



1

# TECHNIKA LOTNICZA

**DWUMIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA  
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH**

**STYCZEŃ • 1959 • LUTY**

## TREŚĆ ZESZYTU

	str.
K. ZUCHOWICZ: Prądnicze prądu zmiennego stosowane na samolotach . . . . .	2
J. BOJANOWSKI: Zagadnienia nowoczesnego wyposażenia szybowców w świetle VII Szybowcowych Mistrzostw Świata . . . . .	10
Skrzynka techniczna . . . . .	13
A. ROGULSKI: O przewodności cieplnej niektórych materiałów stosowanych w przemyśle lotniczym . . . . .	14
H. GONSTOŁ: Kształt i wielkość cyfr oraz znaków skal przyrządów pomiarowych . . . . .	19
Nasz reportaż — Sprawozdanie z Trzeciego Europejskiego Kongresu Lotniczego — Bruksela 1958 . . . . .	20
Przeglądamy usprawnienia . . . . .	26
Lotnicze słownictwo techniczne . . . . .	30
Na półkach księgarskich . . . . .	31
Pomoce Konstruktorskie „Techniki Lotniczej” — H. ZATYKA: Lutowanie w produkcji lotniczej, M. KWIATKOWSKI: Połączenia nitowe w konstrukcjach lotniczych . . . II III IV okł.	

# Pomoce Konstruktorskie „Techniki Lotniczej”

## Łutowanie w produkcji lotniczej

Zebrał i opracował mgr inż. H. Zatyka

Łutowanie jest to łączenie na gorąco części metalowych z pomocą innego metalu, którego temperatura topnienia jest niższa od temperatury topnienia metali łączonych. Łutowanie za pomocą stopu (lutowia), którego temperatura topnienia nie przekracza 350°C, nazywa się miękkie. Łutowanie lutowiami o temperaturach topliwości od 550°C do 1200°C nazywa się twarde. W zależności od metody użytej do nagrzewania przedmiotów, które mają być lutowane, rozróżnia się łutowanie elektryczne, gazowe, piecowe i kapielowe.

Dzięki przejściu od lutowania kolbą do metod całkowicie zmechanizowanych, łutowanie znajduje w ostatnich czasach coraz szersze zastosowanie.

W przemyśle lotniczym łutowanie stosowane jest przy wykonywaniu instalacji paliwowych i olejowych, przy wykonywaniu przy-

rządów pokładowych, różnego rodzaju przyrządów i agregatów elektrycznych itp.

W kolejnych tabelach od 1—8 podane są rodzaje i własności stosowanych lutów i topników oraz niektóre własności złącz lutowanych.

## Połączenia nitowe w konstrukcjach lotniczych

Zebrał i opracował mgr inż. M. Kwiatkowski

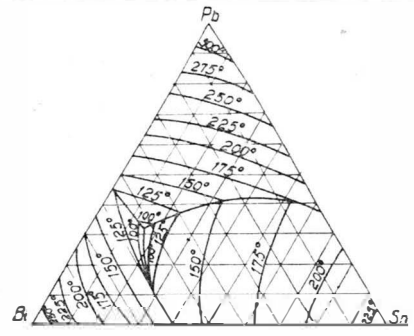
Jako dalszy ciąg pomocy ... z poprzedniego zeszytu TL podane są dla połączeń nitowych wytrzymałość i szczelność szwów oraz jako druga część — wskazówki technologiczne nitowania szkieletów i skrup, dostępność szwów nitowych, przykłady właściwego projektowania połączeń nitowych oraz przykłady możliwości stosowania nitowania grupowego.

Metale łączone	Stal węglowa i niskostopowa		Stal wysokowęglowa i parzędziowa		Stal nierdzewna		Zeliwo	Miedź	Mosiądz	Brązy	Nikiel i stopy nikiel	Stale żaroodporne	Aluminium i stopy alum.	Magnez i stopy magn.
	Ag Cu	Cu Zn	Ag Cu	Ni Cr	Ag Cu	Ni Cr								
Stal węglowa i niskostopowa	Ag Cu	Cu Zn	Ag Cu	Ni Cr	Ag Cu	Ni Cr	Ag Cu	Ag Cu	Ag Cu	Ag Cu	Ag Cu	Ag Cu	—	—
Stal wysokowęglowa i parzędziowa	—	—	Ag Cu	Ni Cr	Ag Cu	Ni Cr	Ag Cu	Ag Cu	Ag Cu	Ag Cu	Ag Cu	Ag Cu	—	—
Stal nierdzewna	—	—	Ag Cu	Ni Cr	Ag Cu	Ni Cr	Ag Cu	Ag Cu	Ag Cu	Ag Cu	Ag Cu	Ag Cu	—	—
Zeliwo	—	—	—	—	Ag Cu	Ni Cr	Ag Cu	Ag Cu	Ag Cu	Ag Cu	Ag Cu	Ag Cu	—	—
Miedź	—	—	—	—	Ag Cu	Ni Cr	Ag Cu	Ag Cu	Ag Cu	Ag Cu	Ag Cu	Ag Cu	—	—
Mosiądz	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
Brązy	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
Nikiel i stopy nikiel	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
Stale żaroodporne	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
Aluminium i stopy alum.	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
Magnez i stopy magn.	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—

Gatunek spoiwa	Znak	Cecha	Skład chemiczny %							Orientacyjny zakres temp. topności °C		Zastosowanie
			Sn	Sb	Pb	Dopuszczalne domieszki				doła gorna	doła dolna	
						Fe	Cu	Si	As			
PbSn18A	Sp18-A	17-18	max 0,5	reszta	0,05	0,15	0,10	0,05	183	277	10,2	Do lutowania palnikiem i kolbą
PbSn18B	Sp18-B	17-18	2-2,5	reszta	0,05	0,15	0,10	0,05	183	277	10,2	Do lutowania palnikiem i kolbą
PbSn30A	Sp30-A	29-30	max 0,25	reszta	0,06	0,15	0,10	0,05	183	256	9,7	Do lutowania palnikiem i kolbą
PbSn30B	Sp30-B	29-30	1,5-2,0	reszta	0,06	0,15	0,10	0,05	183	256	9,7	blach cynkowych, ocynkowanych, mosiężnych i miedzianych
PbSn40A	Sp40-A	39-40	max 0,25	reszta	0,07	0,10	0,10	0,05	183	235	9,3	Do lutowania blachy
PbSn40B	Sp40-B	39-40	0,5-1,0	reszta	0,07	0,10	0,10	0,05	183	235	9,3	blachy, chłodnic, miedzi i mosiądzu
PbSn50A	Sp50-A	49-50	max 0,25	reszta	0,07	0,10	0,10	0,05	183	209	8,9	Specjalnie do lutowania elementów elektrotechnicznych
PbSn50B	Sp50-B	49-50	0,4-0,6	reszta	0,07	0,10	0,10	0,05	183	209	8,9	Do lutowania elementów elektrotechnicznych i elementów cienkiej blachy
SnPb37A	Sp63-A	63-64	max 0,25	reszta	0,08	0,10	0,10	—	183	190	8,5	Do lutowania blachy
SnPb37B	Sp63-B	63-64	0,4-0,6	reszta	0,08	0,10	0,10	—	183	190	8,3	blachy, chłodnic, miedzi i mosiądzu
PbSb5Sn3	Sp3	3-4	5-6	reszta	0,02	0,15	0,10	0,05	243	265	10,6	Zastępuje lutowie cynowe. Stosowane głównie do lutowania przedmiotów pod lakier na gorąco.
* PbCd10	Sp-K	Ca 9-11	Sn 5	Zn 1-5	Sb 0,5-max 0,9	Al 0,25	Pb reszta	—	231	254	9,1	—

\* Jest to lutowie ołowiono-kadmowe  
Tabela opracowana jest na podstawie normy PN/1-97100

Wykres temperatury topnienia lutów cynowo-ołowiono-bismutowych



Technika Lotnicza. Pomoce Konstruktorskie. T. 1-53 str. II Odt

### СОДЕРЖАНИЕ

K. ZUCHOWICZ: Generatory переменного тока, применяемые на самолётах	Стр. 2
J. BOJANOWSKI: Впечатления из VII Международного Чемпионата Мира по Планеризму, о современном оборудовании планеров	10
A. ROGULSKI: Теплопроводность некоторых материалов, применяемых в авиационной промышленности	14
H. GONSTOŁ: Форма и размеры цифр и знаков на циферблатах измерительных приборов	19
Наш репортаж — Отчет о III Европейском Авиационном Конгрессе — Брюссель 1958 г.	20
Обзор новаторских предложений	26
Авиационный технический словарь	30
На книжных полках	31
Технический почтовый ящик	32
Конструкторские пособия — „Techniki Lotniczej” H. ZATYKA: Пайка в авиационных конструкциях. M. KWIAŃKOWSKI: Заклепочные соединения в авиационных конструкциях. Часть I	Обложки

### CONTENTS

K. ZUCHOWICZ: A. C. generators used on aircrafts	Page 2
J. BOJANOWSKI: Modern glider equipment in view of VII World Glider Championship	10
A. ROGULSKI: Thermal conductivity of some materials used in the aircraft industry	14
H. GONSTOŁ: The shape and the size of numbers and signs on measuring instruments dials	19
Our report — Report of III European Aeronautical Conference Brussels — 1958	20
Review of Rationalisation Projects	26
Aeronautical Technical Glossary	30
On Bookseller's Shelves	31
Technical Letter-Box	32
Designer's Data Sheets — H. Zatyka: Soldering in the aircraft production, M. Kwiatkowski: Riveted joints in the aeronautical designs	on cover

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

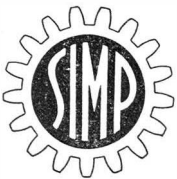
Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT. Redaguje Komitet Redakcyjny w składzie: Redaktor naczelny — mgr inż. Jan Paczosi. Redaktorzy działowi — mgr inż. St. Lassota, mgr inż. R. Lewandowski, mgr inż. St. Madeyski.

Redaktor techniczny: Mieczysław Dołowy, Sekretarz redakcji: Jarosława Berżyńska

Adres Redakcji: Warszawa 10, Nowowiejska 24. Redaktor naczelny przyjmuje we wtorki i piątki godz. 18—19.

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  
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH

ROK XIV

STYCZEŃ – LUTY 1959 R.

ZESZYT 1

## Czesław Bieniek (1897–1958)



*Dnia 20 grudnia ubiegłego roku zakończył swe pracowite życie prof. Czesław Bieniek, jeden z tych, dla których lotnictwo polskie było celem i radością życia.*

*Ten wielki przyjaciel młodzieży i wspaniały organizator był zażartym bojownikiem o unowocześnienie studiów lotniczych, o dopuszczanie młodych do twórczej pracy. Przykładem może być eksperyment z Centralnym Studium Samolotów, gdzie z inicjatywy Profesora, ówczesnego dziekana Wydziału Lotniczego Szkoły Inżynierskiej im. Wawelberga i Rotwanda, kończącym studentom—zamiast „akademickich” projektów—zaliczano jako pracę dyplomową konkretną pracę nad prototypami Biura. Ogromny wkład pracy we wzorową organizację tego Wydziału jest największą zasługą a zarazem żywym pomnikiem działalności Czesława Bieńka. Jego pracowite i pełne zapału życie trafnie nakreślił prof. Zbigniew Brzoska, przemawiając nad trumną zmarłego. Mowę tę drukujemy poniżej.*

Czesław Bieniek urodził się w Warszawie 22 listopada 1897 roku. Wcześniej osierociła, wychowywał się u dalszej rodziny w Baku, gdzie ukończył szkołę średnią. Uzdolniony pianista — kończył równocześnie w Baku szkołę muzyczną.

Wraca do kraju z polskimi oddziałami wojskowymi, uformowanymi pod koniec pierwszej wojny światowej w Rosji.

W r. 1920 wstępuje na Wydział Mechaniczny Politechniki Warszawskiej, a w r. 1923 obejmuje stanowisko zastępcy asystenta w Katedrze Aerodynamiki pod kierunkiem prof. Czesława Witoszyńskiego.

Prędko ujawnia się swoisty talent Czesława Bieńka w prowadzeniu prac doświadczalnych. Nie więc dziwnego, że z chwilą zbudowania, staraniem prof. Witoszyńskiego, Instytutu Aerodynamicznego przy Politechnice w r. 1926, Czesław Bieniek wysuwa się już na czoło w pracach związanych z uruchomieniem instalacji pomiarowych, aby objąć faktyczne kierownictwo prac laboratoryjnych Instytutu.

Lata 1927—1939 to lata rozbudowy i rozszerzenia zakresu prac Instytutu Aerodynamicznego. W pracach tych Czesław Bieniek ma swój wielki udział. Rozszerzając współpracę z biurami konstrukcyjnymi fabryk samolotów, stwarza wyjątkowo korzystne warunki dla rozwoju oryginalnych polskich konstrukcji samolotów. Wyrazem uznania Jego zasług w tej dziedzinie jest odznaczenie Czesława Bieńka srebrnym krzyżem zasługi po drugim Challenge'u międzynarodowym.

Pracę dydaktyczną prowadzi Czesław Bieniek zarówno w laboratorium dla studentów Oddziału Lotniczego Politechniki, które organizuje od podstaw, jak również od r. 1930 w Szkole Samochodowo-Lotniczej, zorganizowanej przez inż. Mieczysława Pietraszka. W Szkole tej wykłada inż. Bieniek aerodynamikę i mechanikę lotu.

W r. 1932 ukazuje się obszerny tom prac doświadczalnych znany jako piąty zeszyt Prac Instytutu Aerodynamicznego, opracowany przez Czesława Bieńka. Nie doczekało się publikacji przed wojną drugie, całkowicie do druku przygotowane wydawnictwo, obejmujące wybór prac laboratoryjnych z lat 1932—37.

Wojna przerywa pracę Czesława Bieńka w Instytucie Aerodynamicznym, ostatecznie zniszczonym po powstaniu warszawskim.

Okres okupacji spędza we Lwowie, a następnie w okolicach Sandomierza.

W r. 1945 powraca do Warszawy i rozwija żywą działalność w Szkole im. Wawelberga i Rotwanda, doprowadzając do końca rozpoczętą przed wojną budowę pawilonu lotniczo-samochodowego. Równocześnie, dzięki Jego staraniom, powstaje samodzielny Wydział Lotniczy w Szkole Inżynierskiej im. Wawelberga. Czesław Bieniek jest pierwszym Dziekanem tego Wydziału.

Zmuszenie Go do porzucenia tej placówki na przełomie r. 1950/51 jest bodaj największą krzywdą, jaka spotkała tego zasłużonego dla studiów lotniczych człowieka.

Utrzymując poprzez Wieczorową Szkołę Inżynierską oraz wykłady na Wydziale Inżynierii Sanitarnej kontakt z pracą dydaktyczną, Czesław Bieniek poświęca się pracom techniczno-badawczym w zakresie przemysłowych zastosowań aerodynamiki.

W r. 1951 obejmuje stanowisko w Biurze Projektów „Instalacje Przemysłowe”, z właściwą sobie energią podejmując prace w tym zakresie. Jako pierwszy w Polsce postawił na odpowiednim poziomie konstrukcje wentylatorów osiowych, które były wykorzystane w resorcie budownictwa przemysłowego.

Z tego ostatniego okresu datuje się szereg publikacji i ostatnia, niedokończona, obszerna praca Czesława Bieńka o wentylatorach osiowych.

W r. 1956 podejmuje równoległe prace w Instytucie Techniki Budowlanej, na którego wniosek Centralna Komisja Kwalifikacyjna w r. 1958 nadaje Czesławowi Bieńkowi tytuł profesora nadzwyczajnego.

Trudno jest w krótkich słowach zamknąć długie i wypełnione intensywną pracą życie tego człowieka, który wszędzie niósł z sobą niepokój tworzenia, nieustannego budowniczego, którego nie mogły zrazić i złamać żadne przeciwności losu, człowieka, któremu obcy był wszelki oportunizm i wygodnictwo życiowe.

Takim właśnie pozostanie w naszej pamięci Czesław Bieniek.

Mgr inż. KWIRYN ZUCHOWICZ

## Prądnice prądu zmiennego stosowane na samolotach

*W pracy opisano źródła energii elektrycznej prądu zmiennego stosowane na samolotach, ich napęd oraz chłodzenie.*

### WPROWADZENIE

W samolotach produkowanych obecnie zapotrzebowanie na energię elektryczną stale wzrasta. Dotyczy to głównie dużych samolotów transportowych, gdzie energia elektryczna jest wykorzystywana dla celów grzejnych (odladanie śmigieł, szyb wiatrochronu i krawędzi natarcia skrzydeł i stateczników, kuchenki elektryczne itp.). Na samolotach transportowych coraz częściej zamiast prądu stałego stosowany jest prąd zmienny.

Powodem tej zmiany jest łatwiejsze i ekonomiczniejsze przesyłanie dużych mocy elektrycznych na większe odległości.

Główną zaletą prądu zmiennego jest to, iż napięcie jego może być dowolnie podwyższane lub zmniejszane za pomocą transformatora. Następnym ważnym czynnikiem, który przyczynił się do rozpowszechnienia prądu zmiennego, jest prosta budowa i pewność pracy silnika asynchronicznego wielofazowego zwartego. Obroty jego są stałe, charakterystyka obrotów jest podobna do charakterystyki silnika bocznikowego prądu stałego.

Silniki zasilane prądem zmiennym o 400 Hz mają duże obroty, dzięki czemu mają mniejsze wymiary i ciężar. Najczęściej stosowane są obroty 11 000, 7500 i 5500 obr/min. Można również uzyskać 22 000 obr/min, lecz nie są polecane z wyjątkiem krótkotrwałych obciążeń. Przez powiększenie liczby par biegunów silnika można otrzymać obroty mniejsze od 5500 obr/min, jednak ekonomiczniej jest je otrzymać przez zastosowanie przekładni obniżającej.

Urządzenia na prąd zmienny — szczególnie silniki — są mniejsze, a za tym i lżejsze (o porównywalnej mocy z silnikami prądu stałego). Podczas lotów powyżej 12 000 m powstają trudności techniczne w zastosowaniu prądu stałego wyższego napięcia (115 V), trudności te dotyczą: wyłączania obwodów mających dużą indukcyjność, komutacji i usuwania zwarć powstałych w sieci.

