na ściskanie. Konstrukcję skorupową dobieramy zasadniczo na ściskanie — tak aby mogła ona przenosić wymagane naprężenia ścisające, a następnie sprawdzamy na rozciąganie, co nie nastęrcza zasadniczo żadnych trudności i nie będzie w tej pracy rozpatrywane.



Rys. 3. Geometria i obciążenia przekroju skrzydła (a) i kadłuba (b)

Wielkości potrzebne do doboru wymiarów konstrukcji skorupowej są następujące:

1) geometria elementu (rys. 3),

2) wykresy obciążeń dla współczynnika przeciążenia  $m$ :

a) momentów zginających dla powierzchni nośnych  $M_n$  ( $M_t$  przy wstępnych obliczeniach pomijamy),

dla kadłuba  $M_y$  i  $M_z$ .

- b) momentów skręcających  $M_s$ ,
- c) sił tnących

dla powierzchni nośnych  $Q_n$  ( $Q_t$  przy wstępnych obliczeniach pomijamy),

dla kadłuba  $Q_y$  i  $Q_z$ ,

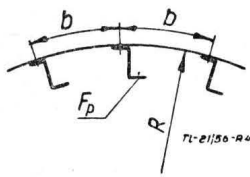
- 3) wartości współczynnika bezpieczeństwa  $n$ ,
- 4) wartość  $\kappa$ .

Wymiary, które musimy dobrać:

- 1) grubość pokrycia  $\delta$ ,
- 2) rozstawienie usztywnień podłużnych  $b$ ,
- 3) wymiary przekrojów usztywnień podłużnych  $F_p$ ,
- 4) rozstawienie usztywnień poprzecznych  $L$ ,
- 5) wymiary przekrojów usztywnień poprzecznych  $F_w$ ,

przy czym wymiary tych ostatnich przy doborze wstępnym przyjmuje się zwykle na wycucie lub w przypadku wręg można określić z formuły podanej w punkcie 11.

Zostają zatem do określenia cztery wielkości. Do określenia tych wielkości wygodnie jest posługiwać się grubością zastępczą pokrycia.



Rys. 4. Przekrój konstrukcji skorupowej

Grubością zastępczą pokrycia  $\delta_z$  nazywamy rzeczywistą grubość pokrycia  $\delta$  plus przekrój usztywnienia podłużnego  $F_p$  podzielony przez rozstawienie tych usztywnień  $b$ :

$$\delta_z = \delta + \frac{F_p}{b}$$

Mając moment zginający i geometrię danego przekroju i zakładając średnie naprężenie niszczące rzędu 10—15  $kG/mm^2$  (w zależności od stosunku  $\frac{\delta}{\delta_z}$  i kształtu przekroju podłużnicy — tabela 1) możemy obliczyć grubość zastępczą

$$f = f(\delta_z) = \frac{M \cdot \kappa}{\sigma_{sr}} \quad [1]$$

gdzie:  $J$  — jeden z głównych momentów bezwładności zastępczego przekroju; dla skrzydeł o profilu niesymetrycznym robimy zwykle uproszczenie obarczone niewielkim błędem przyjmując zamiast momentu głównego moment względem osi przechodzącej przez środek ciężkości i równoległej do cięciwy profilu  $J_t$ ; dla kadłubów szukamy obydwu głównych momentów bezwładności  $J_y$  i  $J_z$ ;  $M$  — moment zginający, niszczący, panujący w danym przekroju, przy czym dla skrzydeł  $M = n \cdot M_n$ ; dla kadłubów  $M = n \cdot M_v$  lub  $M = n \cdot M_z$ ;  $\kappa$  — maksymalna odległość od włókien ściskanych do osi obojętnej przekroju,  $\sigma_{sr}$  — średnie naprężenie niszczące. Wzór [1] jest słuszny jeśli nie ma w pobliżu raptownych zmian przekroju lub wykrojów.

Mając znaną grubość zastępczą zwykle rozdzielamy  $\frac{1}{2} - \frac{2}{3}$  tej grubości na grubość rzeczywistą a  $\frac{1}{2} - \frac{1}{3}$  na przekrój usztywnień podłużnych.

Rozstawienie usztywnień podłużnych jest zależne od grubości pokrycia i naprężeń krytycznych. Musimy więc znaleźć naprężenia krytyczne dla powłoki cylindrycznej, wzmocnionej usztywnieniami podłużnymi (rys. 4).

Wpływ na krytyczne naprężenia normalne mają naprężenia styczne i wobec tego należy je wyznaczyć.

Wydatek naprężeń stycznych dla przekroju otwartego wynosi

Tabela 1

Nośność usztywnionych odcinków powłoki przy ściskaniu wg doświadczeń Ebnera (lit. 7). Wpływ stosunków przekroju

Przebieg i długość mm	Przekrój	Grubość zastępcza pokrycia $\delta_z$ mm	Grubość pokrycia $\delta$ mm	Ułamkowa dodatkowa gr. pokrycia $\frac{F_p}{b}$ mm	Rozstawienie $b$ mm	Naprężenie $\sigma_{kr}$ $kG/cm^2$	Średnie $\sigma_n$ naprężenie niszczące $kG/cm^2$	Naprężenie niszczące $\sigma_{podł.}$ podłużnicę $kG/cm^2$
$R = 400; L = 340$		0,75	0,4	0,35	140	210	1220	1840
		0,75	0,6	0,15	140	290	630	1010
		0,75	0,4	0,35	140	210	1140	1760
		0,75	0,5	0,25	210	250	980	1850
		0,75	0,4	0,35	140	230	1320	1820
$R = 300; L = 300$		1,1	0,55	0,55	104	500	1910	2600
		1,1	0,70	0,40	104	1000	1400	1510
		1,1	0,50	0,60	104	430	1630	2000
		1,1	0,75	0,35	156	665	1230	1600
		2,3	0,50	1,80	104	830	2450	2750
		2,3	1,50	0,80	104	2200	2230	2330
$R = \infty; L = 425$		2,7	1,0	1,70	105	720	2020	2400
		2,7	1,2	1,50	140	800	1880	2200

TL-21/56-71

$$q = \tau \delta = \frac{QS}{f} \quad [2]$$

gdzie:  $S$  — moment statyczny względem osi obojętnej zginania.

Jeśli przekrój jest zamknięty to należy go myślowo rozciąć i znaleźć wartość wydatku dla przekroju otwartego. Ponieważ w rzeczywistości przekrój jest zamknięty, na całym obwodzie dojdzie dodatkowa wartość wydatku panującego w przecięciu

$$q_0 = - \frac{\sum q ds \cdot r + M_s}{2 F_k} \quad [3]$$

gdzie:  $ds$  — element łuku pokrycia,  $r$  — odległości stycznej do elementu  $ds$  od punktu odniesienia leżącego na linii działania siły  $Q$ ,  $M_s$  — moment skręcający,  $F_k$  — przekrój kesonu.

W przypadku przekrojów wieloobwodowych wydatek naprężeń stycznych możemy wyznaczyć posługując się metodami podanymi w podręcznikach statyki lotniczej lub w pewnych przypadkach grodzie wewnętrzne możemy przy doborze wstępnym pominąć i traktować przekrój jako jednoobwodowy.

Tabela 1p  
Współrzędne profilu

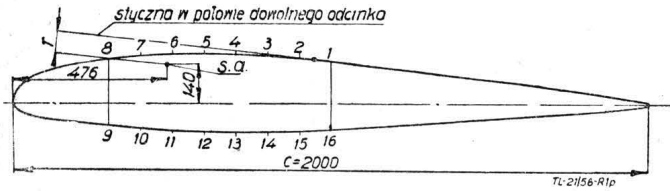
$\frac{X}{c}$ %	0	1,25	2,5	5,0	7,5	10	15	20	25	30	40	50	60	70	80	90	100
$\frac{Z_p}{c}$ %	—	2,67	3,61	4,91	5,8	6,43	7,19	7,50	7,60	7,55	7,14	6,41	5,47	4,36	3,08	1,68	
$\frac{Z_d}{c}$ %	0	-1,23	-1,71	-2,26	-2,61	-2,92	-3,50	-3,97	-4,28	-4,46	-4,48	-4,17	-3,67	-3,00	-2,16	-1,23	0

3 p. Przykład liczbowy

Przeprowadzimy wstępny dobór jednego z przekrojów skrzydła.

3p.1. Dane wyjściowe

Dane jest geometria przekroju określona współrzędnymi w % cięciwy. Długość cięciwy  $c = 2 \text{ m}$ . Część pracująca stanowi keson ograniczony dwoma ściankami położonymi na 15 i 50% cięciwy (rys. 1 p). Średni promień góry kesonu  $R = 2400 \text{ mm}$ , średni promień dołu kesonu  $R = 4000 \text{ mm}$ .



Rys. 1p. Przekrój skrzydła

Przekrój skrzydła wymiarują dwa przypadki obciążeń:

- 1) obciążenia dające maksymalny moment w danym przekroju w locie normalnym, oznaczamy wskaźnikiem 1;
  - 2) obciążenia dające maksymalny moment w danym przekroju w locie plecowym, oznaczamy wskaźnikiem 2;
- Dane są obciążenia:

$$M_{n1} = 4000 \text{ kGm}, \quad M_{n2} = -2000 \text{ kGm},$$

$$M_{s1} = M_{s2} = M_s = 100 \text{ kGm}$$

$M_s$  — moment względem środka aerodynamicznego (rozpatrujemy wyrwanie normalne i na plecach na tej samej prędkości i oś środków aerodynamicznych skrzydła jest prostopadła do płaszczyzny symetrii)  $Q_{n1} = 2000 \text{ kG}$ ,  $Q_{n2} = -1000 \text{ kG}$ ,  $n = 1,5$ ,  $\kappa = 2$ .

Dla powyższych dwóch przypadków obciążeń przeprowadzimy dobór dwóch przekrojów kesonu. Przekrój rzeczywistego kesonu utworzymy przez złożenie tych dwóch kesonów, tj. weźmiemy wymiary stron ściskanych dla obu przypadków (górną i dolną kesonu), a ścianki pionowe z kesonu, w którym grubość wypada większa.

Postępowanie takie jest słuszne, gdy nie uwzględniamy udziału ścianek w przenoszeniu naprężeń normalnych, a zatem moment od obciążenia zewnętrznego równoważony jest parą sił wypadkowych działających po stronie górnej i dolnej kesonu. Zmiana grubości pokrycia jednej ze stron kesonu nie wpływa na naprężenia panujące w drugiej stronie (jeśli uważać, że wymiary pokrycia nawet z usztywnieniami są małe w porównaniu z wymiarami kesonu).

3p.2. Obliczenie momentu bezwładności przekroju kesonu o jednostkowej grubości pokrycia przeprowadzamy w tabeli 2p opierając się na rysunku geometrii (rys. 1p).

3p.3. Obliczenie zastępczej grubości pokrycia Podstawiając do wzoru (1) dane wyjściowe otrzymamy:

Tabela 2p  
Obliczenie momentu bezwładności przekroju kesonu o jednostkowej grubości pokrycia

Lp.	$\Delta F$	z	$\Delta S$	$z_o$	$\bar{z}$	$\Delta \bar{S}$	$\bar{S}$	$\bar{z}^2$	$\Delta J$
	cm <sup>2</sup>	cm	cm <sup>2</sup>	cm	cm	cm <sup>2</sup>	cm <sup>3</sup>	cm <sup>2</sup>	cm <sup>4</sup>
1	10	13,5	135		10,3	103		106	1060
2	10	14,5	145		11,3	113	103	127	1270
3	10	15,0	150		11,8	118	216	139	1390
4	10	15,5	155		12,3	123	334	151	1510
5	10	15,5	155		12,3	123	457	151	1510
6	10	15,0	150		11,8	118	580	139	1390
7	10	14,0	140		10,8	108	698	116	1160
8	0	—	0		—	0	806	—	—
9	10	— 7,0	— 70		—10,2	—102	806	104	1040
10	10	— 8,0	— 80		—11,2	—112	704	125	1250
11	10	— 8,5	— 85		—11,7	—117	592	136	1360
12	10	— 9,0	— 90		—12,2	—122	475	149	1490
13	10	— 9,0	— 90		—12,2	—122	353	149	1490
14	10	— 9,0	— 90		—12,2	—122	231	149	1490
15	10	— 8,0	— 80		—11,2	—112	109	125	1250
16	0	—	0		—	—	—3	—	—
	$\Sigma = 140$		$\Sigma = + 447$						$\Sigma = 18660$

$$Z_o = \frac{\Sigma \Delta S}{\Sigma \Delta F} = \frac{447}{140} = 3,2$$

$$J_{t1} = f(\delta_{z1}) = \frac{n \cdot M_{n1} \cdot z}{\sigma_{sr}} = \frac{1,5 \cdot 4 \cdot 10^5 \cdot 12,3}{1500} = 4930 \text{ cm}^4$$

$$\delta_{z1} = \frac{J_{t1}}{\Sigma \Delta J} = \frac{4930}{18660} = 0,264 \text{ cm} = 2,64 \text{ mm}$$

przyjmujemy  $\delta_1 = 1,5 \text{ mm}$ ;  $\frac{F_{p1}}{b_1} = 1,14 \text{ mm}$ .

Zakładamy  $b_1 = 100 \text{ mm}$  stąd  $F_{p1} = 114 \text{ mm}^2 = 1,14 \text{ cm}^2$

$$J_{t2} = f(\delta_{z2}) = \frac{n \cdot M_{n2} \cdot z}{\sigma_{sr}} = \frac{1,5 \cdot 2 \cdot 10^5 \cdot 12,2}{1000} = 3660 \text{ cm}^4$$

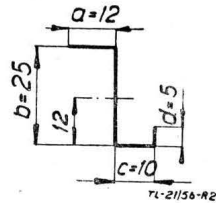
$$\delta_{z2} = \frac{J_{t2}}{\Sigma \Delta J} = \frac{3660}{18660} = 0,196 \text{ cm} = 1,96 \text{ mm}$$

przyjmujemy  $\delta_2 = 1,2 \text{ mm}$ ;  $\frac{F_{p2}}{b_2} = 0,76$ .

Zakładamy  $b_2 = 100 \text{ mm}$  stąd  $F_{p2} = 0,76 \text{ cm}^2$

3p.4. Dobór wymiarów przekroju podłużnicy

Przyjmujemy zetownik o wymiarach przekroju jak na rys. 2p, długość konturu  $l = 5,2 \text{ cm}$ .



Rys. 2 p. Przekrój podłużnicy

3p.4.1 Obliczenie grubości ścianek podłużnicy

$$\delta_{p1} = \frac{1,14}{5,2} = 0,22 \text{ cm} \text{ przyjmujemy}$$

$$\delta_{p1} = 2 \text{ mm}$$

$$F_{p1} = 1,04 \text{ cm}^2$$

$$\delta_{p2} = \frac{0,76}{5,2} = 0,146 \text{ cm} \text{ przyjmujemy}$$

$$\delta_{p2} = 1,5 \text{ mm}$$

$$F_{p2} = 0,78 \text{ cm}^2$$

3p.4.2 Obliczenie momentów bezwładności względem osi przechodzącej przez środek ciężkości i równoległej do pokrycia przekroju podłużnicy o grubości ścianki

$$\delta = 1 \text{ mm} = 0,10 \text{ cm}.$$

Położenie środka ciężkości:

$$z_c = \frac{\Sigma \Delta F \cdot z}{\Sigma \Delta F} = \frac{5 \cdot 1 \cdot 2,5 + 25 \cdot 1 \cdot 12,5 + 12 \cdot 1 \cdot 25}{5 \cdot 1 + 10 \cdot 1 + 25 \cdot 1 + 12 \cdot 1} = 12 \text{ mm}$$

$$J_x = 12 \cdot 1 \cdot 13^2 + \frac{1 \cdot 25^3}{12} + 25 \cdot 1 \cdot 0,5^2 + 10 \cdot 1 \cdot 12^2 + \frac{1 \cdot 5^3}{12} + 5 \cdot 1 \cdot 9,5^2 = 5230 \text{ mm}^4 = 0,523 \text{ cm}^4$$

$$J_{x1} = \frac{\delta_{p1}}{\delta} J_x = 2 \cdot 0,523 = 1,05 \text{ cm}^4$$

$$J_{x2} = \frac{\delta_{p2}}{\delta} J_x = 1,5 \cdot 0,523 = 0,785 \text{ cm}^4$$

3p.5. Obliczenie naprężeń stycznych wg wzorów (2) i (3) przeprowadziliśmy w tabeli 3p i 4p

$$q_1 = \tau_1 \delta = \frac{Q_{n1} S_{t1}}{J_{t1}} = \frac{2000}{4930} S_{t1} = 0,406 S_{t1} = 0,406 \cdot 0,264 \cdot (S_t) \delta = 1 = 0,107 (S_t) \delta = 1$$

$$q_2 = \tau_2 \delta = \frac{Q_{n2} S_{t2}}{J_{t2}} = - \frac{1000}{3660} S_{t2} = - 0,273 S_{t2} = - 0,273 \cdot 0,196 (S_t) \delta = 1 = - 0,0535 (S_t) \delta = 1$$

Tabela 3p  
Obliczenie naprężeń stycznych w przekroju kesonu dla lotu normalnego

Lp.	$(S_t)_{\delta=}$	$q_t$	$q_{\delta r_1}$	ds. r	$q_{\delta r_1} \cdot ds. r$	$q_{o_1}$	$q_{w_1} = q_{\delta r_1} + q_{o_1}$	$\tau_1$
	cm <sup>2</sup>	kG/cm	kG/cm	cm <sup>2</sup>	kG/cm	kG/cm	kG/cm	kG/cm <sup>2</sup>
1	0	0						
2	103	11,0	5,5	65	358		-18,6	124
3	216	23,1	17,1	35	598		-7,0	47
4	334	35,7	29,4	15	441		+5,3	35
5	457	48,8	42,3	15	634		+18,2	122
6	580	62,1	55,5	15	833		31,4	209
7	698	74,8	68,5	15	1030		44,4	286
8	806	86,2	80,5	20	1610		56,4	379
9	806	86,2	86,2	172	14800		62,1	
10	704	75,3	80,8	220	17800		56,7	378
11	592	63,3	69,3	220	15200		45,2	302
12	475	50,8	57,1	225	12850		33,0	220
13	353	37,8	44,3	230	10200		20,2	135
14	231	24,7	31,3	230	7200		7,2	48
15	109	11,7	18,2	230	4180		-5,9	39
16	0	0	5,9	240	1410		-18,2	122
					$\Sigma = 89144$			

Tabela 4p  
Obliczenie naprężeń stycznych w przekroju kesonu dla lotu plecowego

Lp.	$q_{\delta r_2}$	$q_{\delta r_2} \cdot ds. r.$	$q_{o_2}$	$q_{w_2} = q_{\delta r_2} + q_{o_2}$	$\tau_2$
	kG/cm	kG/cm	kG/cm	kG/cm	kG/cm <sup>2</sup>
1	-2,8	-179		13,9	116
2	-8,6	-299		8,1	68
3	-14,7	-221		+2,0	17
4	-21,2	-317		-4,5	38
5	-27,8	-417		-11,1	93
6	-34,3	-515		-17,6	147
7	-40,3	-805		-23,6	197
8	-43,1	-7400		-26,4	
9	-40,4	-8900		-23,7	197
10	-34,7	-7600		-18,0	150
11	-28,6	-6425		-11,9	99
12	-22,2	-5100		-5,5	46
13	-15,7	-3600		+1,0	8
14	-9,1	-2090		7,6	63
15	-3,0	-705		13,7	114
16					
		$\Sigma = -44573$			

3p.6. Obliczenie naprężeń odpowiadających współczynnikowi przeciężenia  $m_1$

$$(\sigma_{m1})_1 = \frac{(\sigma_{m2})_1}{\kappa} = \frac{1500}{2} = 750 \text{ kG/cm}^2$$

$$(\tau_{m1})_1 = \frac{n(\tau_m)_1}{\kappa} = \frac{1,5 \cdot 379}{2} = 284 \text{ kG/cm}^2$$

$$(\sigma_{m1})_2 = \frac{(\sigma_{m2})_2}{\kappa} = \frac{1000}{2} = 500 \text{ kG/cm}^2$$

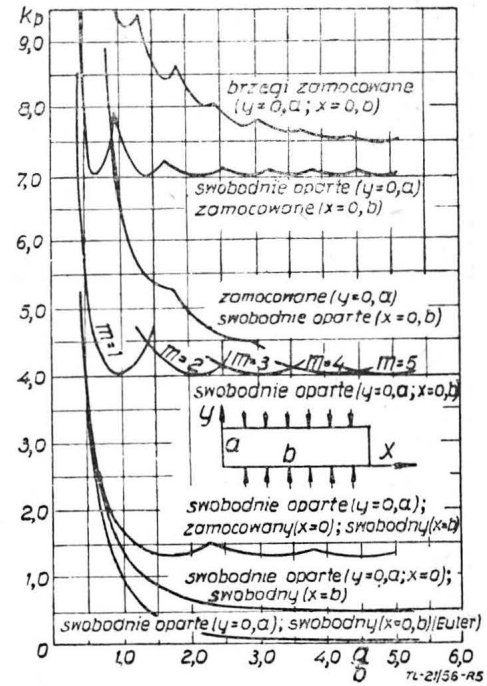
$$(\tau_{m1})_2 = \frac{n(\tau_m)_2}{\kappa} = \frac{1,5 \cdot 197}{2} = 148 \text{ kG/cm}^2$$

4. OKREŚLENIE NAPRĘŻEN KRYTYCZNYCH DLA PŁYT, RUR I ODCINKÓW POWŁOK CYLINDRYCZNYCH  
4.1. Dla płyt

4.1.1. Określenie krytycznych naprężeń normalnych

$$(\sigma_{kr})_p = k_p \frac{\pi^2 E}{12(1-\nu^2)} \left(\frac{\delta}{b}\right)^2 = k_p \cdot 0,9 E \left(\frac{\delta}{b}\right)^2 \quad [4]$$

gdzie:  $\nu$  — liczba Poissona — przyjmujemy  $\nu = 0,3$ ,  $k_p$  — współczynnik zależny od zamocowania i stosunku wymiarów płyty (rys. 5),  $b$  — długość obciążonego brzegu.



Rys. 5. Wartości współczynnika  $k_p$  w zależności od stosunku  $\frac{a}{b}$  dla różnych zamocowań płyty

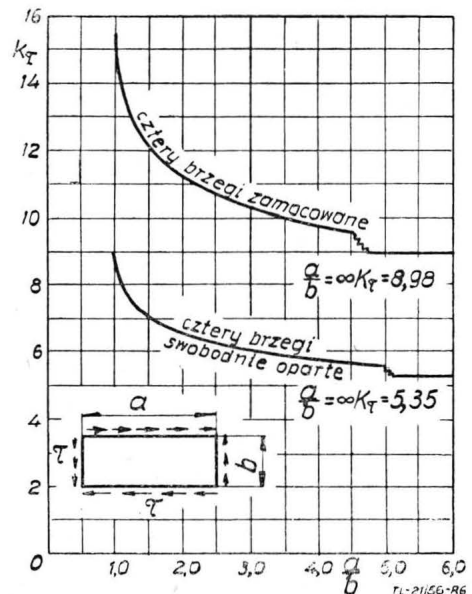
W konstrukcjach skorupowych płyty są sprężyste utwierdzone i przyjmujemy na  $k_p$  wartość pośrednią między brzegami zamocowanymi a swobodnymi

$$(\sigma_{kr})_p = 5 E \left(\frac{\delta}{b}\right)^2 \quad [4a]$$

4.1.2. Określenie krytycznych naprężeń stycznych

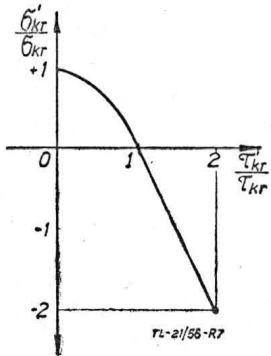
$$(\tau_{kr})_p = k_\tau \frac{\pi^2 E}{12(1-\nu^2)} \left(\frac{\delta}{b}\right)^2 = k_\tau \cdot 0,9 E \left(\frac{\delta}{b}\right)^2 \quad [5]$$

gdzie  $k_\tau$  — współczynnik zależny od zamocowania i stosunku wymiarów płyt (rys. 6),  $b$  — mniejszy wymiar płyty. W praktyce na  $k_\tau$  przyjmujemy wartość pośrednią 7,2.



Rys. 6. Wartości współczynnika  $k_\tau$  w zależności od stosunku  $\frac{a}{b}$  różnych zamocowań płyty

4.1.3 Określenie krytycznych naprężeń w przypadku jednoczesnego obciążenia płyty naprężeniami normalnymi i stycznymi.



Rys. 7. Naprężenia krytyczne przy jednoczesnym działaniu  $\sigma$  i  $\tau$

$$\frac{\sigma'_{kr}}{\sigma_{kr}} = 1 - \left( \frac{\tau'_{kr}}{\tau_{kr}} \right)^2 \quad [6]$$

dla naprężeń ściskających;

$$\frac{\sigma}{\sigma_{kr}} = 2 \left( 1 - \frac{\tau'_{kr}}{\tau_{kr}} \right) \quad [7]$$

dla naprężeń rozciągających.

Gdzie:  $\sigma_{kr}$  i  $\tau_{kr}$  — naprężenia krytyczne przy oddzielnym ich działaniu,  $\sigma'_{kr}$  i  $\tau'_{kr}$  — naprężenia krytyczne przy jednoczesnym ich działaniu.

Wzory te przedstawione są na wykresie (rys. 7).

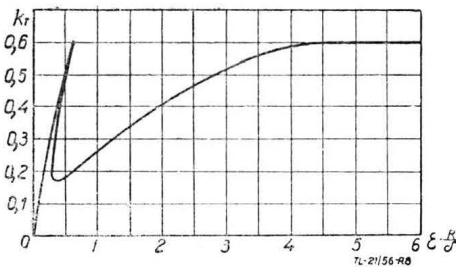
Widać z powyższych zależności, że istnienie naprężeń stycznych  $\tau_{kr}$  powoduje obniżenie wartości  $\sigma_{kr}$ , a istnienie natomiast naprężeń rozciągających  $\sigma$  powoduje zwiększenie wartości  $\tau_{kr}$ .

#### 4.2. Dla rur

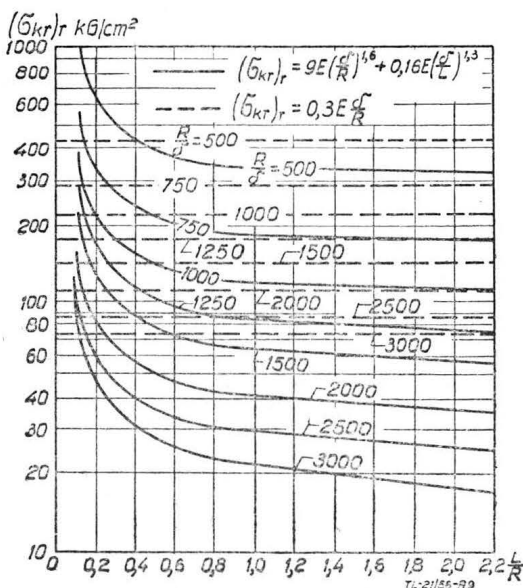
4.2.1 Określenie krytycznych naprężeń normalnych. Powszechnie stosowany jest wzór

$$(\sigma_{kr})_r = k_r E \frac{\delta}{R} \quad [8]$$

gdzie  $k_r$  współczynnik, którego wartości teoretycznie wyprowadzone przez J. Kempnera\*) (lit. 6) przedstawione są na wykresie (rys. 8).



Rys. 8. Wartość współczynnika  $k_r$  w zależności od  $\varepsilon \frac{R}{\delta}$



Rys. 9. Wykreślne porównanie wzorów [8] i [9]

Krzywa ta przedstawia w zależności od wydłużenia  $\varepsilon \frac{R}{\delta}$  możliwe położenie równowagi przed i po wyboczeniu rury. Widać, że jednemu i temu samemu wydłużeniu w pewnym zakresie odpowiadają dwa lub trzy położenia równowagi i przejście z jednego do drugiego odbywa się przeskokiem. Maksimum odpowiada wartości  $k_r = 0,605$ , a minimum  $k_r = 0,182$ . Powszechnie przyjęto do obliczania wartość pośrednią  $k_r = 0,3$ . Wyniki doświadczeń wykazują dużą rozbieżność i są trudne do przeprowadzenia, gdyż na wartość  $k_r$  wielki wpływ ma dokładność wykonania próbki i sposób obciążenia.

Kanemitsu i Nojima (lit. 4) w oparciu o dane doświadczalne wyprowadzili wzór

$$(\sigma_{kr})_r = 9 E \left( \frac{\delta}{R} \right)^{1,6} + 0,16 E \left( \frac{\delta}{L} \right)^{1,3} \quad [9]$$

śluszny dla:

$$500 \leq \frac{R}{\delta} \leq 3000$$

$$0,10 \leq \frac{L}{R} \leq 2,5$$

gdzie  $L$  oznacza długość rury.

Na rys. 9 przedstawione jest porównanie wzorów [8] i [9].

4.2.2 Określenie krytycznych naprężeń stycznych dla krótkiej rury cylindrycznej ( $\frac{L}{R} < 5$ )

a) przy brzegach zamocowanych

$$(\tau_{kr})_r = E \left( \frac{\delta}{L} \right)^2 \left[ 3 + \sqrt{3,4 + 0,24 \left( \frac{L^2}{\delta R} \right)^{3/2}} \right] \quad [10]$$

b) przy brzegach swobodnie opartych

$$(\tau_{kr})_r = E \left( \frac{\delta}{L} \right)^2 \left[ 1,8 + \sqrt{1,2 + 0,2 \left( \frac{L^2}{\delta R} \right)^{3/2}} \right] \quad [11]$$

4.2.3 Określenie krytycznych naprężeń w przypadku jednoczesnego obciążenia rury naprężeniami normalnymi i stycznymi

$$\frac{\sigma'_{kr}}{\sigma_{kr}} = 1 - \left( \frac{\tau'_{kr}}{\tau_{kr}} \right)^3 \quad [12]$$

dla naprężeń ściskających;

$$\frac{\sigma}{\sigma_{kr}} = 3 \left( 1 - \frac{\tau'_{kr}}{\tau_{kr}} \right) \quad [13]$$

dla naprężeń rozciągających.

Zależności powyższe można przedstawić na wykresie analogicznym jak dla płyty.

#### 4.3. Dla odcinków powłok

4.3.1 Określenie krytycznych naprężeń normalnych

Powszechnie stosowane są wzory

1) Redshawa

$$\sigma_{kr} = \sqrt{(\sigma_{kr})_r^2 + \frac{1}{4} (\sigma_{kr})_p^2} + \frac{1}{2} (\sigma_{kr})_p \quad [14]$$

2) Wenzeka

$$\sigma_{kr} = (\sigma_{kr})_r + (\sigma_{kr})_p \quad [15]$$

3)

$$\sigma_{kr} = (\sigma_{kr})_r \quad \text{jeśli } (\sigma_{kr})_r > 2 (\sigma_{kr})_p \quad [16]$$

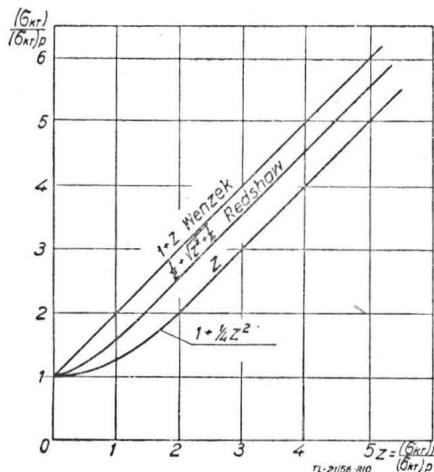
$$\sigma_{kr} = (\sigma_{kr})_p + \frac{(\sigma_{kr})_r^2}{4 (\sigma_{kr})_p} \quad \text{jeśli } (\sigma_{kr})_r < 2 (\sigma_{kr})_p$$

\*) Praca Kempnera jest rozwinięciem i uogólnieniem prac L. Donnella, Th. Karmana, H. Tsiena, W. Chiena, D. Leggeta i H. Michielsona.



gdzie:  $(\sigma_{kr})_r$  — naprężenia krytyczne dla rury o tym samym promieniu co odcinek powłoki,  $(\sigma_{kr})_p$  — naprężenia krytyczne dla płyty o wymiarach jak odcinek powłoki.

Na rys. 10 przedstawione jest porównanie wzorów [14] [15] i [16].



Rys. 10. Wykreślne porównanie wzorów [14], [15], [16]

4.3.2 Określenie krytycznych naprężeń stycznych

a) przy brzegach zamocowanych

$$\tau_{kr} = 0,1 E \frac{\delta}{R} + 7,5 E \left(\frac{\delta}{b}\right)^2 \quad [17]$$

b) przy brzegach swobodnie opartych

$$\tau_{kr} = 0,1 E \frac{\delta}{R} + 5 E \left(\frac{\delta}{b}\right)^2 \quad [18]$$

W praktyce stosowany jest wzór

$$\tau_{kr} = 0,1 E \frac{\delta}{R} + 6,25 E \left(\frac{\delta}{b}\right)^2 \quad [19]$$

4.3.3 Określenie krytycznych naprężeń w przypadku jednoczesnego obciążenia odcinka powłoki naprężeniami normalnymi i stycznymi.

Dla odcinków powłoki słabo zakrzywionych należy posługiwać się zależnościami dla płyt, natomiast dla miejsc silnie zakrzywionych, np. noski skrzydeł, końcowe przekroje kadłuba, należy korzystać ze wzorów dla rur.

Tabela 2

Porównanie naprężeń krytycznych dla odcinków powłoki obliczonych różnymi wzorami z danymi doświadczalnymi

Nr	R	L	b	$\sigma'$	$\frac{\delta}{b}$	$\frac{\delta}{R}$	$\frac{\delta}{L}$	$\frac{\delta}{R}$	$(\sigma_{kr})_p$	$(\sigma_{kr})_r$	Redshaw	Wenzel	Doświadczalne	kr=0,3	Wenzel
cm	cm	cm	cm	kg/cm <sup>2</sup>					kg/cm <sup>2</sup>	kg/cm <sup>2</sup>	kg/cm <sup>2</sup>	kg/cm <sup>2</sup>	kg/cm <sup>2</sup>	kg/cm <sup>2</sup>	kg/cm <sup>2</sup>
1	410	47,5	19,8	0,101	2,53	4040	185	0,116	105,0	50,0	125,0	155,0	151,0	53,3	158,3
2	243	55,2	20,6	0,100	2,55	3100	270	0,222	49,3	40,3	72,0	89,6	117,0	69,6	118,9
3	180	57,7	26,9	0,062	2,14	2310	434	0,320	19,1	34,5	45,3	53,6	73,8	74,1	93,2
4	103	58,4	23,4	0,051	2,50	1270	288	0,566	4,35	92,3	116,5	136,4	255,0	170,0	213,5
5	120	65,7	26,9	0,042	2,44	2870	642	0,548	8,7	27,1	31,7	35,8	99,0	75,3	84,0
6	53,2	45,0	19,0	0,072	2,49	740	251	0,847	5,71	193,0	227,5	250,1	388,0	292,0	348,1
7	54,1	70,0	28,9	0,036	2,51	1500	775	1,296	6,0	53,7	62,8	65,7	131,0	144,0	150,0
8	56,9	73,0	30,0	0,052	2,34	1090	576	1,232	10,9	99,2	105,0	110,1	221,0	193,0	208,9
9	23,0	82,0	33,0	0,045	2,48	640	734	2,833	6,7	218,0	221,0	224,7	455,0	338,0	344,7
10	24,9	70,0	28,7	0,050	2,14	500	574	2,816	10,9	319,0	328,0	328,9	564,0	432,0	442,9
11	17,8	85,8	35,0	0,041	2,45	430	857	4,829	4,9	409,0	411,0	413,9	550,0	503,0	507,9

W tabeli 2 przedstawione są wartości naprężeń krytycznych dla odcinków powłoki obliczone różnymi wzorami oraz podane są wyniki doświadczeń, gdzie oznaczono:

$$(\sigma_{kr})'_r = 9 E \left(\frac{\delta}{R}\right)^{1,6} + 0,16 E \left(\frac{\delta}{L}\right)^{1,3}$$

$$(\sigma_{kr})''_r = 0,3 E \frac{\delta}{R}$$

4p. Przykład liczbowy

4p.1. Podstawiamy do wzorów [4a], [8], [14], [15], [16], [19] wartości poprzednio znalezione

$$(\sigma_{kr1})_p = 5 \cdot E \left(\frac{\delta_1}{b}\right)^2 = 5 \cdot 7 \cdot 10^5 \left(\frac{1,5}{100}\right)^2 = 790 \text{ kG/cm}^2$$

$$(\sigma_{kr2})_p = 5 \cdot E \left(\frac{\delta_2}{b}\right)^2 = 5 \cdot 7 \cdot 10^5 \left(\frac{1,2}{100}\right)^2 = 505 \text{ kG/cm}^2$$

$$(\sigma_{kr1})_r = 0,3 \cdot E \frac{\delta_1}{R} = 0,3 \cdot 7 \cdot 10^5 \frac{1,5}{2400} = 130 \text{ kG/cm}^2$$

$$(\sigma_{kr2})_r = 0,3 \cdot E \frac{\delta_2}{R} = 0,3 \cdot 7 \cdot 10^5 \frac{1,2}{4000} = 63 \text{ kG/cm}^2$$

$$\sigma_{kr1} = \sqrt{(\sigma_{kr1})_r^2 + \frac{1}{4} (\sigma_{kr1})_p^2} + \frac{1}{2} (\sigma_{kr1})_p =$$

$$= \sqrt{(130)^2 + \frac{1}{4} (790)^2} + \frac{1}{2} \cdot 790 = 810 \text{ kG/cm}^2$$

$$\sigma_{kr1} = (\sigma_{kr1})_r + (\sigma_{kr1})_p = 130 + 790 = 920 \text{ kG/cm}^2$$

$$\sigma_{kr1} = (\sigma_{kr1})_p + \frac{(\sigma_{kr1})_r^2}{4 (\sigma_{kr1})_p} = 790 + \frac{130^2}{4 \cdot 790} = 795 \text{ kG/cm}^2$$

$$\sigma_{kr2} = \sqrt{(\sigma_{kr2})_r^2 + \frac{1}{4} (\sigma_{kr2})_p^2} + \frac{1}{2} (\sigma_{kr2})_p =$$

$$= \sqrt{(63)^2 + \frac{1}{4} (505)^2} + \frac{1}{2} (505) = 512 \text{ kG/cm}^2$$

$$\sigma_{kr2} = (\sigma_{kr2})_r + (\sigma_{kr2})_p = 63 + 505 = 568 \text{ kG/cm}^2$$

$$\sigma_{kr2} = (\sigma_{kr2})_p + \frac{(\sigma_{kr2})_r^2}{4 (\sigma_{kr2})_p} = 505 + \frac{(63)^2}{4 \cdot 505} = 507 \text{ kG/cm}^2$$

$$\tau_{kr1} = 0,1 E \frac{\delta_1}{R_1} + 6,25 E \left(\frac{\delta_1}{b_1}\right)^2 = 0,1 \cdot 7 \cdot 10^5 \cdot \frac{1,5}{2400} +$$

$$+ 6,25 \cdot 7 \cdot 10^5 \left(\frac{1,5}{100}\right)^2 = 1029 \text{ kG/cm}^2$$

$$\tau_{kr2} = 0,1 E \frac{\delta_2}{R_2} + 6,25 \cdot E \left(\frac{\delta_2}{b_2}\right)^2 = 0,1 \cdot 7 \cdot 10^5 \frac{1,2}{4000} +$$

$$+ 6,25 \cdot 7 \cdot 10^5 \left(\frac{1,2}{100}\right)^2 = 651 \text{ kG/cm}^2$$

$$\sigma'_{kr1} = \sigma_{kr1} \left[1 - \left(\frac{\tau'_{kr1}}{\tau_{kr1}}\right)^2\right] = 810 \left[1 - \left(\frac{284}{1029}\right)^2\right] = 751 \text{ kG/cm}^2$$

$$\sigma'_{kr2} = \sigma_{kr2} \left[1 - \left(\frac{\tau'_{kr2}}{\tau_{kr2}}\right)^2\right] = 512 \left[1 - \left(\frac{197}{651}\right)^2\right] = 465 \text{ kG/cm}^2$$

4p.2. Dobranie grubości ścianek

Ścianka nie powinna tracić stateczności do obciążeń odpowiadających współczynnikowi  $m_1$

$$\tau_{m1} = \frac{n}{\alpha} \tau_m = \frac{1,5}{2} \tau_m = 0,75 \tau_m$$

Przyjmujemy grubość ścianki przedniej

$$[8-9] \quad \delta = 1 \text{ mm, tylniej } [16-1] \quad \delta = 0,8 \text{ mm}$$

i rozstawienie usztywnień na ściance co 100 mm. Wartość  $\tau_{kr}$  obliczamy ze wzoru [5]

Dla przedniej ścianki [8-9]

$$\tau_m = \frac{q_w}{\delta} = \frac{62,1}{0,1} = 621 \text{ kG/cm}^2$$

$$\tau_{m1} = 0,75 \tau_m = 0,75 \cdot 621 = 466 \text{ kG/cm}^2$$

$$\tau_{kr} = 7,2 \cdot 0,9 E \left(\frac{\delta}{b}\right)^2 = 7,2 \cdot 0,9 \cdot 7 \cdot 10^5 \left(\frac{0,1}{10}\right)^2 = 454 \text{ kG/cm}^2$$

Dla tylnej ścianki [16—1]

$$\tau_m = \frac{q_w}{\delta} = \frac{24,1}{0,8} = 301 \text{ kG/cm}^2$$

$$\tau_{m1} = 0,75 \tau_m = 0,75 \cdot 301 = 226 \text{ kG/cm}^2$$

$$\tau_{kr} = 7,2 \cdot 0,9 E \left( \frac{\delta}{b} \right)^2 = 7,2 \cdot 0,9 \cdot 7 \cdot 10^5 \left( \frac{0,08}{10} \right)^2 = 290 \text{ kG/cm}^2$$

### 5. LOKALNA UTRATA STATECZNOŚCI PODŁUŻNIC

Każda ze ścianek podłużnicy stanowi płytę, której warunki podparcia zależne są od kształtu przekroju. Przy obliczaniu naprężeń krytycznych dla poszczególnych ścianek należy korzystać z wzoru [4] na naprężenia krytyczne płyty. Jeśli naprężenia krytyczne dla którejś ze ścianek wypadają większe niż  $\sigma_{pl}$  to przyjmujemy  $\sigma_{kr} = \sigma_{pl}$ .

Srednie naprężenie krytyczne dla całego przekroju przy wyboczeniu lokalnym  $\sigma_{kr \text{ sred.}} = \sigma_o$  przyjmuje się równe sumie sił przenoszonych przez poszczególne odcinki przekroju podzielonej przez całkowity przekrój podłużnicy.

$$\sigma_o = \frac{\sum_{i=1}^{i=n} \sigma_{kr i} F_i}{\sum_{i=1}^{i=n} F_i} \quad [20]$$

Słuszność takiego przyjęcia potwierdzają wyniki doświadczeń.

#### 5p. Przykład liczbowy.

Przeprowadzamy obliczenie naprężeń krytycznych lokalnych dla podłużnicy o wymiarach wg rys. 2p o grubości ścianki  $\delta_{p2} = 1,5 \text{ mm}$ . Bok a i d traktujemy jako płytę opartą przegubowo na trzech krawędziach a na czwartej swobodną  $k_p = 0,4$ .

$$\sigma_{kr a} = 0,4 \cdot 0,9 E \left( \frac{\delta}{a} \right)^2 = 0,4 \cdot 0,9 \cdot 7 \cdot 10^5 \left( \frac{0,15}{1,2} \right)^2 = 3940 \text{ kG/cm}^2$$

$$\sigma_{kr a} = 2700 \text{ kG/cm}^2$$

$$\sigma_{kr d} = 0,4 \cdot 0,9 E \left( \frac{\delta}{d} \right)^2 = 0,4 \cdot 0,9 \cdot 7 \cdot 10^5 \left( \frac{0,15}{0,5} \right)^2 = 22600 \text{ kG/cm}^2$$

$$\sigma_{kr d} = 2700 \text{ kG/cm}^2$$

Bok b i c traktujemy jako płytę opartą przegubowo na czterech krawędziach

$$\sigma_{kr b} = 4 \cdot 0,9 \cdot 7 \cdot 10^5 \left( \frac{0,15}{2,5} \right)^2 = 90600 \text{ kG/cm}^2$$

$$\sigma_{kr b} = 2700 \text{ kG/cm}^2$$

$$\sigma_{kr c} = 4 \cdot 0,9 \cdot 7 \cdot 10^5 \left( \frac{0,15}{1,0} \right)^2 = 56600 \text{ kG/cm}^2$$

$$\sigma_{kr c} = 2700 \text{ kG/cm}^2$$

Wobec tego  $\sigma_{o2} = \sigma_{pl} = 2700 \text{ kG/cm}^2$

Dla podłużnicy o grubości ścianki  $\delta_1 = 2 \text{ mm}$  obliczenia naprężeń krytycznych lokalnych nie przeprowadzamy, gdyż będą jeszcze wyższe i przyjmujemy

$$\sigma_{o1} = \sigma_{pl} = 2700 \text{ kG/cm}^2$$

### 6. OKREŚLENIE NAPRĘZEŃ KRYTYCZNYCH DLA PODŁUŻNIC

Podłużnica jest prętem ściskanym opartym na żebrach podlegającym wyboczeniu.

Dla określenia naprężeń wyznaczających w zakresie sprężystym posługujemy się wzorem Eulera

$$\sigma_{podl} = \frac{c \pi^2 E}{\left( \frac{L}{i} \right)^2} \quad [21]$$

gdzie  $c$  — współczynnik zależny od zamocowania przyjmujemy równy 1 (zamocowanie przegubowe),  $L$  — długość

podłużnicy między podporami,  $i = \sqrt{\frac{J_p}{F_p}}$  — promień bezwładności,  $J_p$  — moment bezwładności przekroju,  $F_p$  — przekrój poprzeczny podłużnicy. Wzór powyższy jest słuszny tylko dla smukłości większych od smukłości granicznej

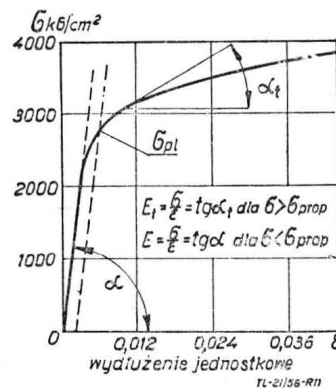
$$s_{gr} = \left( \frac{L}{i} \right)_{gr} = \pi \sqrt{\frac{E}{\sigma_{prop}}} \quad [22]$$

gdzie  $\sigma_{prop}$  — granica proporcjonalności.

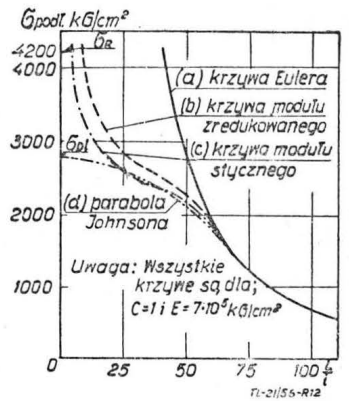
Do określenia naprężeń krytycznych poniżej smukłości granicznej istnieje kilka wzorów.

1) Najczęściej stosowany — wzór Johnsona — Ostenfelda

$$\sigma_{podl} = \sigma_o - \frac{\sigma_o^2 \left( \frac{L}{i} \right)^2}{4 c \pi^2 E} \quad [23]$$

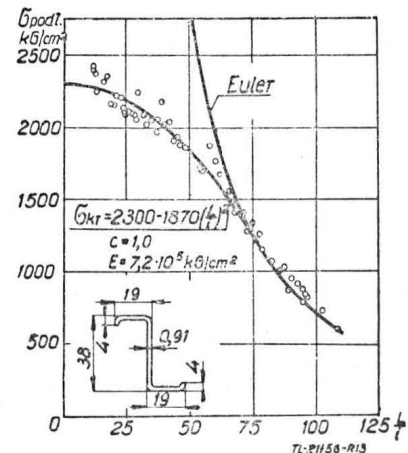


Rys. 11. Wykres naprężenie-wydluzenie



Rys. 12. Porównanie różnych krzywych określających naprężenia krytyczne

Jest to równanie paraboli stycznego do hiperboli Eulera dającej przy  $\frac{L}{i} \rightarrow 0$  wartość  $\sigma_{podl} = \sigma_o \leq \sigma_{pl}$ , gdzie  $\sigma_o$  — średnie naprężenie krytyczne przy wyboczeniu lokalnym,  $\sigma_{pl}$  — umowna granica plastyczności.



Rys. 13. Krzywa teoretycznych naprężeń krytycznych dla przekroju Z oraz naniesione są punkty doświadczalne

2) Wzór Engessera — teoria modulu stycznego

$$\sigma_{podl} = \frac{c \pi^2 E_t}{\left( \frac{L}{i} \right)^2} \quad [24]$$

który różni się tylko tym od wzoru Eulera, że zamiast modulu  $E$  wstawiamy moduł stycznego  $E_t$  (rys. 11).

2) Wzór Engessera — teoria modulu stycznego

$$\sigma_{podl} = \frac{c \pi^2 E_{zred}}{\left( \frac{L}{i} \right)^2} \quad [25]$$

Wzór ten różni się od poprzedniego tylko tym, że zamiast  $E_t$  wstawiamy wartość  $E_{zred} = f(E, E_t)$ . Wartość funkcji  $f$  zależy od kształtu przekroju.

Tabela 3

Nośności usztywnionych powłok przy ściskaniu wg doświadczeń Ebnera (lit. 7). Wpływ długości i kształtu profilu. Grubość zastępcza pokrycia  $\delta = 0,75$  mm; grubość pokrycia  $\delta = 0,4$  mm; rozstawienie podłużnic  $b = 140$  mm; promień  $R = 400$  mm. W szeregu 5 grubość pokrycia  $\delta = 0,5$  mm; rozstawienie podłużnic  $b = 210$  mm.

	Przekrój	L mm	i mm	$\tilde{\sigma}_{kr}$ kg/cm <sup>2</sup>	$\tilde{\sigma}_{podl}$ kg/cm <sup>2</sup>
1		340	7,1	1320	1820
		700	7,1	1300	1880 *
2		340	4,9	1210	1830
		700	4,9	1055	1590
3		340	6,4	1220	1840
		700	6,4	950	1500
4		340	7,6	1430	2370
		700	7,6	1175	1950
5		340	7,5	980	1850
		700	7,5	860	1650
6		340	7,5	1140	1760

\* Wartość ta robi wrażenie błędnej. Publikacje z zakresu późniejszego zawierające powyższe dane (np. lit. 3) nie zawierają, sprzeczności. Zapewne powinna być tu wartość 1580.

TL-2/56-73

Wykres na rys. 12 daje nam porównanie naprężeń wyznaczających  $\sigma_{podl}$  obliczonych za pomocą wzorów [21], [23], [24], [25], dla duralu o  $\sigma_{pl} = 2800$  kg/cm<sup>2</sup> i  $\sigma_R = 4200$  kg/cm<sup>2</sup>.

Na rys. 13 przedstawiona jest krzywa teoretycznych naprężeń krytycznych dla przekroju Z oraz naniesione są punkty doświadczenia.

Opierając się na jednym z powyżej przytoczonych wzorów możemy określić zależność między naprężeniami krytycznymi dla podłużnicy, jej długością i promieniem bez-

Mgr inż. ANDRZEJ WACHAL

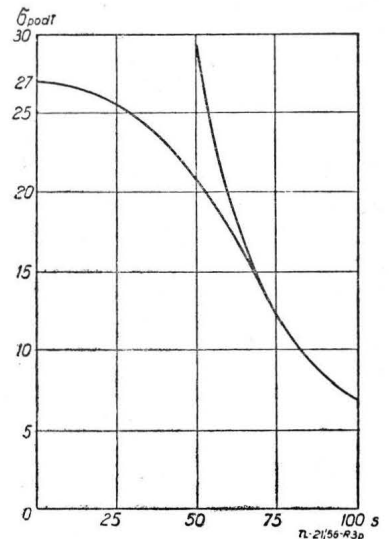
władności. Aby podłużnica mogła przenosić stosunkowo wysokie naprężenia, smukłość jej musi się zawierać w granicach

$$30 \leq s \leq 50$$

Dalsze zmniejszenie smukłości np. do 20, jeśli opierać się na wzorze [23] — daje już niewielki wzrost naprężeń krytycznych.

Mając już poprzednio przyjęty przekrój możemy znaleźć ramię bezwładności i zakładając smukłość możemy określić długość L podłużnicy, a więc rozstawienie żeber lub wręg. Długość L ze względów konstrukcyjnych powinna być w granicach

$$300 \text{ mm} \leq L \leq 500 \text{ mm}$$



Rys. 3p. Naprężenia niszczące podłużnicę w zależności od smukłości

### 6p. Przykład liczbowy

Obliczamy ramię bezwładności

$$i_1 = \sqrt{\frac{J_{x1}}{F_1}} = \sqrt{\frac{1,05}{1,04}} = 1 \text{ cm}$$

$$i_2 = \sqrt{\frac{J_{x2}}{F_2}} = \sqrt{\frac{0,785}{0,78}} = 1 \text{ cm}$$

Mając znalezione i korzystając ze wzoru [23] i [21] możemy określić  $\sigma_{podl} = f(s)$

Zakładamy smukłość  $s = 40$  stąd  $L = i s = 1.40 = 40 \text{ cm} = 400 \text{ mm}$

Z wykresu na rys. 3p odczytujemy naprężenia krytyczne  $\sigma_{podl} = 2280 \text{ kg/cm}^2$ .

c.d.n.

## Paliwa w technice odrzutowej (cz. II)

### Paliwa do silników raketowych

Autor daje przegląd istniejących obecnie paliw i utleniaczy do silników raketowych, charakterystykę pracy silników raketowych, podaje wymagania stawiane paliwom i utleniaczom, omawia zagadnienia ich przetwarzania, rozpylania, odparowania i spalania. Szczegółowiej daje przegląd różnych rodzajów propergoli, katalizatorów, inicjatorów i utleniaczy.

#### Wstęp

W ostatnich kilkunastu latach bardzo silnie rozwinęła się technika raketowa. Coraz częściej na łamach prasy technicznej i codziennej rozważa się możliwość podróży kosmicznych, przy czym silnik raketowy jest brany pod uwagę jako jedyny typ silnika, który może to dążenie spełnić, gdyż może poruszać się w próżni. Silniki raketowe w ostatnich czasach zajęły bardzo poważne miejsce zarówno w technice wojennej, jak i w pracach badawczych (badania stratosferyczne, meteorologiczne, dużych prędkości itp.). Prototypy silników raketowych w postaci różnego rodzaju pocisków raketowych, strzał ognistych itp. znane były już w starożytności i w późniejszych wiekach, jednakowoż do okresu II wojny światowej napęd raketowy nie miał większego praktycznego znaczenia i dopiero zastosowanie rakiet w nowoczesnej technice wojennej spowodowało szybkie rozwijanie wielu podstawowych problemów z tej dziedziny. Należy podkreślić, że Polacy mają również swoje stare tradycje raketowe (polscy inżynierowie wojskowi XVII wieku K. Siemieniowicz i F. Getkant). Duży wkład w teorię techniki raketowej wnieśli rosyjscy uczeni Ciolkowski i Żukowski.

Pierwsze nowoczesne pociski z silnikiem raketowym zastosowane były podczas II wojny światowej przez Niemców, a obserwowany obecnie bardzo silny rozwój techniki raketowej jest wynikiem powstania całego szeregu poważnych ośrodków badawczych, dysponujących znacznymi sumami materialnymi. Do literatury technicznej ze zrozumiałych względów przedostają się jedynie nieliczne wzmianki na temat stosowanych obecnie pocisków raketowych i to jedynie przez państwa zachodnie. Właściwe dokładniejsze dane dostępne są jedynie na temat prac niemieckich i japońskich z okresu ostatniej wojny.

Szczególnie starannie trzymane są w tajemnicy układy napędowe paliwo-utleniacz i o ile na temat samych pocisków raketowych, ich budowy i aerodynamiki lotu, przedostają się do literatury technicznej od czasu do czasu jakieś wzmianki, to temat używanych paliw i utleniaczy w obecnie stosowanych raketach jest prawie zupełnie przemilczany.

Ogólnie rzecz biorąc silniki raketowe można podzielić na silniki pracujące na paliwie stałym i paliwie ciekłym. Pierwsza grupa, to różnego rodzaju pociski raketowe, zwykle prochowe, stosunkowo niewielkich wy-

miarów. Silniki raketowe na paliwo płynne stosowane są do większych jednostek. Jeżeli chodzi o obecne zastosowanie silników raketowych, to w zależności od konstrukcyjnych rozwiązań stosowane są one do rozmaitych typów broni raketowej jako pociski (np. pociski „katusze”, panzerfaust itd.), a w lotnictwie do napędu samolotów raketowych lub jako pomocnicze silniki startowe, skracające długość rozbiegu samolotu oraz jako dodatkowe silniki mające samolotom w warunkach bojowych zapewnić dostateczną prędkość. Ze względu na wielką prędkość lotu jak i wznoszenia za pomocą silników raketowych stosuje się je do samolotów myśliwskich przechwytyjących. Szczególne znaczenie mają pomocnicze silniki raketowe dla samolotów odrzutowych strumieniowych bezsprężarkowych, gdzie start oraz doprowadzenie samolotu do prędkości zapewniającej dostateczne ciśnienie dynamiczne powietrza potrzebnego do spalania odbywa się za pomocą urządzeń raketowych na paliwa stałe. Ponieważ silnik raketowy pracuje bardzo krótko, dla zastosowania go do napędu samolotu konieczne jest umożliwienie czasowego wyłączenia silnika (6—7-krotne wyłączenie w czasie lotu). Ponadto lotniczy silnik musi posiadać możliwość zmiany siły ciągu w dość znacznych granicach. Powyższe wymagania można osiągnąć przez zastosowanie silnika na paliwo płynne (często wielokomorowego).

Tak więc silniki raketowe czy to dla napędu wielkich pocisków, czy też dla samolotów raketowych, używają paliw płynnych dających możliwość regulacji pracy silnika. Pociski raketowe na paliwo płynne mogą być sterowane lub nie, przy czym zarówno jeden, jak i drugi rodzaj tych pocisków stosowany jest jako broń oraz w celach badawczych (badania stratosferyczne, meteorologiczne, aerodynamiki dużych prędkości itp.).

#### Ogólna charakterystyka pracy silnika raketowego

Silnik raketowy jest silnikiem cieplnym. Powstająca wskutek spalania paliwa energia cieplna przechodzi w energię kinetyczną gazów, których wypływ z dyszy silnika powoduje powstawanie siły ciągu. Konieczny do spalania tlen nie jest pobierany z atmosfery jak w przypadku innych silników spalinowych, lecz jest dostarczany z utleniacza, którego zapas, podobnie jak i zapas paliwa, znajduje się w zbiornikach. Stąd też ciśnienie, temperatura i ilość wypływających z dyszy gazów nie zależy od otoczenia, można więc obrazowo wyrazić się, że silnik raketowy jest samowystarczalny. Dla silników raketowych siła ciągu rośnie wraz z wysokością wskutek spadku ciśnienia otoczenia, podczas gdy dla pozostałych rodzajów silników spalinowych, które pracują na tlenie pobieranym z atmosfery, siła ciągu spada wraz z wysokością. Silnik raketowy umożliwia osiągnięcie dużej siły ciągu z jednostki objętości komory. Jest to możliwe wskutek tego, że nie posiada on turbiny gazowej, która ogranicza temperaturę gazów wychodzących z komory spalania. Można osiągnąć bardzo wysokie temperatury spalania, które powodują nadanie gazom spalania dużej energii przy wypływie.

Silnik raketowy składa się z następujących elementów: zbiorników utleniacza i paliwa, układu podającego paliwo i utleniacz oraz z komory spalania. Paliwo oraz utleniacz zostają doprowadzone do komory, przy czym podawanie ich do komory odbywa się w silnikach o krótkim czasie pracy za pomocą sprężonych gazów (zwykle powietrza), a w przypadku silników, które mają pracować przez dłuższy okres czasu, stosuje się pompy tłoczące, które poruszane są turbiną gazową napędzaną tak zwanym zimnym strumieniem, który zostanie omówiony dalej.

Paliwo i utleniacz przy wejściu do komory spalania zostają rozpylone za pomocą układu wtryskiwaczy. Mieszanka par paliwa i utleniacza może być albo samozapłonowa, albo w przeciwnym przypadku dla jej zapalenia komora zaopatrzona jest w świecę zapłonową. Wskutek bardzo wysokiej temperatury spalania komora posiada duże obciążenie cieplne, co nawet przy komorach chłodzonych powoduje, że pracować one mogą zaledwie kilka godzin. W dobrze skonstruowanych silnikach raketowych wchodzące paliwo służy do chłodzenia dyszy i komory spalania. Wówczas ciepło, które przejdzie przez ścianki komory i dyszy, wraca do obiegu cieplnego, zwiększając sprawność silnika.

Do zalet silnika raketowego należy zaliczyć jego bardzo prostą budowę, bardzo nieznaczny ciężar właściwy silnika to jest ciężar przypadający na jednostkę siły ciągu. Pozwala on na rozwinięcie znacznej siły ciągu niezależnie od prędkości i wysokości lotu. Natomiast do najważniejszych wad jego należy bardzo duże zużycie paliwa oraz krótki okres używalności. Krótki okres używalności jest związany z wysoką temperaturą spalania, na którą narażona jest komora i dysza oraz korodującym oddziaływaniem utleniaczy, które atakują zbiorniki, pompy, uszczelki i inne elementy silnika.

#### Wymagania stawiane paliwom i utleniaczom

a) Wymagania związane z umieszczeniem paliwa i utleniacza w zbiornikach

Z umieszczeniem paliwa i utleniacza w zbiornikach wiąże się cały szereg zagadnień, jak na przykład kształt, materiał, wytrzymałość zbiorników oraz własności paliwa i utleniacza. Najbardziej pożądanym kształtem zbiorników jest kształt kulisty, bowiem przy tym kształcie uzyskuje się najmniejszy ciężar zbiornika przy danej pojemności, a ponadto jest on korzystny ze względów konstrukcyjnych. Jednakowoż przy kulistych kształtach zbiorników trudno jest osiągnąć dużą ekonomię miejsca tak ważną jeżeli chodzi o silniki raketowe, dlatego w wielu przypadkach kształty zbiornika dobierane są do konkretnych warunków.

Dla silników raketowych stosowane są dwa rodzaje zbiorników. Zbiorniki wysokociśnieniowe, wytrzymałe ciśnieniu 70—200 atn, stosowane są dla skroplonych gazów (ciekły tlen, ciekły wodór) oraz dla innych paliw i utleniaczy, w przypadku gdy stosuje się podawanie ich za pomocą sprężonych gazów. Zbiorniki tego rodzaju wykonywane są ze szlachetnej stali stopowej, poddawanej specjalnej obróbce cieplnej. Zbiorniki niskociśnieniowe stosuje się w przypadku podawania paliwa i utleniacza za pomocą pomp. Są one cienkościennie i wykonywane zwykle z aluminium. Zbiorniki muszą być odporne na korozję, jakiej może ulegać materiał zbiornika wskutek szkodliwego oddziaływania paliwa czy utleniacza. Szczególnie reaktywne są utleniacze, które mogą wywierać korozyjny wpływ na zbiorniki (na przykład stężony kwas azotowy) lub też mogą rozkładać się w przypadku umieszczenia utleniacza w naczyniu z nieodpowiedniego materiału. Do łatwo rozkładających się utleniaczy należy stężony nadtlenek wodoru, którego rozkład daje w wyniku bardzo duże ilości tlenu i pary wodnej, co może spowodować eksplozję zbiornika. Dlatego zbiorniki wykonuje się z materiałów tworzących łatwo na powierzchni ochronną warstwę trwałych i obojętnych pod względem chemicznym tlenków. Do takich materiałów należy aluminium, które pod wpływem utleniaczy pokrywa się warstwą tlenku  $Al_2O_3$ , odznaczającego się bardzo małą reaktywnością chemiczną. Paliwa są znacznie mniej korozyjne od utleniaczy i w większości przypadków nie zachodzi konieczność stosowania zbiorników ze specjalnie odpornych materiałów.

Rozważając, jakie własności paliwa byłyby korzystne, aby było zapewnione jego najekonomiczniejsze umieszczenie w zbiorniku, dochodzi się do wniosku, że powinno ono posiadać własności, jakie zostały już omówione dla paliw do silników odrzutowych przelotowych (patrz część I). A więc wysoki ciężar paliwa pozwala na zabranie w rozporządzalną pojemność zbiorników większej jego ilości, przez co zwiększa się zasięg lotu. Naturalnie, jeżeli umieszczone w zbiorniku paliwo posiada wysoką wartość opałową, to umożliwia ono rozwinięcie dużej siły ciągu przy tej samej ilości paliwa, lub też dla uzyskania tej samej siły ciągu potrzebne są mniejsze ilości paliwa. Ponieważ silniki raketowe pracują na bardzo dużych wysokościach przy niskich ciśnieniach otoczenia, straty paliwa przez odparowanie mogą być znaczne, dlatego paliwa powinny posiadać niezbyt dużą lotność. Podobne wymagania stawia się i utleniaczom, jednakże zamiast wysokiej wartości opałowej powinny one dawać jak największy procent czynnego tlenu, co zapewnia dużą intensywność utleniania oraz zmniejsza ilość utleniacza, jaka jest konieczna dla utlenienia danej ilości paliwa. Bliższe dane na temat omówionych powyżej własności dla konkretnych paliw i utleniaczy podane będą w dalszej części.

### b) Wymagania związane z przetłaczaniem i rozpyleniem paliwa i utleniacza

Jak już wspomniano, w silnikach raketowych o krótkim czasie pracy stosuje się podawanie paliwa i utleniacza za pomocą sprężonego gazu. W takim przypadku zarówno zbiorniki, jak i cały układ zasilania pozostaje pod wysokim ciśnieniem. Silniki o dłuższym czasie pracy mają zasilanie za pomocą pompy napędzanej turbiną gazową. Turbina może być napędzana tak zwanym zimnym strumieniem, to jest gazami powstającymi wskutek katalitycznego rozkładu stężonego nadtlenku wodoru ( $H_2O_2$ ). Gazy te składają się z tlenu i pary wodnej i wchodzi do turbiny z temperaturą około  $400^\circ C$ . Istnieją ponadto silniki raketowe, w których turbina napędzana jest gazami powstającymi w wyniku utleniania paliwa w generatorze gazowym, przy czym paliwo może być podawane do generatora gazowego za pomocą sprężonego gazu lub też głównego układu zasilania. W niektórych typach silników gazy do napędu turbiny pobierane są z komory spalania silnika, lub też turbina jest napędzana sprężonym powietrzem. We wszystkich tych przypadkach temperatura gazu jest stosunkowo niska i nie przekracza  $400^\circ$ . Pompy napędzane turbiną podają paliwo i utleniacz do wtryskiwaczy, których jest w komorze umieszczony cały szereg. Zapewniają one rozpylenie i przemieszanie paliwa z utleniaczem.