Większość nowoczesnych samolotów, które jeśli jako zasadnicze źródła energii elektrycznej mają prąd stały (np. 24 V), zawsze wymagają pewnej ilości energii prądu zmiennego 400 Hz o napięciu 36 lub 115 V dla celów specjalnych. Energię tę otrzymuje się z przetwornic (inwertorów) zamieniających prąd stały na zmienny o żądanym napięciu i częstotliwości.

Na samolotach posiadających jako zasadnicze źródło energii prąd zmienny, prąd stały, dla celów specjalnych, może być łatwo otrzymany o dowolnym napięciu za pomocą transformatora i prostowników.

Budowa prądnic samolotowych prądu zmiennego jest podobna do budowy tego typu prądnic przemysłowych. Jednak przy projektowaniu prądnic samolotowych czyni się ołbrzymi wysiłek, aby wydatek mocy z jednostki ciężaru był możliwie duży. W tym celu gęstość prądu w przewodach prądnic samolotowych jest czterokrotnie większa od gęstości prądu trwałego obciążenia w maszynach przemysłowych. Indukcja magnetyczna w prądnicach samolotowych jest prawie taka sama jak w przemysłowych, jednak ze względu na częstotliwość, która jest ośmiokrotnie większa (400 Hz) od częstotliwości w prądnicach przemysłowych (50 Hz), straty mocy na jednostkę ciężaru obwodu magnetycznego prądnic samolotowych są około 20-krotnie większe niż dla prądnic przemysłowych. Jeżeli stojan prądnicy wykonać ze stopu permendur (50% Co i 50% Fe), ciężar jej zostanie zmniejszony o 5%.

Zwiększone straty w miedzi i w żelazie prądnic samolotowych wymagają intensywnego ich chłodzenia, aby temperatura nie przekroczyła wartości dozwolonej dla danego typu izolacji.

Dla danego obciążenia, ciężar prądnicy zmienia się w przybliżeniu odwrotnie proporcjonalnie do minimalnych obrotów, przy których musi ona pracować. Nasuwa to myśl, iż prądnica samolotowa powinna być wysokoobrotowa. Aby otrzymać prąd o częstotliwości 400 Hz, prądnica z jedną parą biegunów powinna mieć 24 000 obr/min. Tak wysokie obroty jednak nie są obecnie stosowane ze względu na trudności:

w smarowaniu łożysk, w pracy szczotek, w doborze materiałów na komutatory i pierścienie ślizgowe, które wytrzymałyby tak duże siły odśrodkowe, a ponadto zastosowanie podwyższającej przekładni zmniejszyłoby zysk na ciężarze.

### ZRÓDŁA PRĄDU ZMIENNEGO

Dzięki zastosowaniu w prądnicach samolotowych wysokich obrotów, dużych gęstości prądu, odpowiednich materiałów konstrukcyjnych i intensywnego chłodzenia, wydatek mocy z jednostki ciężaru jest wielokrotnie większy niż dla prądnic przemysłowych. Np. prądnice samolotowe o mocy od 15 do 60 kVA przy  $n = 6000$  obr/min mają wydatek mocy na jednostkę ciężaru w granicach od 700 do 1400 VA/kg, podczas gdy prądnice przemysłowe o porównywalnych mocach i  $n = 1000$  obr/min mają od 50 do 100 VA/kg. Prądnice samolotowe prądu stałego mają wydatek mocy na jednostkę ciężaru około 500 W/kg. Mocy budowanych obecnie prądnic samolotowych wahają się od 50 VA do 60 kVA. Są one przeważnie trójfazowe, gdyż można z nich otrzymać w przybliżeniu o 70% więcej mocy niż z prądnic jednofazowych o tym samym ciężarze.

Prądnice samolotowe są wykonywane w ten sposób, aby mogły pracować: na wysokościach od poziomu morza do 20 000 m, w zakresie temperatur otaczającego powietrza od minus 55°C do plus 71°C, gdy powietrze chłodzące zawiera kurz i piasek, 100% względnej wilgotności.

Zróżnic prądu zmiennego stosowane obecnie na samolotach można podzielić na:

- a) prąd zmienny o stałym napięciu i stałej częstotliwości,
- b) prąd zmienny o stałym napięciu i zmiennej częstotliwości.

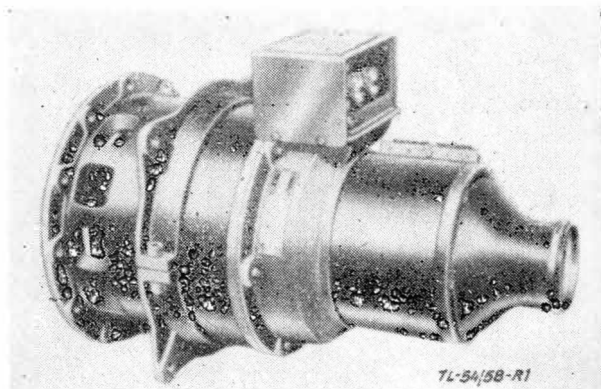
Obroty prądnic o „stałej częstotliwości” 360/440 Hz są utrzymywane w granicach od 5400 ÷ 6600 obr/min, a prądnice o zmiennej częstotliwości np. 200/600 Hz od 3000 do 10 000 obr/min.

### Prądnice prądu zmiennego o stałej częstotliwości

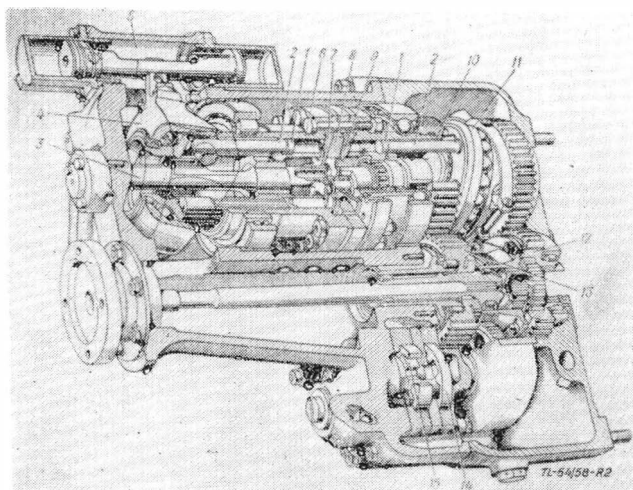
Na rys. 1 podana jest prądnica szeroko stosowana w lotnictwie. Jej dane są następujące:

Moc pozorna do wysokości 10 000 m i różnicy ciśnień chłodzącego powietrza 15 cm słupa wody — 40 kVA  
Moc pozorna od 10 000 do 15 000 m wysokości i różnicy ciśnień chłodzącego powietrza 15 cm słupa wody — 30 kVA  
Moc pozorna w ciągu 5 minut — 60 kVA  
Moc pozorna w ciągu 5 sekund — 80 kVA  
Napięcie 208/120 V; trzy fazy,  $\cos \varphi = 0,75$   
Obroty 5400 ÷ 6600 obr/min  
Częstotliwość prądu 360/440 Hz  
Wzbudnica prądu stałego na wspólnej osi  
Ciężar — 34 kg, (1180 VA/kg).

Aby otrzymać możliwie stałą częstotliwość prądu zmiennego z prądnic samolotowych napędzanych przez silniki lotnicze opracowano napęd o zmiennej przekładni. Napęd ten utrzymuje stałe obroty prądnicy niezależnie od zmieniających się obrotów silnika lotniczego, który ją napędza.



Rys. 1. Prądnica prądu zmiennego 3-fazowa o mocy 40 kVA, 120/208 V,  $\cos \varphi = 0,75$ ,  $n = 5400 + 6600$  obr/min,  $f = 360 + 440$  Hz.



Rys. 2. Napęd hydrauliczny utrzymujący stałe obroty prądnicy niezależnie od zmian obrotów silnika napędzającego  
 1 i 2 — tłoki silnika i pompy, 3 — wał wirnika, 4 — dysk wahliwy ze zmiennym kątem nachylenia, 5 — cylinder regulatora podwyższonych i obniżonych obrotów, 6 — ściana cylindra tłoku, 7 — rozdzielca klapkowa tarca pompy, 8 — przegródka rozdzielcza, 9 — rozdzielca tarczowa klapka silnika, 10 — ścianka silnika, 11 — dysk wahliwy ze stałym kątem nachylenia, 12 — łącznik wyjściowy i koło zębate napędu, 13 — koło zębate wejściowe, 14 — pompa ładująca, 15 — pompa odpompowująca

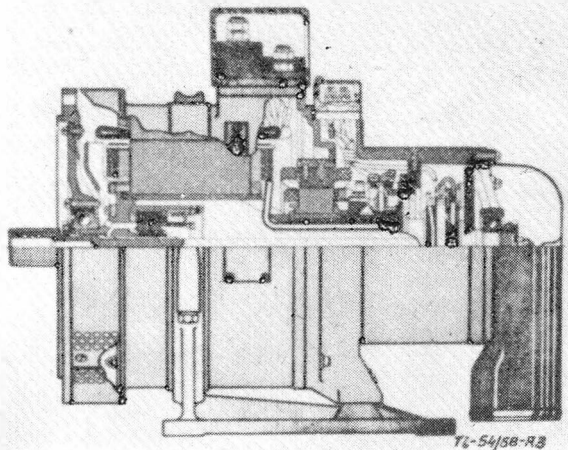
Opracowano kilka typów tych napędów, lecz najczęściej jest stosowany napęd (rys. 2) typu hydraulicznego — pompa i silnik hydrauliczny. Obroty wyjściowe tego napędu są utrzymywane stałe od biegu luzem do pełnego obciążenia z małym spadkiem, który pozwala na prawidłowy rozdział obciążenia, w przypadku równoległej pracy dwu prądnic.

Napędy o zmiennej przekładni, utrzymujące stałe obroty prądnic samolotowych, niezależnie od zmian obrotów silników napędzających, umożliwiają równoległą pracę prądnic prądu zmiennego. Ale ciężar tego napędu dodany do ciężaru prądnicy obniża wydatek mocy z jednostki ciężaru.

Gdy na samolocie jest kilka prądnic prądu zmiennego, wówczas pewność pracy odbiorników energii zostanie zwiększona, gdy prądnice te będą pracowały równoległe na wspólnej sieci elektrycznej. Rozwiązanie takie ułatwia jednoczesny rozruch większej liczby silników elektrycznych o znacznej mocy, zwiększa stabilność napięcia w sieci, w przypadku uszkodzenia jednej z prądnic — druga, pracująca równoległe, może zasilać najniezbędniejsze odbiorniki.

Jeśli mamy do czynienia z równoległą pracą prądnic prądu stałego, to równomierny rozdział obciążenia pomiędzy prądnice może być łatwo dokonany przez zmianę prądu wzbudzenia prądnicy (zwiększyć prąd wzbudzenia tej prądnicy, która ma mniejsze obciążenie).

Równomierny rozdział obciążenia w prądnicach prądu zmiennego, pracujących równoległe, nie jest tak łatwy, ponieważ w tym przypadku występują dwa różne rodzaje obciążeń (obciążenie czynne mierzone w kW i obciążenie bierne mierzone w kVAR), które wymagają niezależnej regu-



Rys. 3. Przekrój prądnicy samolotowej prądu zmiennego ze wzbudnicą: moc 30 kVA 3-fazowa, 120/208 V  $\cos \varphi = 0,75$ ,  $n = 400 + 8000$  obr/min, 400 + 800 Hz

lacji. Równomierny rozdział mocy czynnej (kW) pomiędzy prądnicami może być dokonywany przez odpowiednie nastawienie regulatora obrotów, aby momenty napędzające obie prądnice były jednakowe. Równomierny rozdział mocy biernej (kVAR) pomiędzy prądnicami dokonuje się przez zmianę prądu wzbudzenia prądnic. Gdy składowe obciążenia prądnic czynne i bierne będą jednakowe, wówczas obie prądnice będą przekazywały na sieć jednakowe moce czynne i jednakowe prądy.

W celu kontroli równoległej pracy prądnic prądu zmiennego należy oprócz woltomierza i amperomierza stosować:

- a) watomierz dla kontroli równomiernego obciążenia prądnicy mocą czynną jako wskaźnik regulatora obrotów,
- b) miernik mocy biernej jako wskaźnik właściwego nastawienia regulatora napięcia oraz
- c) miernik częstotliwości.

Jak z powyższego widać, warunki równoległej pracy prądnic prądu zmiennego na samolotach nie są łatwe do spełnienia. Można więc wyciągnąć wniosek, że tak długo, póki nie będzie można w łatwy sposób zapewnić stałych obrotów prądnicom mającym pracować równoległe, tak długo szersze zastosowanie prądu zmiennego trójfazowego na samolotach będzie ograniczone.

Niekiedy w celu uniknięcia równoległej pracy prądnic prądu zmiennego odbiorniki energii elektrycznej na samolocie są podzielone na poszczególne prądnice. Aby jednak w razie uszkodzenia jednej z nich wszystkie odbiorniki były zasilane, przewiduje się automatyczne urządzenie przełączające odbiorniki z uszkodzonej prądnicy na inne. W tym przypadku moc każdej prądnicy musi być dwukrotnie większa, aby móc zasilać również odbiorniki prądnicy uszkodzonej. Wymiary takiej prądnicy, łącznie z urządzeniem utrzymującym stałą częstotliwość, nie pozwolą zbudować jej bezpośrednio na silniku, a zatem dojdzie jeszcze ciężar wałka napędzającego oraz dodatkowych wsporników. Urządzenie przełączające powinno działać szybko, aby nie było przerwy w pracy poszczególnych odbiorników. Pewność pracy instalacji elektrycznej tego typu jest wątpliwa.

**Prądnice prądu zmiennego o zmiennej częstotliwości**

Istnieje wiele typów prądnic 3-fazowych prądu zmiennego o zmiennej częstotliwości na napięciu 208/115 V (rys. 3). Prądnice te są napędzane bezpośrednio przez silniki lotnicze (bez stosowania pośredniego napędu utrzymującego stałe obroty prądnicy), co znacznie zwiększa wydatek mocy prądnicy z jednostki ciężaru. Prądnice te, mając zmienne obroty, a więc i częstotliwość, nie mogą pracować równoległe. Są one zwykle stosowane jako pomocnicze źródła energii elektrycznej na samolotach mających jako zasadnicze źródło energii prąd stały o napięciu 28 V, przy czym moc zainstalowanych źródeł pomocniczych przeważnie znacznie przekracza moc źródeł zasadniczych.

Energia prądu zmiennego o zmiennej częstotliwości jest zużywana w odbiornikach niewrażliwych na zmianę częstotliwości jak: w urządzeniach odladających, kuchenkach elektrycznych, do oświetlenia itp.

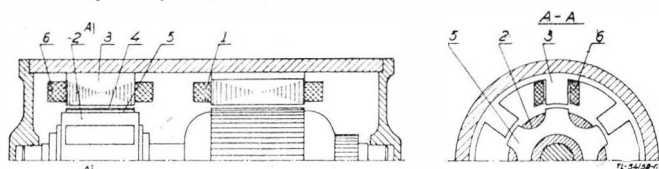
**Przetwornice z prądu stałego na zmienny (inwertory)**

Pewne odbiorniki energii elektrycznej na samolocie wymagają prądu zmiennego o stałym napięciu i częstotliwości. Jeżeli zasadniczym źródłem energii jest prąd stały, wówczas prąd zmienny o stałej częstotliwości 400 Hz i napięciu 26 V lub 115 V można otrzymać z przetwornic (inwertorów).

Przetwornice najczęściej stosowane można podzielić na:

- 1) typ PAG-1F silnik — prądnica
- 2) typ MA induktorowa
- 3) typ PO silnik — prądnica synchroniczna.

1. Przetwornica PAG-1F (lit. 4) jest maszyną jednotwornikową, jednak zarówno obwody magnetyczne, jak i uzwojenia, są niezależne. Silnik ma wzbudzenie szeregowo-bocznikowe 1, wirnik 2 prądnicy jest sześciobiegunowym magnesem trwałym (rys. 4).



Rys. 4. Przetwornica typu PAG-1F silnik — prądnica  
 1 — wzbudzenie silnika, 2 — wirnik prądnicy, magnes trwały sześciobiegunowy, 3 — ząb stojana, 4 — szczelina powietrzna, 5 — biegun magnesu trwałego, 6 — uzwojenie prądnicy

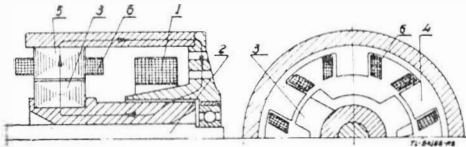
Zasada działania przetwornicy *PAG-1F* polega na zmianie wielkości strumienia magnetycznego w zębach stojana 3 na skutek zmian przewodności magnetycznej szczeliny powietrznej 4 pomiędzy poszczególnymi zębami stojana i obracającymi się biegunami magnesu trwałego 5. Pulsujący strumień indukuje w uzwojeniach 6, ułożonych w żłobkach stojana SEM prądu zmiennego o częstotliwości równej częstotliwości pulsacji strumienia magnetycznego, którą można wyznaczyć ze wzoru:

$$f = \frac{p \cdot n}{60} \text{ [Hz]}$$

gdzie  $p$  — jest liczbą par biegunów na wirniku,  $n$  — liczbą obrotów wirnika na minutę.

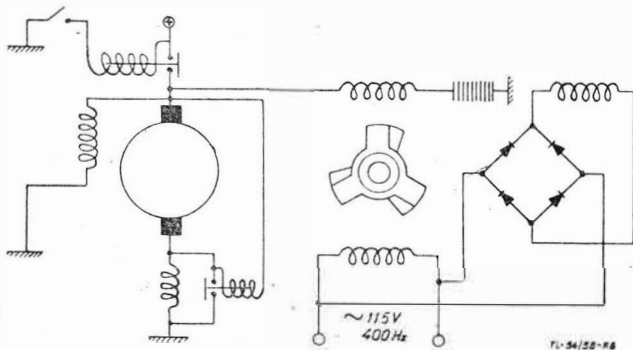
Przetwornica zasilana napięciem  $27 \pm 10\%$  V prądu stałego pobiera prąd  $3 + 3,5$  A, obroty ma  $8000 \pm 10\%$  obr/min, wytwarza napięcie zmienne  $36 \pm 4$  V 3-fazowe, prąd 0,65 A, częstotliwość 400 Hz. Przetwornica *PAG-1F* służy do zasilania sztucznego horyzontu *AGK-47* lub *DGMK*.