Jeżeli chodzi o paliwo i utleniacze, to będą się one tym łatwiej przetłaczały, im mniejszą będą miały gęstość i lepkość. Wielkości lepkości, gęstości oraz napięcia powierzchniowego będą również warunkowały łatwość ich rozpylenia. Ponieważ silniki raketowe napędzają aparaty, których lot odbywa się na bardzo dużych wysokościach, na których panują niskie temperatury, lepkość paliwa i utleniacza powinna się jak najmniej zmieniać wraz z temperaturą. Zapewnia to dosyć stałą ciężarową paliwa i utleniacza do komory spalania. Zmiana lepkości wraz z temperaturą dla paliwa i utleniacza powinna mieć podobny przebieg (indeks wiskozowy), co zapewnia silnikowi otrzymywanie mieszanki o stałym składzie, niezależnie od temperatury. Naturalnie niedopuszczalne jest stosowanie paliwa czy utleniacza, którego temperatura krzepnięcia leży w granicach temperatur pracy silnika.

Paliwo i utleniacz rozpyla się za pomocą wtryskiwaczy. Wtryskiwacze są zaopatrzone w otwory, przy tym ilość otworów może się wahać od kilku do kilkuset. Otwory są tak rozmieszczone, aby dawały najlepsze rozpylenie i przemieszanie paliwa z utleniaczem. Wtryskiwacze w silniku raketowym muszą zapewniać nie tylko dokładne rozdrobnienie składników, ale i dokładne przemieszanie ich ze sobą, gdyż tylko w takim przypadku możliwe jest przy stosowaniu ciekłego utleniacza zupełne spalanie. Rozpylenie powinno być możliwie jednorodne, to jest średnica kropelek obu składników powinna się wahać w możliwie wąskich granicach. Na dokładność rozpylenia, oprócz wspomnianych już wyżej takich własności paliwa i utleniaczy, jak lepkość, gęstość, napięcie powierzchniowe, mają wpływ czynniki takie jak konstrukcja wtryskiwacza, ciśnienie wtrysku oraz gęstość ośrodka, do którego wtryskiwane są składniki.

### c) Wymagania związane z chłodzeniem komory spalania

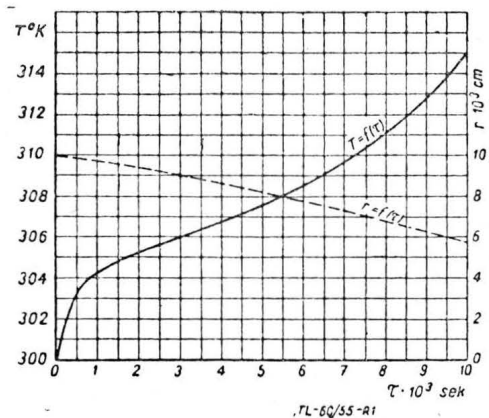
Jak już wspomniano, dla zapewnienia większej żywotności komory spalania, której temperatury dochodzą do kilku tysięcy stopni oraz dla zwiększenia sprawności cieplnej silnika, w niektórych typach silników raketowych paliwo przed wtrysnięciem do komory ochładza ją, przepływając przez spiralnie ukształtowany przewód, służący jako płaszcz chłodzący. W tak skonstruowanym systemie chłodzenia występują znaczne straty hydrauliczne.

Komorę spalania nie chłodzi się w przypadku silników raketowych, pracujących do 30 sekund, przy czym niektóre prochowe pociski raketowe mogą pracować bez chłodzenia do 50 sek. Gdy komora nie jest chłodzona, materiał jej nagrzewa się do wysokiej temperatury i jest jak gdyby akumulatorem ciepłym. Przy dłuższym czasie pracy materiał komory nagrzewa się do temperatur, przy których nie posiada on już dostatecznej wytrzymałości, a dalsze nagrzewanie może doprowadzić do miejscowych wytopień materiału komory. Dlatego przy dłuższej pracy silników raketowych konieczne jest chłodzenie

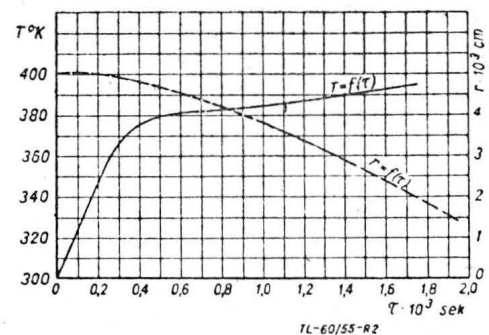
komory. W związku z tym paliwo będzie posiadało tym lepsze zdolności chłodzenia, im będzie miało większe ciepło właściwe oraz wyższy współczynnik przewodzenia ciepła.

### d) Odparowanie i spalanie

Z chwilą wtrysnięcia paliwa i utleniacza do komory zaczyna się ich odparowanie. Odparowanie w silniku raketowym różni się od odparowania w innych rodzajach silników tym, że oprócz paliwa odparowuje również i utleniacz. Konieczne do odparowania ciepło pobierane jest od gorących gazów oraz materiału komory. Intensywność odparowania zależy od fizycznych własności obu składników oraz od konstrukcyjnych rozwiązań systemu wtrysku, które mają wpływ na stopień rozproszenia składników oraz ich przemieszania ze sobą. Przemieszanie odbywa się wskutek zawirowań, konwekcji oraz na drodze



Rys. 1. Zależność temperatury i promienia kropli hydrazynowej od czasu parowania przy  $3000^\circ K$  [Penner, Hartwig (19)]



Rys. 2. Zależność temperatury i promienia kropli anilinowej od czasu parowania przy  $3000^\circ K$  [Penner, Hartwig (19)]

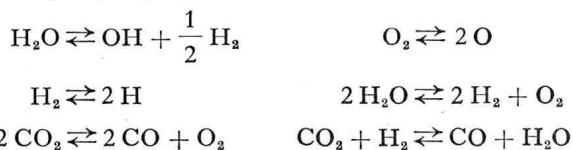
dyfuzji. Cechą charakterystyczną dla odparowania w silnikach raketowych jest możliwość zachodzenia reakcji również i przy zetknięciu się obu składników w fazie ciekłej, co może odgrywać większą rolę, zwłaszcza w przypadku układów samozapłonowych. Ciepło wydzielone z tej reakcji przyspiesza odparowanie pozostałych nieodparowanych kropelek składników, co umożliwia zachodzenie reakcji w fazie gazowej. Zaznaczyć jednak należy, że wskutek tego, że w komorze panuje bardzo wysoka temperatura, zasadniczą formą utleniania paliwa jest reakcja zachodząca w fazie gazowej. Odparowanie różnego rodzaju paliw w warunkach zbliżonych do warunków panujących w komorze było przedmiotem wielu badań i ma ono zasadniczy wpływ na pracę silnika raketowego. Poniżej zamieszczone są wykresy (rys. 1 i 2) przedstawiające zmianę promienia i temperatury odparowujących kropli aniliny i hydrazyny. Jak widać z wykresów, temperatura kropli rośnie początkowo szybko, a następnie przyrost temperatury jest stosunkowo wolny i dopiero przy małych promieniach kropli ma miejsce znowu znaczniejszy przyrost temperatury kropli i zwiększa się szybkość odparowania.

Dla procesu spalania bardzo ważny jest zapłon paliwa. Każde paliwo posiada pewne opóźnienie czyli zwłokę zapłonu wywołaną koniecznością podgrzania i zaktywizowania cząstek. Im ta zwłoka zapłonu jest mniejsza, tym

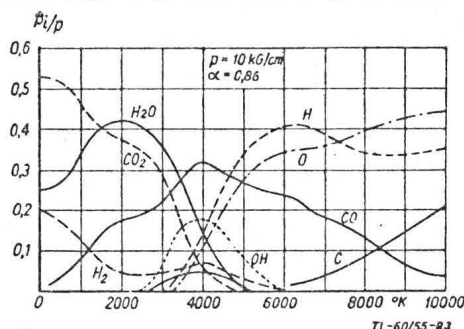
paliwo jest lepsze. Przy stosowaniu paliwa o dużej zwłocze zapłonu istnieje zawsze niebezpieczeństwo nagromadzenia się większej ilości paliwa w komorze, co może prowadzić do powstania mieszaniny wybuchowej i rozzerwania silnika. Jeżeli chodzi o zapłon, to dla zapoczątkowania reakcji stosuje się kilka sposobów w zależności od rodzaju silnika raketowego. Silniki raketowe, dla których przewiduje się jednorazowy zapłon, posiadają zwykle ładunek pirotechniczny (prochowy). Silniki, dla których przewiduje się przerywanie ich pracy, posiadają zapłon elektryczny lub chemiczny. Zapłon elektryczny polega na stosowaniu świec (iskrowych lub żarowych). Zapłon na drodze chemicznej może być osiągnięty przez stosowanie paliw samozapłonowych, to znaczy paliw, które przy zetknięciu z utleniaczem ulegają zapaleniu. Paliwa tego rodzaju można stosować jako paliwa główne lub jako paliwa rozruchowe. Oprócz tego stosowane są również katalizatory zapłonu, czyli substancje, których wtrysk w małej ilości do paliwa powoduje jego zapalenie po zetknięciu z utleniaczem. W niektórych typach silników stosowana jest wspólna komora rozruchowa połączona z główną, małą gardzielią. W niej stosuje się zapłon paliwa rozruchowego na drodze elektrycznej lub chemicznej.

Oprócz odpowiednich własności zapłonowych paliwo powinno posiadać wysoką wartość opałową i dawać możliwie jak największą ilość produktów spalania o wysokiej temperaturze. Zapewnia to uzyskanie dużej energii kinetycznej gazów spalinowych wylatujących z dyszy. Przebieg spalania w silniku raketowym nie jest jeszcze dokładnie zbadany ze względu na bardzo duże trudności, jakie tego rodzaju badania przedstawiają wskutek wysokich temperatur i szybkości reakcji, jakie mają miejsce w tym zakresie temperaturowym. Ogólnie można powiedzieć, że spalanie jest utlenianiem w płomieniu, to znaczy reakcją łańcuchową, przebiegającą bez rozgałęzień łańcucha. Tak duża szybkość reakcji utleniania jest wynikiem wysokich temperatur oraz dyfuzji aktywnych cząstek (wolnych rodników, produktów dysocjacji itd.). W początku komory spalania ma charakter kinetyczny, to znaczy jego szybkość zależy od szybkości przebiegu reakcji chemicznych, która to szybkość jest dosyć niska ze względu na stosunkowo niskie temperatury panujące w początku komory spalania

W dalszych częściach komory spalania ma charakter dyfuzyjny, gdyż wskutek wysokich temperatur reakcje utleniania przebiegają prawie natychmiast, a szybkość procesu spalania jest uwarunkowana szybkością odparowania i dyfuzji. Czoło płomienia nie jest ustalone i spalanie wskutek bardzo intensywnych ruchów turbulentnych odbywa się w całej masie. W przypadku gdy temperatura spalania przekracza 2500°, dużą rolę odgrywają już procesy dysocjacji:



Produkty dysocjacji, jak już wspomniano, przyspieszają reakcję utleniania. Ponadto wskutek tego, że dysocjacja jest procesem endotermicznym, zmniejsza się nieco temperatura gazów spalinowych, przez co zmniejsza się energia kinetyczna. Przy obliczeniach silników raketowych należy uwzględnić wpływ dysocjacji na temperaturę gazów spalania i szybkość ich wypływu z dyszy, gdyż nieuwzględnienie tego czynnika może prowadzić do znaczących błędów wynoszących od kilku do kilkunastu procent. Skład produktów spalania zależy od rodzaju użytego paliwa i utleniacza. Przykładowo podany jest na rys. 3 skład produktów spalania nafty z kwasem azotowym.



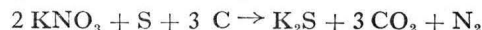
Rys. 3. Objętościowy skład produktów spalania nafty z  $\text{HNO}_3$  [wg Bołgowskiego (2)]

nych błędów wynoszących od kilku do kilkunastu procent. Skład produktów spalania zależy od rodzaju użytego paliwa i utleniacza. Przykładowo podany jest na rys. 3 skład produktów spalania nafty z kwasem azotowym.

Reasumując, co tu zostało powiedziane, dobre paliwo powinno dobrze się rozpylać, łatwo odparowywać, łatwo się zapalać i posiadać małą zwłocze zapłonu. Przy spalaniu powinno dawać jak najwięcej ciepła i spalać się zupełnie.

### Rodzaje paliw i utleniaczy

Cechą charakterystyczną silników raketowych, jak już wspomniano, jest to, że potrzebny do spalania tlen pobierają one nie z otoczenia, jak inne rodzaje silników spalinowych, lecz z utleniacza, którego zapas jest podobnie jak i zapas paliwa umieszczony w zbiornikach silnika. Zaznaczyć należy jednak, że tlen potrzebny do spalania nie musi być czerpany koniecznie z jakiejś osobnej substancji (utleniacza). Istnieją substancje chemiczne, które nie potrzebują do spalania utleniacza, gdyż zawierają dostateczną ilość tlenu związanego w drobinach substancji. Takimi substancjami są na przykład nitro-związki, które w zależności od ilości grup nitrowych ( $-\text{NO}_2$ ) mają większą lub mniejszą ilość tlenu w drobinie, powodującą łatwość wybuchowego rozkładu czyli spalania w bardzo krótkim okresie czasu. W zależności od czasu spalania dzielimy te substancje na miotające (mające stosunkowo długi czas spalania) oraz kruszące (bardzo krótki czas spalania). Substancje miotające mogą być również mechanicznymi mieszaninami materiału organicznego jako paliwa oraz substancji oddającej tlen. Przykładem takiego układu może być proch czarny, który jest mieszaniną azotanu potasu jako utleniacza oraz siarki i węgla jako paliwa. Podczas spalania zachodzi reakcja:



Proch czarny był paliwem napędowym do pierwszych pocisków raketowych stosowanych jeszcze w dawnych czasach w Chinach i Indiach. Dziś wyparty został przez proch bezdymny i cały szereg związków nitrowych. Na stałych paliwach pracują pociski raketowe o mniejszych wymiarach. Substancje kruszące z powodu zbyt dużej szybkości spalania (eksplozyjnego) raczej nie są stosowane jako paliwo napędowe. Większe silniki raketowe napędzane są zwykle paliwem płynnym, dającym możliwość regulacji pracy silnika.

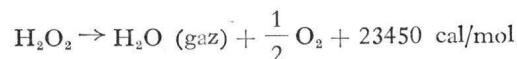
Ogólnie rzecz biorąc paliwa raketowe nazywa się propergolami. Propergole mogą być stałe i płynne. Można je podzielić na trzy grupy: 1) propergole stałe; 2) propergole mieszane — litergole (jeden składnik ciekły, drugi stały); 3) propergole jednopłynowe — a) monergole, b) katergole; 4) propergole dwupłynowe (diergole) — a) normalne, b) samozapłonowe (hypergole). Propergole stałe zostały pokrótce omówione powyżej i ze względu na to, że stanowią one osobną grupę substancji używanych jedynie w pociskach artylerii bezodrzutowej o małych wymiarach, nie będą tu szczegółowiej omawiane.

### Propergole mieszane — litergole

Są to układy z jednym ciekłym składnikiem (utleniaczem) oraz drugim stałym. W praktycznych rozwiązaniach robiono próby z silnikiem, który miał komorę wypełnioną periorowanymi prążkami z węgla. Wypełnienie komory spalało się stopiowo w wtryskiwanym utleniaczu. Litergole nie znalazły większego praktycznego zastosowania.

### Propergole jednopłynowe

Katergole są to propergole jednopłynowe, które dostarczają ciepła wskutek swego katalitycznego rozkładu. Typowym przykładem katergolu jest nadtlenek wodoru ( $\text{H}_2\text{O}_2$ ) o stężeniu 80%, który w obecności soli metali ciężkich działających katalizująco rozkłada się, dając parę wodną i tlen:



W wyniku reakcji rozkładu uzyskuje się gazy o temperaturze około 500°, ponieważ nie zachodzi tu reakcja spalania i temperatura jest stosunkowo niska, powstający strumień nazywa się strumieniem „zimnym” w przeciwieństwie do strumienia gorącego uzyskiwanego przez

spalanie paliwa. Jako katalizatory rozkładu używane były nadmanganiany i chromiany. W praktyce największe znaczenie uzyskał nadmanganian wapna. Napęd zimnostrumieniowy zastosowali Niemcy w roku 1941 (Walter HWK-11-2/3), ale ponieważ wyniki były nieznaczne, zmyślnie wykorzystali do napędu pomp paliwowych w pociskach raketowych V-2.

Monergole — są to propergole jednopłynowe, w których ciecz jest mieszaniną dwóch lub trzech płynów, z których jeden jest utleniaczem, a drugi paliwem. W przypadku mieszanin trzech składników, trzeci składnik jest zwykle rozpuszczalnikiem. Do monergoli zalicza się również substancje ciekłe mające w swej budowie dużą ilość tlenu, wystarczającego do utlenienia cząstek substancji. Przedstawicielem pierwszego rodzaju monergoli jest płyn Diversa, który otrzymuje się przez absorpcję gazowego amoniaku w azotan amonowy. Amoniak jest tu paliwem, a azotan amonowy utleniaczem. Płyn ten wywierał jednak silne działanie korozyjne, a azotan amonu w niższych temperaturach wykryształizowuje. Dlatego były robione próby zastąpienia go mieszaniną podtlenku azotu i czteronitrometanu jako utleniaczy, i amoniaku — jako paliwa. Stosowano również tak zwany mirol, który jest mieszaniną azotanu metylu i alkoholu metylowego. Mieszaninę tę otrzymuje się przez równoczesną destylację w kolumnie rektyfikacyjnej 60% kwasu azotowego i metanolu. Jako monergolu można użyć również stężony roztwór oksychinoliny (jako paliwa) w 80% nadtlenu wodoru, przy równoczesnym użyciu jako katalizatora dwutlenku manganu.

#### Propergole dwupłynowe

Jednym płynem jest paliwo, drugim — utleniacz.

a) Normalne (niesamozapłonowe). Składają się z dwóch płynów, które w zetknięciu ze sobą nie zapalają się, konieczne jest więc stosowanie zapłonu. W układach tych jako utleniacz stosowany jest ciekły tlen, podtlenek i dwutlenek azotu. Również były stosowane układy z nadtlaniem wodoru oraz czteronitrometanem jako utleniaczem. Jako paliwa dla tych układów stosowano węglowodory (ciekły metan, benzen, benzyna, lekkie oleje, alkohol metylowy i etylowy) oraz były przeprowadzone próby z koloidalnymi roztworami w węglowodorach takich metali jak magnez, glin, bor, lit i beryl. Metale te przy utlenianiu dają wielkie ilości ciepła, a ponadto posiadają wysoki ciężar właściwy, co umożliwia osiągnięcie wysokiej siły ciągu. Oprócz koloidalnych roztworów metali w węglowodorach badano możliwości zastosowania związków metalo-organicznych, to jest związków, które w swojej budowie posiadają oprócz węgla i wodoru również atomy metalu. Duża część tego rodzaju związków ma konsystencję płynną. W czasie ostatniej wojny Niemcy stosowali praktycznie układy z ciekłym tlenem. Do napędu myśliwców raketowych używa-

no ciekły tlen i alkohol etylowy. Do napędu pocisków V-2 utleniaczem był ciekły tlen, a paliwem 75% wodny roztwór alkoholu metylowego. Na ciekłym tlenie i alkoholu etylowym pracowały silniki Reakcion Motors 6000 C4 i RM I. W okresie powojennym w ośrodkach badawczych przeprowadzono cały szereg prób nad dalszymi układami dwupłynowymi.

Kilka innych zastosowań układów z ciekłym tlenem dla bardziej znanych pocisków raketowych podaje tabela 1.

b) Samozapłonowe (hypergole). Płyny wchodzące w skład tego typu układów przy zetknięciu ze sobą zapalają się samorzutnie tak, że odpada konieczność stosowania urządzeń i substancji zapłonowych. Hypergole w zależności od rodzaju stosowanego utleniacza dzieli się na dwie grupy: hypergole z nadtlaniem wodoru i hypergole z kwasem azotowym.

#### Hypergole z nadtlaniem wodoru

Utleniaczem jest tutaj nadtlenek wodoru o stężeniu ponad 80%. Najczęściej stosowanym paliwem jest wodzian hydrazyny, który daje wysokie temperatury spalania. Jednakowoż jest to substancja droga i stosunkowo trudna do otrzymywania. Stosuje się również jej mieszaniny z substancjami tańszymi, jak metanol, woda, chloroform itp. Katalizatorem spalania dla tego układu jest miedziocyjanek potasu  $K_3[Cu(CN)_4]$ . Ze względu na redukujący wpływ hydrazyny na katalizator, która redukuje go do miedzi metalicznej, a tym samym obniża stopniowo zawartość katalizatora w paliwie, przez co zwiększa się zwłoka zapłonu, katalizator dodaje się do paliwa przed użyciem. Dalszym często stosowanym paliwem jest pyrokatechina stosowana zwykle w roztworach w metanolu, ksylenie, eterach winylowych lub chlorowanych węglowodorach. Katalizatorem dla układu z pyrokatechiną jest dwubutylo-naftalenosulfonian żelaza. Z ważniejszych paliw stosowanych w tej grupie był dekalin. Ze względu na to, że produkty jego utlenienia nadtlaniem wodoru są rozpuszczalne w wodzie, zastosowany był on do napędu silników raketowych niektórych rodzajów torped morskich. Nie jest on jednak typowym hypergolem, gdyż nie jest zapewnione przy jego użyciu samorzutne zapalenie się. Jako substancję inicjującą dodaje się do niego wodzian hydrazyny z miedziocyjankiem potasu.

Samozapłon paliw przy stosowaniu nadtlenu wodoru jako utleniacza jest wynikiem tworzenia przy zetknięciu z paliwem złożonych nadtlenczków bardzo nietrwałych pod względem chemicznym, których rozkładowi towarzyszy wydzielanie się bardzo dużej ilości ciepła wystarczającej dla zapłonu paliwa. Hypergole z nadtlaniem wodoru i wodzianem hydrazyny w mieszaninie z metanolem jako paliwem (mieszaninę tę nazywali Niemcy C-Stoff) zastosowano do napędu samolotów (na przykład myśliwiec raketowy Me-163) i do pocisków. W zamieszczonej poniżej tabeli podano przykładowo kilka zastosowań układów z nadtlaniem wodoru do bardziej znanych pocisków i samolotów raketowych.

Tabela 1

Niektóre zastosowania układów z ciekłym tlenem

Nazwa pocisku raketowego	Produkcja Rok	Paliwo	Uwagi
Feuerillie 55	Niem. 1942	Alkohol etyl.	
Hs — 293	Niem.	Gazowy tlen, alkohol metylowy	Silnik Schmidting 109/613
LOON KUV-1	USA, 1948	Alkohol etylowy	Amerykańska latająca bomba
LOP — GAP	Bryt. 1948	Alkohol etylowy	
Man Carrying Rocket (tylko projekt)	Bryt. 1946	Alkohol etylowy	Wzorowano na niemieckiej A-4
MX — 774	USA. 1948	Alkohol etylowy	
Sanger Bredt (tylko projekt)	Niem. 1942	Olej	Dla bombowca
Viking No 7	USA. 1948	Alkohol etylowy	Pocisk do badań wysokościowych
Viking No 8	USA. 1952	Alkohol etylowy	Przekonstruowany No 7
X — 1	USA. 1946	Alkohol etyl. wy	

Tabela 2

Niektóre zastosowania układów z  $H_2O_2$

Nazwa pocisku raketowego	Produkcja Rok	Paliwo	Uwagi
BA 349 A Natter	Niem. 1944	C Stoff + T Stoff	Silnik HWK 100 — 509
Hecht	Niem. 1941	Zimny strumień	Silnik Walter
Hs 293	Niem. 1943	$H_2O_2$ + paliwo	Silnik raketowy 109/507
Hs 294	Niem. 1944	$H_2O_2$ + paliwo	
Hs 295	Niem. 1944	$H_2O_2$ + paliwo	
TR-Rocket		Alkohol metylowy + wodzian hydrazyny + woda	

## Hypergole z kwasem azotowym

Dymiący kwas azotowy jest bardzo silnym utleniaczem i dlatego z większością paliw tworzy on układy samozapłonowe. Dla skrócenia zwłoki zapłonu używa się jeszcze ponadto katalizatorów lub substancje inicjujące. Jako paliwa najczęściej stosowane są aminy takie jak anilina, m-ksylidyna, trójetanolamina i inne. Zmniejszenie zwłoki zapłonu amin osiąga się przez dodatek substancji redukujących, takich jak pirokatechina, hydrochinon i niektórych nienasyconych eterów (tak zwanych wizoli). Substancje te, jak i winyloacetylen, furan, alkohol furfurylowy itp. mogą być używane również jako paliwa. Ponieważ substancje te są drogie, często rozcieńcza się je tańszymi rozpuszczalnikami palnymi, które mimo że nie są samozapłonowe, w mieszaninie z poprzednio omówionymi substancjami zapalają się i spalają dobrze.

Jako rozpuszczalników używa się zwykle węglowodorów takich jak benzen, ksylen, benzyna, nafta, a nawet olej napędowy (przy czym ten ostatni potrzebuje do zapłonu dodatku dużej ilości substancji samozapłonowych) oraz alkohole: metylowy i etylowy. Naturalnie, jeżeli stosuje się mieszaninę czy to dwóch paliw, czy też paliwa z substancją inicjującą konieczne jest, aby te dwie substancje mieszały się ze sobą. Ostatnio hypergole z kwasem azotowym, podobnie jak i z nadtlenkiem wodoru, mają coraz większe zastosowanie. Kilka bardziej znanych praktycznych zastosowań układów z kwasem azotowym zebrane jest w poniższej tabeli (tabl. 3).

c) Katalizatory i inicjatory. Jak widać z powyższego przeglądu, oprócz utleniaczy i paliw bardzo

Tabela 3  
Niektóre zastosowania układów z  $\text{HNO}_3$

Nazwa pocisku raketowego	Produkcja Rok	Paliwa
Enzian E — 4	Niem. 1944	vizol
Enzian E — 5	Niem. 1944	vizol
Feuerlilie 55 A	Niem.	vizol
Feuerlilie 55 B	Niem.	vizol
Gorgon 11 — A	USA 1946	monoetyloanilina
Gorgon 11 — C	USA 1947	anilina
Gorgon Ku 2N — 1	USA 1946	anilina
Hermes A — 1	USA 1950	anilina
Hermes A — 2	USA 1950	nienasycone etery
Lark CTV — N — 9	USA 1949	anilina
Nike X SAM—A—7	USA 1950	benzyna
Örlikon	Szwajc. 1950	parafina
Rheintochter R—3	Niem. 1944	vizol
Ruhrstahl X—4	Niem.	tonka 250
Schmetterling HS 117	Niem. 1944	tonka 500
Taifun F	Niem.	eter butylowy
Veronique	Franc. 1950	olej napędowy
WAC-Corporal	USA 1945	anilina
Wasserfall	Niem. 1943	vizol

Tabela 4  
Składy niemieckich paliw i utleniaczy

Nazwa	Skład	Procentowa zawartość
T-Stoff	nadtlenek wodoru o stężeniu 80-83%	—
C-Stoff	wodzian hydrazyny alkohol metylowy woda + miedziocyjanek potasu (17% wodny roztwór)	30% 57% 13% 10 cm <sup>3</sup> /l
Visol	eter winyloizobutylowy	—
Tonka 250	ksylidyna trójetanolamina	50% 50%
Tonka 500	mieszanka oktanów benzen, ksylen itp. ksylidyna pyrokatechina (techn.) metyloanilina etyloanilina anilina	35% 20% 12% 10% 8% 5% 10%

ważną rolę odgrywają również substancje zapewniające ich łatwy i szybki zapłon, to znaczy katalizatory i substancje inicjujące (inicjatory).

Inicjatory są to substancje reaktywne pod względem chemicznym. Ciepło ich reakcji powoduje zapłon paliwa. Te same inicjatory mogą być używane dla hypergoli z kwasem azotowym, jak i dla hypergoli z nadtlenkiem wodoru.

Wśród inicjatorów można wydzielić kilka grup chemicznych. Aminy, reagując z kwasem azotowym tworzą sole. Ciepło tej reakcji wystarcza dla zapłonu paliwa. Z nadtlenkiem wodoru tworzą nietrwałe nadtlenki, których rozkład daje dostateczną ilość ciepła dla zapoczątkowania spalania.

Substancje redukujące są to substancje, które redukują utleniacz, same energicznie się utleniają i oddają dostateczną ilość ciepła do zapłonu. Należą tu, jak już wspomniano poprzednio, pirokatechina, hydrochinon, niektóre nienasycone węglowodory (jak na przykład winyloacetylen), nienasycone węglowodory (jak na przykład winyloacetylen), nienasycone etery itp. Niektóre substancje łączą w sobie zdolność do zachowania się jak aminy i substancje redukujące. Należy tu na przykład hydrazyna, pyrrol, amino-fenole itd.

Katalizatory używa się zasadniczo w układach z nadtlenkiem wodoru. Dla uzyskania zimnego strumienia przez rozkład nadtlenku wodoru stosuje się nadmanganiany lub chromiany oraz dwutlenek manganu. Wspomniano już również o miedziocyjanku potasu i solach żelaza różnych sulfokwasów, które mają silne działanie katalityczne i zmniejszają zwłokę zapłonu.

Ze względu na to, że przy omawianiu różnych układów paliwo-utleniacz użyte zostały również kryptonimy niemieckie, w zamieszczonej tabli 4 podane są składy kryptonimowanych paliw i utleniaczy.

## Własności utleniaczy i sposoby ich otrzymywania

Po omówieniu zasadniczych układów paliwo-utleniacz konieczne jest podanie kilku szczegółów na temat własności i sposobów otrzymywania najczęściej stosowanych utleniaczy i paliw.

## A. Ciekły tlen

Ciekły tlen tworzy układy niesamozapłonowe i stosowany jest zwykle do utleniania alkoholów lub węglowodorów, które spalają się w nim jasnym biało-żółtym płomieniem. Temperatura spalania jest bardzo wysoka, rzędu 3000°C.

## Sposoby otrzymywania

Głównym źródłem tlenu jest rektyfikacja skroplonego powietrza w aparaturze Lindego. Pewne ilości tlenu

Tabela 5  
Własności ciekłego tlenu

Wzór chemiczny	Ciepło molekularny	Ciepło właściwe kg/l	Temp. krzepnięcia °C	Temp. wrzenia °C	Ciepło parowan. °cal/kg	Ciepło tworzenia kcal/mol	Ciepło właściwe (przy 18°C)
O <sub>2</sub>	32	1,14	-218	-183	506	0	0,406



otrzymuje się również przy elektrolizie wody, gdzie głównym produktem jest droższy wodór, a tlen produktem ubocznym. Małe ilości tlenu otrzymuje się przez absorpcję tlenu w kobaltoaminach organicznych lub przez utlenianie w temperaturze około 500°C tlenku baru do nadtlenu, którego rozkład w temperaturze około 800°C daje z powrotem tlenek baru i tlen. Przy odparowaniu jednego litra ciekłego tlenu otrzymuje się 790 l gazu (w normalnych warunkach).

**Sposoby przechowywania i obchodzenie się**

W małych ilościach przechowuje się go w naczyniach Dewara, w większych w specjalnie izolowanych zbiornikach, zwykle o kształcie kulistym. Nie działa korodująco na metaliczne powierzchnie zbiorników. Powierzchnie te muszą być czyste, gdyż przy zetknięciu ze smarami lub innymi substancjami organicznymi następuje energiczne utlenianie, którego ciepło prowadzi do odparowania dużej ilości tlenu, co może spowodować rozerwanie zbiornika. Tlen ciekły nie może być długo przechowywany ze względu na straty przez odparowanie. Korzystniejsze jest magazynowanie większych objętości ze względu na to, że odparowanie obniża temperaturę cieczy i zmniejsza prężność par.

### B. Nadtlenek wodoru H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>

Stosowany jest w układach samozapłonowych; jego działanie utleniające polega na wydzielaniu tlenu przy

rozkładzie  $H_2O_2 \rightarrow H_2O + \frac{1}{2} O_2$  w obecności katalizato-

rów lub przy podwyższonych temperaturach. W technice raketowej stosowane jest stężenie od 70—90%, gdyż przy niższych stężeniach nie daje wystarczającej ilości tlenu.

Tabela 6  
Własności nadtlenu wodoru H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>

Własność	Stężenie %			
	70	80	90	100
Wzór chemiczny	H <sub>2</sub> O <sub>2</sub>			
Ciepłota molekularny	34			
Ciepłota właściwa, kg/l (18°C)	1,29	1,35	1,39	1,45
Temp. krzepn. °C	-37,0	-22,2	-7,8	-1,7
Temp. wrzenia °C	—	—	142*	151*
Ciepłota parowania kcal/kg	—	36,7	345	325
Ciepłota właściwa, (15,5°C) kcal/kg°C	0,68	0,64	0,61	0,58
Lepkość dynam. (0°C) cP	1,93	1,92	1,86	1,82
Ciepłota tworzenia (H <sub>2</sub> +O <sub>2</sub> →H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> ) kcal/mol	—	—	—	45 350
Ciepłota rozkładu H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> →H <sub>2</sub> O + $\frac{1}{2}$ O <sub>2</sub>	—	—	—	23 450

\* ) Obliczone, gdyż powyżej 100°C następuje rozkład.

### Sposoby otrzymywania

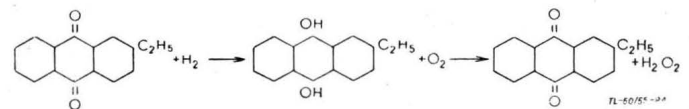
Przy otrzymywaniu nadtlenu wodoru (wody utlenionej) do napędu silników raketowych należy wyróżnić dwa stadia. Pierwszym stadium jest otrzymywanie wody utlenionej o niskim stężeniu (perhydrol 30%). Drugim etapem jest stężenie jej za pomocą destylacji do 80—90%. Do czasu II wojny światowej otrzymywanie nadtlenu wodoru o tak wysokim stężeniu nie było praktycznie opracowane, a produkcja jego uważana była za wysoce niebezpieczną ze względu na możliwość wybuchowego rozkładu. Niemieckie czynniki wojskowe, przygotowujące wojnę, przeznaczyły duże sumy na opracowanie tego problemu. Problem ten został przez Niemców opracowany już w 1936 r., ale był trzymany zarówno do czasu wybuchu wojny, jak i w czasie trwania wojny w najściślejszej tajemnicy. Dopiero w 1944 r. Niemcy za wygórowaną cenę udostępnili Japonii szczegóły metody otrzymywania stężonego nadtlenu wodoru. Po zakończeniu wojny wszelkie materiały stały się dostępne i niemieckie metody nie tylko że znalazły zastosowanie w innych krajach, ale zostały jeszcze ulepszone. Ogólnie rzecz biorąc, dla otrzymywania nadtlenu wodoru stosuje się cztery metody.

a) Elektrolityczne utlenianie kwaśnego siarczanu amonu do nadsiarczanu w myśl reakcji  $2(HN_4)HSO_4 \rightarrow (NH_4)_2S_2O_8 + H_2O$ .

Ponieważ nadsiarczan amonu jest bardzo dobrze rozpuszczalny w wodzie, zwykle wydziela się go z roztworu przez uzyskanie słabo rozpuszczalnej soli potasowej wskutek wymiany z kwaśnym siarczanem potasowym  $(NH_4)_2S_2O_8 + 2KHSO_4 \rightarrow K_2S_2O_8 + 2(NH_4)HSO_4$ . Otrzymany nadsiarczan potasu rozkłada się parą wodną i otrzymuje się nadtlenek wodoru o stężeniu około 30%, który poddaje się stężeniu:  $K_2S_2O_8 + H_2O \rightarrow 2KHSO_4 + H_2O_2$ . Jest to najczęściej stosowana metoda.

b) Druga metoda polega na poddawaniu wyładowaniom elektrycznym przy napięciu kilkunastu tysięcy volt w komorze jonizacyjnej mieszaniny wodoru, tlenu i pary wodnej. W metodzie tej otrzymuje się nadtlenek wodoru o stężeniu średnio około 10% wprost z tlenu i wodoru. Metodą tą pracowały Elektrochemische-Werke.

c) I. G. Farben Industrie stosował metodę, polegającą na utlenianiu łatwo utleniających się związków organicznych i usuwaniu tworzącego się podczas reakcji nadtlenu wodoru. Przykładem może być utlenianie 2-etylo-antrachinonu:



W reakcji tej otrzymuje się nadtlenek wodoru o stężeniu około 20%.

d) Reakcja nadtlenu baru z kwasem siarkowym przebiega następująco:  $BaO_2 + H_2SO_4 \rightarrow BaSO_4 + H_2O_2$ . Otrzymany powyższymi metodami nadtlenek wodoru o stężeniu 10—30% zagęszcza się do stężenia 80—95% za pomocą dwustopniowej destylacji w obecności stabilizatorów, zapobiegających rozkładowi grożącemu eksplozją urządzenia.

**Sposoby przechowywania i obchodzenie się.**

Do przechowywania stosuje się naczynia szklane (gatunki szkła twardego), naczynia z porcelany i wysoko gatunkowych stali stopowych oraz aluminium. Najlepsze i najczęściej stosowane są naczynia aluminiowe, przy czym konieczne jest stosowanie aluminium o czystości 99,5%. Tak duża czystość podyktowana jest katalizowaniem przez zanieczyszczenia rozkładu nadtlenu wodoru, co z jednej strony wywołuje straty, a w krańcowych przypadkach może prowadzić do wybuchu. Dużą rolę odgrywa również charakter powierzchni naczynia. Dla usunięcia zanieczyszczeń z wewnętrznej powierzchni naczynia traktuje się ją 10% roztworem NaOH, a następnie roztworem 20—30% HNO<sub>3</sub>, po czym następuje przemywanie wodą nie zawierającą więcej niż 1 mg/l soli żelaza. Jeżeli chodzi o stabilność nadtlenu wodoru, to ulega on rozkładowi w tym mniejszym stopniu, im jest czystszy i im mniej zawiera soli metali ciężkich. Jako stabilizatora używa się kwasu fosforowego (120—150 mg/l) lub pirofosforanu sodu (100—300 mg/l). Nadtlenek wodoru nie jest substancją trującą, a jego szkodliwe działanie polega na działaniu utleniającym. Przy prysnięciu na ciało pozostawia białe plamy, a po dłuższym czasie działania wywołuje stwardnienie skóry.

e) Kwas azotowy. Stosowany jest w układach samozapłonowych dla utleniania różnego rodzaju związków azotowych (amin, alkoholi, eterów i węglowodorów). W technice raketowej stosowany jest dymiący kwas azotowy lub mieszanina nitrująca. Dymiący kwas azotowy ma kolor żółty. Przy nasyceniu go dodatkową ilością tlenków azotu przybiera kolor brązowoczerwony. Jest on bardzo silnym utleniaczem, przy czym dodatkowa zawartość tlenków azotu zwiększa jego reaktywność. Wywiera bardzo silne działanie korozyjne. W celu zmniejszenia działania korozyjnego stosuje się go często w mieszaninie z kwasem siarkowym (mieszanina nitrująca).

### Sposoby otrzymywania

Najbardziej rozpowszechnioną metodą otrzymywania kwasu azotowego jest utlenianie amoniaku w obecności katalizatorów do tlenku azotu, z których po dotlenieniu otrzymuje się następnie kwas azotowy.

**Sposoby przechowywania i obchodzenie się.**

W małych ilościach przechowuje się go i przewozi w balonach szklanych lub kamionkowych. W większych — w naczyniach aluminiowych lub z wysoko gatunkowej

Tabela 7  
Własności kwasu azotowego

Własności	Stężenie %			
	70	80	90	100
Wzór chemiczny	HNO <sub>3</sub>			
Ciężar molekularny	—	—	—	63
Ciężar wł./20°E/kg/1	1,423	1,462	1,492	1,520
Tem. krzep. °C	-42	—	-66,4	-41,2
Tem. wrzenia °C	125	115,5	102,0	86,0
Ciepło wł. kcal/kg°C	0,612	0,580	0,54	0,46
Lepkość /20°cP	2,2	2,0	1,4	0,9
Ciepło tworzenia z pierwiastków kcal/mol	—	—	—	1,150

stały stopowej. Na powierzchni metali, z których wykonane są naczynia, tworzy on ochronną warstwę tlenku, która chroni metal przed oddziaływaniem korozyjnym. Na organizm ludzki działa bardzo szkodliwie. Na skórze powoduje przy krótkim oddziaływaniu zżółknięcie stwardnienia (reakcja ksanto-proteinowa), a przy dłuższym działaniu — oparzenia i trudno gojące się rany. Szkodliwe jest również wdychywanie wydzielających się z kwasu azotowego tlenków azotu oraz par kwasu.

#### D. Inne rodzaje utleniaczy

Opisane powyżej trzy rodzaje utleniaczy znalazły w technice raketowej szerokie praktyczne zastosowanie ze względu na skuteczność ich działania oraz łatwość produkcji. Niemniej jednak jako utleniacze mogą być zastosowane i inne substancje, które nie dorównują swoją skutecznością działania powyższym trzem utleniaczom, czy

Tabela 8  
Własności najczęściej stosowanych alkoholi


Własności	Wzór chemiczny	Ciężar molekularny	Ciężar własc. G/cm <sup>3</sup>	Tem. krzep. °C	Tem. wrzenia °C	Ciepło własc. kcal/kg°C	Dynam. lepkość cP/przy 10°C
Nazwa substancji							
Alkohol metylowy	CH <sub>3</sub> OH	34	0,791	-98	65	0,59	0,66
Alkohol etylowy	C <sub>2</sub> H <sub>5</sub> OH	46	0,789	-114,5	78	0,62	1,4
Alkohol furfurylowy		98	1,13	-32	178	0,58	8,1

Tabela 9  
Własności związków azotowych stosowanych jako paliwa

Własności	Wzór chem.	Cięż. molekularny	Cięż. własc. G/cm <sup>3</sup>	Temp. krzepn. °C	Temp. wrzenia °C	Ciepło własc. kcal/kg°C	Lepkość dynam. cP
Nazwa substancji							
Nitrometan	CH <sub>3</sub> NO <sub>2</sub>	61,0	1,139	-29	101,2	0,41	0,654
Nitroetan	C <sub>2</sub> H <sub>5</sub> NO <sub>2</sub>	75,0	1,052	-90	114	—	0,671
Azotan metylu	CH <sub>3</sub> ONO <sub>2</sub>	77,0	1,205	-20	66	—	0,491
Amoniak	NH <sub>3</sub>	17,0	0,817 [-79°C]	-78	-33	1,05 [-60°C]	0,14
Hydrazyna	N <sub>2</sub> H <sub>4</sub>	32,0	1,01	1,4	113	0,75 [27°C]	1,0
Hydrazyny wodzian	N <sub>2</sub> H <sub>4</sub> ·H <sub>2</sub> O	50,0	1,03	-40	118	—	—
Anilina	C <sub>6</sub> H <sub>5</sub> NH <sub>2</sub>	93,1	1,02	-6	184	0,48 [16°C]	6,6 [10°C]
Ksyldyna-m/	(CH <sub>3</sub> ) <sub>2</sub> C <sub>6</sub> H <sub>3</sub> NH <sub>2</sub>	121,4	0,978	50	213	—	—
Trójetanolamina	N(CH <sub>2</sub> CH <sub>2</sub> OH) <sub>3</sub>	149,1	1,12	21	206 [15 mmHg]	—	—

też otrzymywanie ich jest kosztowne i trudne. Jako dobry utleniacz pod uwagę brany jest czteronitrometan C(NO<sub>2</sub>)<sub>4</sub> i tlenki azotu. Ponadto możliwe jest zastosowanie utleniaczy nie zawierających tlenu, jak na przykład fluoru. Fluor jest pod względem chemicznym nadzwyczaj reaktywny i przy zetknięciu z większą ilością substancji organicznych wywołuje ich natychmiastowe zapalenie się. Zastosowaniu go w technice raketowej stoi na przeszkodzie stosunkowo niska temperatura wrzenia (-187°C), niski ciężar właściwy i bardzo silne własności korodujące i toksyczne.

#### Własności paliw raketowych

Omówione uprzednio paliwa stosowane w rozmaitych typach układów można podzielić na kilka grup, biorąc jako podstawę podziału ich charakter chemiczny.

Paliwa węglowodorowe stosowane są w układach niesamozapłonowych (z ciekłym tlenem, z tlenkami azotu lub czteronitrometanem), jak i w samozapłonowych z nadtlakiem wodoru i kwasem azotowym. W tym ostatnim przypadku stosuje się je jako dodatek lub rozpuszczalnik do paliw samozapłonowych. Najczęściej stosuje się mieszaniny węglowodorowe otrzymane z ropy naftowej (benzyny, nafty, lekkie oleje napędowe) oraz z węgla kamiennego (benzen, toluen, ksylen, solwent-nafta itd.).

Oprócz tego znalazły zastosowanie węglowodory nienasycone, takie jak acetylen, winylo-acetylen itp.

Paliwa alkoholowe i eterowe są stosowane przeważnie w układach niesamozapłonowych, rzadziej natomiast w układach samozapłonowych jako dodatek. Najczęściej stosowanymi alkoholami jest alkohol metylowy i etylowy ze względu na ich tanią i łatwość otrzymywania. Ponadto stosowany był również alkohol furfurylowy. Z eterów, jak już wspomniano, używano w układzie z HNO<sub>3</sub> nienasycone etery (wizole). W tabeli 8 zestawione są własności najczęściej stosowanych alkoholi.

#### Związki azotowe jako paliwa

a) Azotany i nitrozwiązki: Większa część nitrozwiązków są to substancje stałe, odznaczające się bardzo silnymi własnościami wybuchowymi, podobnie jak i azotany. Jak już wspomniano, znajdują one zastosowanie w małych pociskach raketowych jako jednoskładnikowe paliwo stałe. W postaci ciekłej stosowany był azotan metylu w mieszaninie z alkoholem metylowym zwanej mirolem. Z ciekłych nitrozwiązków największe zastosowanie znalazł mononitrometan.

b) Amoniak używa się jako paliwo raketowe w postaci ciekłej wraz z tlenem jako utleniaczem. Daje on wysokie temperatury spalania oraz dużo produktów gazowych. Jest cieczą trującą o dużej prężności par, co sprawia trudności przy jego stosowaniu.

c) Hydrazyna i wodzian hydrazyny. Hydrazyna (N<sub>2</sub>H<sub>4</sub>), a przede wszystkim jej wodzian (N<sub>2</sub>H<sub>4</sub>·H<sub>2</sub>O) jest jednym z najczęściej stosowanych paliw spośród związków azotowych. Już podczas ostatniej wojny był wodzian hydrazyny użyty przez Niemców w mieszaninie z alkoholem metylowym do napędu myśliwca raketowego Me-163 z silnikiem Walter HWK-509. Obecnie stosowany jest w kilku typach raket. Przy reakcji z nadtlakiem wodoru występują jednakże duże opóźnienia zapłonu, co grozi możliwością wybuchu i dlatego konieczne jest stosowanie katalizatorów (np. miedziocyjanku potasowego). Łatwo rozpuszcza się w wodzie, alkoholach i innych rozpuszczalnikach organicznych. Niemcy otrzymywali hydrazynę na większą skalę za pomocą reakcji Raschiga z podchlory-

nów metalu alkalicznego w obecności nadmiaru amoniaku:  
 $\text{NaOCl} + 2\text{NH}_3 \rightarrow \text{NH}_2\text{NH}_2 + \text{NaCl} + \text{H}_2\text{O}$ .

Hydrazyna jest związkami trującym, a jej pary mogą wywoływać czasową ślepotę. Były również robione próby zastosowania jako paliwa raketowego hydrosylaminy  $\text{NH}_2\text{OH}$ .

d) Aminy są bardzo często używanymi paliwami w technice raketowej ze względu na to, że większość z nich z nadtlentem wodoru, jak i z dymiącym kwasem azotowym, daje mieszaninę samozapłonową. Do najczęściej stosowanych należą anilina. Stosowane były ponadto ksylidyna i trójetanolamina. Stosowanie amin jako paliwa, mimo ich niewątpliwych zalet, jest częściowo ograniczone ich wysoką ceną.

W tabeli 9 zestawione zostały własności związków azotowych używanych jako paliwa ciekłe dla silników raketowych.

### Inne paliwa

Oprócz omówionych powyżej różnych rodzajów paliw, które znalazły w mniejszym lub większym stopniu praktyczne zastosowanie w technice raketowej, robiono próby zastosowania całego szeregu innych substancji, które ze względu na swoje własności mogą być brane pod uwagę jako paliwa. Jak już wspomniano, były przeprowadzane próby z koloidalnymi roztworami metali w różnych paliwach podstawowych oraz ciekłymi związkami metalo-organicznymi. Z ciekawszych prób wymienić należy ponadto zastosowanie borowodorów ( $\text{B}_n\text{H}_m$ ), które dają duże ilości wodoru oraz krzemowodorów (silanów).

Poruszone zagadnienia omawiane są ze względu na szczupłe ramy niniejszego artykułu jedynie w zarysie, a zostały zestawione na podstawie zamieszczonej poniżej literatury.

Artykuł wpłynął dnia 25 października 1955 r.

## Uzupełnienie

Od chwili oddania do Redakcji artykułu wydaje się konieczne ze względu na bardzo szybki rozwój techniki raketowej, uzupełnienie go naświetleniem przynajmniej w najogólniejszym zarysie najważniejszych osiągnięć ostatniego okresu.

Intensywne badania przeprowadzane są zarówno nad paliwami, jak i utleniaczami, opracowuje się nowe paliwa i utleniacze, a poznaje się możliwie wszechstronnie uprzednio już opracowane i wprowadzone do eksploatacji.

Paliwa, które znalazły już praktyczne zastosowanie są badane z punktu widzenia ich szkodliwego oddziaływania na organizm ludzki, oddziaływania korozyjnego, własności wybuchowych itp. Prowadzone są prace zmierzające do polepszenia ich własności eksploatacyjnych oraz opracowania prostszych i tańszych metod ich produkcji.

Zagadnienia te poruszane są coraz częściej na łamach wielu pism technicznych. Trwają również poszukiwania nowych, lepszych paliw, przy czym pod uwagę bierze się przede wszystkim te, które odznaczają się wysokim ciepłem tworzenia (a więc i wysokim ciepłem rozkładu) oraz posiadają inne własności, dające im pierwszeństwo jako paliwa raketowe (lotność, lepkość, reaktywność chemiczna itp.).

Ogólnie jednak można powiedzieć, że nie ma w tej dziedzinie jakichś specjalnych osiągnięć i omówione uprzednio grupy paliw są do dzisiaj uważane za najlepsze.

Poważniejsze osiągnięcia należy zanotować w dziedzinie utleniaczy.

Jeśli chodzi o nadtlenek wodoru, to opanowano zupełnie jego produkcję i stężenie, a wskutek dokładnego zbadania własności wybuchowych i sposobów stabilizacji, nie przedstawia on już przy eksploatacji, transporcie i magazynowaniu żadnego niebezpieczeństwa. Cena stężonego nadtlenu wodoru wynosi w USA około 50 centów za funt (110 centów za kilogram).

Bardzo poważnym osiągnięciem jest opracowanie, co prawda na razie na skalę laboratoryjną, metod otrzymywania ciekłego ozonu oraz jego mieszanin z ciekłym tlenem.

Ozon jako utleniacz ma ogromne zalety i wielką przyszłość, gdyż jako substancja, dla utworzenia której konieczna jest wielka ilość energii, przy rozkładzie wydzielą tę energię. Ciepło rozkładu wynosi 23 000 cal/mol tlenu. Użycie ozonu zamiast tlenu zwiększa temperaturę spalania i szybkość wypływu gazów. Przy rozkładzie wydzielą się ponadto tlen atomowy O, który w porównaniu z tlenem cząsteczkowym  $\text{O}_2$  odznacza się wielokrotnie większą reaktywnością. Poza tym ozon posiadający większą gęstość od tlenu jest bardziej ekonomiczny, gdyż w tę samą pojemność zbiorników można zabrać więcej utleniacza. Do niedawna ozon uważany był za substancję wybuchową i niezwykle nietrwałą.

Badania wykazały, że większą trwałość osiąga się w stanie ciekłym, niemniej jednak posiada on dalej silne własności wybuchowe. Jak stwierdzono, przyczyną tych własności wybuchowych są zawarte w tlenie używanym dla otrzymywania ozonu bardzo małe ilości (ślady) substancji organicznych (przede wszystkim acetyleny), których jest pewna ilość w powietrzu, a ponadto przedostają się one do tlenu przy sprężaniu go w sprężarkach (rozkład smarów). Stosowano skomplikowane sposoby oczyszczania tlenu, które dawały mniej lub więcej pozytywne wyniki. Najlepszym sposobem oczyszczenia tlenu okazało się przepuszczanie go w temperaturze 1300°C nad katalizatorem z tlenku miedzi. W tych warunkach wszystkie substancje organiczne spalają się na  $\text{CO}_2$  i  $\text{H}_2\text{O}$ . Otrzymany z tak oczyszczonego tlenu ozon jest trwały i nie łatwo ulega eksplozji. Otrzymuje się go przez poddawanie tlenu w ozonizatorze cichym wyładowaniem elektrycznym. Następnie zaraz się go oziębia i skrapla za pomocą ciekłego azotu. Temperatura skroplenia —111,9°C. Dotychczas stosowane metody otrzymywania ozonu dają niewielkie wydajności dochodzące do dwudziestu kilku procent.

Tak więc otrzymuje się nie czysty ozon, lecz jego mieszaniny z tlenem.

O wiele większą trudnością następuje otrzymanie trwałych, nie ulegających wybuchowi, gazowych mieszanin tlen-ozon. Obecnie w tym kierunku prowadzone są badania.

Ostatnio coraz większego znaczenia jako utleniacz nabiera czteronitrometan  $\text{C}(\text{NO}_2)_4$ , który jest w artykule potraktowany jedynie marginesowo. Zawiera on cztery grupy nitrowe i jest silnym utleniaczem. W porównaniu z ciekłym tlenem, który ma gęstość 1,14, czyli daje 1,14 kg/l czynnego tlenu, czteronitrometan o gęstości 1,64 daje 1,07 kg/l czynnego tlenu. Posiada on wysoką temperaturę wrzenia 126°C, a lepkość w 20°C, 1,76 cP, a więc leżące w granicach, jakie są wymagane od dobrych utleniaczy dla silników raketowych.

Przykrą własnością jest jego wysoka temperatura krzepnięcia, a mianowicie 13,8°C. Aby czteronitrometan mógł być zastosowany, zachodzi konieczność obniżenia jego temperatury krzepnięcia za pomocą dodatków. Dodatki te nie mogą pogarszać innych własności czteronitrometanu, a przede wszystkim własności utleniających.

Przeprowadzono próby nad zastosowaniem jako środków obniżających temperaturę krzepnięcia tlenków azotu. Dodatek 20%  $\text{N}_2\text{O}_4$  powoduje, że otrzymana mieszanina zamarza przy —14°C, a w temperaturze eutektycznej dla 35% przy —30°C.

Takie mieszaniny mają dobre własności utleniające, jednakże odznaczają się dużą prężnością par oraz silnym oddziaływaniem korozyjnym. Jako środek obniżający temperaturę krzepnięcia może w grę wchodzić również mononitrometan  $\text{CH}_3\text{NO}_2$ , którego 25% dodatek obniża temperaturę krzepnięcia do —8,5°C, a 50% do —26°C. Zastosowanie czteronitrometanu jako dobrego utleniacza ograniczone jest również jego własnościami wybuchowymi.

Zaznaczyć należy, że dodatek tlenków azotu nie tylko obniża temperaturę krzepnięcia, lecz również zmniejsza jego własności wybuchowe.

Czteronitrometan łatwo miesza się z różnymi cieczami organicznymi, tworząc z nimi dobre paliwo jednopłynowe, które po zapaleniu spala się spokojnie. Niestety mieszaniny takie posiadają bardzo silne własności wybuchowe i to tym silniejsze, im skład mieszaniny jest bardziej zbliżony do składu stechiometrycznego.

Czteronitrometan otrzymuje się na drodze nitrowania acetyleny, bezwodnika kwasu octowego oraz ketenu. Dotychczas produkcja czteronitrometanu nie wyszła poza skalę półtechniczną, a w kilku zakładach urządzenia służące

zące do jego produkcji uległy zniszczeniu wskutek wybuchu.

Warte wzmianki są również próby z utleniaczami beztlenowymi, a mianowicie z fluorem i jego chlorowcowymi pochodnymi, a w szczególności trójfluorkiem chloru  $\text{ClF}_3$ .

Fluor w zetknięciu z większością substancji organicznych reaguje nadzwyczaj energicznie z wydzieleniem bardzo dużych ilości ciepła. Można powiedzieć obrazowo, że substancje te „spalają” się w fluorze. Reakcja często jest tak energiczna, że prowadzi do wybuchu. Jego zastosowanie jako utleniacza, jak już wspomniano, ogranicza silna reaktywność chemiczna, która prowadzi do całego szeregu trudności związanych z jego korozyjnym oddziaływaniem. Poza tym jest on silnie toksyczny.

Łatwiejsze do zastosowania są jego związki, a w szczególności trójfluorek chloru  $\text{ClF}_3$ . Jest to substancja o temperaturze krzepnięcia  $-83^\circ\text{C}$  i temperaturze wrzenia  $11^\circ\text{C}$ , czyli w normalnej temperaturze jest on gazem. Pod względem reaktywności tylko nieznacznie ustępuje fluorowi. Jest związkiem silnie korodującym i toksycznym. W postaci cieczy jest bardziej reaktywny niż gaz. Mimo swojej ogromnej reaktywności może być przechowywany w zwykłych naczyniach metalowych, szczególnie ze stali stopowych, mosiądzu lub niklu, gdyż tworzy on powierzchniową warstwę ochronną fluorku metalu, z którego zrobione jest naczynie, nie dopuszczającą do działania korozyjnego. Należy tu wspomnieć, że reaktywność  $\text{ClF}_3$  jest szczególnie godna uwagi, gdyż pomijając wspomniane już oddziaływanie na związki organiczne, reaguje on bardzo energicznie z wodą (tworząc szkodliwe dla zdrowia produkty gazowe  $\text{HF}$ ,  $\text{OF}_2$  i  $\text{Cl}_2$ ), a nawet z piaskiem

(tworząc lotne związki krzemofluorowe np.  $\text{SiF}_4$ ). Z tego względu Niemcy, a następnie Amerykanie, robili próby nad zastosowaniem go do napełniania bomb zapalających, gdyż płomień wywołany przez ten związek nie daje się ugasić normalnie stosowanymi środkami.

Jako substancje utleniające w grę mogą wchodzić jeszcze inne związki fluoru z chlorowcami.

Tak w najogólniejszym zarysie przedstawiają się niektóre nowe osiągnięcia w dziedzinie paliw i utleniaczy dla silników rakietowych.

*Uzupełnienie wpłynęło dnia 20 listopada 1956 r.*

#### LITERATURA

1. Sutton „Rocket Propulsion Elements“ N. York 1949
2. Bołgarskij, Szczukin „Raboczyje procesy w żidkostno-rieaktywnych dwigatielach“, Moskwa 1953
3. „Motornyje topliwa, masła i żidkosti“, Moskwa 1953
4. Levy „Fizyka i chemia rieaktywnawo dwizienia“ sb. I, str. 67
5. McLarren R. „Fizyka i chemia rieaktywnawo dwizienia“ sb. 1 str. 82
6. Bellinger Ind.Eng. Chem. 38 160 (1946)
7. Bellinger Ind. Eng. Chem. No 3 310 (1946)  
No 6 627 (1946)
8. Cooley Chem. Ind. 58, No 6 951, (1946)
9. Wheeler Pike Journ. Inst. Fuel, 114 (1947)
10. Leonard Journ. Am. Roc. Soc. 72, 10 (1947)
11. Shenley Greenspon Ind. Eng. Chem. 39 No 12, 1536 (1947)
12. Bergren Ross Journ. Am. Roc. Soc. 73 17 (1948)
13. Barlinger Bauer Ind. Eng. Chem. 40 7 1320 (1948)
14. Barlinger Bauer Ind. Eng. Chem. 40 24 (1950)
15. Ross Journ. Am. Roc. Soc. 8,24 (1950)
16. Zucrow, Werner Journ. Am. Roc. Soc. 8, 139 (1950)
17. Topps Journ. Inst. Petr. 37, 535 (1951)
18. Penner Harzwig Journ. Am. Roc. Soc. 23, 85 (1953)
19. Garman Weltraumfahrt 3, 73 (1954)
20. Abramson, Brandwein „Wopr. Rak. Techn.“ 2, 25 (1955)

# PRODUKCJA



Mgr inż. TADEUSZ WIŚLICKI

## Analiza rozwoju produkcji płatowców

*W artykule przeprowadzona jest analiza rozwoju produkcji płatowców na tle charakteryzujących ją podstawowych czynników ekonomicznych. Zagadnienia nawiązane są od strony technologicznej stawiając jednocześnie tematy dla odpowiedzi konstruktorów i użytkowników. Ponieważ dane liczbowe i tabelaryczne zaczerpnięte są w większości z literatury państw zachodnich, odpowiednio wskaźniki przyjmować należy dla naszych warunków z uwzględnieniem różnic zachodzących pomiędzy charakterem produkcji mało- i wielkoseryjnej oraz w odniesieniu do aktualnych możliwości produkcyjnych. Zasadniczym celem wysunięcia tego tematu jest chęć sprowokowania fachowców lotniczych do zabrania głosu w tej sprawie i przyczynienia się do przedyskutowania właściwego kierunku rozwoju naszego lotnictwa.*

Historia rozwoju przemysłu budowy płatowców nie ma odpowiednika w żadnej innej gałęzi przemysłu. Podstawowymi jej przejawami jest szalone tempo rozwoju, różnorodność i olbrzymi zakres zagadnień jakie obejmuje, wreszcie wyjątkowa ilość i śmiałość podejmowania nowych koncepcji technicznych.

Można wyodrębnić kilka podstawowych czynników produkcji, na których najwyraźniej odbija się specyfika rozwoju produkcji płatowców. Są to mianowicie:

- materiał
- ilość sztuk produktu
- zatrudnienie wg specjalizacji
- pozycje nakładu roboczo-godzin warsztatowych
- metody wytwarzania
- koszty.

Naturalnie całość zagadnienia rozwoju przemysłu budowy płatowców związana jest ściśle z rozwojem konstrukcji samolotów. Trzeba tu przy okazji podkreślić, że wzajemny wpływ konstrukcji i metod wytwarzania zmienił swój charakter na przestrzeni okresu istnienia lotnictwa. Początkowo konstrukcja stawiała przed technologią pewne zadania wykraczające nieraz poza ogólny poziom techniki. W ten sposób doszło do wprowadzenia nowych materiałów, jak stopy lekkie oraz opracowania nowych metod produkcji, jak techniki zgrzewania czy

też klejenia metali. Obecnie nowe metody produkcji mają możliwość rozwijania nowych koncepcji konstrukcyjnych, czego dowodem mogą być np. różne możliwości wytwarzania elementów integralnych.

Przechodząc do pobeższej analizy wymienionych wyżej podstawowych czynników produkcji zauważamy, że w zakresie zagadnień materiałowych istnieje stała, oczywista tendencja polepszania ich własności, czyli tzw. wytrzymałości właściwej (rys. 1).

Początkowo podstawowym materiałem używanym przy produkcji płatowców było drewno, a następnie przez krótki stosunkowo okres stale stopowe. Największą jednak rolę odegrały stopy lekkie na bazie aluminium i magnezu. Wprowadzenie tych materiałów do przemysłu i olbrzymi wzrost ich produkcji (rys. 2) związany jest jak najściślej z rozwojem przemysłu lotniczego. W ostatnich latach zaobserwować można pojawienie się i wprowadzenie do budowy płatowców stopów tytanu. Wzrost produkcji tego metalu (rys. 2) i jego dobre własności w zastosowaniu do potrzeb lotnictwa pozwalają wnioskować, że wchodzimy w nowy okres możliwości konstrukcyjnych samolotów. Omawiając zagadnienia materiałowe nie można pominąć tworzyw sztucznych. Próby zastosowania tworzyw sztucznych do budowy elementów konstrukcyjnych płatowców są właśnie przejawem przodującej myśli technicznej. Obecnie użycie nowych materiałów do budowy większych zespołów wysoko obciążonych ogranicza się

do jednostek próbnych, „latających celów” oraz pocisków sterowanych. Niektóre jednak elementy (jak np. kopuły radarowe, zbiorniki, owiewki, a nawet części pokryć) wykonuje się z tworzyw sztucznych również dla płatowców seryjnych. Dobre własności tych materiałów

różnych gałęzi przemysłu. W lotnictwie jednak nawet ten czynnik ma charakter specyficzny.

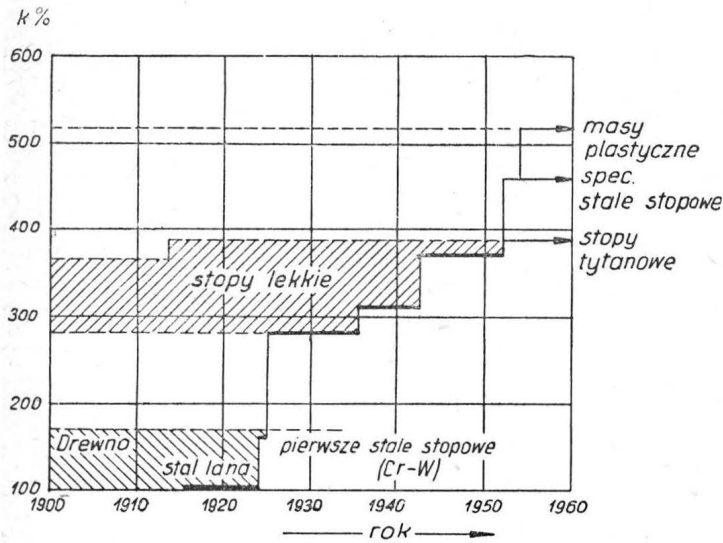
Przed wszystkim trudno jest porównywać produkt w poszczególnych latach ze względu na bardzo znaczne zmiany konstrukcji. Z drugiej strony zdarzające się często wprowadzenie dla tego samego typu płatowca różnych zarówno pod względem technicznym, jak i organizacyjnym metod produkcji, spowodować może nienormalny obraz kształtowania się tego zjawiska. Dobrym przykładem będzie tu produkcja nowoczesnego bombowca odrzutowego typu „Canberra”, wytwarzanego przez zakłady angielskie oraz z licencji przez amerykańskie. Różnice w podziale fabrykacyjnym płatowca, stopniu oprzyrządowania produkcji oraz kwalifikacji zatrudnionego personelu, spowodowały zupełnie inny charakter produkcji, mimo że wielkość produkcji w obu przypadkach była tego samego rzędu.