Zastosowanie magnesów trwałych upraszcza bardzo konstrukcję przetwornicy, zwiększa jej sprawność. Zasadniczą wadą przy stosowaniu wzbudnicy z magnesów trwałych to trudność w otrzymaniu ustalonego napięcia zmiennego przy zmianie obciążenia. Z powyższego powodu przetwornica ta jest stosowana do zasilania odbiorników o stałym obciążeniu.



Rys. 5. Przetwornica typu MA induktorowa  
1 — uzwojenie wzbudzenia, 2 — wał przetwornicy, 3 — wirnik, 4 — ząb stojana, 5 — stojan, 6 — uzwojenie prądnic

2. Przetwornica jednofazowa jednotwornikowa typu MA induktorowa (lit. 4) ma szerokie zastosowanie w lotnictwie dzięki prostej konstrukcji. Budowa jej podana jest na rys. 5, a zasadniczy schemat na rys. 6. Wirnik prądnic induktorowej jest wykonany z cienkich blach w formie symetrycznej uzębionej bębna (z kształtu podobny do magnesów wirnika przetwornicy *PAG-1F*). Strumień magnetyczny wytwarza cewka osadzona współosiowo z wałem. Zasada działania przetwornicy induktorowej jest taka sama jak i przetwornicy *PAG-1F*.



Rys. 6. Zasadniczy schemat połączeń przetwornicy induktorowej

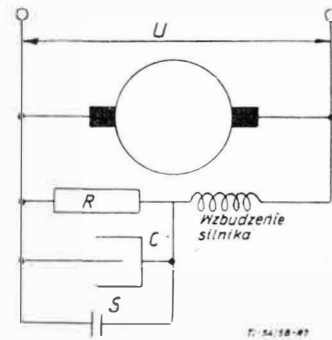
Dzięki zastosowaniu regulatora z płytek węglowych napięcie wyjściowe (prądu zmiennego) utrzymuje się w granicach od 111,5 do 118,5 V przy zmianach obciążenia od 70 do 100% i wahań napięcia wejściowego (prądu stałego) o  $\pm 10\%$ . Zmiany napięcia prądu stałego powodują zmiany obrotów silnika przetwornicy, a to powoduje zmiany częstotliwości prądu zmiennego w granicach od 380 do 450 Hz.

Główną zaletą tego typu przetwornicy jest prosty sposób stabilizacji napięcia niezależnie od obciążenia oraz małe zmiany częstotliwości.

Dużą stabilizację częstotliwości można uzyskać przez utrzymanie możliwie stałych obrotów silnika, co osiąga się przez automatyczną regulację jego prądu wzbudzenia. W tym celu stosowane są:

- odśrodkowy drgający regulator prądu wzbudzenia,
- rezonansowy obwód z prostownikiem, które wpływają na wielkość prądu wzbudzenia silnika.

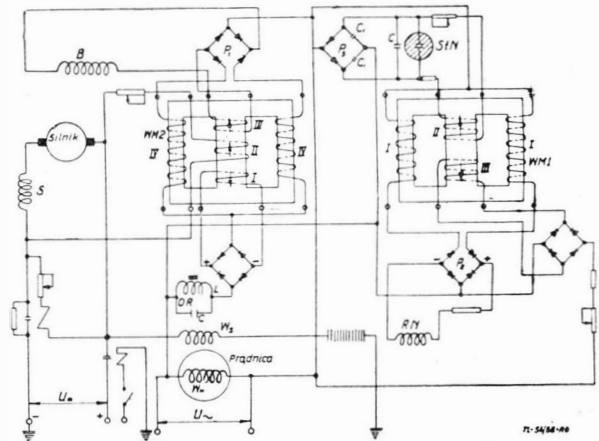
Zasada działania regulatora częstotliwości odśrodkowego z drgającymi stykami podana jest na rys. 7. Drgające styki *S* są połączone równolegle do oporu *R*. Przy częstotliwościach poniżej znamionowych styki *S* są rozwarne, a po przekroczeniu ich siła odśrodkowa pokonuje naciąg sprężyn i zwiera



Rys. 7. Schemat działania regulatora częstotliwości z drgającymi stykami

styki, wobec tego prąd wzbudzenia rośnie, a obroty i częstotliwość maleją. Po obniżeniu obrotów styki się rozwierają — prąd wzbudzenia maleje — częstotliwość rośnie itd. Dokładność regulacji  $\pm 2\%$ . Kondensator *C* ma na celu zmniejszenie zużycia się styków.

3. Przetwornica jednofazowa jednomaszynowa typu PO — (silnik-prądnicą synchroniczna) (lit. 4) stosowana jest na samolotach do zasilania wielu odbiorników prądu zmiennego.



Rys. 8. Zasadniczy schemat połączeń przetwornicy typu PO

Zasadniczy schemat połączeń przetwornicy *PO* podany jest na rys. 8. Silnik przetwornicy ma uzwojenie wzbudzące szeregowe *S* oraz sterujące *B* zasilane prądem zmiennym z prądnicą przez prostownik *P1* (do regulacji obrotów silnika). Prądnicą ma na stojanie uzwojenie wzbudzenia *W<sub>s</sub>*, a na wirniku uzwojenie prądu zmiennego *W<sub>w</sub>*, skąd poprzez pierścienie i szczotki doprowadzany jest prąd do zacisków. W obwodzie uzwojenia wzbudzającego *W<sub>s</sub>* włączony jest regulator napięcia węglowy *RN*, którego elektromagnes zasilany jest ze wzmacniacza magnetycznego *WM1*\*) poprzez prostownik *P2*.

Zasada działania regulatora. Jeżeli napięcie prądnicą zmieni się w stosunku do wartości znamionowej, zmieni się prąd podmagnesowania w uzwojeniu *IIWMI*, na skutek czego zmieni się opór bierny uzwojeń *IWMI*. To spowoduje zmianę wartości prądu w uzwojeniu *IWMI*, a zatem i zmianę prądu w elektromagnesie regulatora napięcia. W ten sposób napięcie prądnicą będzie automatycznie utrzymywane na żądanym poziomie. Stabilizator napięcia *StN* i obwód zwiększający dwukrotnie napięcie (prostowniki *P3* i kondensatory *C3*) dają wstępne podmagnesowanie wzmacniacza *WM1*. Stabilizacja częstotliwości prądu zmiennego jest osiągana przy pomocy wzmacniacza magnetycznego *WM2* i obwodu rezonansowego *OR* (składającego się z indukcyjności *L* i konden-

\*) Zasada działania wzmacniacza magnetycznego podana jest w książce: „Podstawy elektrycznego napędu nadążnego” S. Popkow, Wydawnictwo MON, 1956 r.

satora C<sub>4</sub>). Obwód rezonansowy dostrojony jest na częstotliwości 280 do 520 Hz. Przy wzroście obrotów silnika, częstotliwość prądu zmiennego zbliża się do częstotliwości rezonansowej obwodu OR i prąd w uzwojeniu IWM<sub>2</sub> maleje. Zmniejszenie prądu w uzwojeniu I prowadzi pośrednio do zwiększenia prądu w uzwojeniu wzbudzającym B, to spowoduje zmniejszenie jego obrotów, a zatem i częstotliwości prądu zmiennego.

Przetwornice zasilane z sieci samolotowej prądu stałego są niekiedy powodem niestabilnej pracy tej sieci. Istnieje kilka uzasadnień powstawania tego zjawiska; najprawdopodobniejszym z nich jest — że stała czasu przetwornicy równa się stałej czasu prądnicy prądu stałego.

R. E. Thomas w swym artykule (lit. 5) podaje analizę matematyczną tych zjawisk, która pozwala określić dane obwodu, przy których praca obwodu będzie stabilna.

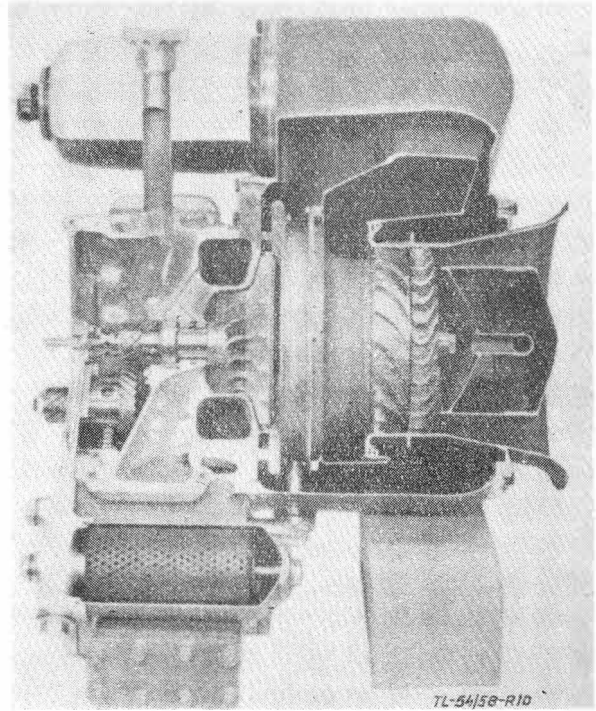
**NAPĘD PRĄDNIC SAMOLOTOWYCH**

Prądnice samolotowe mogą być napędzane w następujący sposób:

1. Przez tłokowe i turbinowe silniki lotnicze, wówczas prądnica może być zamocowana bezpośrednio na silniku lub też z pewnej odległości na wsporniku i napędzana wałkiem giętkim od silnika lotniczego.
2. Przez pomocniczy silnik spalinowy.
3. Przez turbinę spalinową.
4. Przez turbinę powietrzną.
5. Przez silnik powietrzny wielołopatkowy.

Silniki lotnicze są najsprawniejszym napędem, ponieważ ciężar dużego silnika na jednostkę mocy może być trzykrotnie mniejszy od ciężaru pomocniczego silnika. Prądnica napędzana bezpośrednio od silnika lotniczego będzie wytwarzała prąd o zmiennej częstotliwości w ślad za zmianami obrotów. Prądnice o zmieniających się częstotliwościach prądu nie mogą pracować równolegle. Aby umożliwić równoległą pracę prądnic prądu zmiennego napędzanych przez silniki lotnicze należy stosować napęd o zmieniającej się prędkości utrzymującej stałe obroty prądnicy niezależnie od zmian obrotów silnika lotniczego.

Pomocnicze silniki spalinowe (rys. 9), służące do napędu prądnic, są skomplikowane, gdyż powinny być możliwie najbardziej zautomatyzowane, aby odciążać załogę samolotu od dodatkowego zajęcia. Ponieważ obroty tych silników mogą być utrzymywane stałe, przeto prądnice prądu zmiennego przez nie napędzane mogą pracować równolegle. Prądnice prądu zmiennego napędzane przez silniki pomocnicze pracują równolegle dobrze. Zespoły takie mogłyby być korzystnym rozwiązaniem wielu problemów elektrycznych, lecz sprawne wykorzystanie ich mocy jest niemożliwe, gdy silnik spalinowy ma pracować przy stałych obrotach. Średnie obciążenie prądnic podczas długiego lotu może wynosić mniej niż 30% szczytowego obciążenia. Gdy obciążenie elektryczne zostanie zmniejszone o 75%, zużycie paliwa zmniejszy się zaledwie o około 36%. Drugą przyczyną niewłaściwego wykorzystania paliwa w silnikach pomocniczych jest utrata ich mocy wraz z wysokością lotu oraz koniecznością przewidywania, na wysokości, wystarczającej mocy silnika, aby można było brać z prądnicy jej chwilową maksymalną moc. Z powyższego po-

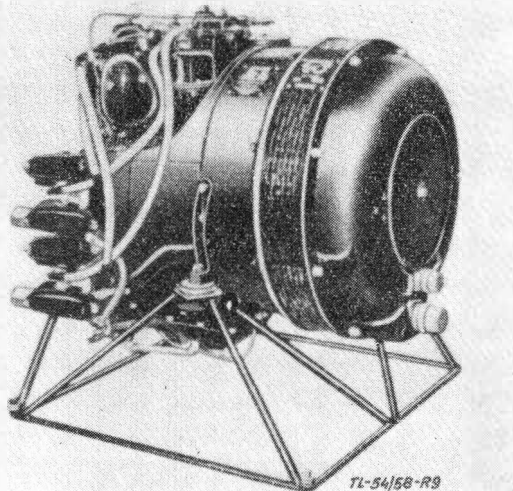


Rys. 10. Turbina spalinowa (Rowera) do napędu prądnicy samolotowej

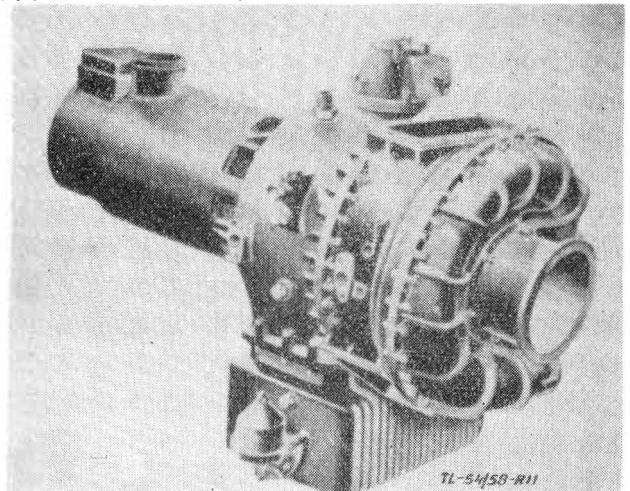
wodu moc pomocniczego silnika musi być znacznie większa od mocy znamionowej prądnicy. Np. dla szczytowej mocy prądnicy 50 kW, pracującej na wysokości 6500 m, wymagana moc silnika pomocniczego wynosi 175 KM. Z tych 175 KM średnio podczas lotu będzie zużywane 15 KM (30% mocy prądnicy), silnik natomiast będzie zużywał około 64% paliwa, potrzebnego przy pełnym wykorzystaniu silnika (175 KM). Zużycie paliwa w silnikach pomocniczych może być znacznie zmniejszone przez stosowanie zmiany obrotów przy zmianie obciążenia.

Na wodnosamolotach, na których jest niezbędne posiadanie źródła prądu niezależnie od lotu, stosowane są prądnice prądu zmiennego dużej mocy napędzane przez silniki pomocnicze.

Turbiny spalinowe (rys. 10) czerpiące energię ze spalin, są bardzo pociągającym napędem prądnic, gdyż otrzymuje się energię elektryczną bez znacznego osłabienia mocy silnika lotniczego. Napęd ten pozwala na łatwą równoległą pracę prądnic prądu zmiennego, lecz nie może być stosowany na samolotach wysokościowych, w których energia gazów wydechowych stosowana jest do napędzania urządzeń doładowujących silniki lotnicze i utrzymujących stałe ciśnienie we wnętrzu samolotu, ponadto jeszcze — wykorzystana jest do urządzeń odladających. Ten rodzaj napędu może być z powodzeniem wykorzystany w samolotach transportowych działających na średnich wysokościach.

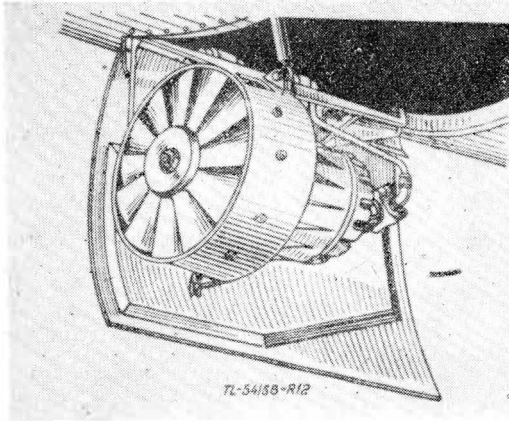


Rys. 9. Pomocniczy zespół spalinowo-elektryczny. Prądnica 3-fazowa 120 V 12,5 kVA, n = 3430 obr/min, f = 400 Hz



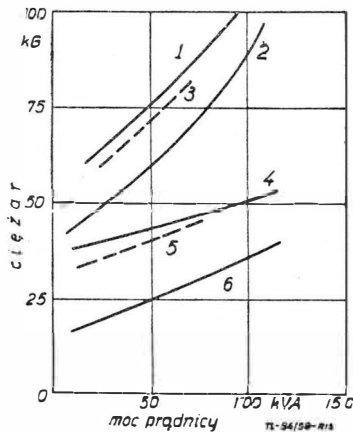
Rys. 11. Turbina powietrzna z prądnicą prądu zmiennego o mocy 15 kVA

Turbiny powietrzne (rys. 11) w ostatnich latach znajdują coraz szersze zastosowanie jako napęd prądnic na samolotach z silnikami odrzutowymi. Powietrze do jej napędu czerpane jest z jednego ze stopni głównej sprężarki silnika lotniczego. Dużą zaletą tego napędu jest to, iż powietrze wyjściowe z turbiny (o obniżonej temperaturze na skutek rozprężania) jest wykorzystane do chłodzenia prądnicy.



Rys. 12. Silnik powietrzny wielołopatkowy do napędu prądnicy prądu zmiennego

Silniki powietrzne wielołopatkowe są w ostatnich czasach zastosowane na samolotach odrzutowych jako napęd rezerwowych prądnic. Napęd ten wraz z prądnicą zabudowany jest wewnątrz samolotu, a wysuwany na zewnątrz w razie uszkodzenia źródła zasadniczego. Po upływie 1—2 sekund od chwili wysunięcia daje pełną energię (rys. 12).



Rys. 13. Ciężar napędu hydro-mechanicznego, powietrznego i turbiny gazowej

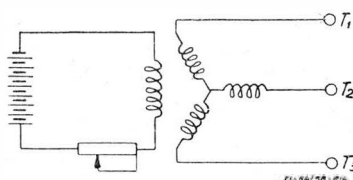
1 — turbogenerator z regulatorem i z turbiną gazową, 2 — turbogenerator z regulatorem i z turbiną powietrzną, 3 — prądnica synchroniczna z napędem hydrauliczno-mechanicznym, 4 — turbina gazowa na 12 000 obr/min, 5 — napęd hydromechaniczny, 6 — turbina powietrzna na 24 000 obr/min

Na rys. 13 podany jest wykres charakteryzujący dane ciężarowe różnych sposobów napędu prądnic prądu zmiennego.