Wreszcie najważniejsze jest może to, że wymagania stawiane w budowie płatowców, przy niezmiernie wysokim stopniu skomplikowania produktu, już dla małych nawet ilości wymagają takiego przygotowania produkcji w zakresie wyposażenia w obrabiarki, oprzyrządowania montażowego oraz metod wytwarzania, jaki w innych gałęziach przemysłu byłby słuszny dopiero dla średniej lub dużej serii.

Kształtowanie się produkcji płatowców pod względem ilościowym wykazuje również niekonsekwencję w stosunku do normalnych objawów wzrostu produkcji. Fakt ten tłumaczy się tym, że przemysł lotniczy pracuje w głównej mierze dla potrzeb wojska, stąd więc w dużym stopniu zależny jest od sytuacji politycznej.

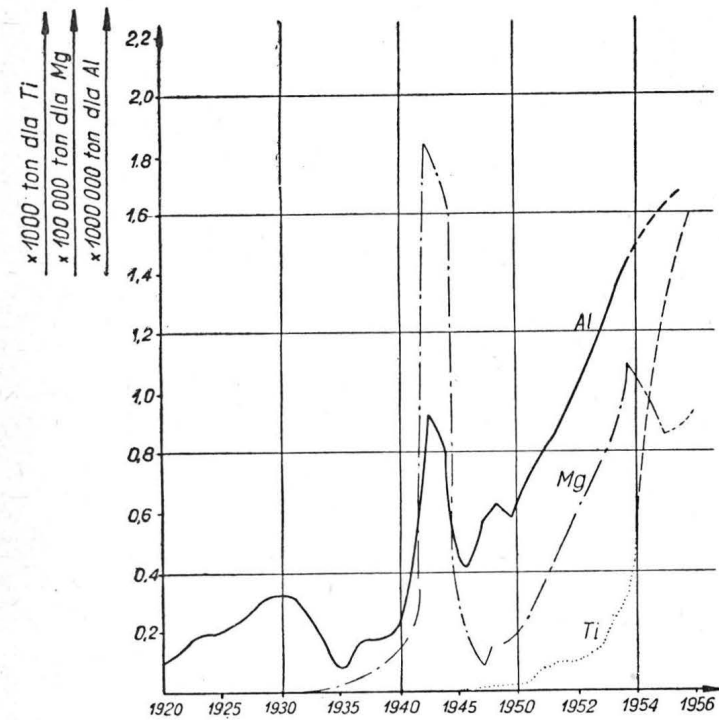
Zestawienie podane w tabl. 1 ujmując produkcję płatowców w USA, będzie ono jednak również charakterystyczne w swych wahaniami ogólnie dla światowej produkcji samolotów na przestrzeni tego okresu.

Z poniższego zestawienia zdawać by się mogło, że obecnie produkcja płatowców wykazuje tendencję zniżkową, co byłoby sprzeczne z rzeczywistym stanem rzeczy, który cechuje właśnie wyjątkowy rozwój lotnictwa. Tę pozorną sprzeczność wyjaśni kilka porównań. W roku 1939 powierzchnia zakładów przemysłu lotniczego St. Zjedn. wynosiła ponad 900 tys. m<sup>2</sup>, a w roku 1950 — oko-



TL-35/56-R1

Rys. 1. Wykres rozwoju własności materiałów lotniczych wytrzymałość (niszcząca) K =  $\frac{\text{ciężar właściwy}}{\text{ciężar właściwy}}$  . 100 przy założeniu 100% dla drewna



TL-35/56-R2

Rys. 2. Produkcja podstawowych materiałów lotniczych w okresie rozwoju lotnictwa

jak: mały ciężar, wysoka wytrzymałość, przenikalność dla fal radiowych, możliwość uzyskania gładkich powierzchni, wreszcie łatwa obrabialność, przy jednoczesnych zadowalających wynikach prób zastosowania praktycznego pozwalają przypuszczać, że tworzywa sztuczne odegrają poważną rolę w budownictwie płatowców.

Ogólnie biorąc ilość pozycji materiałowych (w zakresie gatunków) jest bardzo duża i obejmuje obecnie np. dla płatowca pasażerskiego średniej wielkości około 80—150 pozycji.

Sposób, w jaki ilość sztuk produktu wpływa na rozwój i charakter produkcji, jest mniej więcej jednakowy dla

Tabela 1

Zestawienie produkcji samolotów w USA

Rok	Samoloty wojskowe	Samoloty cywilne	Razem sztuk
1909	1		1
1912	16	29	45
1914	15	34	49
1915	26	152	178
1916	142	269	411
1917	2 013	135	2 148
1918	13 991	29	14 020
1919	682	98	780
1924	317	60	377
1925	445	344	789
1926	478	708	1 186
1927	609	1 386	1 995
1928	847	3 499	4 346
1929	779	5 414	6 193
1930	836	2 601	3 437
1935	336	1 374	1 710
1939	2 195	3 661	5 856
1940	6 019	6 785	12 804
1941	19 433	6 844	26 277
1942	47 836	—	47 836
1943	85 898	—	85 898
1944	96 318	—	96 318
1945	47 714	2 047	49 761
1946	1 669	35 001	36 670
1947	2 100	15 617	17 717
1948	2 300	7 302	9 602
1949	2 500 <sup>x</sup>	3 600	6 100
1950	3 000 <sup>x</sup>	3 520	6 520 <sup>x</sup>
1951	5 400 <sup>x</sup>	2 477	7 877 <sup>x</sup>
1952	9 000 <sup>x</sup>	3 509	12 509 <sup>x</sup>
1953	11 000 <sup>x</sup>	4 134	15 134 <sup>x</sup>
1954	9 600 <sup>x</sup>	3 384	12 984 <sup>x</sup>

x) oznacza wartość szacunkową.

Tabela 2

Rozbicie pracowników inżynieryjno-technicznych wg specjalizacji w zależności od typu samolotu

Inżynierowie wg specjalizacji*) w %	Wszyscy inżynierowie	Inż. spec. lotn. różnych dziedzin	Spec. od wytrzymałości i oblicz. statycznych	Spec. aerodynamicy i badań laborat.	Trasery	Inni (planowanie, sprawozdawczość, materiałoznawstwo, itp. urzędniczy)	Spec. od zagadnień oprzyrządowania
Treningowy	100	54,0	9,4	2,4	2,0	24,0	8,2
Myśliwiec	100	39,0	10,0	8,3	6,3	21,0	13,2
Myśliwiec specjal.	100	56,0	12,0	4,0	4,9	17,7	6,3
Myśliwiec bombardujący	100	40,0	11,4	3,2	33,0	35,0	7,4
Myśliwiec morski	100	38,0	14,0	4,5	2,8	33,2	7,5
Bombowiec morski	100	40,0	15,0	3,5	1,2	29,3	11,0
Bombowiec ciężki	100	49,5	7,0	1,0	10,0	19,0	13,5
Wodnopłatowiec	100	48,0	12,7	10,2	5,3	19,5	4,3

\*) Trzeba przy tym zaznaczyć, że obecnie przemysł lotniczy zatrudnia fachowców ponad 250 różnych specjalizacji.

ło 5,5 miliona m<sup>2</sup>. Ilość pracowników zatrudnionych w amerykańskim przemyśle lotniczym wynosiła w roku 1944 około 2 miliony, a w roku 1954 — 805 tys. Wynika stąd, że w pierwszym przypadku na 1 płatowiec pracowało rocznie około 21 pracowników, w drugim zaś — 62. Fakt ten również ma swoją wymowę.

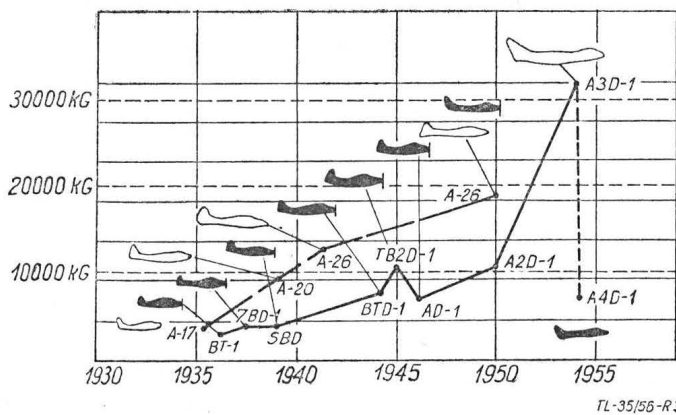
Stosunek pracowników inżynieryjno-technicznych do pracowników warsztatowych wykazuje również charakterystyczną tendencję. W roku 1943 — 1946 w amerykańskim przemyśle lotniczym na 1 pracownika o wykształceniu technicznym przypadało 22 robotników, a 1 specjalista elektryk wystarczał na 1000 robotników. W roku 1952 na 1 inżyniera przypada ich tylko 8, a na elektryka już tylko 24. Obecnie stan ten wygląda jeszcze drastyczniej.

Jedyny słuszny wniosek z tych liczb może być następujący. Przemysł lotniczy staje się przemysłem wybitnych fachowców.

Zestawienie potrzeb przemysłu płatowcowego na pracowników inżynieryjno-technicznych poszczególnych specjalizacji w zależności od typu płatowca przedstawione jest w % w tabeli 2.

Niemniej ciekawym i charakterystycznym przyczynkiem dla tych rozważań byłaby analiza kształtowania się ciężaru samolotów, których zestawienie podane jest na rysunku 3.

Należy przy tym zdać sobie sprawę z tego, że ciężar ten dla samolotów z różnego okresu w zależności od typu rozkładał się w różnym stopniu na poszczególne jego gru-



Rys. 3. Wzrost ciężaru samolotów produkcji Douglasa w latach 1930—1955. Samoloty serii A są to typy lekkich płatowców bojowych, serii B i AD przeznaczone są dla lotniskowców

py składowe. Dla przykładu podać można, że obecnie dla samolotu myśliwskiego 30 od 35% ciężaru przypada na sam płatowiec bez wyposażenia, 15 do 20% na zespół napędowy, 10 do 12% na urządzenia pomocnicze, reszta zaś, tj. do 33%, przypada na paliwo i uzbrojenie.

Ogólnie biorąc ciężar płatowca bez wyposażenia waha się obecnie w zakresie 20 do 40% ciężaru samolotu w locie. Nie wchodząc już głębiej w zestawienie danych porównawczych płatowców i ich produkcji w różnych latach, możemy jednak wyciągnąć wniosek, że mniejsza — w porównaniu z okresem II wojny światowej — liczba produkowanych obecnie samolotów bynajmniej nie kryje w sobie tendencji hamowania rozwoju lotnictwa, wręcz przeciwnie. Odpowiednika szukać należy w znacznie zwiększonej zdolności bojowej samolotów wojskowych oraz ekonomicjnej eksploatacji samolotów pasażersko-transportowych.

Analizując temat rozkładu obciążenia roboczo godzin warsztatowych na poszczególne typy robót błędem byłoby dążenie do ustalenia stałych wskaźników. Są one zmienne w bardzo szerokich granicach i można powiedzieć tylko tyle, że zależne są od wielkości produkcji, metod wytwarzania, stopnia oprzyrządowania robót poszczególnych typów, no i naturalnie typu płatowca.

Jako zupełnie orientacyjne wartości przyjąć można

roboty ślusarskie	25—30%
obróbka mechaniczna	10—14%
montaże podzesp. i zespołów	30—35%
montaże instalacji i wypos.	15—20%
różne inne roboty	5—12%

Naturalnie analizę tego zagadnienia można jeszcze pogłębić rozpatrując w ramach danego typu robót nakład roboczo godzin na poszczególne metody. Tak np. dla bombowca na obróbkę mechaniczną składa się

toczenie	53%
frezowanie	22%
wiercenie	20%
szlifowanie i inne	5%

Wszystkie dane tego rodzaju powinny być zbierane w zakładach produkcyjnych, stanowią one bowiem dla technologa jedyny materiał, jakim będzie się posługiwał przy przygotowywaniu nowej produkcji.

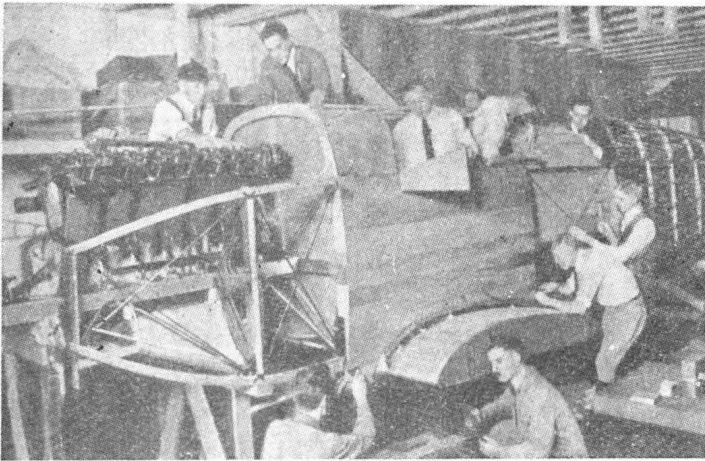
Olbrzymi postęp w zakresie stosowanych metod wytwarzania również nie ma odpowiednika w żadnej innej gałęzi przemysłu. W okresie niespełna 30 lat, wychodząc z metod jak najbardziej prymitywnych (rys. 4), zakłady produkcji płatowców nie tylko udoskonaliły znane procesy technologiczne, ale przede wszystkim opracowały i wprowadziły do produkcji szereg nowych.

Produkcja obecna, jeżeli nie można jej nazwać masową, to w każdym razie jest ona seryjna, a dla płatowców niektórych typów nawet wielkoseryjna (rys. 5) prowadzona systemem taktowym, a nawet taśmowym.

W dziedzinie połączeń rozwinięta i wzbogacona została technika klejenia drewna i niemetali. Opracowane zostały specjalne metody spawania blach cienkich. Wprowadzono szereg udoskonaleń w dziedzinie nitowania konstrukcji cienkościennych.

Dalej trzeba wspomnieć o opracowaniu i wprowadzeniu do produkcji techniki zgrzewania blach ze stopów lekkich — metody, z której obecnie chętnie korzystają inne przemysły. Wreszcie na podkreślenie zasługuje opracowanie i praktyczne zastosowanie w skali produkcyjnej metody klejenia metali.

W zakresie techniki wytwarzania detali przemysł płatowcowy również poszczycić się może wspaniałymi zdobyczami. Obróbka wiórowa wzbogacona została nowymi meto-



Rys. 4. Charakter „produkcji” płatowców w roku 1920

dami i urządzeniami do obróbki elementów ze stopów lekkich o bardzo skomplikowanych kształtach.

Ale prawdziwą rewelacją są zdobycze w dziedzinie obróbki plastycznej. Dla kształtowania blach wprowadzono cały szereg specjalnych obrabiarek oraz zastosowano i rozwinęto metody obciągania, kucia w foremnikach z materiałów niskotopliwych, wreszcie kształtowanie za pomocą matrycy elastycznej, tj. gumą lub metodami hydrotechnicznymi.

Dalsze zdobycze w tej dziedzinie, to rozwój metody wyciskania i prasowania przede wszystkim w zastosowaniu do przedmiotów o dużych i bardzo dużych rozmiarach znanych pod nazwą elementów integralnych.

Zupełnie oddzielne zagadnienie stanowią specjalne metody trasowania oraz pomiarów, wreszcie olbrzymia dziedzina oprzyrządowania montażowego, nie mająca odpowiednika w innych gałęziach przemysłu ani pod względem typu, ani też pod względem zakresu zastosowania.

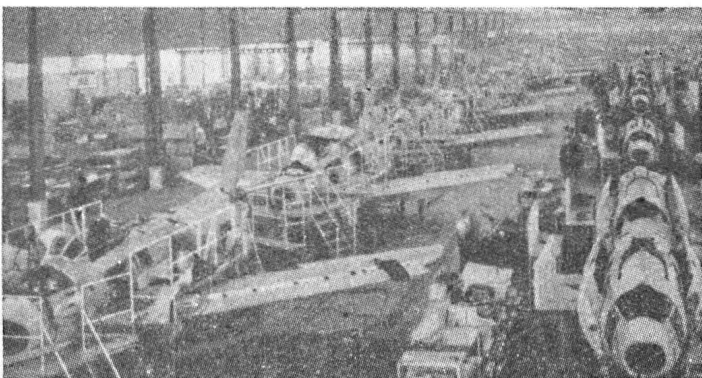
Nie jesteśmy w stanie w tym krótkim wstępie wymienić wszystkich zdobyczy, jakie przemysł płatowcowy dokonał w dziedzinie rozwoju metod wytwarzania, fakty jednak stanowią o tym, że jest on uznawany jako przemysł przodującej techniki.

Pozostaje wreszcie do omówienia sprawa kosztów, temat bardzo w zasadzie obszerny i trudny do systematycznego ujęcia. Czynniki ten uzależniony jest jak najściślej od omawianych już wyżej, tj. surowca produkcyjnego, programu wytwarzania zastosowanych metod wytwarzania, a ponadto również od stopnia skomplikowania konstrukcji, ilości detali, stopnia wyposażenia, ale także od terminu realizacji zamówienia oraz zjawisk bardziej ogólnych, jak kultura techniczna i stopień uprzemysłowienia kraju.

Mówiąc o kosztach należy to zagadnienie rozbić na dwa odrębne tematy.

Pierwszy — to jest koszt opracowania nowego typu płatowca czyli koszty obciążające prototyp płatowca. Wymienić tu trzeba takie pozycje jak: projektowanie, badania laboratoryjne, przygotowanie produkcji prototypu, wreszcie jego wykonanie i próby w locie.

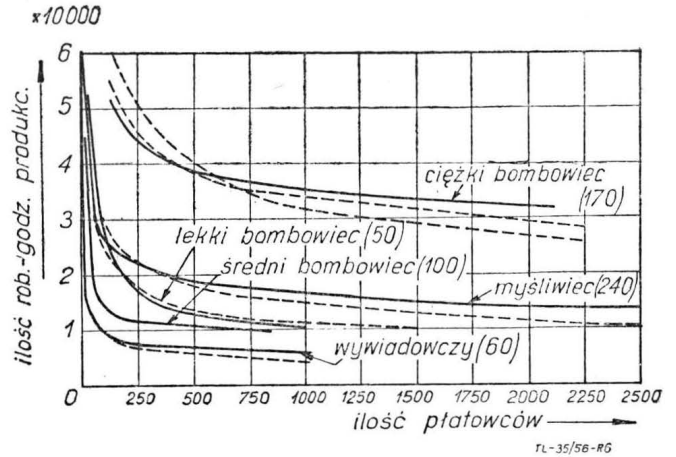
Drugi temat są to koszty produkcji zasadniczej, w którym podstawowy udział zajmują takie pozycje jak: przy-



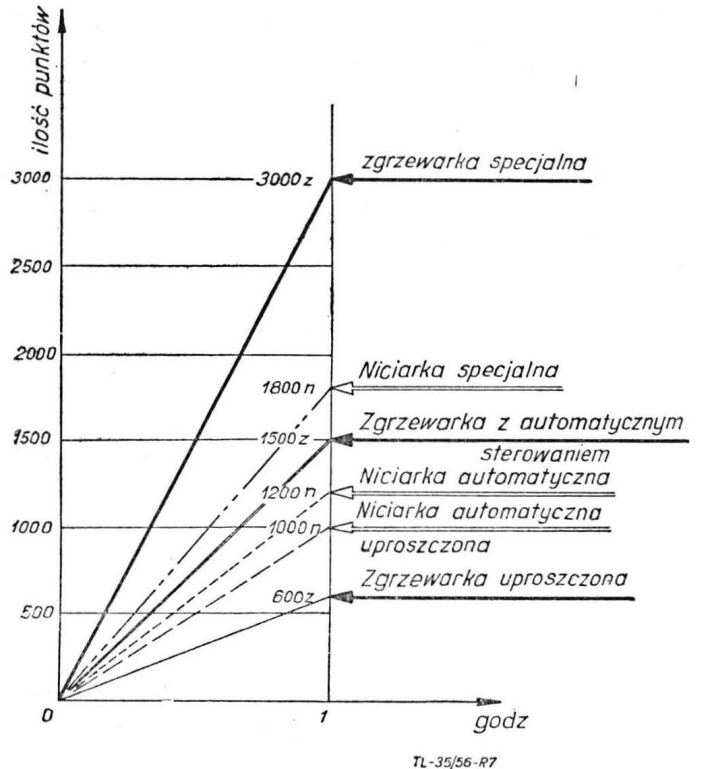
Rys. 5. Linia montażowa seryjnej produkcji nowoczesnego myśliwca odrzutowego „Sabre F-86”

gotowanie dokumentacji produkcyjnej, wykonanie niezbędnego oprzyrządowania dla obróbki detali oraz montażowego, wreszcie bieżące koszty produkcji, na które składa się materiał, wyposażenie płatowca, robocizna i narzuty pośrednie.

Nie należy także zapominać o tym, jak znaczny wpływ na kształtowanie się kosztów mają zmiany konstrukcyjne, których ilość obecnie przez okres produkcji jednego typu płatowca może dochodzić do 20 tys. Zjawisko to jest nieuniknione, stanowi ono bowiem o rozwoju konstrukcji, która w lotnictwie musi mieć charakter ciągły. Przy głębszej analizie okazuje się bowiem, że zmiany w trakcie produkcji są tańsze niż prowadzenie rozwoju konstrukcji systemem etapowym.



Rys. 6. Krzywe spadku nakładu roboczogodzin produkcyjnych dla różnych typów płatowców (liczby w nawiasie oznaczają produkcję miesięczną, linie kreskowane — zakres wahań dla danego typu)



Rys. 7. Porównanie efektów ekonomicznych różnych metod wytwarzania

Niektóre z wymienionych tu zagadnień, decydujące o kształtowaniu się kosztów wytwarzania, wymagają krótkiego chociażby tylko omówienia. Znane powszechnie jest zjawisko zmiany kosztów produkcji w zależności od wielkości serii. W budowie płatowców, ze względu na stopień skomplikowania produktu, zjawisko to jest tym charakterystyczne, że spadek kosztu jest bardzo znaczny już przy małych seriach. W odniesieniu do czynnika mającego wpływ zasadniczy, tj. nakładu roboczogodzin (koszt surowca nie ulega zmianie, koszt oprzyrządowania rozkłada

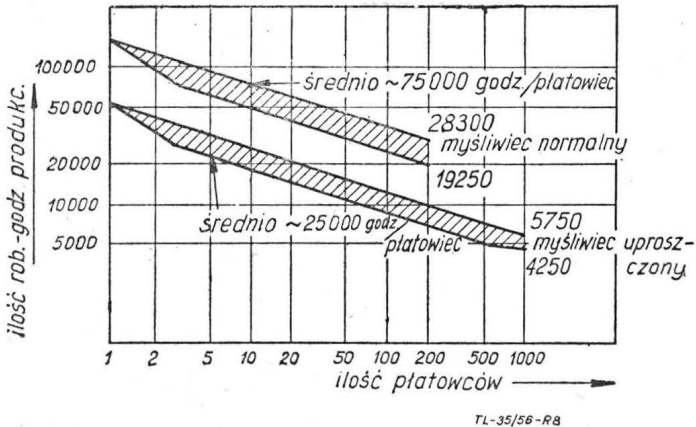
Tabela 3

Zestawienie nakładu roboczogodzin na płacie biura konstrukcyjnego w zależności od typu samolotu

Typ samolotu	Ciężar - płatowca nie wyposa- żonego w kG	Nakład rob.-godz. biura konstrukcyj- nego		Ilość rob.-godz. biura konstruk- cyjnego na 1 kG ciężaru skro- pury	
		dla pierw- szego pro- totypu	dokumen- tacja do produkcji	dla pierw- szego pro- totypu	dokumentacja produkcyjna
Treningowy	1 890	25 000	75 000	13,4	39,7
Myśliwiec	3 720	92 000	180 000	24,8	48,5
Myśliwiec nocny	6 200	110 000	311 400	16,3	50,3
Myśliwiec dwusilnikowy	7 000	243 000	300 000	34,7	42,9
Myśliwiec bombardujący dwusil- nikowy	6 650	200 000	400 000	30,1	60,2
Wywiadowczy morski	4 900	209 000	322 000	42,6	65,6
Wywiadowczy — bombardujący morski	4 250	201 600	—	47,4	—
Ciężki bombowiec	13 200	325 000	325 000	24,6	24,6
	15 550	440 000	490 000	27,4	31,5
	17 700	346 000	593 000	19,6	33,5
Wodnopłatowiec	17 000	197 000	242 000	11,6	14,5

się proporcjonalnie do ilości sztuk), zagadnienie to najlepiej scharakteryzuje wykres pokazany na rys. 6.

Zastosowane przy produkcji metody wytwarzania mają różnorodny wpływ na kształtowanie się kosztów produkcji. Po pierwsze mogą wpływać drogą pośrednią, czego najlepszym przykładem będą efekty wynikające z przyjęcia metod wytwarzania elementów integralnych, dające obniżkę ciężaru i ilości detali.



Rys. 8. Wpływ konstrukcji uproszczonej na spadek roboczogodzin produkcyjnych

Również sprawa nakładów na inwestycje związane z wprowadzeniem odpowiedniej metody produkcji poważnie musi być brana pod uwagę, z uwagi na jej pośrednie oddziaływanie na koszt produktu.

Bezpośredni natomiast wpływ wyrażać się będzie skróceniem pracochłonności procesu produkcyjnego, a także bezpośrednich kosztów produkcji (np. zużytej energii).

Z wykresu pokazanego na rys. 7 widoczna jest wyraźnie oszczędność kosztu wynikająca z zastosowania mechanizacji w zakresie danej metody wytwarzania (w tym przypadku — nitowania), jak również korzyści płynące z użycia metod innych, bardziej wydajnych (zgrzewanie elektryczne, oporowe klejenie).

Najbardziej może jednak zasadniczy wpływ na koszt płatowca ma jego konstrukcja.

Stały i bardzo szybki postęp techniki lotniczej wywołany wzrastającymi ciągle wymaganiami użytkownika (przeważnie wojska) wytworzył sytuację, która zmusza do zastanowienia się, w jaki spo-

sób podejść do konstrukcji i produkcji samolotu, żeby koszt jego zawierał się w pewnych „granicach przyzwoitości”. Bo jak wygląda sytuacja obecnie w porównaniu z okresem ostatnich 10 lat.

Podczas gdy typowy myśliwiec z okresu drugiej wojny światowej (1944 rok) „Mustang P-51” kosztował 60 000 \$, najprostsza wersja dzisiejszego myśliwca odrzutowego „Sabre F-86” kosztuje ponad 450 000 \$. Koszt ten rozkłada się w sposób następujący: płatowiec około 234 000, silnik i wyposażenie normalne 78 400, wyposażenie wojskowe normalne 38 000. Można jeszcze dodać, że samolot „Sabre” z najnowszym wyposażeniem radarowym kosztuje około 550 000 \$.

Od ciężkiego bombowca z końca drugiej wojny światowej, jak np. B-29, do nowoczesnego transkontynentalnego bombowca „Convair B-36” uczyniono skok z 750 000 do 4 500 000 \$. Nic więc chyba dziwnego, że mówi się o możliwości do-  
ścia kosztu 1 kG płatowca do ceny

1 kG złota, jeżeli już dzisiaj koszt ten można porównać z ceną srebra. Nie trudno zorientować się, gdzie leży przyczyna tak nagłego wzrostu kosztów płatowca.

Przed 10 laty samolot wojskowy składał się w zasadzie z grup: płatowca, silnika i śmigła, co stanowiło 90% kosztu. Dziś na te same grupy przypada 50%, a reszta to wyposażenie specjalne. Samolot wywiadowczy z okresu ostatniej wojny wyposażony był w przyrządy pokładowe o przeciętnym ciężarze 50 kG, dziś zabiera ich ponad 260 kG.

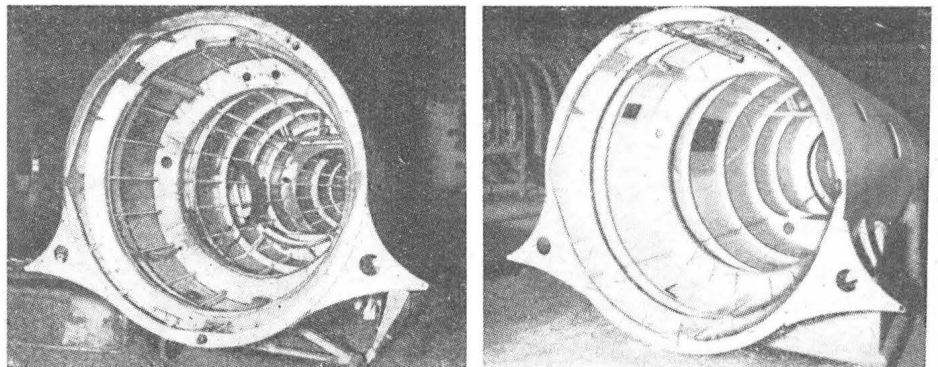
Jeszcze wyraźniejszym może dowodem zasadniczego wpływu wyposażenia na koszt samolotu będzie przykład celownika bombowego. Przed 20 laty celownik typu STAE ważył 4 kG i kosztował 150 \$, już w 10 lat później celownik typu Norden ważył 24 kG i kosztował 6 000 \$, a obecnie — elektronowe urządzenie celownicze K-2, stosowane jako wyposażenie bombowców B-36 i B-47, waży ponad 1 000 kG i kosztuje 300 000 \$, czyli tyle ile wynosił koszt samolotu bombowego z ostatniej wojny światowej (np. latająca forteca B-17).

A jak wyglądają liczby dotyczące kosztów przygotowania produkcji i samej produkcji?

Koszt oprzyrządowania produkcji wspomnianego wyżej bombowca „Convair B-36” wynosił około 80 000 000 \$. Nakład roboczogodzin około 175 000 \$, znaczy to, że 35 000 \$ do 45 000 \$ wynosił koszt samej robocizny dla uzyskania tego oprzyrządowania.

Tak wygląda w uogólnieniu jedna strona tego zagadnienia, druga — to żywotność samolotów wojskowych, która wg obliczeń statystycznych z ostatniej wojny wynosi 50 godz. dla myśliwca i około 100 godz. dla bombowca.

Wniosek z tego rozważania może być chyba tylko jeden: konieczność uproszczenia konstrukcji i potaniaenia metod wytwarzania.



Rys. 9. Porównanie konstrukcji ze stopów aluminiowych i ze stopów magnezowych

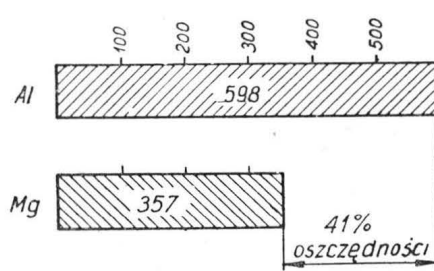


Koncepcja samolotów uproszczonych nie jest nowa. Zapoczątkowali ją, zmuszeni specjalnymi warunkami, Niemcy i Japończycy. Dla przykładu podać tu można samoloty: myśliwiec odrzutowy He-162, myśliwiec raketowy „Natter”. W obecnej chwili przedstawicielem tych tendencji jest zdalnie sterowany bombowiec Martin B-61, „Matador” oraz myśliwiec „Gnat”.

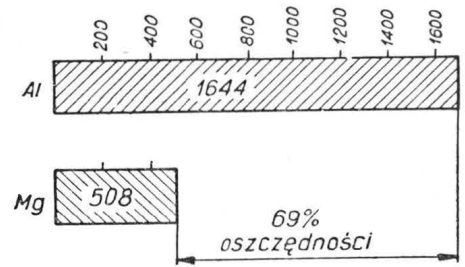
Konstrukcja uproszczona, będąca jednocześnie konstrukcją technologiczną, to zasadniczy przyczynik do obniżenia kosztu samolotu.

Nie należy jednak w żadnym przypadku wyciągać stąd wniosku, że we wszelkich typach samolotów dadzą się przeprowadzić uproszczenia tego typu, jak w podanych wyżej przykładach. Zwłaszcza że wojsko, główny odbiorca sprzętu latającego, stosunkowo rzadko stawia ograniczenia finansowe, a nacisk kładzie raczej na osiągi. Poruszenie tego tematu ma raczej na celu zaakcentowanie ekonomicznej atrakcyjności takich rozwiązań. Trzeba przy tym zaznaczyć, że wszelkie uproszczenia, nawet drobne — niekoniecznie zaraz np. wyeliminowanie podwozia — znajdują swój oddźwięk w kosztach wytwarzania. Nie wchodząc już w szczegółową analizę zysków wynikających z uproszczonego wyposażenia, poruszymy tylko takie tematy, jak bezpośredni nakład roboczogodzin na konstrukcję płatowca i jego wykonanie oraz wpływ użytego materiału na kształtowanie się kosztów.

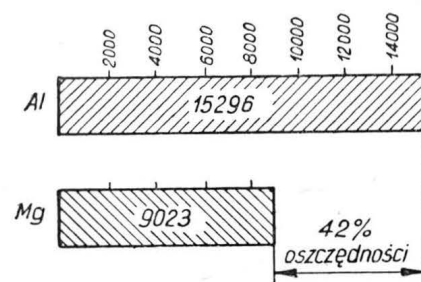
W tabeli 3 zestawiono przeciętną ilość roboczogodzin na prace biura konstrukcyjnego w zależności od typu płatowca. Ponieważ dane te dotyczą konstrukcji z okresu końca drugiej wojny światowej, należy je w odniesieniu do samolotów dzisiejszych przyjąć z odpowiednim współczynnikiem (wychodząc np. z ciężaru). Przyjmując, że sa-



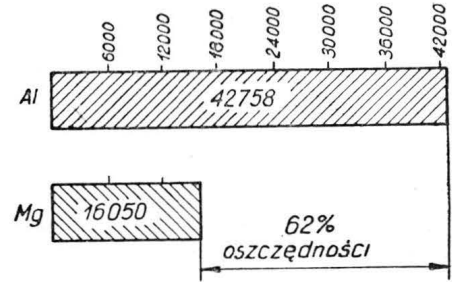
Porównanie ilości detali górnej części skrzydła samolotu F9F-2 przy zastosowaniu stopów aluminiowych i magnezowych



Porównanie ilości detali skorupy skrzydła samolotu F-80C przy zastosowaniu stopów aluminiowych i magnezowych



Porównanie ilości połączeń górnej części skrzydła samolotu F9F-2 przy zastosowaniu stopów aluminiowych i magnezowych



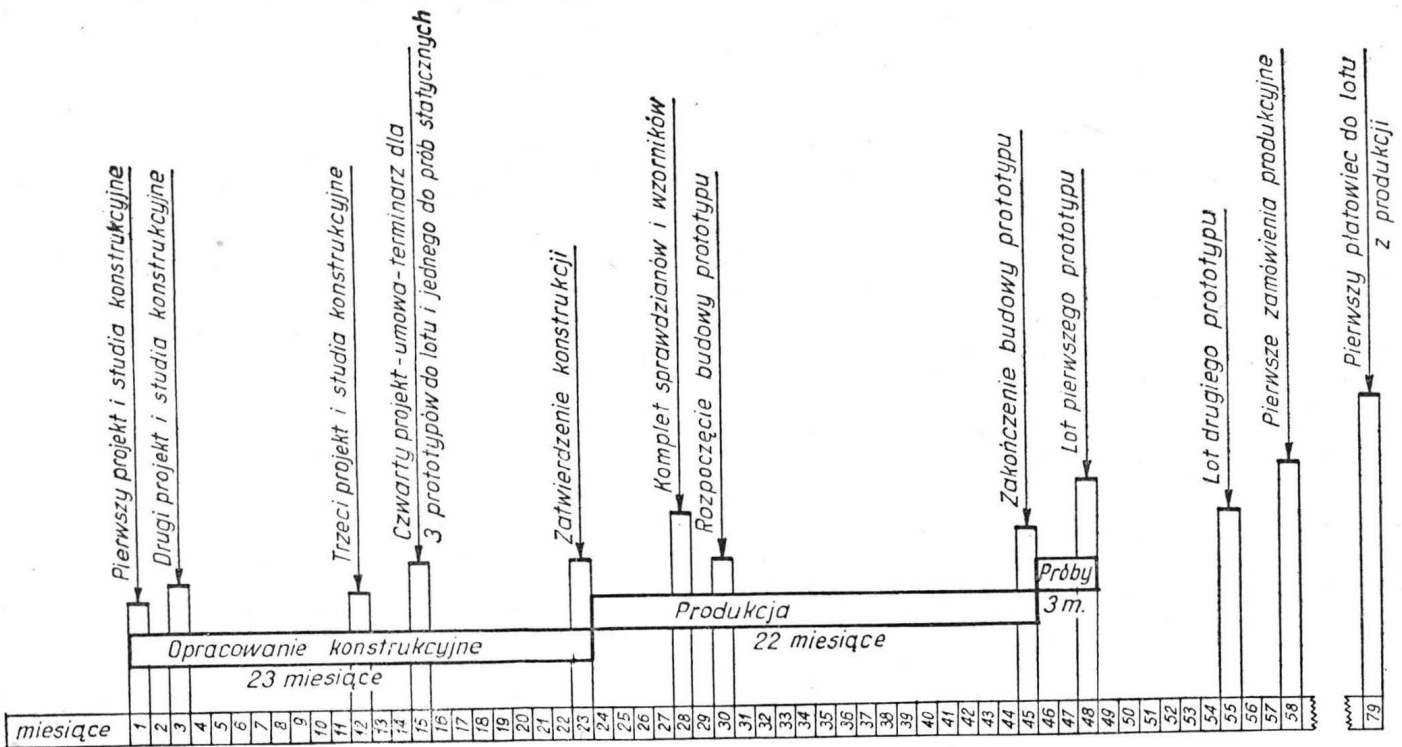
Porównanie ilości połączeń dla skorupy skrzydła samolotu F-80C przy zastosowaniu stopów aluminiowych i magnezowych

TL-35/56-R10

Rys. 10. Oszczędności wynikające z zastosowania do budowy płatowców stopów magnezowych

molot konstrukcji uproszczonej będzie mieć ciężar zmniejszony (około 3-krotnie dla myśliwca bliskiego zasięgu), można również z powyższego zestawienia wywnioskować o zysku na pracach konstrukcyjnych.

To, że różnica w nakładzie roboczogodzin warsztatowych dla płatowca dobrze i źle opracowanego konstrukcyjnie z uwagi na produkcję wahać się może do 20%, nie naręcza chyba wątpliwości. Jest to coraz bardziej aktualne zagadnienie technologiczności konstrukcji. Jednakże kon-



TL-35/56-R11

Rys. 11. Terminarz rozwoju konstrukcji i przygotowania produkcji nowoczesnego samolotu myśliwskiego

Tabela 4

Analiza kosztów poszczególnych etapów prac związanych z uruchomieniem produkcji, oraz zasadniczych grup dla samolotów pasażerskich (w dolarach)

	Samolot	Ciężar całkowity (w locie)	Ilość prototypów	Ilość samolotów produkowanych	Koszt prototypów i rysunków	Koszt oprzyrządowania produkcji	Ciężar płatowca wyposażonego	Koszt płatowca wyposażonego (bez radarów)	Koszt 1 kg płatowca wyposażonego	Koszt wyposażenia radarowego	Koszt śmigieł	Koszt silników	Koszt samolotu całkowicie wyposażonego	Koszt 1 kg samolotu całkowicie wyposażonego
		kG	szt	szt			kG							
1	de Havilland Rapide III	2 600	—	700	—	—	995	3 350	3,37	430	200	1 500	5 500	5,54
2	de Havilland Dove I	3 860	2	300	342 200	560 000	1 350	12 870	9,55	2 000	1 230	3 900	20 000	14,80
3	Douglas Dakota III	12 700	—	10 926	—	—	5 200	17 900	3,46	1 400	1 0 0	2 400	22 700	4,35
4	Armstrong Whitworth Apollo	16 750	2	—	1 100 000	—	—	—	—	—	—	—	—	—
5	Vickers Armstrong Viscount	17 700	2	—	1 170 000	—	—	—	—	—	—	—	—	—
6	Consolidated Vultee Convairliner	18 400	2	—	1 375 000	1 630 000	—	—	—	—	—	—	117 000	—
7	Airspeed Ambassador	23 600	2	35	1 425 000	—	10 300	110 000	10,7	5 000	5 000	30 000	150 000	14,58
8	Lockheed Constellation IV	47 600	2	140	3 360 000	2 623 000	18 150	217 000	11,9	7 000	6 000	45 000	275 000	16,1
9	Lockheed Constitution	89 000	2	—	5 750 000	—	—	—	—	—	—	—	—	—
10	Commonwealth and Empire Orion I	90 000	—	—	—	—	32 850	481 000	14,6	7 000	20 000	110 000	608 000	18,50
11	Bristol Brabazon	136 000	2	6	7 000 000	—	49 200	1 046 000	21,2	10 000	32 000	212 000	1 300 000	26,40
12	Saunders — Roe SR 45	143 000	3	—	6 500 000	—	—	—	—	—	—	—	1 100 000	—

struktura uproszczona oznacza zmniejszenie ciężaru, a więc również znaczne zmniejszenie nakładu robocizny warsztatowej. Na podstawie wieloletniego doświadczenia jednego z zakładów płatowcowych sporządzony został wykres na rys. 8, który pokazuje zużycie roboczogodzin w zależności od wielkości produkcji płatowca konstrukcji normalnej i uproszczonej.

Materiał, tj. surowiec i półfabrykaty przewidziane do budowy samolotu, to również czynnik o bardzo wielostronnym oddziaływaniu na pozycje kosztów. Przede wszystkim więc rodzaj użytego materiału wpłynąć może w sposób decydujący na konstrukcję płatowca. Najlepszym dowodem tego może być samolot odrzutowy F-80C, do którego budowy użyto wyłącznie stopów magnezowych. Na czym polega ten wpływ na konstrukcję oraz koszt, doskonale wywnioskować można z rysunku 9, gdzie pokazane są kadłuby, jeden wykonany ze stopów aluminiowych, a drugi z magnezowych. Bardziej jednak wymowne są zawsze liczby.

To, że stopy magnezowe przy wszystkich ich zaletach tak późno doczekały się właściwego zastosowania, tłumaczyć należy dość późnym stosunkowo opanowaniem

zagadnienia zabezpieczenia ich przed korozją. Wszystko jednak wskazuje na to, że w realizowanych obecnie konstrukcjach znajdują one coraz szersze zastosowanie. Przytoczony rysunek 10 uwidacznia właśnie pozycje zysków jakie otrzymujemy w tym przypadku.

To, czy konstruktor stosuje w swoim samolocie profile gięte z blachy, czy też walcowane lub wyciskane, czy uwzględni maksymalne możliwości użycia odkuwek i odlewów, również nie pozostaje bez wpływu na pracochłonność wykonania płatowca. Wracając wreszcie znowu do konstrukcji uproszczonych spostrzegamy w pierwszym rzędzie możliwość bezpośrednich oszczędności materiałowych, wynikających ze zmniejszenia się ciężaru.

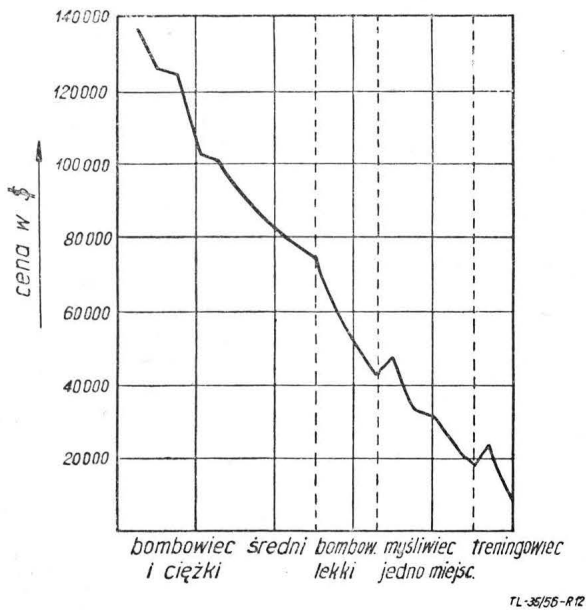
W obecnych czasach bardzo dużo uwagi poświęca się również analizie możliwości skrócenia cyklu przygotowania produkcji i samego wytwarzania. Że konstrukcja uproszczona daje dużo możliwości skrócenia tego cyklu nie wymaga chyba uzasadnienia.

Dla nowoczesnych samolotów okres rozwoju konstrukcji i przygotowania produkcji (wliczając w to wykonanie i oblatanie prototypu) wynosi dla myśliwca około 3 do 6 lat, a dla ciężkiego bombowca i dużego samolotu pasa-

Tabela 5  
Zależność kosztów produkcji od wielkości serii (w dolarach)

Koszt	Przeciętny koszt 1 kG	Dla samolotów o ciężarze w kG				
		12 700	2 650	45 400	90 500	
Koszt dokumentacji konstrukcyjnej i rozwoju prototypu włączając budowę 2 prototypów	66	840 000	1 500 000	3 000 000	6 000 000	
Koszt wyposażenia produkcji	22	280 000	500 000	1 000 000	2 000 000	
Całkowity koszt odpowiedniej ilości samolotów wliczając koszt 2 prototypów	dla 10 samolotów na 1 samolot	13,6	1 735 000 173 500	3 100 000 310 000	6 200 000 620 000	12 400 000 1 200 000
	dla 25 samolotów na 1 samolot	8,3	2 660 000 106 250	4 750 000 190 000	9 500 000 380 000	19 000 000 760 000
	dla 50 samolotów na 1 samolot	6,6	4 200 000 84 000	7 500 000 150 000	15 000 000 380 000	30 000 000 600 000
	dla 100 samolotów na 1 samolot	5,7	7 280 000 72 800	13 000 000 130 000	26 000 000 260 000	52 000 000 520 000
	dla 150 samolotów na 1 samolot	5,4	10 350 000 69 000	18 500 000 123 250	37 000 000 260 000	74 000 000 493 000
	dla 200 samolotów na 1 samolot	5,3	13 420 000 67 200	24 000 000 120 000	48 000 000 240 000	96 000 000 480 000
	dla 300 samolotów na 1 samolot	5,15	19 600 000 65 400	35 000 000 116 500	79 000 000 233 000	140 000 000 466 000

żerskiego od 4 do 9 lat. W tym czasie przeprowadzić trzeba odpowiednie badania, wykonać rysunki konstrukcyjne w ilości np. około 12 000 dla średniego płatowca pasażerskiego (np. 3250 dla myśliwca „Hawker Hunter”), opracować technologię wykonania płatowca, konstrukcję oprzy-



Rys. 12. Kształtowanie się cen samolotów różnego typu, z okresu końca drugiej wojny światowej

ządowania, wreszcie wykonać to oprzyrządowanie na warsztacie (około 40 000 szablonów i przyrządów dla myśliwca „Hawker Hunter”) oraz niezbędną ilość prototypów. Cykl produkcyjny płatowca w serii wynosi przeciętnie 3 do 6 miesięcy dla myśliwca i 4 do 9 dla bombowca. W okresie tym wykonać należy dla każdego płatowca detale w ilości 40 000—60 000 oraz przeprowadzić montaż używając przeciętnie około 300 000 szt części normalnych.

O kształtowaniu się poszczególnych etapów cyklu produkcyjnego, w zależności od możliwości zakładu, najlepsze zdanie wyrobić sobie można z przykładu rozplanowania produkcji samolotu „Sabre” w doskonale zorganizowanych zakładach lotniczych, pokazanego na rys. 11.

Możliwość szczegółowego wglądu w dane dotyczące rozbięcia kosztów na poszczególne etapy prac związanych z budową samolotu oraz pozycje kosztów obciążających poszczególne jego zespoły, daje tab. 4, na której zestawione są ostatnie typy samolotów transportowych.

Z tablicy 5 natomiast widać wyraźnie, w jaki sposób zmienia się koszt produkcji płatowca w zależności od wielkości serii.

Uogólniając całe to tak bardzo skomplikowane zagadnienie kosztów budowy samolotów trzeba powiedzieć, że dla poszczególnych typów możemy wyznaczyć pewne wskaźniki orientacyjne, określające koszt 1 kg samolotu.

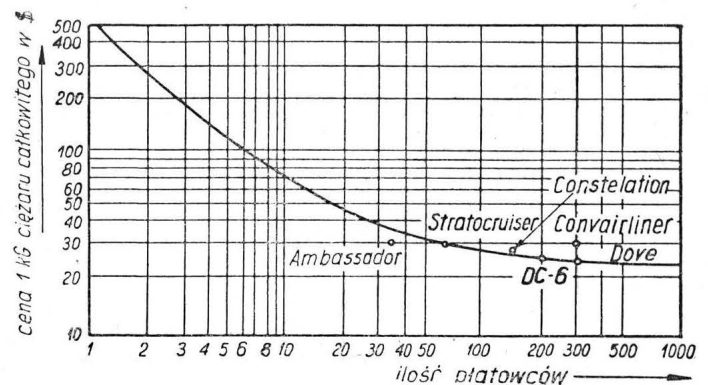
Na podstawie danych statystycznych produkcji z okresu ostatniej wojny światowej zestawiony został wykres (rys. 12), dający pojęcie o kształtowaniu się cen samo-

lotów różnych typów. Uwzględnia się tu mający duży wpływ czynnik wielkości serii, dla którego typu ustalić można także koszt w odniesieniu do jednostki ciężaru. Na rys. 13 podany jest dla przykładu wykres ujmujący to zagadnienie dla nowoczesnych samolotów transportowych.

Przytoczone tu fragmenty analizy rozwoju produkcji lotniczej zmuszają do wyciągnięcia pewnych wniosków, które stanowić powinny podstawowe założenia nowych metod wytwarzania płatowców.

Specjalnie zresztą wnioski te nie są sprecyzowane w konkretnej formie, w jakiej dałyby się przeszczepić do naszych warunków, a to w tym celu, aby pobudzić szerszą dyskusję na ten temat.

Zagadnienie ujęte zostało od strony produkcji z takim tylko zająbieniem się ze stroną konstrukcji, jak to było konieczne w tym temacie. Pominięty został więc problem rozwoju i ciągłości prac konstrukcyjnych.



Rys. 13. Spadek kosztu wytwarzania samolotów transportowych w zależności od wielkości serii

Również sprawa oddziaływania przodującej techniki lotniczej na inne gałęzie przemysłu i wynikające stąd efekty ekonomiczne w skali ogólnokrajowej nie zostały uzasadnione tak silnie, jakby wymagała aktualność tego tematu.

Pomimo to sędzę, że sposób ujęcia zagadnienia pozwala na wyciągnięcie daleko idących wniosków zarówno przez konstruktorów i technologów specjalizacji lotniczej, jak i przez czynniki kształtujące profil rozwoju lotnictwa w Polsce. Zwłaszcza obecnie, kiedy na tle smutnych doświadczeń z minionego okresu toczą się wnikliwe dyskusje na temat właściwego ujęcia postępu technicznego w lotnictwie, jedynie jak najszerza dyskusja fachowców na ten temat pozwoli na obranie właściwego kierunku.

Artykuł wpłynął dn. 12 czerwca 1956 r.

#### LITERATURA

- Zeitschrift für Flugwissenschaften 12/54
- Aircraft Production 10, 11/47, 11/48, 11/53
- Aeronautical Engineering Review 8/55
- Technique et Science Aeronautique 1/54
- Modern Metals 12/54
- Interavia 12/53, 7/52, 9/53, 3/55
- Magnesium 5/55
- Metal Progress 9/55
- Jahrbuch Der Deutschen Luftfahrtforschung 1939

### UWAGA, CZYTELNICZY POSIADAJĄCY KREWNYCH LUB ZNAJOMYCH ZA GRANICĄ!

Wobec licznych zapytań informujemy osoby zainteresowane, że prenumeratę naszego pisma ze zleceniem wysyłki za granicę przyjmuje Przedsiębiorstwo Kolportażu Wydawnictw Zagranicznych „Ruch” Warszawa, ul. Wilcza 46, telefon 86481 wewn. 69, konto PKO 1-6-100024 W-wa.

Prenumeratę zgłoszoną do dnia 10 danego miesiąca „Ruch” rozpoczyna realizować z dniem 1 następnego miesiąca, przy czym prenumeratę można zamawiać na okres półroczny lub roczny.

# LUDZIE I ZDARZENIA

Mgr inż. STANISŁAW MADEYSKI

## Centralne Studium Samolotów W dziesiątą rocznicę powstania (Próba monografii)

W założeniach Sekcji Techniki i Przemysłu Lotniczego Historycznej Komisji Lotniczej Aeroklubu Rzeczypospolitej Polskiej leży między innymi krytyczne opracowywanie materiałów, stanowiących przyczynki historyczne, dotyczące poszczególnych instytucji i zakładów pracy Polskiego Lotnictwa. Dla opracowania monografii potrzebne są bowiem nie tylko dokumenty historyczne i publikacje drukowane w okresie badanym, ale także wspomnienia osobiste uczestników lub współpracowników. Przygotowanie takich wspomnień jest jednak bardzo trudne, o czym mogłem się przekonać osobiście przy pisaniu podanych poniżej informacji.

Pamięć ludzka jest bardzo zawodna i wiele faktów, które się samemu tworzyły, ulega zapomnieniu. Czy wobec tego jest słuszne w ogóle gromadzenie takich wspomnień? Tak!

Opublikowanie drukiem słabego nawet wspomnienia pozwoli bowiem na „wyzwolenie” dalszych wspomnień innych uczestników, którzy w swoich opracowaniach mogą dać dodatkowe naświetlenie oraz dalsze informacje, których brak w opracowaniu przygotowanym przez jednostkę. Dopiero taki „przewentylowany” materiał będzie mógł stać się „pożywką” dla prawdziwej pracy historycznej.

Te wyjaśnienia należą się Czytelnikowi od autora przedstawiającego do oceny zamieszczoną poniżej pracę, o której niedociągnięciach autor jest przeświadczony. Ponieważ najlepiej uczymy się na błędach cudzych, przeto i taka publikacja może spełnić pewną rolę — wywoła odzew Czytelników, którzy dostrzegą jej niedomówienia. Autor zwraca się z prośbą do wszystkich, którzy w latach 1946—1950 stykali się z Centralnym Studium Samolotów w Warszawie o nadsyłanie swych uwag, spostrzeżeń i uzupełnień pod adresem: Redakcja czas. „Technika Lotnicza”, Warszawa 10, Nowowiejska 24.

★

W lecie 1946 r. w ramach Zjednoczenia Przemysłu Lotniczego, rezydującego wówczas we Włochach pod Warszawą zostało zdecydowane założenie Centralnego Studium Samolotów, składającego się z trzech działów: Studium Płatowców, Studium Silników i Studium Osprzętu. Kierownikiem CSS, i z początku również działu płatowcowego, został prof. dr Franciszek Misztal; kierownikiem działu silnikowego — mgr inż. Wiktor Narkiewicz; dział osprzętu w początkowym okresie nie był obsadzony.

Pierwsze prace działu płatowcowego odbywały się w mieszkaniu prywatnym prof. Misztala. Od października 1946 r. przeniesiono się na Okęcie do odbudowywanych z gruzów pomieszczeń dawnego PZL — Wytwórni Silników. Pomieszczenie biur konstrukcyjnych wykonano dopiero na wiosnę 1947 r. Zimą spędzono w częściowo tylko odbudowanych pokojach, bez podłóg, przy piecykach dymiących z prowizorycznie zainstalowanymi rurami, wystającymi przez otwory w oknach.

Kadrę pracowników działu płatowcowego stanowili studenci Wydziału Lotniczego Szkoły Inżynierskiej im. Wawelberga i Rotwanda, przy czym prace konstrukcyjne wykonywane przez większość z nich w CSS były im zaliczane jako praca dyplomowa na uczelni.

Opracowanie pierwszych projektów: samolotu CSS 10 A i samolotu CSS 10 C\* wykonał pod kierunkiem prof. Misztala zespół prowadzony przez mgr inż. Stanisława Lassotę (od 16.8.1946 r.), który był wówczas równocześnie asystentem w Szkole im. Wawelberga, oraz jego zastępcę ob. Tadeusza Łopuszańskiego. Wyposażeniem tych samolotów zajmował się (od 1.11.1946 r.) mgr inż. Stanisław Madeyski. Wykonanie tych prototypów zostało przekazane Wytwórni PZL w Mielcu. Po przejściu wymaganych prób nie wykorzystane butwieją w hangarze Instytutu Lotnictwa.

Stroną organizacyjną CSS zajmował się w tym okresie mgr inż. Zdzisław Winecki. W dziale płatowcowym w IV kwartale 1946 r. pracowali następujący studenci Wydziału Lotniczego Szkoły im. Wawelberga, którzy w lecie 1947 r. uzyskali dyplomy inżynierów lotniczych: Aleksander Baliński, Wiktor Baran, Henryk Boguradzki, Tadeusz Borkowski, Witold Boliński, Zdzisław Czechowski, Ryszard Gajda, Ireneusz Gwiżdża, Mikołaj Łatyszew, Witold Porowski, Jan Skociński, Ryszard Tyka, Jerzy Wesołowski, Wincenty Wia-

derek, Tadeusz Zwanicki. W końcu roku 1946 i w czasie roku 1947 do działu płatowcowego przybyli dalsi pracownicy ze stażem lotniczym z okresu międzywojennego: inż. Leon Wojtecki (28.10.1946 r.), Leon Włodarczyk, inż. Jan Kwasowski (1.11.1947 r.), inż. Józef Lipiński (kwiecień 1947 r.), inż. Władysław Rymaszewski, inż. Edmund Berezowski, inż. Eugeniusz Malkiewicz, mgr inż. Roman Sznee (15.9.1947 r.). W kwietniu 1947 r. kierownictwo działu płatowcowego objął docent mgr inż. Leszek Duleba. W dalszym okresie zgłosili się do pracy absolwenci powojennych wydziałów lotniczych politechnik: mgr inż. Wojciech Rogalski, mgr inż. Leon Kołodziejczyk, mgr inż. Zbigniew Osiński.

W okresie 1947/1948 dział płatowcowy przystąpił do opracowywania następnego prototypu: samolotu CSS 11, którego dwa egzemplarze zostały zbudowane przez warsztat CSS. Przeszły one próby, wykazały dobre właściwości lotne, zwłaszcza w akrobacji; zostały spalone na pokazie... straży pożarnej. Niezależnie od tych prac dział ten opracował z licencji dokumentację samolotu PO 2, jako CSS 13.

W zimie 1947/1948 i na wiosnę 1948 r. grupa wyposażenia działu płatowcowego przystąpiła do opracowywania urządzeń opylających dla Kierownictwa Akcji Opylania Lasów przy Ministerstwie Leśnictwa, na skutek otrzymanego zlecenia. Przeprowadzono próby i rozwiązania konstrukcyjne doprowadziły do zaprojektowania i wykonania przez warsztat CSS sześciu sztuk urządzeń przeznaczonych do wbudowania na samoloty Li 2, wyznaczonych przez PLL „LOT” do tych akcji; niemożność otrzymania samolotów PO 2 używanych w sporcie lotniczym, spowodowała wstrzymanie prac nad urządzeniami dla tych samolotów.

W latach 1948/1949 opracowywano projekt samolotu komunikacyjnego CSS 12, którego prototyp wykonany przez warsztat CSS był oblatany w roku 1950, po czym próby przerwano na okres... 4 lat wobec braku zainteresowania czynników miarodajnych.

W latach 1948—1949 powstała we Wrocławiu, przy wytwórni PZL na Psem Polu, Grupa Wydzielona Działu Płatowcowego CSS, która pod kierunkiem prof. mgr inż. Jerzego Teisseyre'a wykonywała opracowanie seryjnej dokumentacji samolotu Junak 2, skonstruowanego przez zespół mgr inż. Tadeusza Sołtyka w Lotniczych Warsztatach Doświadczalnych w Łodzi. W grupie tej pracowali studenci Wydziału Lotniczego Politechniki Wrocławskiej pod opieką mgr inż. Langego, mgr inż. Grzybowski. Po wykonaniu tego zadania grupa rozleciała się. Prototyp tego seryjnego Junaka 2 wykonany został przez warsztat CSS w Warszawie.

W roku 1950 coraz częściej liczni pracownicy tego działu CSS byli powoływani do zleconych przez Zjednoczenie Przemysłu Lotniczego prac na terenie innych zakładów, podległych Zjednoczeniu, przy czym niektórzy z nich zostali na stałe przeniesieni do tych zakładów. W okresie tym część pracowników została usunięta z przemysłu lotniczego w ogóle. Dotknęło to również i twórcę CSS prof. dr Misztala, który opuścił stworzoną przez siebie placówkę z paragrafem 32 w aktach.

Zmiana celów wyznaczonych zakładowi, jaki rozwinął się z CSS spowodowała zmianę jego charakteru, a tym samym likwidację zespołu lotniczych biur konstrukcyjnych tworzących nowe rodzime rozwiązania samolotów, silników i osprzętu lotniczego.

W pracach działu silnikowego CSS pod kierunkiem mgr inż. Wiktora Narkiewicza brali również udział studenci Wydziału Lotniczego Szkoły Inżynierskiej im. Wawelberga i Rotwanda, a to: Czesław Drużny, Kazimierz Gadaj, Zbigniew Jakubowski, Jan Wieruch, z tą tylko różnicą, że ci studenci nie mieli prac tych zaliczanych przez uczelnię. W zespole tym z pracowników starszych, z doświadczeniem z lat międzywojennych, pracowali: inż. Wojciech Mileczarek (od 15.10.1946 r.), mgr inż. Włodzimierz Markowski, mgr inż. Czesław Garusiewicz.

Pierwszą pracą tego działu był projekt silnika małej mocy, typu bokser, opartego na niektórych elementach silnika Walter Mikron, który był przewidywany do produkcji w ramach licencji. Projekt ten, w związku ze zmianą decyzji co do wprowadzenia tej licencji, pozostał jedynie w postaci dokumentacji rysunkowej.

Następnym własnym projektem był, wykonywany w latach 1947—1948, silnik o mocy 65 KM, typu bokser, który został wykonany w próbnej serii przez warsztat CSS i był wypróbowany nie tylko na hamowni, lecz także w locie, na samolocie Piper. Pomimo uzyskania dobrych wyników z tym silnikiem, nie wprowadzono go do produkcji na potrzeby lotnictwa sportowego.

W tym okresie (1947—1948 r.) opracowano dokumentację licencyjnego silnika M 11 D, a następnie (1949 r.) — silnika M 11 Fr. Obsługiwanie wytwórni wytwarzających te silniki absorbuje większość pracowników działu silnikowego CSS. W okresie tym opracowano również seryjną dokumentację silnika przyczepnego do łodzi motorowych, zaprojektowanego przez inż. Gajęckiego. Silniki te miały budować następnie jeden z zakładów podległych Zjednoczeniu Przemysłu Lotniczego.

Dalszym projektem, wykonywanym przez biuro konstrukcyjne działu silnikowego CSS w latach 1949—1950, był silnik gwiazdowy lotniczy o mocy 280 KM, którego egzemplarz prototypowy wykonał warsztat CSS. Silnik ten był pierwszym etapem rozwijania konstrukcji, która doprowadziła do stworzenia silnika WN-3, wbudowanego obecnie na samolot TS-8 „Bies”.

\* Opis samolotów CSS były zamieszczone w czasopiśmie „Skrzydłata Polska”.

Również i dla działu silnikowego CSS rok 1950 stał się okresem faktycznej likwidacji biura konstrukcyjnego, którego pracownicy w coraz większym stopniu zaczęli zasilać rozrastającą się w związku z rozbudową wytwórni przygotowujących produkcję samolotów i silników odrzutowych — Centralny Zarząd Przemysłu Sprzętu Komunikacyjnego i podległe mu zakłady.

Studium Osprzętu Lotniczego, którego kierownictwo objął doc. mgr inż. Kazimierz Głębiński w kwietniu 1947 r., oparte zostało w większości na biurze jakie powstało w Jeleniej Górze w 1945 r. Zakończenie przenosin zostało dokonane w końcu 1947 r. W okresie tym przygotowano dla potrzeb prototypów samolotów CSS kilka przyrządów pokładowych, np. paliwomierze oraz przeprowadzono w laboratorium działu osprzętu próby przyrządów pokładowych przeznaczonych dla budowanych przez warsztat CSS prototypów.

Powazną część prac Studium Osprzętu, zarówno w dziedzinie konstrukcji jak i montażu w terenie obejmowała automatyka kotłowa. Prace te prowadzili w tym czasie mgr inż. Janusz Dębski, inż. Gromnica, ob. Szulc, Kolsut i inni. Prace te wraz z załogą zostały w okresie 1949 r. przekazane do właściwej pod względem branżowym instytucji.

Głównym tematem prac działu było opracowywanie przyrządów pokładowych do uruchamiania w tym okresie seryjnej produkcji samolotów CSS 13 (PO-2). W pracach tych opierano się na możliwościach wykorzystania remanentowych urządzeń lub elementów i ich adaptacji do potrzeb bieżących. W okresie tym w biurze konstrukcyjnym pracowali: mgr inż. Stefan Sulikowski, Głazeczka, Kiljański i inni.

Powazną pracą było skonstruowanie i wykonanie osprzętu hydraulicznego do prototypu samolotu CSS 12. Podkreślić tu trzeba dużą ofiarność pracowników działu umożliwiającą szybkie wykonanie tych urządzeń w momencie, gdy odmowa dostawcy zagranicznego — spowodowana względami politycznymi — dostarczenia zamówionego osprzętu hydraulicznego do samolotu CSS 12, groziła terminowemu ukończeniu tego prototypu. Prototypowe urządzenia instalacji hydraulicznej zdążył z powodzeniem egzamin na prototypie bez kosztownych stoisk badawczych i probierczych.

Dużą pracą wykonywaną w dziale osprzętu w okresie 1949 r. było przygotowywanie opracowania produkcji świece lotniczych.

Również i Studium Osprzętu uległo częściowo rozsypane oraz przeobrażeniom organizacyjnym w wyniku potrzeb przemysłu lotniczego: przy przygotowywaniu licencyjnych dokumentacji przyrządów pokładowych i agregatów osprzętu do samolotów odrzutowych.