### WZBUDZENIE

Stosowane są różne sposoby wzbudzenia prądnic samolotowych prądu zmiennego jak:

a. Zasilanie uzwojenia wzbudzającego z sieci prądu stałego jest stosowane (rys. 14), jeśli się przyjmie, że sieć ta jest niezawodna w pracy, że regulator napięcia ma żądany zakres zmian oporu i zdolność do odprowadzenia wydzielonego w nim

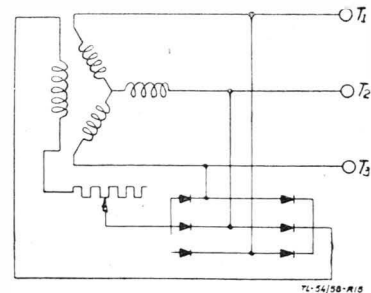


Rys. 14. Schemat wzbudzenia prądnicy prądu zmiennego ze źródła niezależnego

ciepła. Ten rodzaj wzbudzenia stosowany jest dla prądnic, w których moc wzbudzenia nie przekracza 250 W.

b. Prądnice samolotowe o mocach powyżej 15 kVA mają wzbudnicę prądu stałego konstrukcyjnie związane z prądnicą prądu zmiennego (rys. 1). Rozwiązanie takie uniezależnia prądnicę od innych źródeł prądu oraz pozwala na zastosowanie regulatora napięcia małej mocy we wzbudzeniu wzbudnicy. Gdy w sieci jest kilka prądnic pracujących równolegle, uszkodzenie wzbudzenia jednej z prądnic nie spowoduje niedziałania całego układu, jak miałyby to miejsce w przypadku zasilania wzbudzenia z sieci prądu stałego, która przestałaby działać. Przyjęto, że wzbudnice są zaprojektowane na napięcie około 30 V, gdyż jest to napięcie, przy którym regulatory napięcia węglowe najlepiej pracują. Wzbudnice są zwykle samowzbudne, a to niekiedy prowadzi do komplikacji z punktu widzenia stabilności napięcia, szczególnie dla prądnic o szerokim zakresie zmian obrotów.

c. Prądnice prądu zmiennego samowzbudne. Aby prądnica była samowzbudna musi mieć magnetyzm szczątkowy. Moc potrzebna do zasilania wzbudzenia może być pobrana z prądnicy prądu zmiennego po uprzednim wyprostowaniu (rys. 15). Prąd wzbudzenia jest regulowany za pomocą regulatora na-



Rys. 15. Schemat wzbudzenia prądnicy prądu zmiennego przez zastosowanie 3-fazowego dwupółkowego prostownika

pięcia  $R_N$ . Dla zwiększenia magnetyzmu szczątkowego niektóre części obwodu magnetycznego prądnicy (jak podkładki w rdzeniach biegunów) wykonuje się ze stali magnetycznej (z dodatkiem chromu, kobaltu lub niklu). Wadą tego sposobu wzbudzenia jest to, iż podczas silnych przeciążeń lub zwarć napięcie na zaciskach prądnicy zanika.

Porównując opisane sposoby wzbudzenia prądnic prądu zmiennego, widzimy, że zasadniczą wadą w otrzymywaniu prądu wzbudzającego z obcego źródła prądu stałego polega na tym, iż uszkodzenie obcego źródła prądu prowadzi do niedziałania wszystkich prądnic prądu zmiennego. Najwięcej możliwy do przyjęcia jest sposób zasilania wzbudzenia z własnej wzbudnicy, gdyż w tym przypadku prądnica ze wzbudnicą stanowi jedną niezależną całość. Wadą tego systemu jest większy ciężar, oraz — jeśli wzbudnicą jest prądnica prądu stałego — obecność komutatora i szczotek ogranicza wysokość, przy której prądnica będzie jeszcze dawała energię.

Wysokość, przy której prądnica prądu zmiennego będzie dawała energię, można znacznie podwyższyć o ile jej wzbudnicę prądu stałego zastąpić wzbudnicą prądu zmiennego z wirującymi prostownikami. Prądnice prądu zmiennego w takim rozwiązaniu nazywają „prądnicą bezszczotkową”.

Prądnica prądu zmiennego bezszczotkowa ma olbrzymią przyszłość jako źródło energii elektrycznej na samolotach latających na bardzo dużych wysokościach. „Prądnica bezszczotkowa” przeszła próby eksploatacyjne z dobrym wynikiem na bombowcu naddźwiękowym B-58.

Wszystkie urządzenia, aby były pewne w pracy, powinny być wykonane w możliwie najprostszej formie. Prądnica bezszczotkowa jest tym przykładem prostego rozwiązania. Zalety jej są następujące:

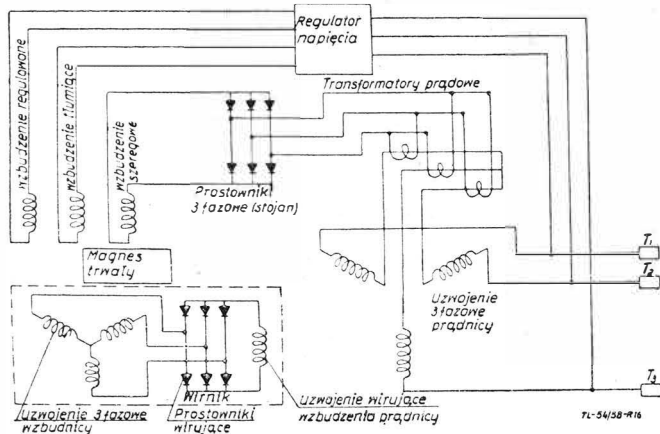
a) nie ma trudności spowodowanych szybkim zużywaniem się szczotek węglowych na dużych wysokościach jak: częsta ich wymiana, pogarszanie izolacji maszyny przez osiadający pył szczotkowy,

b) komutator, pierścienie ślizgowe i szczotkotrzymacze zostały zastąpione prostownikami, co znacznie skraca wymiary maszyny,

c) odpada potrzeba stosowania filtrów przeciwzakłóceńowych w odbiorze radiowym.

Przy projektowaniu „prądnicy bezszczotkowej” prądu zmiennego najpoważniejszym zagadnieniem jest posiadanie prostowników, które byłyby w stanie dostarczyć konieczną moc przy danym ciężarze, objętości i chłodzącym powietrzu





Rys. 16. Schemat połączeń prądnicy bezszczotkowej prądu zmiennego

Z obecnie znanych prostowników tylko prostowniki silikonowe (krzemowe) odpowiadają wszystkim wymaganiom (wymiarzy, odporność na temperaturę, odporność na przyśpieszenie do 15 000 g) i wobec tego są stosowane w „prądnicach bezszczotkowych”.

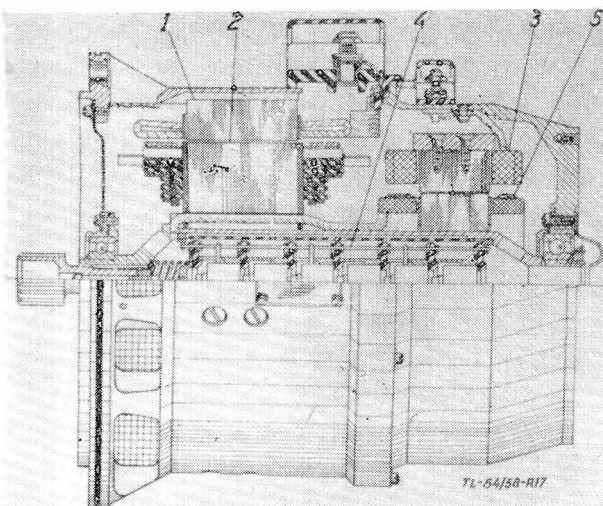
Na rys. 16 podany jest schemat prądnicy bezszczotkowej z wirującymi prostownikami. Na rys. 17 podany jest przekrój prądnicy bezszczotkowej prądu zmiennego.

Wirujące prostowniki zabudowane wewnątrz osi prądnicy chłodzone są do temperatury 120°C, powietrzem przedmuchiwany (w innym typie prądnicy chłodzenie jest olejowe).

Dane techniczne prostowników silikonowych, stosowanych w prądnicach bezszczotkowych o mocy 40 kVA, są następujące:

- a) dioda warstwowa o średnicy około 25 mm,
- b) obliczona na 20 A prądu stałego w temperaturze pokojowej bez wymuszonego chłodzenia,
- c) każdy z prostowników, podczas chłodzenia powietrzem powinien wytrzymać przepływ 170 A w ciągu 1 minuty,
- d) zespół prostowników zabudowany w prądnicę dostarcza maksymalnie 120 A, gdy z prądnicy pobierane jest 300% prądu znamionowego w ciągu 15 sek,
- e) dozwolone napięcie wsteczne prostowników wynosi 200 V wartości maksymalnej, maksymalna wartość napięcia wstecznego prądnicy wynosi 65 V,
- f) każdy z prostowników ma maksymalny prąd wsteczny 40 mA przy 150 V doprowadzonego napięcia szczytowego w temperaturze otoczenia 180°C,
- g) każdy z prostowników ma spadek napięcia w kierunku przewodzącym 1 V przy prądzie 50 A w temperaturze pokojowej.

Dla uniknięcia potrzeby przywracania magnetyzmu szczątkowego zastosowano małe bieguny z magnesów trwałych, które są umieszczone pomiędzy biegunami głównymi wzbudnicy prądu zmiennego.



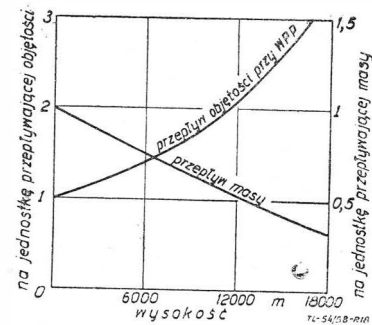
Rys. 17. Przekrój prądnicy prądu zmiennego, bezszczotkowej  
1 — stojan 3-fazowy prądnicy, 2 — wzbudzenie wirujące prądnicy, 3 — stojan 3-fazowy wzbudnicy, 4 — zespół prostowników wirujących, 5 — uzwojenie 3-fazowe wzbudnicy prądu zmiennego

Bieguny z magnesów trwałych umieszczone w stojanie wzbudnicy indukują w uzwojeniach wirnika wzbudnicy napięcie podczas obracania się prądnicy. Napięcie to wytwarza prąd w uzwojeniach głównych biegunów, w wyniku czego powstaje małe napięcie wyjściowe na zaciskach prądnicy. Napięcie wyjściowe powoduje przepływ prądu z regulatora napięcia do wzbudzenia wzbudnicy. Prąd ten przyczynia się do wzrostu napięcia w uzwojeniach wirnika wzbudnicy, które z kolei — powiększając prąd w uzwojeniach głównych biegunów — zwiększa napięcie wyjściowe na zaciskach prądnicy.

**CHŁODZENIE PRĄDNIC**

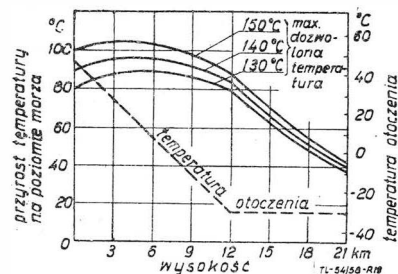
Chłodzenie prądnic przedmuchiwany przez ich wnętrze powietrzem zapewnia skuteczne odprowadzenie ciepła wydzielającego się w obwodach elektrycznych i magnetycznych. Chłodzeniu można w dużym stopniu zawdzięczać uzyskanie dużego wydatku mocy z jednostki ciężaru prądnicy. Niezależnie od wynuszonego przepływu powietrza prądnice zwykle mają wewnątrz wentylator, który umożliwia pobieranie z nich około 25% mocy znamionowej, gdy samolot stoi na ziemi.

Ze wzrostem wysokości lotu wzrastają trudności związane z chłodzeniem prądnic, gdyż powyżej 12 000 m zmniejszenie gęstości powietrza nie jest zrównoważone zmniejszeniem się jego temperatury. O maksymalnym wydatku prądnicy decyduje masa przepływającego przez nią powietrza i jego temperatura, która jest w stanie odprowadzić wydzielające się ciepło.



Rys. 18. Przepływ powietrza w zależności od wysokości przy stałej wskaźwanej prędkości WPP

Na rys. 18 podany jest wykres przepływu powietrza w zależności od wysokości przy stałej wskaźwanej prędkości powietrza WPP.



Rys. 19. Krzywe dozwolonego przyrostu temperatury na poziomie morza w zależności od wysokości lotu, aby nie przekroczyć maksymalnie dozwolonej temperatury prądnicy od 130 do 150°C

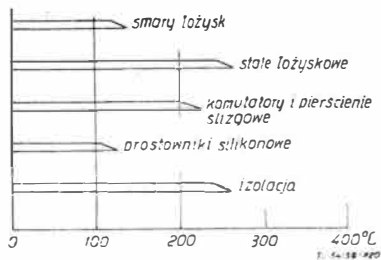
Na rys. 19 podane są krzywe dozwolonego przyrostu temperatury na poziomie morza w zależności od wysokości lotu, aby nie przekroczyć maksymalnie dozwolonej temperatury prądnicy od 70°C do 150°C.

Na rys. 20 podane są graniczne temperatury dla obecnie dostępnych materiałów i części składowych prądnic.

Gdy prądnica była zaprojektowana na maksymalnie dozwoloną stałą temperaturę w najgorętszym jej punkcie uzwojenia 150°C, wówczas z krzywej na rys. 19 widać, że praca jej na wysokości 16 500 m odpowiada przyrostowi temperatury 60°C. W rzeczywistości maksymalnie dozwolona temperatura w obecnie budowanych prądnicach może bezpiecznie osiągnąć nawet 180°C, ponieważ w większości przypadków maszyna nie będzie całkowicie obciążona, z wyjątkiem uszkodzenia dwu silników w samolocie czterosilnikowym; natomiast w samolocie jednosilnikowym należy się liczyć z mniej-

szą trwałością prądnicy na skutek podwyższonej temperatury izolacji.

Z rys. 19 widać, że temperatura otoczenia dla wysokości 18 000 m wynosi  $-30^{\circ}\text{C}$  oznacza to, że przy projektowaniu prądnic zakładano istnienie takiej temperatury.



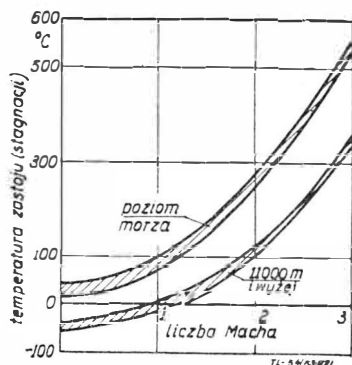
Rys. 20. Graniczne temperatury dla obecnie dostępnych materiałów i części składowych prądnicy

Jeszcze bardziej poważny w skutkach jest wzrost prędkości samolotu, gdyż z prędkością wzrasta temperatura zastoju dzięki adiabatycznemu sprężaniu powietrza przez lecący samolot. Wzrost temperatury powietrza jest proporcjonalny do kwadratu prędkości samolotu i w przybliżeniu można ją wyrazić wzorem:

$$\Delta t = \frac{V^2}{26\,000}$$

gdzie:

$V$  — prędkość wyrażona w km/h.



Rys. 21. Temperatura zastoju spowodowana sprężeniem adiabatycznym

Na rys. 21 podany jest wykres temperatury zastoju powietrza w zależności od prędkości lecącego samolotu, który spręża je adiabatycznie. Krzywe te są dla poziomu morza i 11 000 m lub powyżej. Zakreślone powierzchnie wskazują temperatury osiągalne w warunkach umiarkowanego lata i I.C.A.N.\*).

Podczas lotu z prędkością  $Ma = 1,5$  temperatura włączanego powietrza na wysokości 15 000 m może osiągnąć  $60^{\circ}\text{C}$ , a przy  $Ma = 2$  może osiągnąć temperaturę  $134^{\circ}\text{C}$  na tej samej wysokości.

Z powyższego widać, iż prawidłowa praca prądnic i innych urządzeń, przy tych prędkościach lotu, będzie możliwa po zastosowaniu następujących środków:

- 1) podwyższyć ich temperaturę pracy,
- 2) zmienić czynnik pochłaniający ciepło i sposób chłodzenia.

Dla samolotów latających z prędkością ponaddźwiękową konieczne jest podwyższenie maksymalnie dozwolonej temperatury pracy prądnicy przez zastosowanie więcej ciepłoodpornych materiałów izolacyjnych. Przyjmuje się, iż w niedalekiej przyszłości temperatura ta powinna wynosić  $250^{\circ}\text{C}$ ; przy tej temperaturze chłodzenie z włączanym powietrzem może zadowalająco działać przy prędkości samolotu wynoszącej  $Ma = 1,5$  i wysokości do 15 000 m.

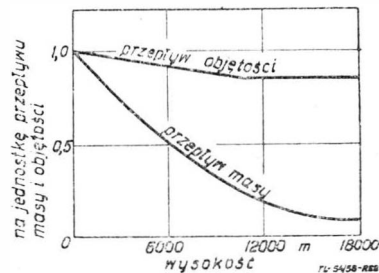
Na rys. 22 podana jest zależność przepływu masy powietrza od wysokości przy stałej liczbie Macha.

Na rys. 23 podane są krzywe dozwolonego przyrostu temperatury na poziomie morza w zależności od wysokości lotu, aby nie przekroczyć maksymalnie dozwolonej temperatury prądnicy  $250^{\circ}\text{C}$  i  $300^{\circ}\text{C}$ . Temperatura powietrza wlotowego

jest wzięta z warunków I.C.A.N. oraz dodano grzanie adiabatyczne. Na skutek szybkiego spadku masy przepływającego powietrza ze wzrostem wysokości, dozwolone przyrosty temperatury dla odpowiednich wysokości są silnie obniżone. Wobec powyższego na małych wysokościach lotu należy stosować nadmierne chłodzenie, co z kolei będzie znacznie zwiększać opory aerodynamiczne. Przy  $Ma = 2$  temperatura powietrza wlotowego w locie przyziemnym wyniesie około  $250^{\circ}\text{C}$ . Dla tej prędkości lotu, aby uzyskać właściwe chłodzenie maksymalnie dozwolona temperatura prądnicy powinna wynosić  $300^{\circ}\text{C}$ .