Niedłuzszą częścią biur konstrukcyjnych Centralnego Studium Samolotów był, od pierwszego projektu organizacyjnego, Warsztat Prototypów. Warsztat ten był pomyślany jako wszechstronnie wy-

posażony zakład, przystosowany do jednostkowego produkowania prototypów zarówno płatowców jak i silników lotniczych oraz osprzętu i wyposażenia. Opracowaniem tych założeń i przygotowaniem projektu urządzeń poszczególnych działów warsztatu zajmował się od początku 1947 r. inż. Kazimierz Grelewicz, który jednak po spełnieniu tych prac został tylko kierownikiem działu obróbki mechanicznej i montażu silników. Kierownikiem całego warsztatu został inż. Zygmunt Kędziński, późniejszy dyrektor techniczny CSS. Kierownikiem działu płatowcowego był ob. Gromek, działu osprzętu inż. Drażkiewicz.

Warsztat został pomieszczony w halach dawnego PZL, WS na Okęciu, częściowo odbudowanych i przeznaczonych do spełnienia swego nowego przeznaczenia.

Spóźnione w porównaniu do prac konstrukcyjnych uruchomienie warsztatu spowodowało, że pierwsze prototypy samolotów CSS 10A i CSS 10C zostały oddane do zbudowania do Wytwórni PZL w Mielcu. Warsztat płatowcowy CSS wykonał dwa egzemplarze samolotu CSS 11, jeden egzemplarz samolotu CSS 12 oraz jeden egzemplarz prototypu seryjnego samolotu Junak 2; wybudowano również urządzenia do opylania lasów. Warsztat silnikowy CSS wykonał 3 egz. silnika bokser 65 KM, 1 egzemplarz całkowicie i 3 nie ukończone egz. silnika 280 KM, 3 egz. silnika do łodzi i przeprowadził remont silników i śmigieł przestawialnych, przeznaczonych do samolotu CSS 12. Warsztat osprzętu wykonał dla samolotu CSS 12 urządzenia do instalacji hydraulicznej według własnej dokumentacji oraz przystosował wiele typów przyrządów pokładowych do potrzeb warsztatu płatowcowego. Niezależnie prowadzono prace nad wykonaniem i montażem w terenie urządzeń automatyki kotłowej oraz produkowano stopery i wskaźniki do ciągników.

Zdecydowane przekształcenie wytwórni prototypów w zakład produkcyjny płatowców seryjnych (CSS 13 i Junak 2) spowodowały całkowitą przebudowę istniejących pomieszczeń i urządzeń warsztatowych wraz z rozległą ich rozbudową, co zbiegło się w czasie ze stopniową likwidacją biur konstrukcyjnych prototypów.

Wykonanie postawionych naszymu przemysłowi w roku 1950 zadań stworzenia sprzętu obronnego było umożliwione częściowo także przez Centralne Studium Samolotów, które w ciągu 4 lat swego faktycznego istnienia (1946—1950) potrafiło zgromadzić stare i wyszkolić nowe kadry pracowników lotnictwa. Zasilili oni rozrastające się zakłady wytwórcze sprzętu budowanego z licencji, wnosząc swoje umiejętności, zdolności, zapał i zamiłowanie do lotnictwa. Nie wszystkim jednak dane było uczestniczyć w tej pracy. Różne względy, znane i nie znane, spowodowały, że duży procent tych ludzi został wyrugowany z pracy dla polskiego lotnictwa.

Artykuł wptynął dnia 20 listopada 1956 r.

## *nasze* REPORTAŻ

Inż. B. ŻURAKOWSKI

### Śmigłowce w Farnborough 1956 r.

*Autor, nasz znany konstruktor śmigłowców, miał okazję w tym roku bezpośrednio zapoznania się ze śmigłowcami wystawionymi na pokazach w Farnborough, Anglia. Sądzymy, że jego uwagi zainteresują czytelników, pozwalając im się zorientować w sytuacji jednego z głównych producentów śmigłowców na świecie. Przedstawiona analiza latających i zamierzonych prototypów może posłużyć dla przeprowadzenia konfrontacji z naszym programem konstrukcyjnym w tej dziedzinie.*

W pokazach w Farnborough brało udział sześć typów śmigłowców: Bristol 171 i 173, Westland Widgeon i Whirlwind, Skeeter i Fairey. Były one demonstrowane w locie niekiedy przez dwie maszyny, różniące się zastosowaniem lub dodatkowymi urządzeniami. Z wyjątkiem prototypu pasażerskiej maszyny dwusilnikowej i dwuwirnikowej Bristol 173, wszystkie pozostałe śmigłowce były jednosilnikowe i jednowirnikowe. Poza najnowszym śmigłowcem Fairey'a z turbiną Blackburn-Palouste wszystkie inne były napędzane silnikami tłokowymi. Nic w tym dziwnego, jeśli przypomnieć, że ich prototypy latały przed rokiem 1950, względnie były zaczęte w tym okresie jak Bristol 173. To też mając za sobą tyle lat rozwoju, modyfikacji i ulepszeń, zostały zademonstrowane w locie bardzo efektywnie. Wszystkie jednowirnikowe popisywały się w przewrotach, w których celował zwłaszcza Westland „Whirlwind”, wykonujący zakręt po wyciągnięciu niemal do pionu. Dwuwirnikowy Bristol 173 pokazywał swą zwrotność kręcąc bardzo ciasno ósemki, zaś śmigłowce Skeeter z dodatkowym napędem raketowym i lekki Fairey robiły konkurencję balonom i windom, wznosząc się pionowo z prędkościami rzędu 7 m/sek. Dla ścisłości trzeba jednak powiedzieć, że wszystkie śmigłowce latały jedynie z załogą, bez żadnego obciążenia użytecznego. Stąd pokaz miał zupełnie inny charakter niż np. olbrzymi desant z 36 śmigłowców na tegorocznym święcie lotnictwa w Tuszyńcu. Ponadto w Farnborough można było obej-

rzeć, oprócz demonstracji w powietrzu, również śmigłowce stojące przed lotami na lotnisku, zaś na stoiskach w krytej płótnem hali modele przyszłych śmigłowców, silniki do nich oddzielne części produkowane przez specjalne firmy, jak np. łopaty śmigieł ogonowych, koła zębate do przekładni, chłodnice, amortyzatory, półfabrykaty, wyposażenie itp.



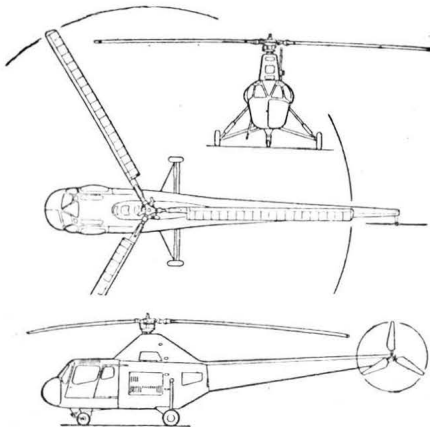
Rys. 1. Śmigłowiec Bristol 171 „Sycamore”



Rys. 2. Śmigłowiec Bristol 173

Powróćmy jednak do śmigłowców dla krótkiego omówienia poszczególnych typów.

Największa angielska wytwórnia lotnicza, firma Bristol, pokazała, jak już wspomniano, dwa typy. Pierwszy, starszy, to Bristol 171 znany jako „Sycamore”. Jego prototyp, wyposażony w amerykański silnik Pratt Whitney Wasp, wykonał pierwszy lot w lipcu 1949 roku. Był to aparat czteroosobowy, konstrukcji metalowej, z trzyłopatowym wirnikiem konstrukcji drewnianej. Wkrótce otrzymał on angielski silnik Alvis Leonides o mocy ok. 540 KM, pracujący w pozycji poziomej z wałem pionowym, który to układ utrzymał się do dzisiaj. Średnica jego wirnika wynosi prawie 15 m, ciężar własny 1820 kG, ciężar w locie 2440 kG, w tym ciężar płatny 320 kG, to jest czterech pasażerów. Przy prędkości przelotowej 145 km/h, zasięg jego wynosi 430 km. Od lat bierze on corocznie udział w pokazach, jest produkowany seryjnie dla potrzeb wojska i marynarki, ostatnio zaś większą serię zamówiła NRF dla „Luftwaffe” po £ 4500 za sztukę. Śmigłowiec ten nie posiada ani instalacji przeciwoślodzeniowej, ani wysokościomierza radiowego, ma zaś jako nowość w głowicy sprężynowe blokowanie swobody ruchów łopaty na postoju i przy rozruchu, zwalniające w locie siłą odśrodkową. Drugi śmigłowiec tej firmy oznaczony numerem 173, to wciąż prototyp, chociaż prace nad nim zaczęto w 1949 roku podwajając wirnik i silnik od „Sycamore”. W roku 1951 pokazano w Farnborough jego model, w r. 1952 cały prototyp, ale jeszcze nie latający, w 1953 latał już z dodatkowymi skrzydłami, które później skasowano. Zmieniono też wirniki trzyłopatowe na czterołopatowe przy zachowaniu tych samych silników po 540 KM.



Rys. 3. Śmigłowiec Westland „Widgeon“

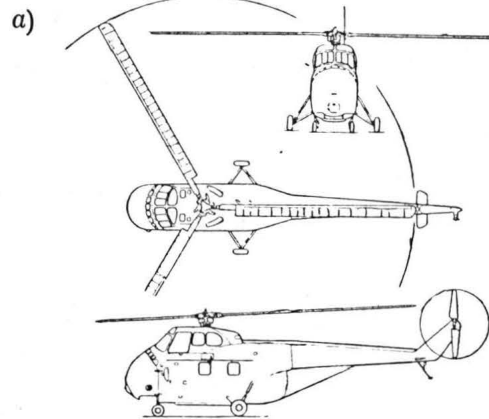
Aparat demonstrowany w tym roku różnił się od zeszłorocznego tylko zmienionym statecznikiem, który zamiast motylkowego został wykonany jako poziomy z tarczami brzegowymi. Podwozie tylne sprężone rurą skrętną dokonstruowaną później niż reszta podwozia. Średnice wirników po 15 m, długość metalowego kadłuba ponad 16 m. Ciężar własny 3,5 tony, ciężar w locie 4,8 t. Ciężar płatny ok. 540 kG, co jak na maszynę dwusilnikową jest bardzo mało. Prędkość przelotowa 136 km/h, zasięg niewielki 160 km.

Dalszy jego rozwój idzie w kierunku zwiększenia mocy przez zastosowanie silników Alvis Leonides Major po 870 KM. Tak wzmocniony śmigłowiec otrzyma numer 192 z tym, że w niedalekiej przyszłości silniki łokowe zostaną zastąpione przez dwie turbiny Napier „Gazelle” o mocy po 1260 KM. Ciężar w locie wzrośnie wtedy do 8,2 tony, a udźwig do 2,7 tony, pozwalając na przewóz trzyosobowej załogi i 18 żołnierzy w rynsztunku. Przeliczona prędkość maksymalna 220 km/h, zasięg 1140 KM.

Firma Westland, posiadająca licencję na Anglię amerykańskich śmigłowców Sikorskiego, pokazała w locie dwa „Widgeony” i jednego „Whirlwinda”.

„Widgeon” to unowocześniona przeróbka starego S 51 „Dragonfly”, który powstał w Ameryce w roku 1943, z łopatami nośnymi konstrukcji mieszanej. Już w roku 1946 był on produkowany seryjnie. W 1948 r. f-ma Westland zaczyna budować je w Anglii z silnikiem Alvis Leonides 540 KM zamiast amerykańskiego Pratt Whitney’a. W 1951 r. wirnik nośny otrzymuje łopaty duralowe wyciskane, z doklejonym splywem, gwarantujące resurs rzędu 1000 h.

Pokazany w roku zeszłym i obecnie „Widgeon” posiada powiększoną kabinę, 5-osobową, w wersji komunikacyjnej i 4-osobową w wersji sanitarnej (pilot, sanitariusz,



b)



Rys. 4a i b. Śmigłowiec Westland „Whirlwind“

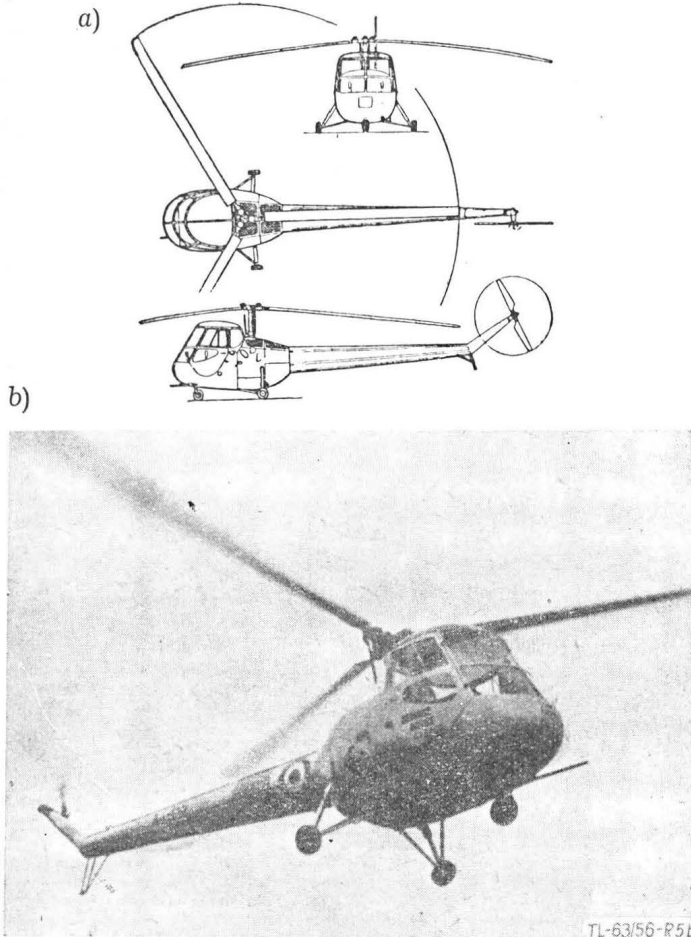
2 rannych na noszach). Sterowanie maszyny zostało wydatnie ulepszone przez zastosowanie wzmacniaczy hydraulicznych (busterów). Przeróbce uległa też głowica wirnika nośnego, zbudowana obecnie analogicznie do głowicy śmigłowca Sikorski S 55, pozwalającej na trzykrotnie większą tolerancję zmian wyważenia.

Średnica trzyłopatowego wirnika wynosi 15 m, długość kadłuba prawie 13 m; ciężar w locie 2670 kG, w tym maks. ciężar płatny przy zasięgu 37 km wynosi 500 kG, zaś przy zasięgu 370 km tylko 320 kG. Prędkość maks. 153 km/h, pułap prakt. 3200 m. Drugi typ tejże firmy „Whirlwind” to angielska wersja śmigłowca Sikorskiego S 55, który powstał w Ameryce w 1949 roku. Napęd jego stanowił silnik Pratt Whitney 600 KM lub Wright z mocą obniżoną do 700 KM. W Anglii zastosowano od roku 1953 silnik w układzie podwójnej gwiazdy Alvis Leonides Major o mocy 870 KM, dzięki czemu wzrosła prędkość wznoszenia lotu ukośnego do wartości 5 m/sek. i podwoił się pułap dynamiczny osiągając 4400 m.

Jest to bardzo zwarta i udana maszyna, z silnikiem zestawionym skośnie w przedniej części kadłuba, z obszerną kabiną pod wirnikiem nośnym. Konstrukcja całkowicie metalowa, nie wyłączając łopat nośnych. Sterowanie wzmacniaczami hydraulicznymi. Średnica wirnika nośnego 16,1 m, długość kadłuba niecałe 13 m. Ciężar w locie

3450 KG, udźwignie użyteczny w wersji komunikacyjnej 5 pasażerów, w wersji wojskowej — 10 żołnierzy. Prędkość maksymalna 176 km/h, zasięg 570 km.

Firma Saunders-Roe pokazała dwie wersje śmigłowca „Skeeter”. Jest to nieduża maszyna dwuosobowa, zaprojektowana przed rokiem 1948 dla prywatnego użytku w celach turystycznych, początkowo z silnikiem Jamesona mocy 106 KM. Jednak moc ta była niewystarczająca i już w roku 1949 drugi prototyp posiadał silnik Gipsy Major



Rys. 5a i b. Śmigłowiec Saunders-Roe „Skeeter“

mocy 145 KM, a w 1951 r. Mk 3 silnik Blackburn Bombardier 180 KM. W latach 1953—54 przeprowadzono nad tą maszyną obszerne badania z zakresu rezonansu naziemnego i następnie zabudowano stosowany obecnie silnik de Havilland Gipsy Major mocy 200 KM. Wirnik nośny o średnicy 9,75 m posiada 3 łopaty konstrukcji mieszanej (dźwigar rurowy, żeberka drewniane, pokrycie płótnem), ale w próbach jest łopata trapezowa z blachy nierdzewnej, całkowicie klejona, pokazana z naklejonymi tensometrami na stoisku firmy. Dzięki poprzecznemu ustawieniu silnika (wał silnika poziomo, prostopadle do płaszczyzny symetrii śmigłowca) konstrukcja dość zwarta i celowa. Ciężar w loci 975 kg, prędkość maks. 172 km/h, czas lotu 3 h 20 min., zasięg 380 km, pułap praktyczny 3750 m. Jest produkowany seryjnie dla potrzeb wojskowych.

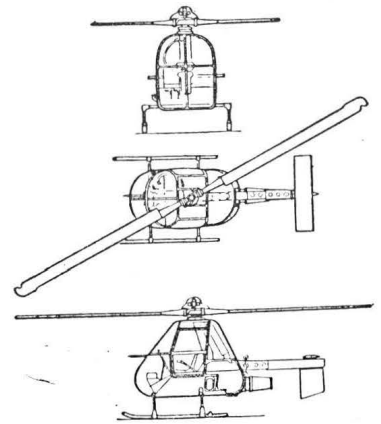
Drużka pokazana wersja to przeróbka tego śmigłowca na dodatkowy napęd rakietowy, jedna z nielicznych nowości tegorocznych pokazów, którą warto nieco obszerniej omówić.

Dla zwiększenia mocy potrzebnej do pionowego wzniesienia zamontowano na głowicy wirnika aluminiowy zbiornik, zawierający około 40 kg wysoko procentowej wody utleniowej (perhydrolu). Z tego zbiornika perhydrol wypływa pod działaniem sił odśrodkowych przewodami wewnątrz łopat do umieszczonych na końcach łopat cylinderków zaopatrzonych w katalizator rozkładu perhydrolu na tlen i przegrzaną parę wodną. Katalizator użyty przez firmę Napier, która wykonała te silniki rakietowe, składa się z kilku siatek srebrnych. Otrzymane pod wysokim ciśnieniem gazy rozprężają się w dyszy de Laval'a i wylatują po zgięciu o 90° do tyłu łopat, napędzając je siłą reakcji. Ciężar jednego silnika wynosi około 0,5 kg, a całej instalacji około 14 kg. Zawartość zbior-

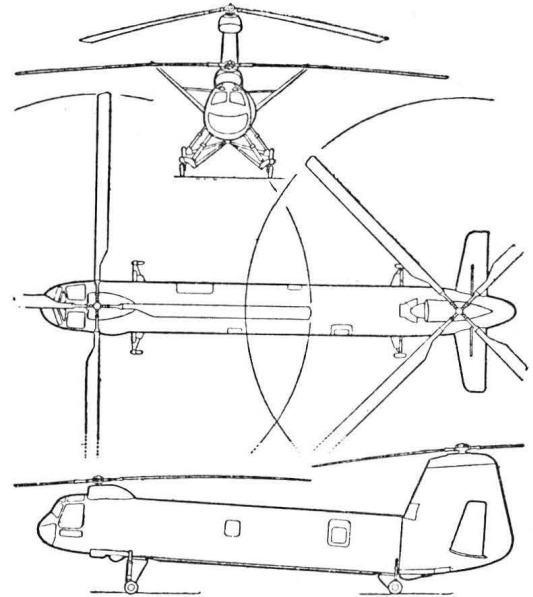
nika wystarcza na 2,5 do 3 minut pracy, dając dodatkowo wirnikowi 66 KM. Dzięki temu prędkość wznoszenia pionowego wzrasta z 1,15 m/sek. do 7 m/sek. Wobec braku spalania napęd jest niewidoczny, choć dość hałaśliwy. Dla naszych potrzeb napęd taki jest chwilowo nieosiągalny ze względu na brak w kraju producenta perhydrolu.

Jako ostatni latający śmigłowiec zademonstrowano odrzutową lekką dwuosobówkę firmy Fairey, pokazywaną już w roku zeszłym. Jest to najmniejszy śmigłowiec angielski o średnicy wirnika 8,6 m (nasz SP-GIL ma 8,8 m) i ciężarze całkowitym 680 kg, napędzany przez turbinę spalinową Blackburn-Palouste, sprężającą powietrze do 2,9 atm i tłoczącą je przez dwie łopaty do komór spalania na końcach łopat. Do nich również zostaje doprowadzone paliwo, a wylot spalin przez dyszę z dużą prędkością daje ciąg wystarczający do uzyskania wznoszenia pionowego z prędkością 6,6 m/sek.

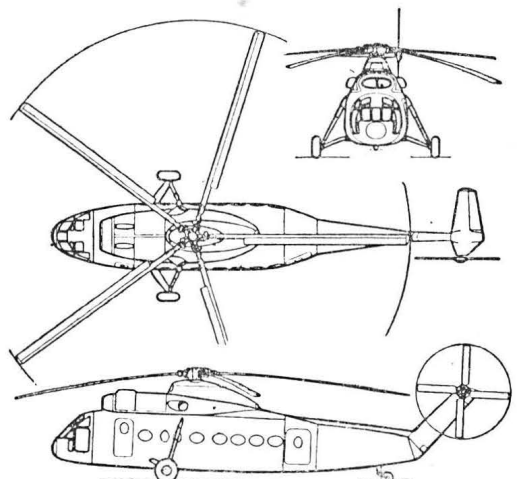
Krótki kadłub zaprojektowano bardzo lekko, usterzenie pionowe w osi turbiny spalinowej, podwozie w postaci amortyzowanych nart, piasta wirnika osadzona przegubowo na wsporniku, połączonym z kadłubem przez amortyzatory gumowe, sterowanie okresowe zaopatrzone w dwa wzmacniacze hydrauliczne. O sprawności tej maszyny



Rys. 6. Śmigłowiec Fairey Ultra-Light



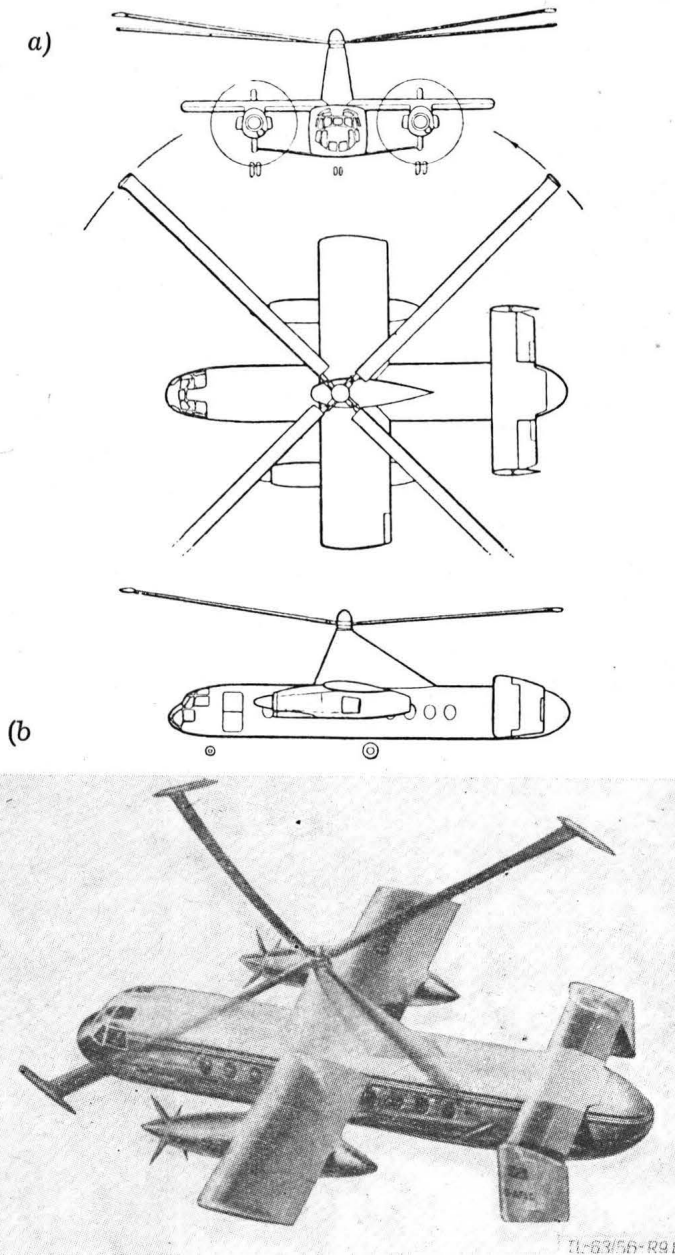
Rys. 7. Śmigłowiec Bristol 192



Rys. 8. Śmigłowiec Westland „Westminster“

świadczyły jej starty i lądowania na platformie samochodu oraz bardzo strome opadanie z gładkim lądowaniem na trawie lotniska. Poważną wadą tego śmigłowca jest

z tą różnicą, że wirnik nośny jest pięciopłatowy, napędzany przez dwie turbiny o mocy po 3000 KM (prawdopodobnie Napier Eland), umieszczone poziomo nad kabiną pasażerską. Ciężar w locie ma wynosić 15 ton, a użyteczny 4 tony. Zasięg około 560 km przy prędkości 240 km/h.



Rys. 9a i b. Śmigłowiec Fairey „Rotodyne”

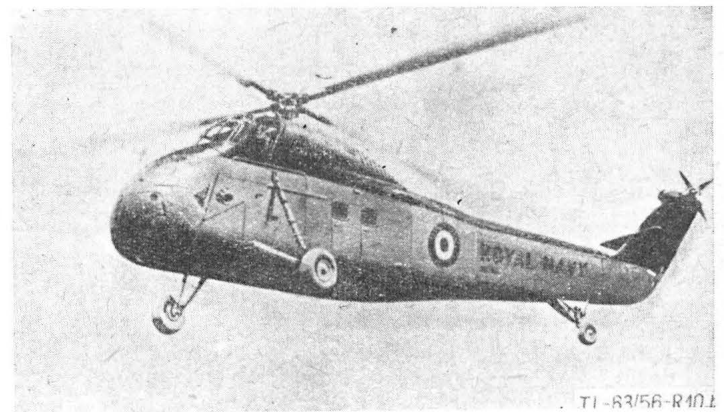
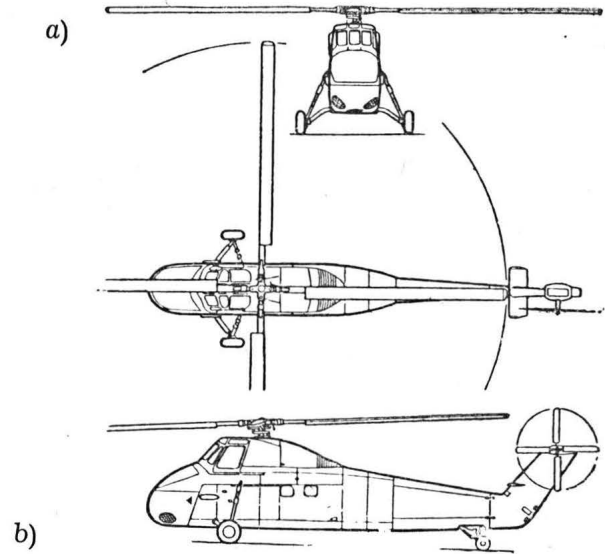
duże zużycie paliwa skoro sama tylko turbina spala 140 kG na godzinę, nie licząc paliwa spalane na końcach łopatek. Stąd też zastosowanie tego śmigłowca będzie ograniczone do lotów krótkich, jak szybkie obserwacje wojskowe itp.

Oprócz pokazów w locie wszystkie firmy wystawiły na swych stoiskach modelu śmigłowców, nad którymi prowadzone są zaawansowane prace konstrukcyjne i które w najbliższych latach wejdą do eksploatacji.

Wspomnieliśmy już wyżej o śmigłowcu Bristol 192 napędzanym przez dwie turbiny Napier „Gazelle” po 1260 KM.

Tę samą turbinę wykorzystuje firma Westland do śmigłowca typu „Wessex”, którego model nie różni się zbytnio od swego wzorca — śmigłowca Sikorskiego S 58, mającego czteropłatowy wirnik nośny, czteropłatowe śmigło ogonowe i kadłub płatowcowy z kółkiem ogonowym. Maszyna ta wchodzi wkrótce do produkcji i ma rozpocząć służbę w marynarce angielskiej w 1958 roku. Jej ciężar w locie ma wynosić 5700 kG, a udźwieg płatny stanowi dwunastu pasażerów. Przewidywana prędkość maksymalna 207 km/h, pułap statyczny 1400 m, praktyczny pułap dynamiczny 1800 m, zasięg 700 km.

Drugi model tej firmy to czterdziestoosobowy „Westminster”, z wyglądu ogólnego podobny do „Wessex’a”,



Rys. 10a i b. Śmigłowiec Westland „Wessex”

Najciekawszy model pokazała jednak firma Fairey. Jest to reklamowana od pięciu lat „Rotodyne” — duża pasażerska maszyna, przekształcona w tym sensie, że startuje i ląduje jako śmigłowiec, natomiast w locie poziomym staje się wiatrakowcem. Moc potrzebną do lotu dostarczają dwie turbiny Napier Eland po około 3000 KM, napędzające przy starcie i w locie wiszącym, poprzez sprzęgło hydrauliczne, pomocniczą sprężarkę 9-stopniową, która tłoczy powietrze do czterech komór spalania, znajdujących się na końcach łopatek nośnych, natomiast w locie poziomym sprężarka jest odłączona, a turbiny napędzają dwa przestawialne śmigła czteropłatowe, które pokonują opór wiatrakowca. Stałe skrzydło, dając przy prędkości poziomej siłę nośną, odciąża wirnik nośny, będący w stanie samokrętu i umożliwia osiągnięcie prędkości rzędu 270 km/h. Średnica wirnika wynosi 27,5 m, długość kadłuba prawie 18 m; przewidywany ciężar prototypu 15 ton, ciężar płatny 5 ton lub 44 pasażerów, zasięg 640 km. Pierwsze próby mają być w roku przyszłym, a pierwsze egzemplarze seryjne w roku 1960. Przewidywana cena około ćwierć miliona funtów szterlingów.

Jak widać z tego krótkiego opisu śmigłowców przyszłości, wszystkie one opierają się na silnikach turbośmigłowych o mocy od 1200 KM do 3000 KM. Jest to zupełnie zrozumiałe, jeśli uwzględnić, że turbiny mają znacznie mniejszy ciężar na KM niż silniki tłokowe, mniejszą powierzchnię czołową i mniejszą objętość, dają mniej drgań, nie wymagają chłodzenia, pracują na tańszym paliwie, umożliwiają bezpośredni napęd wirnika (bez sprzęgła) i przy różnych prędkościach obrotowych. Toteż nie można poważnie myśleć o rozwoju śmigłowców pasażerskich nie rozporządzając odpowiednimi turbinami śmigłowymi.

Artykuł uptynął dnia 10 października 1956 r.





# Notatnik użytkownika

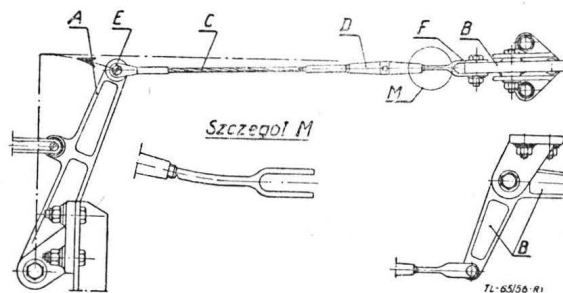
## Mimośrodowe obciążenie spowodowało uszkodzenie końcówki przegubowej

W celu utrzymania na naszych łamach „Notatnika użytkownika” — wobec braku rodzimych materiałów i informacji z terenu — zamieszczamy poniżej znowu notatkę opracowaną przez mgr inż. Stanisława Madeyskiego, na podstawie źródeł zagranicznych.

Końcówka przegubowa w układzie sterującym chowanego podwozia złamała się w wyniku długotrwałych przecięć spowodowanych nieprawidłowym wzajemnym ułożeniem punktów przegubowych. Dwie dźwignie (A) i (B) pracujące w dwóch prostopadłych do siebie płaszczyznach połączono linką (C) regulowaną ściągaczem (D) i zaopatrzoną na jednym końcu w końcówkę oczkową (E), na drugim zaś końcu w widelkową końcówkę przegubową (F). Końcówka (F) umożliwia wychylenie się tylko w jednej płaszczyźnie, w płaszczyźnie dźwigni (B). Przy wychyleniu dźwigni (A) do położenia wskazanego linią punktową, linka (C) swym końcem połączonym z dźwignią (A) oddala się od płaszczyzny pracy dźwigni (B). Niemożność wychylenia się widelkowej końcówki przegubowej (F) w płaszczyźnie pracy dźwigni (A) spowodowała przeginięcie się tej końcówki na odcinku pomiędzy widelkami i gwintem. Wielokrotne przecięcia doprowadziły do zmęczeniowego pęknięcia w najsłabszym miejscu, na podcięciu przy zakończeniu gwintu.