Obecnie dostępne materiały izolacyjne silikonowe mogą pracować w temperaturze do  $250^{\circ}\text{C}$ , a izolacja teflonowa może pracować nawet powyżej  $300^{\circ}\text{C}$ .

W prądnicach obecnie produkowanych materiały smarne ograniczają ich maksymalnie dozwoloną temperaturę.

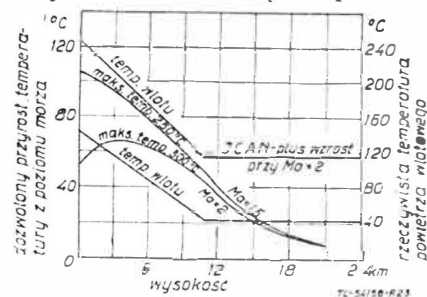


Rys. 22. Przepływ powietrza w zależności od wysokości przy stałej liczbie Macha

Z powyższych rozważań wynika, że należy przystąpić do opracowania nowych metod chłodzenia prądnic. Jeśli powietrze zostanie wykorzystane jako czynnik chłodzący, to należy je ochłodzić przez rozprężanie w turbinie i stosować wymienniki ciepła dla wstępnego ochłodzenia.

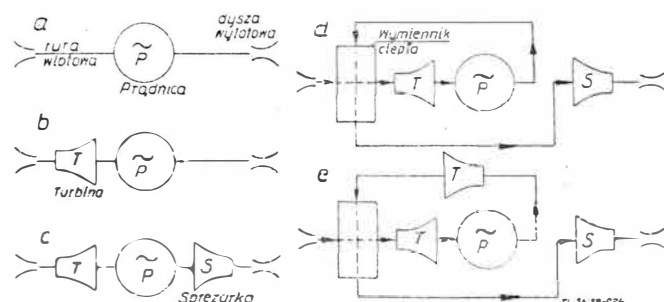
Na rys. 24a—c podany jest kolejny rozwój urządzenia chłodzącego z włączanym powietrzem. Na rys. 24a podany jest konwencjonalny system chłodzenia przedmuchiwany powietrzem czerpanym przez rurę wlotową. Na rys. 24b do systemu poprzedniego dodano turbinę dla rozprężania i obniżenia temperatury powietrza chłodzącego. Na rys. 24c przewidziana jest ponadto sprężarka napędzana przez turbinę chłodzącą powietrze. Sprężarka ta zwiększa ciąg na skutek wyrzucanego powietrza.

Temperatura powietrza wylotowego z prądnicy jest ograniczona jej maksymalnie dozwoloną temperaturą, więc przy



Rys. 23. Przyrost temperatury z poziomu morza dla maksymalnie dozwolonych temperatur 250 i  $300^{\circ}\text{C}$

dużych prędkościach lotu powietrze wylotowe z prądnicy może mieć niższą temperaturę od temperatury powietrza włączanego. W tym przypadku, jak podaje rys. 24d, może być korzystne zastosowanie w sytemie powietrznego wymiennika ciepła.



Rys. 24. Stopniowy rozwój urządzeń chłodzących z włączanym powietrzem

\*) International Commission for Air Navigation (Międzynarodowa Komisja dla Nawigacji Powietrznej).

*Tabela 1 Zestawienie źródeł prądu elektrycznego stosowanych na samolotach*

Typ samolotu	Prąd stały					Prąd zmienny				Moc wyprostowana kW	Przelicznice z prądu stałego na zmienny (inwertery)
	Prądnice			Akumulatory		Prądnice					
	Liczba szt.	Napięcie V	Moc sumaryczna kW	Liczba szt.	Pojemność Ah	Liczba szt.	Napięcie V	Moc sumaryczna kVA	Częstotliwość Hz		
Viscount 810	4	28	36	3	25		208/115		zmienna		jest (brak danych)
Convair 240	2	28	24	2x12V	68						2x0,25kVA, 115V, 400Hz 1 do 0,5kVA, 3faz, 115V, 400Hz 1-28V z transformatora
Convair 340	2	28	11,5	2x12V							1-2,5kVA, 3faz, 115V 1-rezetwna 3faz, 115V
Herald	2	28	12	3	25						jest (brak danych)
DC-7	4	30	48	1	88						3przelicznice 115V
Vanguard						6		132	zmienna	60,0	200V, 3faz, 400Hz
Lockheed L-1649A	6	30	66								brak danych
Accountant	2	28	18	4	25	2	208/115	15	zmienna		3przelicznice 115V
Friendship	2	28				2	208/115		stała		2przelicznice 115V, 400Hz
AW 650 Freightercoach	4	28	24	3	25	4	208/115	88			jest (brak danych)
Britannia 310				6	25	4	208/115	200	stała		—
Caravelle	2	30	22	1 6	40 85						2przelicznice 115V, 400Hz 28V z transformatora
Comet 4				6	25	4	208/115	55	zmienna	40,0	1przelicznica 115V, 3faz, 400Hz 28V z transformatora
JL-1B	prądnica rozrusznik	28		3q		8		96	zmienna		—
Lockheed C-130A	5	28	12			2		80	zmienna		1przelicznica 2,5kVA, 3faz 2przelicznice 0,5
Electra						4	208/115	240	stała zmienna	4,0	—
Boeing 707						4	115	120	stała		—
Douglas DC-8						4	208/115	120	stała	3,0	—
Convair 880				jest		4	208/115	160	stała	1,5	—

7-3448-71

Na rys. 24e przewidziano dodatkową turbinę na wspólnym wale z poprzednią dla obniżenia temperatury powietrza służącego do chłodzenia, w wymienniku ciepła powietrza wtłaczanego.

Na rys. 25 podano schemat działania urządzenia chłodzącego z wymiennikiem ciepła.

**WNIOSKI**

W tabeli 1 podano zestawienie źródeł prądu elektrycznego stosowanych na obecnie budowanych oraz projektowanych samolotach.

Ze względu na duże trudności, jakie występują w prądnicach samolotowych prądu stałego podczas lotów na wysokościach powyżej 21 000 m (silne iskrzenie oraz szybkie zużywanie się szczotek), należałoby przystąpić do opracowania:

- 1) prądnicy prądu zmiennego ze wzbudnicą bezszczotkową,
- 2) napędu zapewniającego stałe obroty prądnicy prądu zmiennego niezależnie od zmian obrotów silnika napędzającego,
- 3) samolotowych mierników prądu zmiennego (amperomierzy, woltomierzy, częstotściomierzy).

Wzrost temperatury prądnic na dużych wysokościach, spowodowany zmniejszającą się masą chłodzącego powietrza oraz jego podgrzewaniem na skutek adiabaticznego sprężania przy prędkościach naddźwiękowych powinien skłonić do:

- 1) opracowania nowych materiałów izolacyjnych i smarnych odpornych na wysokie temperatury,
- 2) opracowania nowych materiałów dla obwodów magnetycznych prądnic, gdyż przy obecnie stosowanych materiałach ze wzrostem temperatury (zbliżenie się do punktu Curie) należy obniżać indukcję, a to pociąga za sobą zwiększenie prze-

kroju obwodu magnetycznego, by przy wzroście temperatury prądnica dawała moc znamionową,

3) prowadzenia intensywnych badań nad sposobami chłodzenia prądnic; zastosowanie lepszych materiałów pozwoli podwyższyć maksymalnie dozwolone temperatury prądnic samolotowych, a wzrost dozwolonej temperatury przyczyni się do zwiększenia wysokości lotu samolotu i pewności jego działania.

**LITERATURA**

1. Alternating-Current Electrical System for Aircraft prepared by Westinghouse Engineers, Westinghouse Electric Corporation Aircraft Department, Lima, Ohio (USA), January, 1951.
2. B. C. Kulebakin — Elektrosnabżenie samolietow, Oborongiz, Moskwa, 1956.
3. C. P. Hayes — 400-Cycles Invertes for Military Aircraft, L. L. RAY Transactions, May, 1945.
4. D. E. Bruskin — Elektrooborudowanie samolietow, Gosudarstwiennoje Energiczeskoje Izdatielstwo, Moskwa, 1956.
5. R. E. Thomas — The Stability of Aircraft D—C Power Systems with Inverter Loads, A.I.E.E. Transactions, Part II, vol. 76, 1957.
6. R. Matson — Aircraft Electrical Engineering, Mc Graw-Hill Book Co. Inc., New York and London, 1943.
7. R. E. Smith — A Brushless Air-Cooled Aircraft A-C Generator, A.I.E.E. Transactions, Part II, vol. 76, 1957.
8. H. W. Henkels, Camp, Smith — Silicon Rectifiers in Brushless Machinery, A.I.E.E. Transactions, Part I, vol. 76, 1957.
9. Richard M. Moroney — Ram-Air Cooling System for Aircraft Generators, A.I.E.E. Transactions, Part II, vol. 76, 1957.
10. R. H. Woodall — Some Trends in the Development of Aircraft Electrical and Starting Systems, Journal of the Royal Aeronautical Society, September, 1955.
11. A. Kusko — Thermal Consideration of Generators in High-Speed Aircraft, A.I.E.E. Transactions, Part II, vol. 76, 1957.

*Redakcja „Techniki Lotniczej“*

*życzy wszystkim Czytelnikom i Sympatykom*

*pomyślności w Nowym Roku*

Mgr inż. JULIAN BOJANOWSKI  
Instytut Lotnictwa

## Zagadnienia nowoczesnego wyposażenia szybowców w świetle VII Szybowcowych Mistrzostw Świata

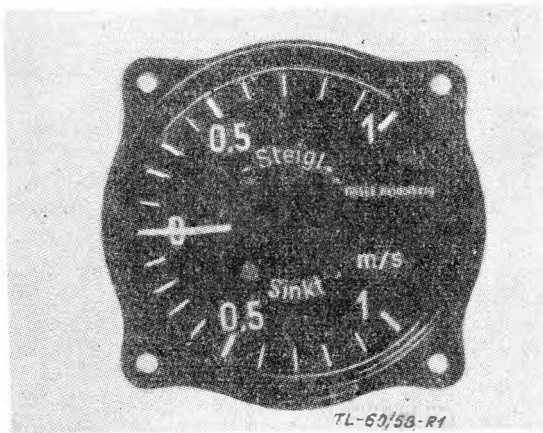
Obecnie szybownictwo osiągnęło taki stopień rozwoju technicznego; że wymaga dla siebie już specjalnych rozwiązań — także w dziedzinie przyrządów i osprzętu. Przegląd najnowszych pozycji omówiono na podstawie tego, co było można zobaczyć na VII Szybowcowych Mistrzostwach Świata.

Szybowcowe Mistrzostwa Świata, niezależnie od ich znaczenia sportowego, stanowią za każdym razem przegląd najnowszych osiągnięć technicznych w szybownictwie. Dotyczy to zarówno aerodynamiki, konstrukcji i technologii samego szybowca, jak też i zagadnień osprzętu szybowcowego. VII Szybowcowe Mistrzostwa Świata w Lesznie dostarczyły sporo materiału pozwalającego na ocenę zarówno osiągnięć, jak i wymagań w tej dziedzinie oraz zaznaczających się tendencji rozwojowych.

### 1. WARIOMETRY

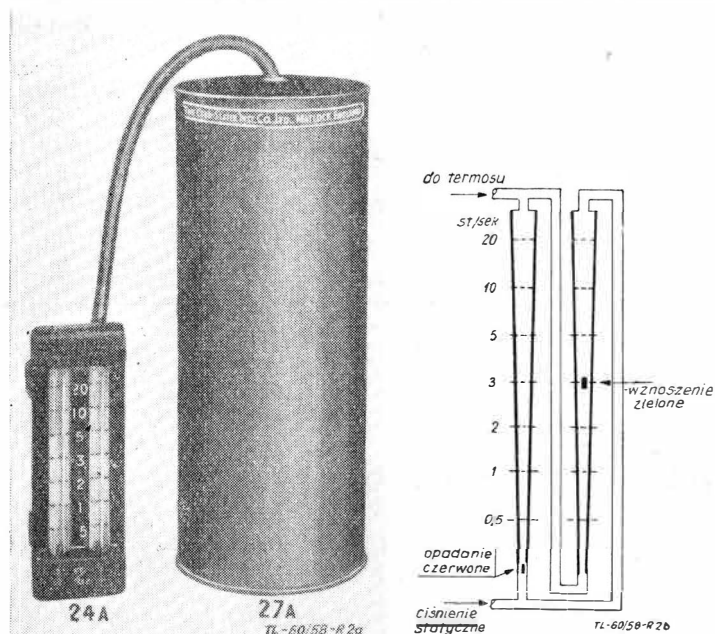
Odnosnie podstawowego przyrządu w szybownictwie, jakim jest wariometr, można zanotować następujące tendencje konstrukcyjne.

Podstawowym typem wariometru szybowcowego jest wariometr skrzydełkowy, który wyparł niemal zupełnie wario-



Rys. 1. Wariometr o zakresie  $\pm 1$  m/sek

metry membranowe. W następstwie ogłoszonej na VI Kongresie OSTIV pracy inż. Gumperta daje się zauważyć tendencje do zwiększania czułości tego przyrządu przez podwajanie pojemności naczynia wyrównawczego (termosu). Przykła-



Rys. 2. Wariometr firmy Cosim, a) widok ogólny, b) schemat

dem są tu zarówno niektóre wykonania amatorskie, jak też i wariometr o zakresie  $\pm 1$  m/sek z podwójnym termosem, dostarczony przez firmę Friebe (NRF) w cenie 145 DM (około 35 \$) za komplet.

Duża pojemność naczynia wyrównawczego zapewnia stosunkowo niewielkie opóźnienie wskazań tego wariometru, a niemal zupełnie liniowa skala mieszcząca zakres  $\pm 1$  m/sek z podziałką co 0,1 m/sek na długości obwodu 10 cm pozwala na dokładny odczyt i ułatwia prawidłowe opracowanie krążka wskazującego właściwą prędkość przeskoku.

Szybownicy angielscy stosowali nadal także i wariometry słupkowe typu Cosim o zakresie  $0,5 \pm 20$  stóp/sek, względnie w innym wykonaniu  $0,2 \pm 6$  m/sek, odznaczające się dużą czułością, ale niezbyt dużą dokładnością wskazań.

Przynajmniej jeden z wariometrów szybowca był połączony w układzie Wariometru Energii Całkowitej, najczęściej z dyszką Venturi typu Irving lub rzadziej typu Temple (Jugosławia), dostarczaną przez firmę Cobb Slater w cenie £ 1—15—0 z odwadniaczem (£ 0—15—0).

Nowością w dziedzinie wariometrów były bezwzględnie wypróbowane w ubiegłym roku na szybowcowych mistrzostwach Anglii wariometry elektryczne typu Cook. Konstrukcja tego przyrządu otaczana jest jeszcze przez wytwórnictwo tajemnicą. Podano na Kongresie OSTIV jedynie ogólną informację, że wariometr ten pracuje na zasadzie pomiaru oporu termistorów wstawionych w przewody ciśnieniowe normalnego wariometru i ulegających ochłodzeniu przy minimalnych nawet przepływach powietrza w przewodach. Zaletą tego przyrządu ma być w praktyce brak opóźnienia wskazań oraz bardzo duża czułość i dokładność (5 cm/sek). Wadą jest konieczność używania dość dużego zespołu suchych baterii o napięciu 9 volt. Koszt przyrządu wynosi około 30 £.

Liczbową większość stanowią na mistrzostwach jeszcze wariometry starszych typów jak Horn i Askania (skrzydełkowe), względnie Bruhn, Smiths lub Kollsmann (membranowe).

Wariometry energii całkowitej podłączone do rurki Pitota ze względu na wysoki koszt instalacji były reprezentowane jedynie w kilku egzemplarzach. Produkcję firmy, jak na przykład francuskie, a także i Polska, wyposażyły wariometry w fabrycznie wykonane krążki lub pierścienie kalkulacyjne.

### 2. DYSZE AERODYNAMICZNE

Dysze przyrządów ciśnieniowych na szybowcach wysokowydajnych były przeważnie typu krytego. Otworki ciśnienia statycznego umieszczano bądź bezpośrednio na kadłubie w odpowiednio wybranych miejscach — najczęściej w przedniej części kadłuba, a niekiedy także i w tylnej. Dla wariometrów typu Cook otwórki ciśnienia statycznego umieszczano na specjalnych oprofilowaniach z boku kadłuba. Chwyty ciśnienia całkowitego na przednim kołpaku kadłuba były bądź produkcji francuskiej, bądź angielskiej (£ 0—12—6).

### 3. PRĘDKOŚCIOMIERZE I WYSOKOŚCIOMIERZE

W dziedzinie prędkościomierzy oraz wysokościomierzy nie zaobserwowano nadzwyczajnych nowości poza zastosowaniem na niektórych szybowcach drogowych, precyzyjnych, specjalnych przyrządów pomiarowych, a mianowicie:

a) precyzyjnego wysokościomierza firmy Smith o zakresie 0—35 000 stóp względnie 0—50 000 stóp lub 0—10 000 m i 0—15 000 m, wyposażonego w dwie wskazówki, z których mała wskazuje na wewnętrznej skali 1000 metrów, a jeden obieg dużej odpowiada różnicy wysokości 500 m. Ciśnienie na poziomie lotniska nastawiane pokrętkiem jest uwidocznione w milibarach nie na skali, lecz w okienku specjalnego licznika;

b) precyzyjne prędkościomierze o podwójnym obiegu względnie dwóch wskazówek o zakresie 10—130 węzłów (typ Kelvin) lub 20—160 mph lub 30—260 km/h (Smiths).

Największe rozpowszechnienie mają jednak lekkie, tanie i proste przyrządy niemieckie (firma Friebe), oparte na wzorach typu Askania i Bruhn.

#### 4. BUSOLE

W przeciwieństwie do prędkościomierzy i wysokościomierzy, dużo nowości zaobserwowano w dziedzinie busoli szybowcowych.

Z dużym uznaniem wyrażali się piloci o busoli typu Cook MR-1. Busola ta, wykonana w postaci cylinderka o  $\Phi$  3,81 cm i wysokości 5,9 cm, wyposażona jest w odwróconą podziałkę stopniową na górnym denku cylindra oraz trójkątną wskazówkę pokazującą kurs lotu. Zaletą tego typu są nie tylko małe wymiary i ciężar, ale przede wszystkim bardzo silne i praktycznie całkowicie aperiodyczne tłumienie, w następstwie którego wyprowadzenie szybowca na żądany kurs nie sprawia trudności nawet przy krążeniu z przechyleniem  $45^\circ$ .

Busola ta, odznaczająca się bardzo dużą prostotą konstrukcji, wyposażona jest w kompensację przy pomocy stałych magnesów montowanych w cokole. Wskazania busoli na kierunkach W i Z są dokładne, natomiast na innych kierunkach wykazują przy przechyleniu odchyłki. Busola ta, która piótom szybowcowym w dużej mierze zastępuje girobusole, jest przeznaczona do montażu na tablicy przyrządów. Jako udoskonalenie stosowano bądź montaż jej na drążku sterowym, względnie, co okazało się najlepsze, zawieszenie w kardanie na tablicy przyrządów.

Mniejsze zalety dla szybownictwa wykazuje specjalnie zaprojektowana dla szybowców i lekkich samolotów busola typu Kelvin Hughes E2 i E2A o wymiarach  $57 \times 48 \times 53$  mm i ciężarze 0,09 kG, z cylindryczną obrotową podziałką tłumioną olejem silikonowym, która posiada jednak zaledwie  $18^\circ$  swobodnego przechylenia poprzecznego. Urządzenia kompensacyjne tej busoli są regulowane odpowiednim kluczem. Kulisty zbiornik tej busoli, podobnie jak całość obudowy, wykonany jest z plastyków.

Oprócz normalnego typu busoli lotniczych można było zaobserwować w niektórych szybowcach także i busolę typu samochodowego, a mianowicie kompas samochodowy typu MONTE CARLO, produkcji angielskiej, montowany obrotowo do ustalenia w krążeniu (cena podawana przez wytwórnię £—13).

Bardzo interesująca była oryginalna busola szwedzka firmy Silva, posiadająca wskaźnik w postaci normalnej tarczy przyrządowej przypominającej tarczę wskaźnika radiokompasu. Według opinii pilotów własności tej busoli były identyczne z własnościami busoli typu Cook.

#### 5. ZAKRĘTOMIERZE

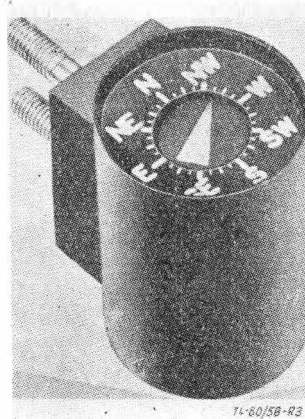
W dziedzinie zakrętomieryzy nie dały się zauważyć żadne nowości. Używano przeważnie zakrętomieryzy elektrycznych typu Askania lub typów zbliżonych (jak np. francuski), zasilanych przeważnie z baterijki o napięciu 4 V, jak również wykazujących zasadnicze błędy konstrukcyjne zakrętomieryzy czeskich.

#### 6. SZTUCZNE HORYZONTY

Od kilku lat była powszechnie sygnalizowana potrzeba budowy specjalnego szybowcowego sztucznego horyzontu o wymiarach nie przekraczających gabarytu normalnego przyrządu pokładowego ( $\Phi$  puszki 80 mm), zasilanego prądem stałym bez przetwornicy i pobierającego możliwie jak najmniejszą moc elektryczną.

Przeczuwając zapotrzebowanie na tego rodzaju przyrządy, firma Sperry opracowała przyrząd odpowiadający mniej więcej tym żądaniom. Jest nim sztuczny horyzont przeznaczony specjalnie dla szybowców i lekkich samolotów. Horyzont Sperry typu HL9 posiada wymiary  $\Phi$  83  $\times$  178 mm, ciężar 2,012 kG, jest zasilany przy pomocy jednofazowej tranzystorowej przetwornicy z sieci prądu stałego o napięciu 27 V. Wymiary zasilacza (przetwornicy) wynoszą zaledwie  $143 \times 85 \times 72$  mm, a ciężar 0,88 kG.

Sam sztuczny horyzont posiada giroskop o stosunkowo dużym momencie bezwładności  $3,5 \times 10^6$  Gcm<sup>2</sup>/sek. Stator giroskopu jest zasilany jednofazowym prądem zmiennym o 400 Hz i 60 V. Giroskop i jego ramka są zamontowane na specjalnych łożyskach odpornych na wstrząsy tak, że nie ma potrzeby dodatkowej amortyzacji całego przyrządu. System korekcyjny giroskopu jest typu mechanicznego, co powoduje dalszą oszczędność na poborze mocy. Korektor zbudowany jest w postaci obracającej się komory, zawierającej kulki stalowe. Wielkość korekcji wynosi  $2^\circ$ /min, co powoduje bardzo mały wpływ krążenia oraz przyspieszeń na wskazania horyzontu. Uruchomienie horyzontu może nastąpić jedynie w lo-



Rys. 3. Busola firmy Cook



Rys. 4. Busola firmy Kelvin Hughes

cie poziomym. Wskaźnik horyzontu jest zbudowany podobnie jak w innych horyzontach typu Sperry, to znaczy składa się z nieruchomej sylwetki i ruchomej belki przedstawiającej położenie horyzontu.

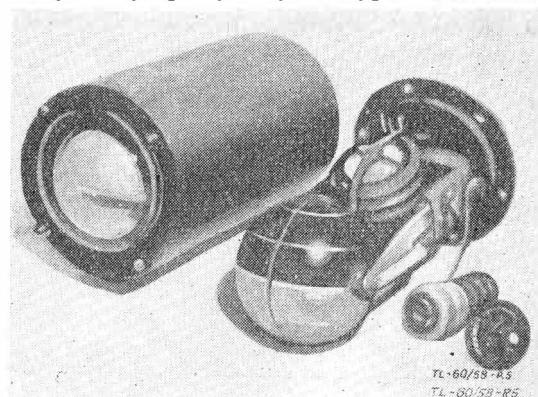
Zakres wskazań jest nieograniczony dla obrotu dookoła osi podłużnej, natomiast ograniczony do  $\pm 80^\circ$  przy obrotach dookoła osi poprzecznej szybowca. Jeżeli horyzont nie jest uruchomiony, pilota ostrzega odpowiedni napis na tarczy przyrządu. Szkoda, że horyzont ten nie jest połączony z chyłomierzem poprzecznym ani z zakrętomieryzem, co jest dość ważne w szybownictwie.

Interesujące jest natomiast, że horyzont Sperry HL9 jest wyposażony w układ oszczędnościowy dla zasilania. W związku z tym pobór prądu przedstawia się następująco: po włączeniu giroskopu pobór prądu spada z początkowej wartości 1,1 A do około 0,55 A w czasie około 3 min, jaki jest potrzebny do osiągnięcia pełnych obrotów i synchronicznego obrotu giroskopu. Po przelączeniu na zasilanie oszczędnościowe można pobór prądu zmniejszyć do 0,32 A, co ma specjalne ważne znaczenie dla szybowców, które — jak wiadomo — mogą korzystać jedynie z akumulatorów, a nie z prądnic.

Mimo pewnych wad, horyzont Sperry HL9 jest obecnie najlepiej przystosowanym horyzontem dla użytku w szybownictwie. Koszt jego jest dość wysoki, gdyż wraz z przetwornicą wynosi 150 do 200 £.

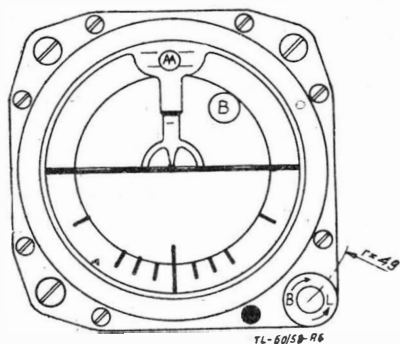
Drugą, ciekawą konstrukcją stanowi bezwzględnie horyzont czeski typu LUN-1201 o ciężarze 1,2 kG i wymiarach gabarytowych  $\Phi$  99  $\times$  226 mm.

Horyzont ten jest pełnoakrobacyjny. Wskaźnik jego składa się z nieruchomej sylwetki i umieszczonej za nią kuli w kolorach niebieskim i czarnym. W przeciwieństwie do znanych u nas horyzontów akrobacyjnych typu AGI, zaletą horyzontu LUN-1201 jest fakt, że kula przedstawiająca horyzont porusza się zgodnie ze względny ruchem horyzontu względem płatowca, a nie odwrotnie, jak jest to w horyzontie typu AGI. Przyrząd ten posiada tarczę o  $\Phi$  79 mm i nie jest wyposażony w chyłomierz poprzeczny ani zakrętomieryz. Wadą jego jest konieczność zasilania z przetwornicy  $3 \times 36$  V przy 500 Hz o stosunkowo dużym poborze mocy. W szybowcach francuskich stosowano bądź horyzont elektryczny typu SFENA 604, zasilany z przetwornicy prądem trójfazowym o napięciu 115 V przy 400 Hz i poborze prądu 0,06 A. Ciężar przyrządu 1,53 kG bez przetwornicy. Stosowany był również budowany we Francji z licencji firmy Sperry horyzont typu Badin 81. Przyrząd



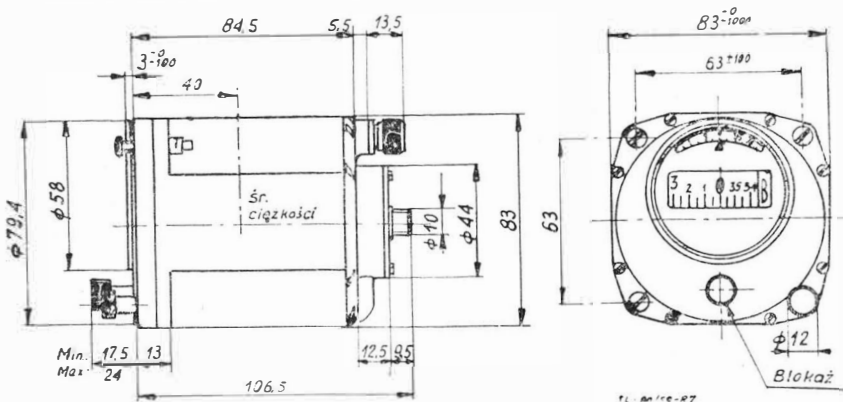
Rys. 5. Sztuczny horyzont LUN-1201

ten jest horyzontem o napędzie pneumatycznym. Jest on horyzontem nie akrobacyjnym o zakresie wskazań  $\pm 85^\circ$  dla pochylenia podłużnego i  $\pm 120^\circ$  dla przechylenia poprzecznego. Horyzont ten o ciężarze 0,84 kG i wymiarach gabarytowych  $\varnothing 83 \times 142$  mm zasilany jest z dwóch butli sprężonego powie-



Rys. 6. Sztuczny horyzont Badin 81

trza o ciśnieniu 200 at poprzez dwa zawory redukcyjne. Ta sama instalacja służy do zasilania małego girokompasu pneumatycznego budowanego we Francji również z licencji firmy Sperry, pod nazwą Badin typ 80. Ciężar giroskopu wynosi 0,84 kG, gabaryt  $\varnothing 79,4 \times 106$  mm. Zwracał też uwagę nowoczesny horyzont szybowcowy firmy Peravia z giroskopem uruchamianym prądem stałym, a nie zmiennym, jak w innych typach. Nad przyrządem tym firma Peravia pracowała od szeregu lat, o czym od dawna donosiła prasa lotnicza.



Rys. 7. Girokompas Badin 80

## 7. PRZETWORNICZ

Pozostałe sztuczne horyzonty, najczęściej typu Horn, były zasilane przetwornicami, z których najnowocześniejsze były przetwornice tranzystorowe (statyczne), jak przetwornica firmy Anschütz NRF, trójfazowa, o mocy 28 W przy 10 V napięcia zasilającego (koszt około 15 £) oraz omówiona już przetwornica horyzontu HL9 o mocy 8 W, jednofazowa, zasilana z sieci prądu stałego o napięciu 28 V.

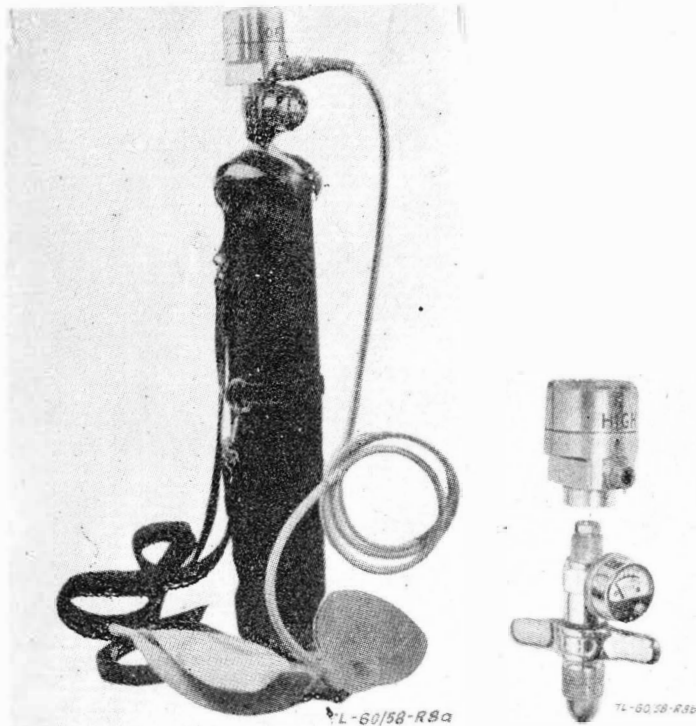
## 8. APARATY TLENOWE

W dziedzinie wyposażenia w aparaty tlenowe ogólny kierunek rozwojowy zmierza do zastąpienia dużych i ciężkich aparatów tlenowych typu samolotowego (wojskowego) — małymi, lekkimi i prostymi aparatami szybowcowymi, najczęściej typu przenośnego, a nie montowanego na stałe. Zwracając uwagę trzy typy nowoczesnych aparatów tlenowych produkcji angielskiej:

a) typ Walter Kidde do 9 km wysokości, z butlą o pojemności 360 l tleny. Ciężar butli 3 kG. Maskę aparatu połączona jest z woreczkiem wyrównawczym. Wydatek tleny wynosi 2 i 4 l/min. Cena 20 £ lub 56 \$,

b) typ Normalair, z butlą o ciężarze 5 kG i pojemności 400 l tleny, stosowane do wysokości 10 km. Wydatek wynosi 2, 3 względnie 5 l tleny/min. Koszt aparatu 44 £,

c) najbardziej skomplikowany aparat tlenowy firmy British Oxygen, z butlą o pojemności 750 l, przeznaczony także do oddychania pod ciśnieniem do wysokości 15 km. Koszt jego wynosi około 100 £.

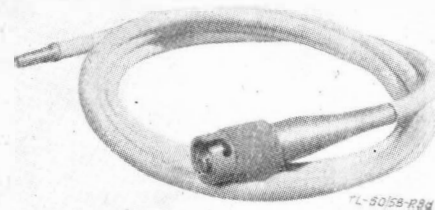
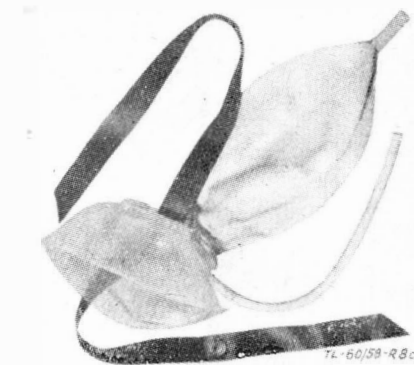


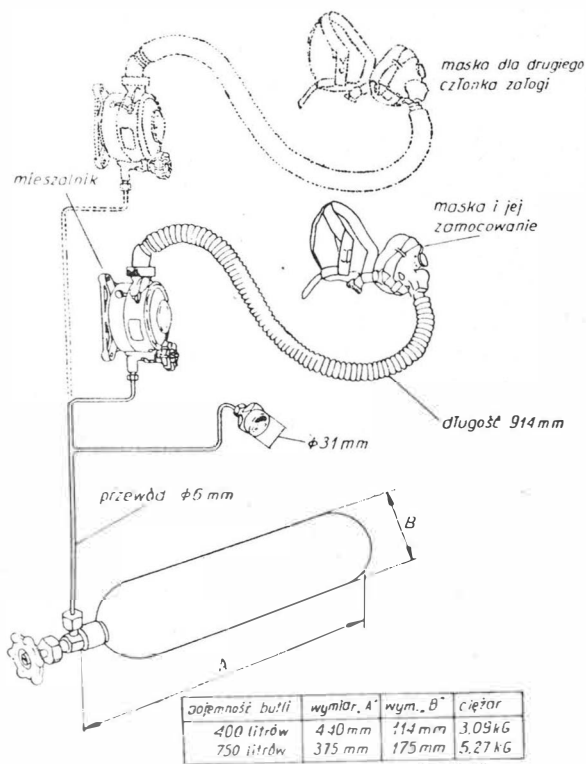
Rys. 8. Aparat tlenowy firmy Walter Kidde

## 9. RADIO

Większość ekip w klasie otwartej była wyposażona w radiostacje pokładowe i naziemne. Szybowcowe Mistrzostwa Świata w Lesznie dowiodły, że radio w szybownictwie zdobyło sobie prawo obywatelstwa i niewątpliwie będzie ulegać coraz większemu rozpowszechnieniu. Przeważająca większość radiostacji była co najmniej 3-kanalowa i pracowała w zakresie UKF w paśmie lotniczym od 118—135 MHz przy modulacji amplitudy. Reprezentowane były firmy Rode — Schwarz NRF (BU-290/3 kanały), PYE — Anglia (PTC-115 i PTC-123 1-kanalowe), Artus, Francja (Dessoubre, Airvox) 8 kan., Skykrafers, USA (TRC-122 3-kan.), Marconi — Szwecja (OB7001). Wyjątek stanowiły radiostacje ekipy polskiej, typu Teleport, firmy Telefunken, NRF, pracujące na modulacji częstotliwości w zakresie 158 MHz (3-kanal.) oraz radiostacja typu Motorola ekipy japońskiej (150,6 MHz) oraz amatorska radiostacja jugosłowiańska (29 MHz).

Moc w antenie większości radiostacji wynosiła przeważnie od 0,25÷2 W. Nowoczesne rozwiązania konstrukcyjne wypo-





Rys. 9. Aparat tlenowy firmy British Oxygen

sażone były w ograniczniki trzasków. Stosowano na stacjach naziemnych składane, wysokie maszty z antenami kierunkowymi. Na następne zawody jest zapowiadane stosowanie również i radiokomпасów szybowcowych firmy Brooks.