Uszkodzenie to było następstwem niewłaściwego wzajemnego ustawienia obydwu dźwigni, co spowodowało powstawanie niesymetrycznego obciążenia. Nieprzemysłane przez konstruktora rozwiązanie wywołało wskazane uszkodzenie. Wszystkie mechanizmy i urządzenia ruchome powinny być tak zaprojektowane i ustawione, aby

w czasie pracy działały w sposób pewny i niezawodny w przewidywanym pełnym okresie roboczym. Jednym z warunków gwarantującym bezpieczeństwo lotu i prawidłowość działania jest troska o unikanie przypadkowych miejsc w konstrukcjach lotniczych, gdzie mogą występować objawy zmęczeniowe w materiale spowodowane przemiennymi obciążeniami. Ku uwadze konstruktorów



zamieszczamy niniejszą notatkę, w której wskazano drobny co prawda przypadek, ale bardzo charakterystyczny. Przypadek, wykazujący brak skupionej uwagi przy opracowywaniu rozwiązania konstrukcyjnego oraz niezbyt dokładne przeanalizowanie wzajemnej współpracy poszczególnych elementów układu ruchomego.

## Lotnicze Stowarnictwo Techniczne

### Interesująca wzmianka

W zeszycie z maja 1956 r. czasopisma „American Helicopter” na stronie 13 w wykazie bibliografii książek i druków dotyczących wiroplątów (Books and Pamphlets On Rotary Wing Aircraft), zestawionym przez E. K. Liberatore’a, pod pozycją nr 199 znaleźliśmy następującą wzmiankę:

199. Zurakowski, B

**GLOSSARY OF AERONAUTICAL TERMS  
(HELICOPTERS) TRANSLATION**  
TIB/T 4408

London: Ministry of Supply. 1954.

Contains helicopter terms in Polish, English, French, German, and Russian. Originally published in **TECHNIKA LUTNICZA (Poland)** in 1954.

(Świadomie pozostawiliśmy dostrzeżony błąd w nazwie naszego czasopisma, ponieważ... twórcy skrzypiec nie mają w Polsce specjalnego pisma, tak że pomyłka jest wykluczona).

Nie spodziewaliśmy się, że tak poważna instytucja jaką jest Ministerstwo Jej Królewskiej Mości Wielkiej Brytanii wykorzysta publikowane w naszym czasopiśmie materiały dotyczące mianownictwa w dziedzinie śmigłowcowej. Szkoda, że nie otrzymaliśmy chociaż jednej odbitki tego wydawnictwa, o istnieniu którego w ogóle dowiedzieliśmy się dopiero z cytowanego zestawienia bibliograficznego. Z przyjemnością notujemy ten fakt wykorzystania za granicą drukowanego przez nas, w zeszytach nr 1 i 2 z 1954 r., opracowanego przez naszego czołowego konstruktora śmigłowcowego inż. Bronisława Żurakowskiego słownika z dziedziny śmigłowców. Jest to dowodem wartości tej pracy.

S. M.



## na półkach księgarskich

**Rasczot centrowki samolota.** W. M. Szejnjin, Oborongiz, 1955 r., stron 227.

W książce opisane są zagadnienia obliczenia położenia środka ciężkości w okresie projektowania, wykonywania i eksploatacji samolotu, zagadnienia sporządzania zestawień ciężarów zespołów i rozkładu ciężarów, zagadnienia korygowania położenia środka ciężkości wykonanych samolotów. Przedstawione są również zagadnienia średniej aerodynamicznej cięciwy skrzydła, jej znaczenie przy wyważaniu i praktyczne sposoby wyznaczania, wpływ parametrów skrzydła na wyważanie samolotu, doświadczalne metody wyznaczania ciężaru i położenia środka ciężkości samolotu oraz eksploatacyjne metody wyznaczania położenia środka ciężkości. W osobnym rozdziale opisane jest oprzyrządowanie stosowane przy wyznaczaniu ciężaru i położenia środków ciężkości oraz zasady posługiwania się suwakami wyważania samolotów. Książka przeznaczona jest dla inżynierów i technicznych pracowników pracujących przy projektowaniu, produkcji i eksploatacji samolotów.

L. S.

**Aerodynamika i konstrukcja samolota.** S. I. Zonszajn, Oborongiz, 1955 r., stron 243.

Jest to skrót wiadomości z dziedziny aerodynamiki i konstrukcji samolotów, przeznaczony dla pomocniczych grup specjalistów studiujących w technicznych szkołach lotniczych. W rozdziale pierwszym, omawiającym aerodynamikę, podane są dane dotyczące atmosfery, ruchu cieczy i gazów, charakterystyk aerodynamicznych małych i dużych prędkości, stateczności i sterowności. W rozdziale drugim podane są zasady wytrzymałościowych obliczeń samolotu. W rozdziale trzecim opisane są główne zespoły konstrukcyjne samolotów. Ostatni rozdział podaje krótko zasady projektowania samolotów. Treść uzupełniona jest licznymi rysunkami, schematami i wykresami wzajemnych zależności głównych wskaźników technicznych.

L. S.

**Proczność samolota.** S. N. Kan, Oborongiz, 1955 r., stron 287.

Jest to czwarte wydanie tej książki, zawierające jednak szereg zasadniczych zmian w treści. Jak i w poprzednich wydaniach, przedstawione zagadnienia wytrzymałości i pracy konstrukcji samolotu podane są w zakresie elementarnym. Mimo to dają przegląd zagadnień wytrzymałościowych wszystkich najważniejszych zespołów konstrukcyjnych, jak skrzydła i jego elementów, lotek, mechanizmów skrzydła, usterzeń, sterownic, kadłuba, łoż silnikowych, podwozia, gołeni amortyzacyjnych i różnych układów konstrukcyjnych podwozia. Poza tym dość szczegółowo przedstawione są zagadnienia zewnętrznych obciążeń samolotu i drgań zespołów samolotu. Zrozumienie zagadnień ułatwia blisko trzysta rysunków, schematów i wykresów. Książka przeznaczona jest dla uczniów średnich szkół technicznych i załóg technicznych jednostek eksploatacyjnych.

L. S.

**Elektryczne piece oporowe.** Bronisław Sochor, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1955 r., stron 223.

Omawiana praca może być przydatna w przemyśle lotniczym, jako użytkownikowi pieców elektrycznych przy wyborze odpowiednich urządzeń i przy przeprowadzaniu montażu, obsłudze i konserwacji. W treści podzielonej na dziesięć rozdziałów zawarto następujące materiały: wiadomości podstawowe, charakterystyczne cechy elektrycznych urządzeń grzejnych, rozwiązania konstrukcyjne elektrycznych pieców oporowych, budowa pieców elektrycznych, układy połączeń elektrycznych, elektryczne i mechaniczne wyposażenie pieca, tok obliczeń elektrycznych urządzeń grzejnych, montaż, obsługa i remont pieców oraz bezpieczeństwo pracy. Wykaz piśmiennictwa obejmuje 42 pozycje; 25 tablic zawierających interesujące dane i 170 rysunków ułatwiających użytkowanie książki.

S. M.

**Polichlorek winylu, otrzymywanie — przetwórstwo — zastosowanie.** praca zbiorowa pod redakcją I. Franty i F. Grzundziela, tłum. z czeskiego mgr inż. J. Bojarski, mgr inż. Z. Roszkowski i mgr inż. L. Zakrzewski, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1955 r., stron 388.

Omawiana praca zawiera podstawowe wiadomości o polichloroku winylu — tworzywie, które w lotnictwie znalazło szerokie zastosowanie; przydatność książki dla pracowników lotnictwa jest oczywista. Treść książki dzieli się na cztery części: 1 — Surowce — omawia polichlorek winylu i jego znaczenie, kopolimery chloroku winylu, surowce pomocnicze stosowane w przetwórstwie polichloroku winylu (PCW), badania kontrolne, twarde i miękkie PCW, gospodarka surowcami podstawowymi, mieszanie surowców podstawowych i sposób żelatynizacji miękkiego PCW; 2 — Winidur — objaśnia sposoby otrzymywania bloków, płyt, folii i wyrobów profilowanych, przetwórstwo winiduru, wskazuje półprodukty z winiduru oraz winidur jako materiał konstrukcyjny; 3 — Miękki PCW — zawiera następujące tematy: otrzymywanie folii i płyt z miękkiego PCW, wyrób materiałów profilowanych z miękkiego PCW, odlewanie, wydmuchiwanie oraz spawanie prądem wysokiej częstotliwości i klejenie; 4 — Zastosowanie PCW — podaje możliwości zastępowania metali, stosowanie jako wykładzin oraz przykłady z zastosowania w rozmaitych gałęziach przemysłu. Wykaz piśmiennictwa zawiera 29 pozycji książek, 28 czasopism, 9 katalogów i prospektów. Skorowidz rzeczowy ułatwia wyszukanie materiału zawartego w książce.

S. M.

**Planowanie w wydziałach pomocniczych zakładów przemysłu maszynowego.** M. A. Gałkin, P. F. Matwiejew, G. A. Nieszitow, N. G. Ożimkow, G. A. Piszczulin, tłum. z ros. mgr inż. Zygmunt Keh, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1956 r., stron 266.

Praca oparta na doświadczeniach wielu zakładów pracy w Związku Radzieckim, z których rekrutowali się autorzy poszczególnych części książki, porusza żywotne problemy planowania oddziałów pomocniczych, znajdzie więc zastosowanie wśród pracowników przemysłu lotniczego. W treści omówiono znaczenie gospodarki oddziałów pomocniczych i wpływ planowania ich pracy na ekonomikę przedsiębiorstwa budowy maszyn; planowanie w wydziałach narzędziowych, energetycznych, w gospodarce transportowej, w wydziałach remontowo-budowlanych; rozrachunek gospodarczy służb pomocniczych wydziałów produkcyjnych; planowanie i ewidencja zużycia energii elektrycznej w przedsiębiorstwach o masowej produkcji potokowej. Liczne tablice zawierają interesujące dane oraz przykłady wypełniania formularzy.

S. M.

**Poradnik mechaniki lotniczej. Silnik tłokowy.** inż. Zdzisław Bentkowski, Wydawnictwa Komunikacyjne, 1956 r., stron 224.

Omawiana książka jest przeznaczona dla mechaników, pomocników mechaników, techników oraz pilotów i instruktorów lotniczych, pragnących rozszerzyć zakres posiadanych praktycznych wiadomości o silniku lotniczym, przez opanowanie podstawowych wiadomości teoretycznych o zasadach działania i konstrukcji silnika. Treść dzieli się na trzy części. Część pierwsza — teoretyczne podstawy działania tłokowego silnika spalinowego — zawiera podstawowe wiadomości z mechaniki, termodynamiki, elektrotechniki i chemii oraz zasady działania tłokowego silnika spalinowego. Część druga — opis budowy tłokowych silników lotniczych — objaśnia podział tłokowych silników lotniczych oraz zespoły i części tłokowego silnika lotniczego. Część trzecia — materiałoznawstwo w zarysie — dzieli się na metale, paliwa i oleje lotnicze, materiały pomocnicze. Książka zawiera 164 rysunki, 6 tablic i bibliografię obejmującą 21 pozycji. Przy przeglądaniu książki dostrzeżliśmy, między innymi, następujące usterki: na schematach (rys. 99, 136, 137, 145) — błędy; rys. 63 i 64 nie zgadzają się z rys. 57; na str. 34 tekst nie zgadza się z rys. 69; niewłaściwe nazwy i określenia: pompa paletkowa zamiast łożatka, pompa zębata zamiast zębata; waga tłoka, ilość cylindrów, ilość obrotów; siła ciągu śmigła, napęd licznika obrotów, eloksowanie tłoków; brak informacji o stosowanych w kraju stopach AlMg i AlMg; niewłaściwe stosowanie określeń glin — aluminium. Dostrzeżone przez nas usterki nie umniejszają wartości i przydatności książki.

S. M.

**Manuel Technique de l'ajusteur d'aviation.** praca zbiorowa. La Bibliothèque Française, Paris, stron 206.

W księgarni Klubu Prasy Międzynarodowej znaleźliśmy omawianą książeczkę, która należy do cyklu „Collection savoir travailler”, a opracowana została przez szkołę dokształcającą Unii robotników metalowców okręgu paryskiego. Zawiera ona materiał, ujęty w bardzo przystępnej formie, mogący przydać się do podniesienia kwalifikacji pracownika przemysłu lotniczego. Znajdujemy w niej krótkie omówienie następujących tematów: geometria, pomiary warsztatowe, trasowanie, rozwinięcia wyrobów z blachy, główne metale i stopy oraz stale stosowane w lotnictwie, pilniki, piły do metali, wiertła, nożyce do blach, rozwiertaki, gwintowniki i narzynki, blacharstwo, nitowanie, spawanie i zgrzewanie, obrabarki do metali. W uzupełnieniu zamieszczono tabele łuków oraz kątów.

S. M.

**Technologia sborki elektroizmierzalnych przyborów.** P. I. Bulowskij i A. W. Powalajew, Oborongiz, 1955 r., stron 304.

W książce tej podana jest technologia składania, regulacji, cechowania i badania elektrycznych przyrządów pomiarowych. Opisane są podstawowe specyficzne procesy technologiczne produkcji elektrycznych przyrządów pomiarowych wskazówkowych, między innymi również lotniczych. Treść zawarta jest w dziesięciu rozdziałach, składających się łącznie z sześćdziesięciu dwóch ustępów; podane są tu między innymi: opis składania ruchomych elementów przyrządu, składanie mechanizmu pomiarowego, składanie pokrywy i podstawy, ogólne złożenie przyrządu, montaż układu elektrycznego, regulacja, cechowanie i badanie oraz przechowywanie, opakowanie i zasady transportu przyrządów. Książka zawiera również bardzo liczne schematy, wykresy i rysunki. Przeznaczona jest dla inżynierów i techników przemysłu budowy przyrządów oraz dla studentów wyższych szkół technicznych.

L. S.

**Osnovy elektrooborudowanija samolotow i awtomaszin.** pod red. A. N. Larijanowa, Gosenergoizdat, 1955 r., stron 384.

W książce tej opisane są: krótki przegląd rozwoju konstrukcji wyposażenia elektrycznego samolotów i samochodów, klasyfikacja układów elektrycznych, podane podstawowe wymagania stawiane różnym typom wyposażenia elektrycznego, przedstawione są zasady działania i konstrukcji urządzeń elektrycznych stosowanych na nowoczesnych samolotach i samochodach. Przedstawione też są: przeznaczenie, podstawy teorii, zasady działania i budowy instalacji zapłonowych, elektrycznych rozruszników silników, źródeł prądu, automatycznych regulatorów, równoległej pracy prądnic, sieci, aparaty sterującej i zabezpieczającej, przekładni synchronicznych odległościowych i napędów elektrycznych. Przy opisywaniu większości zagadnień uwzględnione zostały zasady teorii lotniczego i samochodowego wyposażenia elektrycznego. Opisane jest przede wszystkim wyposażenie i instalacje prądu stałego. Treść podzielona jest na dwadzieścia trzy rozdziały; posiadają one liczne wykresy, rysunki, tabele i schematy. Książka przeznaczona jest jako podręcznik szkolny oraz jako pomoc dla inżynierów i techników elektryków lotniczych i samochodowych.

L. S.

# I. Paliwa do silników tłokowych

1) Współczesne paliwa do silników lotniczych tłokowych stanowią mieszaniny benzyny uzyskiwanych z odpowiednio wybranych rop naftowych z szeregiem składników o granicach wrzenia odpowiadających benzynie, jednakże otrzymanych z różnej przeróbki produktów naftowych, względnie w wyniku różnych procesów syntetycznych. Ponadto paliwa lotnicze zawierają niewielkie ilości domieszek w nich rozpuszczalnych, poprawiających niektóre właściwości paliw.

Do produkcji paliw lotniczych stosuje się:

- a) benzyny uzyskane z ropy naftowej drogą zwykłej destylacji;
- b) gazolinę-benzynę wykoploną z gazu ziemnego;
- c) benzyny uzyskane przez termiczny rozkład (kraking) ciężkich benzyn, naft i pozostałości ropy;
- d) benzyny uzyskane przez termiczno-katalityczny rozkład ciężkich benzyn, naft i oleju gazowego;
- e) benzyny uzyskane przez polimeryzację gazów wytwarzających się w procesach krakingu termicznego i katalitycznego;
- f) wysokooktanowe węglowodory uzyskane drogą syntezy z tychże gazów pokrakingowych, jak izooktan, neoheksan, tryptan, kilobenzen;
- g) produkty pyroliny ropy naftowej o charakterze aromatycznym, jak benzen, toluen, ksylen;
- h) benzyny uzyskane przez uwodornienie węgla brunatnego;
- k) inhibitory organiczne w drobnych ilościach przeciwdziałające wytworzeniu się żywicy w czasie magazynowania;
- m) płyn etylowy, zawierający 54-58% części wagowych czteroetylowego oliwii; płyn etylowy prócz czteroetylowego oliwii zawiera bromek etyliu lub dwubromoetan, które rozkładają się podczas spalania paliwa w silniku sprzyjają tworzeniu się lotnego bromku oliwii, dzięki czemu większa część oliwii jest usuwana z silnika w strumieniu gazów wylotowych.

Płyn etylowy jest barwiony na czerwonno lub niebiesko, co nadaje zabarwienie paliwu. Zawartość płynu etylowego w benzynach lotniczych nie przekracza 4 ml na kg benzyny.

## 2) Klasyfikacja benzyn lotniczych (wg GOST 1012-54)

Właściwości	B-100/130	B-95/130	B-93/130	B-91/115	B-70	Metoda badań
Zawartość CET w % na kg benzyny nie więcej niż	2,7	3,3	3,3	2,5	brak	GOST 5337-50
Oporność detonacyjna w liczbach oktanowych	98,6	95	93	91	70	GOST 511-52 GOST 3337-52
Współczynnik wyczynowy	130	130	130	115	-	GOST 3338-53
Dołna wartość opałowa w kcal/kg concimnii	10300	10300	10300	10300	-	GOST 5080-49
Temperatura początek nie niższej °C	40	40	40	40	40	GOST 2177-48
10% destyluje przy temp. nie wyższej °C	75	82	82	82	88	-
50% destyluje przy temp. nie wyższej °C	100	105	105	105	105	-
100% destyluje przy temp. nie wyższej °C	145	145	145	145	145	-
197,5% destyluje przy temp. nie wyższej °C	180	180	180	180	180	-
Pozostałość po destylacji i straty nie wyższe %	2,5	2,5	2,5	2,5	2,5	-
Pozostałość maks. %	1,5	1,5	1,5	1,5	1,5	GOST 2177-48
Przebieg par (57,0°C metoda Reid) w m.m. st. Hg nie więcej	240	220	220	220	-	GOST 1758-52 lub GOST 6588-53
Kwasowość w mg KOH na 100 ml benz. nie więcej	1	1	1	1	1	GOST 5041-51
Początek krystalizacji nie więcej °C	-60	-60	-60	-60	-60	GOST 2070-51
Liczba jądowa w % nie więcej	12	12	10	10	10	GOST 2070-51
Zawartość węglowodorów aromatycznych w % nie więcej	-	-	-	-	20	GOST 1567-52
Zawartość żywicy w mg na 100 g benzyny nie więcej	2 <sup>2)</sup>	2 <sup>2)</sup>	2 <sup>2)</sup>	2 <sup>2)</sup>	2 <sup>2)</sup>	GOST 1771-41
Siarki w % nie więcej	0,05	0,05	0,03	0,05	0,05	-
Kolor	potemni czarny	zółty	zółty	zeleny	bezbarwny	-
Zawartość inhibitora n-oksidyfenilaminy w %	0,004-0,05	0,004-0,005	0,004-0,005	0,004-0,005	0,005	-

TL-66/56-R1

3) Charakterystyka techniczna paliwa i jego własności fizykochemiczne uzależnione są od warunków pracy i eksploatacji silnika.

W silniku niskopiętnym cykl pracy można podzielić na następujące etapy: tworzenie się mieszanki roboczej, napełnianie cylindrów silnika mieszanką roboczą, sprężenie mieszanki, spalanie mieszanki i wydalanie gazów spalania.

Dla paliw do silników niskopiętnych ważne są właściwości zapewniające tworzenie się mieszanki o równomiernym składzie oraz spalanie mieszanki roboczej bez detonacji, przy maksymalnym możliwym stopniu sprężania.

Najważniejszymi zatem właściwościami paliw do silników niskopiętnych, stanowiącymi podstawę ich klasyfikacji, jest ich charakterystyka detonacyjna oraz lotność. Detonacją przyjęto nazywać takie spalanie, przy którym szybkość rozprzestrzeniania się płomienia osiąga 1500-2500 m/sek, to jest stukrotnie większa niż przy normalnym spalaniu. Detonacja powoduje przegrzanie silnika, tłoków oraz zaworów i zniszczenie łożysk.

Słonność paliw do detonacji jest oceniana na podstawie pomiaru „liczby oktanowej“ paliwa, który dokonuje się w ściśle ustalonych warunkach badania. Im wyższy jest stopień sprężania silnika, tym wyższe oktanowe paliwo powinno być użyte. Dla silników lotniczych, w których zastosowano ciśnienie ładowania, charakterystyka detonacyjna paliwa wyrażana jedynie liczbą oktanową nie jest wystarczająca. Drugim parametrem określającym oporność paliwa na detonację jest wskaźnik wyczynowy.

Oznaczenie liczby oktanowej paliwa polega na porównaniu słonności detonacyjnych paliwa badanego i wzorcowego (na znormalizowanym silniku pomiarowym) oraz na znalezieniu paliwa wzor-

cowego o takiej samej słonności do detonacji, jak paliwa badanego.

Podstawowymi paliwami wzorcowymi są dwa węglowodory: izooktan (2,2,4 trójmetylopentan), którego liczbą oktanową przyjęto umownie za 100, oraz normalny heptan o umownej liczbie oktanowej równej 0. Mieszając te węglowodory w różnych stosunkach wzajemnych uzyskuje się paliwa wzorcowe o liczbach oktanowych od 0 do 100.

Zatem liczbą oktanową paliwa nazywamy zawartość procentową izooktanu w paliwie wzorcowym o takich samych słonnościach do detonacji jak paliwo badane.

Przy ciężkich warunkach pracy silnika jak start, gwałtowne przyspieszenie obrotów, to jest w przypadkach, gdy silnik pracuje na bogatej mieszance, szczególnie dla silników o dużej mocy z dodatkowym sprężaniem powietrza, liczbą oktanową nie była dostateczną miarą zdolności antydetonacyjnych paliwa. W obszarze mieszanki bogatych charakterystykę paliwa pod względem detonacyjnym daje wskaźnik wyczynowy, wyrażający w procentach moc uzyskaną na silniku doświadczalnym, pracującym na paliwie badanym w stosunku do mocy uzyskanej na tym samym silniku, pracującym na czystym izooktanie, którego wskaźnik wyczynowy przyjęto za 100.

Zatem charakterystyka detonacyjna benzynowego paliwa lotniczego bywa zazwyczaj wyrażana dwiema liczbami, z których pierwsza wskazuje liczbę oktanową paliwa, oznaczoną dla mieszanki ubogiej, druga zaś (wyższa) wskaźnik wyczynowy paliwa mierzonej w obszarze mieszanki bogatych.

Na przykład symbol B<sub>91/115</sub> wskazuje, że benzyna posiada liczbę oktanową nie niższą od 91 i wskaźnik wyczynowy nie niższy od 115.

4) Liczba oktanowa paliwa i współczynnik wyczynowy  
Metody oznaczania charakterystyki detonacyjnej na silnikach znormalizowanych

Warunki badania	Metoda MM	Metoda temperaturowa	Metoda z ciśn. ładow.	Metoda badawcza
Granice zmian stopnia sprężania	4-10	4-10	4-10	4-10
Obrotы /min	900	1200	1800	800
Temperatura cieczy chłodzącej °C	100	190,5	190,5	100
Ciecz chłodząca	woda	glikol etylenowy	glikol etylenowy	woda
Temperatura powietrza °C	25-50	52	107	nie normalizowana
Temperatura oleju °C	50-65	50-70	75-80	nie normalizowana
Temperatura mieszanki °C	150	105	nie normalizowana	nie normalizowana
Koń. przedzwrotności zapłonu	26° przy 1/50 zmiany	35° stały przy wszystkich st. spręż.	45° przy 1/70 stały przy wszystkich st. spręż.	7° stały przy wszystkich st. spręż.
Uczona-przy składzie mieszanki regulowanej na:	maksimum detonacji	maksimum detonacji	detonacji	maksimum detonacji
Ódpowiedni skład mieszanki	uboga α=0,95-1,05	uboga α=0,85-0,95	bogata α=0,6-0,65	uboga α=1,0
Sposób pomiaru	elek. termodynamiczny licznik detonacji	termopara	śluch	igła Midgleja
Zmiana intensywności detonacji	zmiana stopnia sprężania	zmiana ciśnienia ładowania	zmiana stopnia sprężania	zmiana stopnia sprężania
Jednostki	liczba oktanowa	liczba oktanowa	współczynnik wyczynowy	liczba oktanowa
Zastosowanie	do liczby oktan. 100	do liczby oktan. 115	do współczynn. wyczyn. 161	do liczby oktan. 100

TL-66/56-R2

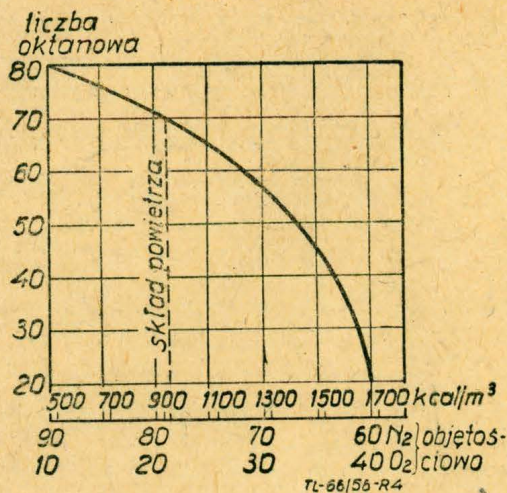
5) Przegląd czynników wpływających na detonację:

- A. Liczba oktanowa paliwa.
- B. Odporność detonacyjna mieszanki zależna od:
  - a) składu: stosunek powietrza, wzbogacenie w ozon;
  - b) domieszek: wilgoć, ozon, pary oleju, gazy wylotowe;
  - c) temperatury mieszanki po sprężaniu, na którą mają wpływ:
    - c<sub>1</sub> — ciepło parowania paliwa,
    - c<sub>2</sub> — temperatura powietrza,
    - c<sub>3</sub> — podgrzewanie mieszanki przez gazy spalinywe,
    - c<sub>4</sub> — temperatura wody chłodzącej,
    - c<sub>5</sub> — przewodnictwo cieplne materiału komory spalania,
    - c<sub>6</sub> — wielkość przestrzeni spalania.
  - d) ciśnienie mieszanki po sprężeniu zależne od:
    - d<sub>1</sub> — stopnia sprężania,
    - d<sub>2</sub> — ciśnienia powietrza,
    - d<sub>3</sub> — stopnia napełniania,
    - d<sub>4</sub> — położenia przepustnicy,
  - e) zawirowanie mieszanki podczas spalania spowodowanego przez:
    - e<sub>1</sub> — położenie zaworów,
    - e<sub>2</sub> — położenie świec,
    - e<sub>3</sub> — liczbę obrotów,
  - f) miejscowe przegrzanie wewnątrz komory spalania i rodzaj świec;
  - g) regulacja zapłonu.

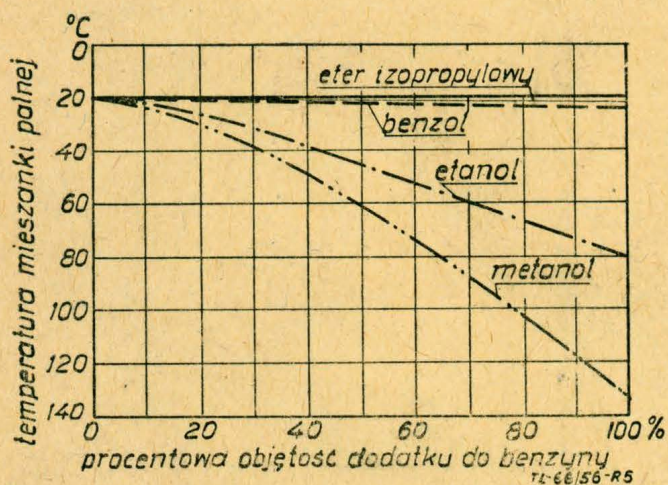
Całość tych warunków składa się na pracę silnika.

6) Zależność liczby oktanowej paliwa od składu mieszanki oraz od liczby obrotów, przy stałej wilgotności powietrza i stałej regulacji zapłonu.

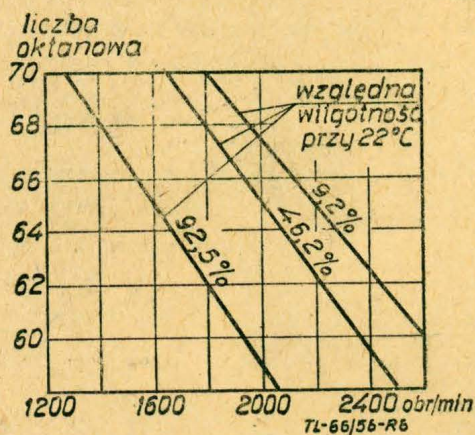
7) Zależność liczby oktanowej od składu powietrza względnie od wartości opałowej mieszanki.



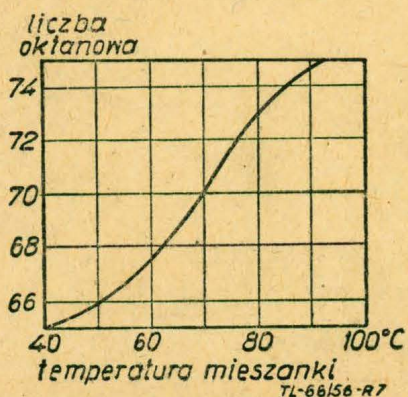
8) Spadek temperatury mieszanki palnej (przy  $\alpha = 1$ ) zależny od ciepła parowania paliwa.



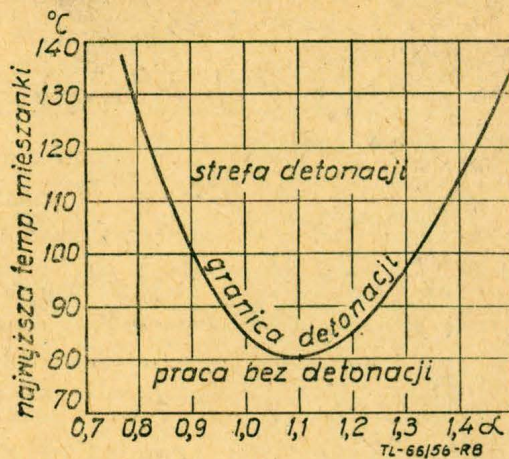
9) Zależność pomiędzy liczbą oktanową paliwa a wilgotnością powietrza i liczbą obrotów na minutę.



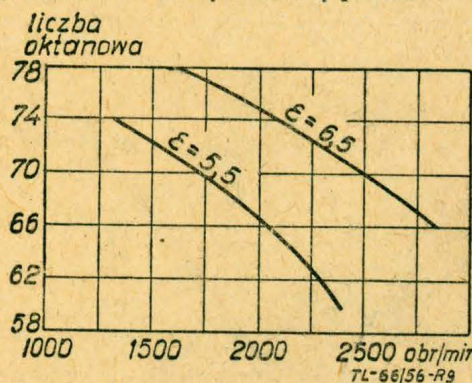
10) Zależność liczby oktanowej paliwa od temperatury mieszanki (pomiar na silniku CFR).



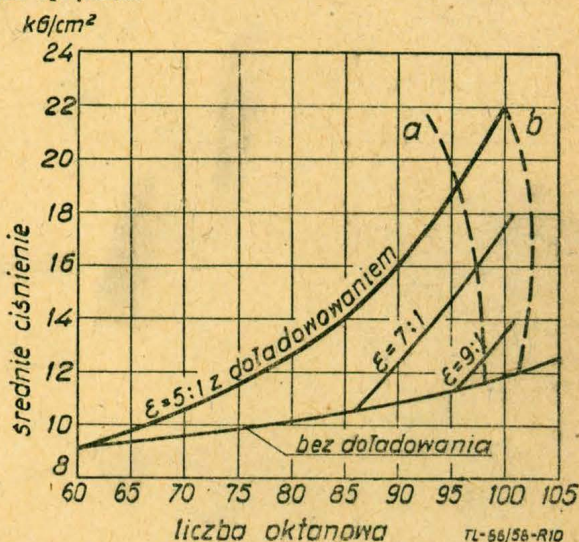
11) Przykład zależności granic detonacji od temperatury mieszanki i stosunku powietrza ( $\alpha$ ). Liczba oktanowa paliwa 87  $n = 2000$  obr/min  $N = 700$  KM



12) Wpływ obrotów na liczbę oktanową paliwa.



13) Zależność liczby oktanowej paliwa od ciśnienia przy różnych stopniach sprężania.



Uwagi: Krzywa „a” określa granicę maksymalnego ciśnienia spalania 80 kg/cm<sup>2</sup> przy stosunku powietrza 0,9 ... 0,95. Krzywa „b” określa graniczne warunki przy krótkotrwałej pracy w czasie startu przy stosunku powietrza 0,75.

14) Przykład zależności średniego ciśnienia efektywnego w silniku chłodzonym cieczą od skłonności do detonacji, przy różnych temperaturach cieczy chłodzącej, dla warunków: liczba oktanowa paliwa 87 stopień sprężania  $\epsilon = 6,77$  obroty silnika  $n = 2850$  obr/min oraz zależność liczby oktanowej paliwa od temperatury cieczy chłodzącej.