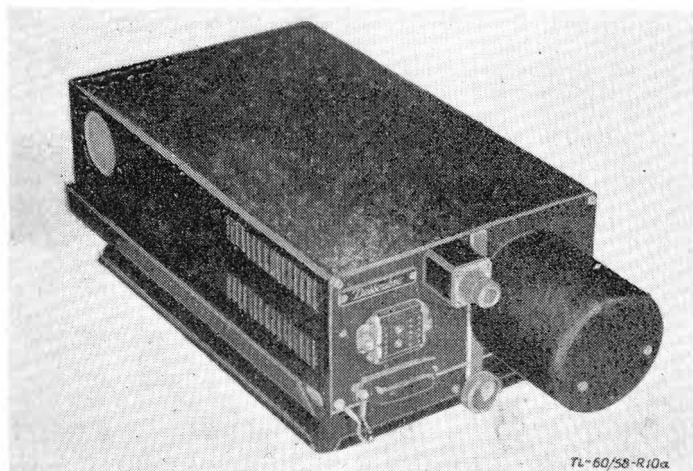
**10. UWAGI KOŃCOWE**

Przyrządy pokładowe produkcji polskiej spotkały się z ogólnym uznaniem za precyzję i staranność wykonania. Zwracano jednak uwagę na ich stosunkowo duże gabaryty i ciężar.

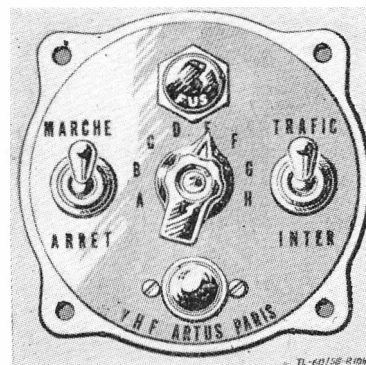
Obserwacja wyposażenia szybowców na VII Szybowcowych Mistrzostwach Świata w Lesznie w roku 1958 nasuwa następujące wnioski ogólne.

Polska należy do nielicznych krajów (NRF, Francja, Czechosłowacja, w pewnym stopniu Anglia) produkujących osprzęt i przyrządy szybowcowe. Jakość przyrządów polskich jest wysoka i istnieje duże zainteresowanie tymi przyrządami, które może dać rezultaty w postaci eksportu, jeżeli cena tych przyrządów nie będzie zbyt wysoka. Wynika to stąd, że przyrządy są na ogół sprzętem bardzo drogim i nie subwencjonowane w większości aerokluby z konieczności będą nabywały raczej sprzęt tańszy. Stosunkowo tanio można przyrządy szybowcowe produkować jedynie jako produkcję uboczną przy seriach przyrządów samolotowych.

W ogólnych dążeniach rozwojowych obserwujemy, oprócz coraz to dalszych udoskonaleń, wyraźną tendencję do miniaturyzacji zarówno przyrządów szybowcowych, aparatów tlenowych, jak i urządzeń radiowych, które w takim wykonaniu mają zastosowanie również i dla samolotów lekkich.



TL-60/58-R10a



Rys. 10. Radiostacja firmy Artus — Dessoubre

Osobnym zagadnieniem są urządzenia do wykrywania, względnie centrowania, kominów termicznych. W dziedzinie tej prowadzony jest szereg prac w rozmaitych krajach, o czym świadczą zarówno opisywane od czasu do czasu prototypy, względnie pozycje nawet w prospektach reklamowych. Prawdopodobnie jednak nikomu jeszcze nie udało się dotychczas praktycznie użytecznego urządzenia tego rodzaju zbudować. W dziedzinie tej bowiem konieczne jest najpierw zdobycie dostatecznej wiedzy meteorologicznej o własnościach fizycznych komina termicznego, gdyż dopiero to może dać wskazówki jak technicznie opracować przyrząd, który pozwoliłby wykrywać kominy z pewnej odległości. Z drugiej strony, aby poznać własności fizyczne komina termicznego trzeba rozporządzać odpowiednimi przyrządami do ich badania. Także w Polsce należałoby zjednoczyć w tym kierunku wysiłki meteorologów, fizyków i techników, co jest niezbędne, by tego rodzaju praca dać mogła w ogóle rezultaty. Dla dalszego rozwoju osprzętu szybowcowego konstrukcji krajowej jest niezbędne przeznaczyć pewną ilość dewiz na zakup wzorców konstrukcyjnych co ciekawszych spośród wymienionych w niniejszym referacie przyrządów, które przyczyniłyby się do szybszego postępu konstrukcji osprzętu szybowcowego w produkcji krajowej.



**Errata**

W zeszytcie 4/58 „Techniki Lotniczej” w artykule mgr inż. R. Lewandowskiego „Po Szybowcowych Mistrzostwach Świata — Leszno 1958”, w czwartym akapicie winno być: „W klasie otwartej wzięło udział 37 szybowców 15 różnych

typów...” zamiast „W klasie Standart wystąpiło 24 szybowce 11 różnych typów...”. Za tę pomyłkę bardzo Czytelników oraz Autora przepraszamy.

Mgr ANTONI ROGULSKI

## ○ przewodności cieplnej niektórych materiałów stosowanych w przemyśle lotniczym

W artykule omówiona została w sposób jak najbardziej ogólny przewodność cieplna niektórych stopów stosowanych w przemyśle lotniczym w powiązaniu z charakterem ich struktury oraz właściwościami elektrycznymi. Podano wzory, wykresy oraz tabele z wielkościami przewodności cieplnej dla niektórych stopów omawianych w tekście, w kilku różnych temperaturach.

### WSTĘP

Przewodność cieplna jest jedną z zasadniczych własności fizycznych materiałów konstrukcyjnych. Dotyczy to zwłaszcza materiałów wchodzących w skład układów pracujących w ośrodkach o podwyższonej względnie wysokiej temperaturze. Ich własności cieplne będą w poważnej mierze decydowały o temperaturze pracy układu jako całości oraz poszczególnych jego elementów.

W przypadku turbin spalinowych, względnie silników, poważne znaczenie będzie posiadał fakt zastąpienia dobrze przewodzących ciepło stali perlitycznych stopami austenitycznymi o bardzo niskiej przewodności cieplnej.

W identycznych warunkach pracy element konstrukcyjny wykonany ze stali perlitycznej będzie posiadał zawsze niższą temperaturę od temperatury takiej samej części wykonanej ze stali chromowo-niklowej względnie stopu typu Nimonic. Okazuje się, że przewodność cieplna materiału jest w poważnym stopniu związana z jego strukturą, a stąd w badaniach poważne znaczenie będzie posiadało określenie wpływu zmian struktury na ilościowe ujęcie zmian przewodności cieplnej. Podobnie interesującym zagadnieniem — tak z praktycznego jak i teoretycznego punktu widzenia — jest związek pomiędzy przewodnością elektryczną i cieplną materiałów.

### PRZEWODNOŚĆ CIEPLNA STALI

Stale tworzą niezmiernie obszerną grupę materiałów o bardzo zróżnicowanych własnościach cieplnych. Z tego powodu nie mogą one być przedmiotem krótkiego artykułu, mającego za zadanie omówienie własności cieplnych obszerniejszej grupy materiałów stosowanych w konstrukcjach lotniczych, a dokładniej — ich przewodności cieplnej.

Ze względu na przewodność cieplną stale można podzielić na dwie grupy. Do pierwszej można zaliczyć te, w których ze wzrostem temperatury następuje ogólnie wzrost przewodności cieplnej, natomiast do drugiej — pozostałe.

Jako przykład stali należących do pierwszej z grup można przytoczyć stale niklowo-chromowe względnie chromowo-manganowe. Charakterystyki cieplne tych stali oraz kilka wielkości liczbowych podaje tabela I i rys. 1. Skład chemiczny przytoczonych stali zawiera tabela II. Jak z tych danych widać, cieplne charakterystyki są prawie liniowe, dzięki czemu można je ująć w równanie [lit. 5 i 3]:

$$\lambda_t = \lambda_0 (1 + \alpha t),$$

gdzie  $\alpha$  jest wielkością stałą, zależną od składu chemicznego stali.

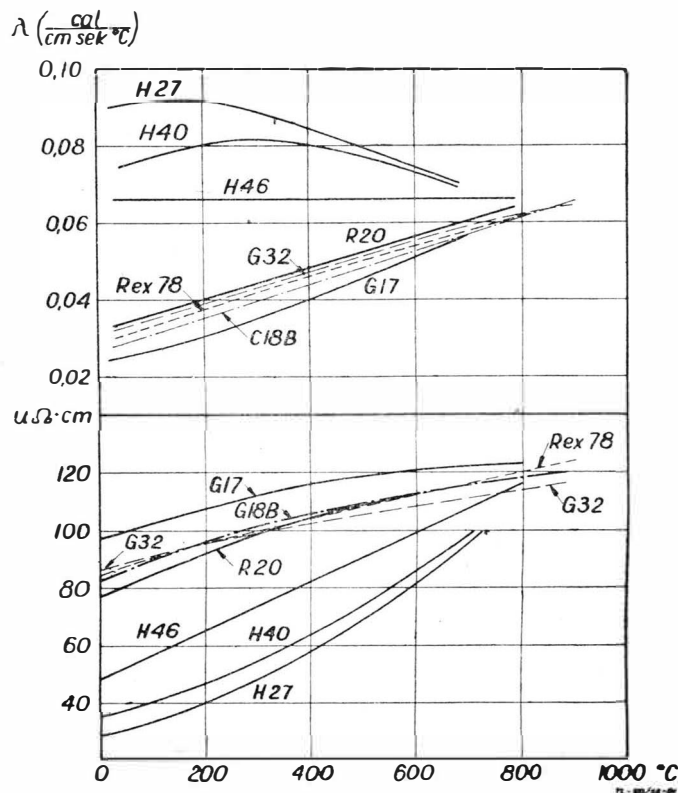
Zupełnie ogólnie można zauważyć, że wzrost ilości składników stopowych w stali powoduje przesuwanie się ich charakterystyk cieplnych w stronę wielkości niskich, co jest zgodne z regułą Mathiassena [lit. 7].

Tabela I

Przewodność cieplna niektórych stopów [lit. 3, 5, 7, 16] w zależności od temperatury

Temperatura °C	100	200	300	400	500	600	700	800	900
Nazwa stali									
H 27	0,090	0,090	0,088	0,083	0,079	0,074	0,070		
H 40	0,077	0,080	0,081	0,080	0,077	0,073	0,069		
H 46	0,065	0,065	0,066	0,066	0,066	0,066	0,066		
2 H 13	0,061	0,0615	0,0628	0,0630	0,0635	0,0630	0,0675	0,0637	0,066
R 20	0,076	0,04	0,044	0,048	0,052	0,056	0,060	0,064	—
G 32	0,035	0,039	0,043	0,047	0,051	0,055	0,058	0,062	—
Rex 78	0,034	0,038	0,043	0,047	0,051	0,054	0,058	0,062	0,065
18/12 Cr Ni	0,038	—	0,041	—	0,045	—	0,048	—	—
Nimonic 75	0,032	—	—	—	—	—	—	—	0,071
Nimonic 80	0,029	—	—	—	—	—	—	—	0,066
Nimonic 95	0,030	—	—	—	—	—	—	—	0,069
Zelazo	0,162	—	—	0,117	—	0,093	—	—	0,065
Stal chromo- manganowa	0,015	0,038	0,041	0,044	0,047	0,050	0,053	0,059	0,059

Dalszą charakterystyczną cechą tych stali jest przechodzenie ich charakterystyk cieplnych w temperaturze 900°C w okolicy wielkości 0,065 cal/cm sek°C. Ze względu na szerokie zastosowanie stale te były przedmiotem wielu prac doświadczalnych, z których na szczególną uwagę zasługują prace R. W. Powella, W. Larcziwa i B. Niejmarka [lit. 5, 6, 7, 18]. Dane tych



Rys. 1. Zależność od temperatury przewodności cieplnej i elektrycznej dla kilku gatunków stali

prac pozwoliły Niejmarkowi na opracowanie równania wiążącego przewodność cieplną stali chromowo-niklowych z ich składem chemicznym [lit. 5]. Zależność ta ma postać:

$$\lambda = (13,3 - a) + (1,1 - b) \cdot 10^{-2} t \frac{\text{kcal}}{\text{m} \cdot \text{h} \cdot ^\circ\text{C}}$$

gdzie  $a = (\sigma - 0,50) \cdot 10$  $b = (\sigma - 0,50) \cdot 1,15$  $t = \text{temperatura } ^\circ\text{C}$ 

$$\sigma = \frac{\text{C}}{12} + \frac{\text{Si}}{28} + \frac{\text{Mn}}{55} + \frac{\text{Cr}}{52} + \frac{\text{Ni}}{59} + \frac{\text{W}}{184} + \frac{\text{Nb}}{93} + \frac{\text{Mo}}{96} \text{ itd.}$$

C, Si itd. wyrażają ilości poszczególnych składników stopowych zawartych w stali w procentach ciężarowych.

Wzór ten — jak już wspomniano — odnosi się do stali chromowo-niklowych i — jak podaje autor — jest słuszny w zakresie 100—900°C. Jeżeli parametr  $\sigma$  dla tych stali mieści się w granicach 0,5—0,8, to tą drogą można wyznaczyć przewodność cieplną tych stali z dokładnością  $\pm 4\%$ . W pewnych przypadkach dokładność może być mniejsza [lit. 5].

W jednej z ostatnich prac Niejmark stwierdził przydatność tego wzoru i dla stali typu EI-713, EI-714, względnie EI-718, zawierających w swoim składzie — poza niklem i chromem — bor oraz azot w ilości 0,01 [lit. 18].



Charakterystyczną cechą drugiej grupy stali stanowi ogólnie zmniejszanie się ich przewodności cieplnej postępujące ze wzrostem temperatury. Do tej grupy można zaliczyć takie stale jak: węglowe, krzemowe, chromowe itp. Ich charakterystyczne własności można poznać na przykładzie stali chromowych. Wykresy przewodności cieplnej — temperatura dla kilku stali należących do tej grupy podaje rys. 1, ponadto celem lepszej orientacji w tabeli I podano kilka wielkości liczbowych odnoszących się do różnych temperatur [lit. 3, 4, 5, 6]. Ich skład chemiczny podaje tabela II.

Jak widać z tych danych, ilość zawartego w nich chromu wywiera znaczny wpływ na ich przewodność. Podczas gdy stale o zawartości chromu około 3% (stal H 27) posiadają przewodność cieplną w temperaturze 200°C równą 0,09 cal/cm sek°C, to stal H 13 zawierająca około 13% chromu w tej samej temperaturze charakteryzuje się wielkością o około 30% niższą. Różnica zależy wybitnie od temperatury, w miarę jej wzrostu maleje i staje się bardzo niewielka w okolicy 700°C.

Wielkości liczbowe ich przewodności cieplnej, podobnie jak i stali węglowych [lit. 15, 6], ogólnie maleją przy wzroście temperatury. Dokładniej przy zawartościach chromu rzędu kilku procent (stale H-27, H-40) początkowo w niskich temperaturach następuje wzrost przewodności cieplnej z maksimum w okolicy temperatury 250°C, a następnie spadek, którego szybkość jest uzależniona od składu chemicznego stali. Stale zawierające około 11% chromu wykazują bardzo niewielką zależność przewodności od temperatury, np. stal H-46 posiada charakterystykę prawie liniową, przebiegającą równoległe do osi temperatur [lit. 3—6].

Inną własnością tych stali jest zbieganie się ich charakterystyk cieplnych wokół wielkości 0,065 cal/cm sek°C w okolicy 700°C.

Na przykładzie tej grupy stali widać wyraźnie słusność wspomnianej już wyżej reguły Mathiasena.

Ze względu na duże znaczenie omawianego zagadnienia w technice, było ono przedmiotem dużej liczby prac doświadczalnych [lit. 3—10]. Wyniki uzyskiwane przez poszczególnych autorów odnośnie tych samych gatunków stali nie zawsze pokrywały się, co należy tłumaczyć różnicami w składzie chemicznym stali, w ich budowie strukturalnej oraz błędami metody [lit. 5]. Znaczna liczba prac daje jednak wyniki zbliżone, a to pozwala na ujęcie danych odnośnie przewodności cieplnej poszczególnych grup stali w wykresy względnie wzory, umożliwiające wyznaczenie ich parametrów  $\lambda$  często

ze znaczną dokładnością na podstawie innych ich parametrów natury fizyko-chemicznej [lit. 5—3]. I tak na przykład opierając się na danych doświadczalnych uzyskanych przez Powella odnośnie przewodności cieplnej stali węglowych w stanie wyżarzonym, udało się powiązać ich przewodność z ich składem chemicznym za pomocą następującego wzoru:

$$\lambda = a - b \Sigma + c \Sigma^2 \text{ kcal/mh}^\circ\text{C}$$

gdzie

$$a = 66 - 5,74 \cdot 10^{-2} \cdot t$$

$$b = 29,4 - 8,5 \cdot 10^{-2} \cdot t + 0,7 \cdot 10^{-4} \cdot t^2$$

$$c = 8,0 - 3,4 \cdot 10^{-2} \cdot t + 0,36 \cdot 10^{-4} \cdot t^2$$

$t$  — temperatura °C

$$\Sigma = C + Si + Mn + P + S.$$

Poszczególne składniki wzoru wyrażają ilości pierwiastków zawartych w stali w procentach ciężarowych.

Wzór ten jest słuszny dla stali, których parametr mieści się w granicach 0,1—2,0% i w granicach temperatur 0°—500°C.

Jak wynika z rozrzutów danych doświadczalnych, uzyskanych przez szereg autorów — między innymi Powella, Timrota, Czarną, względem wielkości wyznaczanych z powyższego wzoru, równanie to pozwala na wyznaczenie parametru  $\lambda$  z dokładnością  $\pm 4\%$  [lit. 5].

Dodatkowe błędy powodować będzie niedokładność oznaczeń poszczególnych składników stali.

Posługując się poprzednio zdefiniowanym parametrem  $\sigma$  na podstawie bogatej literatury [lit. 5], udało się sporządzić wykres wiążący przewodność cieplną stali z ich składem chemicznym, obejmujący wszystkie gatunki stali, a między innymi stale konstrukcyjne niskostopowe (chromowe, niklowe, z różną ilością takich dodatków, jak wanad, molibden, wolfram, mangan, krzem itp.), stale wolframowe, chromowe nierdzewne (od H 13 do H 28), a następnie austenityczne stale manganowe, chromowo-niklowe z różnymi dodatkami innych pierwiastków, a między innymi wolframu, miedzi, molibdenu, w ilości do 3% [lit. 5].

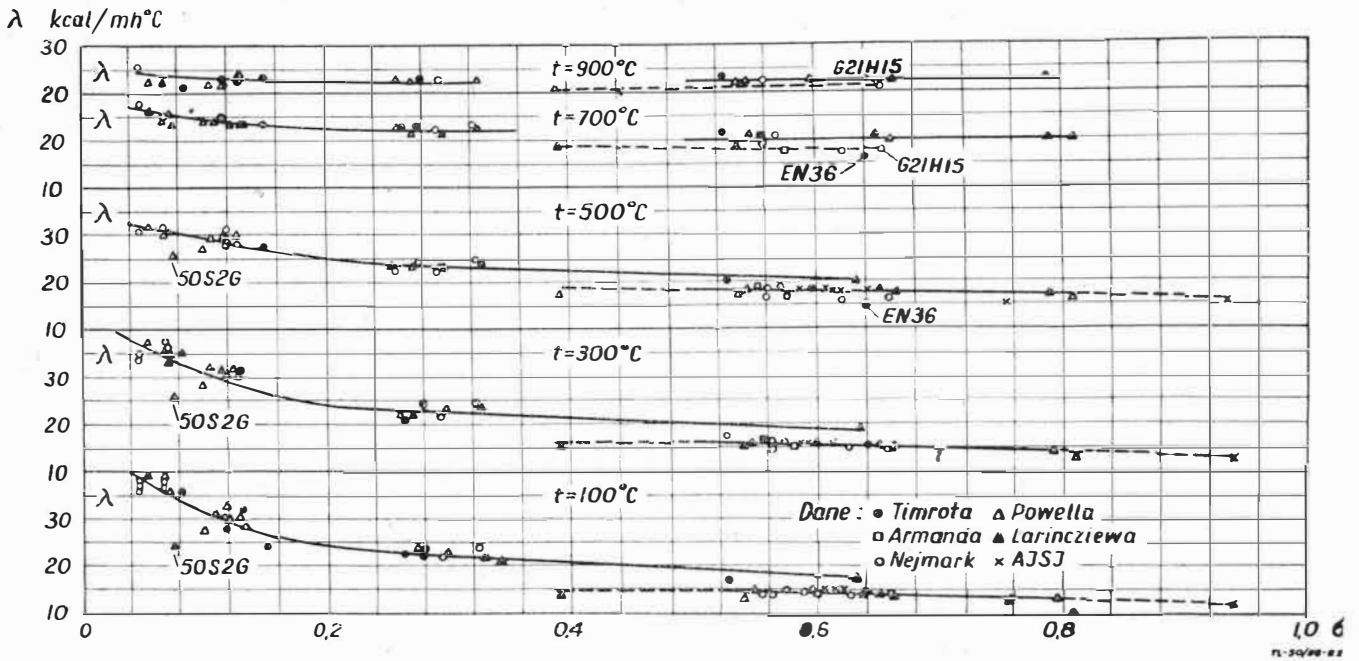
Tego rodzaju wykres podany jest na rys. 2. W układzie  $\lambda - \sigma$  nanoszono wielkości przewodności cieplnej dla różnych gatunków stali uzyskane przez szereg autorów, których nazwiska podane zostały obok na wykresie. Jak widać, wielkości odnoszące się do tej samej temperatury układają się wokół odpowiednich izoterm. Izoterm oznaczone cyfrą 1 odnoszą się do wszystkich stali ferrytycznych, natomiast cyfrą 2 — odnoszą się do stali austenitycznych. Ze względu na całkowicie wyższą przewodność cieplną stali chromowo-niklowych względem stali chromowo-manganowych (12 G 13) oraz niklowych (H 36), zwłaszcza w temperaturach wysokich, posiadają one oddzielne izotermi zaznaczone na wykresie liniami przerywanymi. Z rozrzutów podanych wielkości widać, że w większości przypadków izotermi przybliżają dane doświadczalne z dokładnością  $\pm 7\%$ . Na podstawie podanego powyżej materiału odnośnie przewodności cieplnej stali można wyciągnąć dwa następujące wnioski:

1. Wzrost ilości składników stopowych w stali powoduje — zgodnie z regułą Mathiasena — na ogół spadek jej przewodności cieplnej. Biorąc pod uwagę parametr  $\sigma$  (rys. 2) silny wpływ dodatków stopowych obserwuje się dla jego wielkości zawartych w granicach 0,05—0,2%.

2. W temperaturze wysokiej ( $\sim 900^\circ\text{C}$ ) wszystkie gatunki stali przyjmują podobne wielkości przewodności cieplnej, co na rys. 2 przejawia się w poziomym przebiegu izoterm,

Tabela II.  
Skład chemiczny stopów [lit. 3, 4, 5, 7, 16, 18, 19]

Nazwa stali	C	Mn	Si	Ni	Cr	Co	W	Mo	Nb	V	Ti	Al	Cu	Fe
H 27(3)	0,4	0,6	0,3	—	3,0	—	—	0,8	—	0,2	—	—	—	—
H 40(3)	0,23	0,3	0,4	0,3	4,7	—	0,5	0,5	—	0,75	—	—	—	—
H 46(3)	0,19	0,39	0,17	—	10,7	—	—	0,47	0,15	0,63	—	—	—	—
2 H13(4)	0,17	0,4	0,35	—	13,2	—	—	—	—	—	—	—	—	—
4 H13(4)	0,36	0,52	0,59	0,6	13,29	—	—	—	—	—	—	—	—	—
R 20(3)	0,2	0,8	0,3	14,0	19,0	—	—	—	1,7	—	—	—	—	—
G 32(3)	0,3	0,8	0,3	12,0	19,0	45,0	—	2,0	1,2	2,8	—	—	—	—
Rex 78(3)	0,1	0,5	0,5	18,0	14,0	—	—	3,5	—	—	0,75	—	3,5	R
18/12CrNi(16)	0,13	1,2	0,16	12,0	18,0	—	—	—	1,3	—	—	—	—	—
Nimonic 75(3)	0,08	1,0	1,0	74,0	20,0	—	—	—	—	—	2,5	0,5	—	—
Nimonic 80(16)	0,04	0,5	0,5	75,0	20,0	—	—	—	—	—	2,5	0,5	—	—
Nimonic 95(14)	0,08	—	—	R	20,0	20,0	—	—	—	—	2,2	1,4	—	—
Chromomangan 1/4	0,05	20,88	0,66	—	14,66	—	—	—	—	—	0,25	—	—	—
Mangan 13/7	1,22	13,0	0,22	0,07	0,03	—	—	—	—	—	—	0,07	—	—
12 MH Rodz.	0,15	0,54	0,28	—	0,52	—	—	0,5	—	—	—	—	—	—
E 1713(18)	0,01	0,47	0,46	16,45	14,95	—	2,63	0,8	0,36	—	13,01	—	—	—
EI 437(19)	0,05	0,46	0,70	74,5	20,9	—	—	—	—	—	2,38	0,4	—	—
EI 607(19)	0,02	0,5	0,42	R	15,4	—	—	—	1,67	—	0,49	0,55	—	—
Typ 304	0,068	0,25	0,93	10,2	17,36	—	—	—	—	—	—	—	—	—
EJ-572	0,36	1,2	0,7	11,0	20,0	—	—	1,5	0,3	—	0,55	—	—	—
EJ 257	0,1	0,43	0,59	12,3	15,3	—	2,76	0,72	—	—	—	—	—	—



Rys. 2. Zależność przewodności cieplnej stali od wielkości parametru  $\sigma$  oraz od temperatury

Ten ostatni wniosek potwierdza rysunek 3, zaczerpnięty z pracy R. W. Powella [lit. 7]. Na rysunku zaznaczono obszary przewodności cieplnej poszczególnych gatunków stali. Jak z tych danych wynika, najlepszą przewodność cieplną posiadają stale węglowe, najgorszą — stale wysokostopowe, stale niskostopowe zajmują miejsce pośrednie.

**PRZEWODNOŚĆ CIEPLNA STOPÓW O PODSTAWIE NIKLOWEJ**

W przemyśle lotniczym — obok szeregu stali — stosowane są stopy o podstawie niklowej oraz kobaltowej [lit. 2]. Obecnie szerokie zastosowanie zyskały sobie zwłaszcza stopy typu Nimonic, a między innymi Nimonic 75, Nimonic 80, Nimonic 80 A, 90, 95 i 100. Ponadto stosowane są stopy zawierające w swoim składzie — poza niklem — kobalt, molibden, żelazo itp. Charakterystyki cieplne kilku gatunków stopów należących do tej grupy podaje rys. 4. Jak z tych danych wynika, ich przewodność cieplna przypomina przewodność stali typu niklowo-chromowych. Wykazują one wzrost przewodności cieplnej z temperaturą i posiadają najczęściej charakterystyki cieplne prostoliniowe. Z podanych przykładowo wykresów widać, że stosunkowo najniższą przewodność cieplną wykazuje stop Ni-Mo-Cr. Skład chemiczny tego stopu podaje tabela II. W temperaturze 100°C jego przewodność cieplna wyraża się liczbą 0,020 cal/cm sek°C, podczas gdy przewodność stopu typu 304 wynosi 0,032 cal/cm sek°C. Liczbowe dane odnośnie przewodności cieplnej niektórych stopów omawianego typu podaje tabela I.

Ogólnie, jak można zauważyć, stopy tego typu posiadają niską przewodność cieplną. Przewodność stopu Nimonic 75 w temperaturze 100°C wynosi 0,029 cal/cm sek°C, a więc jest trzykrotnie niższa od odpowiednich wielkości dla stali H-27.

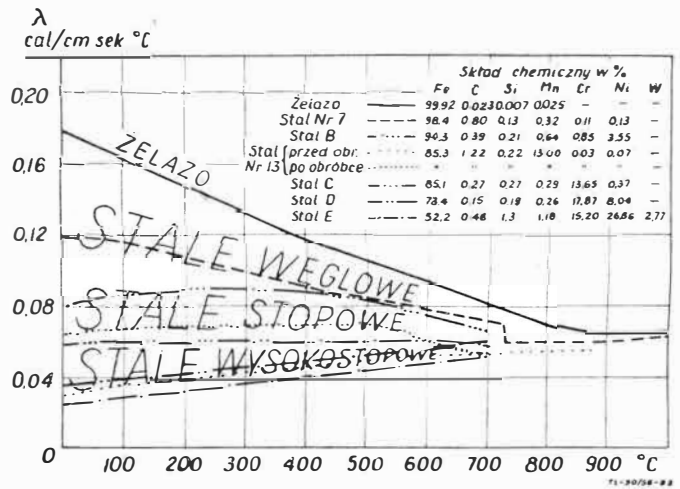
Jak widać z przytoczonych danych, stopy o podstawie niklowej, podobnie jak stale w temperaturach rzędu 900°C, posiadają przewodność cieplną zbliżoną do wielkości 0,065 cal/cm sek°C.

**ZWIĄZEK MIĘDZY PRZEWODNOŚCIĄ CIEPLNĄ I ELEKTRYCZNĄ STOPÓW OMAWIANEGO TYPU**

W teorii, podobnie jak i w praktyce, poważne znaczenie posiada związek pomiędzy przewodnością cieplną oraz elektryczną stopów.

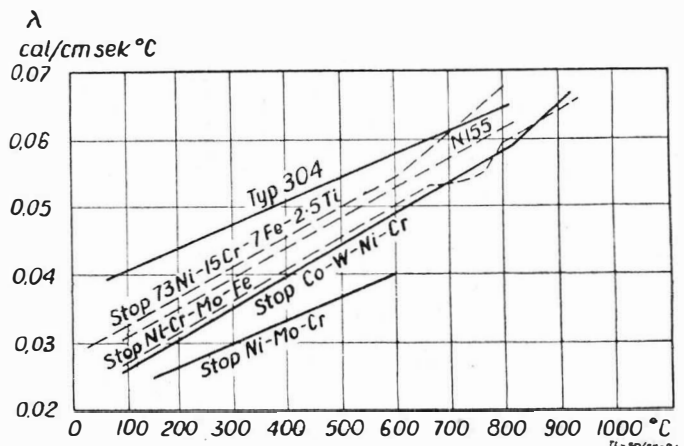
W tym drugim przypadku pozwala związek taki na wyznaczenie wielkości przewodności cieplnej stopu na podstawie pomiarów jego przewodności elektrycznej.

Związek ten był przedmiotem szeregu prac doświadczalnych, z których na szczególną uwagę zasługują prace R. W. Powella [lit. 7, 9, 10]. Prace tego rodzaju pozwoliły na uzyskanie wygodnego w praktyce wykresu i wzoru umożliwiającego wyznaczenie przewodności cieplnej niektórych stopów zarówno na podstawie pomiarów ich przewodności elektrycz-



Rys. 3. Przewodność cieplna stopów o podstawie żelaza w zależności od temperatury

nej. Tego typu wykres podany jest na rysunku 5 [lit. 3]. Oznaczenia stopów, dla których został on sporządzony, podane są obok wykresu. Odkładając na osi odciętych wielkość iloczynu  $\sigma \cdot T \cdot 10^{-7}$  °K/Ω cm poprzez odpowiedni wykres otrzymuje się przewodność cieplną stopu w cal/cm sek°C. W przypadku

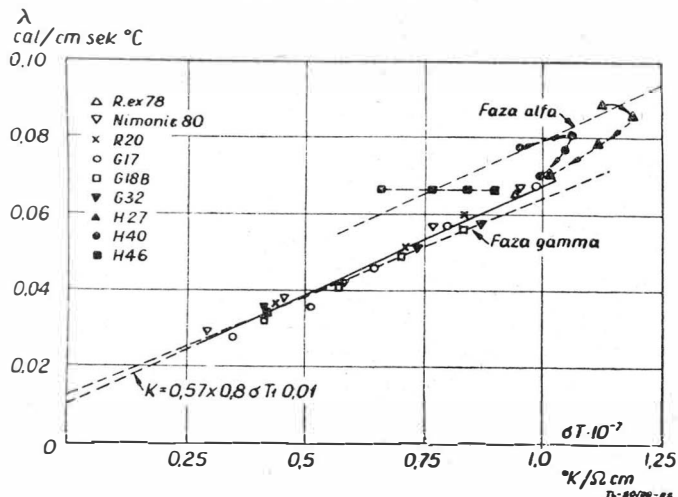


Rys. 4. Wpływ temperatury na przewodność cieplną kilku stopów o podstawie niklowej

stopów austenicznych, dla których, jak widać z rysunku, wykres jest linią prostą, tę samą wielkość można otrzymać z równania:

$$\lambda = 0,57 \cdot 10^{-8} \sigma T + 0,01$$

W przypadku stopów o strukturze  $\alpha$ , jak to widać z wykresu, nie istnieje tak prosta zależność pomiędzy tymi dwoma parametrami. W tym przypadku funkcja Lorentza\*) posiada bardziej złożony charakter i nie można jej zastąpić. Należy dodać, że podany powyżej wzór pozwala na wyznaczenie parametru  $\lambda$  z dokładnością  $\pm 4\%$ .



Rys. 5. Zależność przewodności cieplnej stopów żaroodpornych od parametru  $\sigma T \cdot 10^{-7}$

Związek między omawianymi zjawiskami pozwala na sformułowanie niezwykle ciekawych wniosków odnośnie przewodności cieplnej stopów. Jeżeli mianowicie założy się, że funkcja Lorentza w niewielkim stopniu zmienia się przy zmianie składu chemicznego stopu, co w poważnym stopniu jest słuszne [lit. 7,9,10,18], to ze względu na definicję wspomnianej funkcji odnośnie przewodności cieplnej stopów można sformułować następujące wnioski:

- przewodnictwo cieplne stopów podlega regule Mathiasena. Podobnie jak i w zjawisku przewodności elektrycznej wzrost ilości składników stopowych wpływa niezależnie od ich charakteru na obniżenie wielkości przewodności cieplnej stopu;

- w przypadku układów dwuskładnikowych ich charakterystyki cieplne  $\lambda |S|$  będą w ogólności równoległe do ich charakterystyk  $\sigma |S|$ , gdzie  $S$  oznacza skład chemiczny stopu, zaś  $\sigma$  przewodność elektryczną. Jeżeli na przykład rozważane pierwiastki tworzą między sobą roztwór stały ciągły, to minimum przewodności cieplnej powinien wykazywać stop, w którym stosunek ilości atomów jednego pierwiastka do drugiego ma się jak 1 : 1. Z tego samego powodu stopy tworzące eutektykę powinny posiadać wykres  $\lambda |S|$  w postaci linii prostej, łączącej wielkości przewodności metalu A z przewodnością metalu B;

- ponadto, podobnie jak i dla zjawiska elektrycznego, przemianie fazowej drugiego rodzaju powinien towarzyszyć wzrost przewodności cieplnej stopu. Fakt ten jest rzeczywiście obserwowany w praktyce.

W przypadku stopów typu Pt — Cu i Au — Cu, jak stwierdzono przy odpowiednio dobranym składzie, tworzeniu się nadstruktury typu AB względnie  $AB_3$  ( $Au_3Cu$ ) towarzyszy wzrost przewodności cieplnej. Zjawisko to nie jest obserwowane jeśli skład stopu nie jest stechiometryczny. Dzięki temu, podobnie jak i w zjawisku przewodności elektrycznej, na charakterystyce  $\lambda |S|$  pojawiają się ostre maksima, odpowiadające składom AB i  $A_3B$  [lit. 13].

Ostatnia uwaga jest interesująca z tego powodu, że tak szeroko stosowane obecnie w przemyśle lotniczym stopy typu Nimonic należą do nadstopów.

### WPŁYW CHARAKTERU STRUKTURY ORAZ OBRÓBKIE CIEPLNEJ NA PRZEWODNOŚĆ CIEPLNĄ NIEKTÓRYCH STOPÓW

Zupełnie ogólnie można stwierdzić, że charakter struktury stopu wywiera decydujący wpływ na jego przewodność cieplną. Stopy, w których dominuje faza  $\alpha$ , wykazują spadek

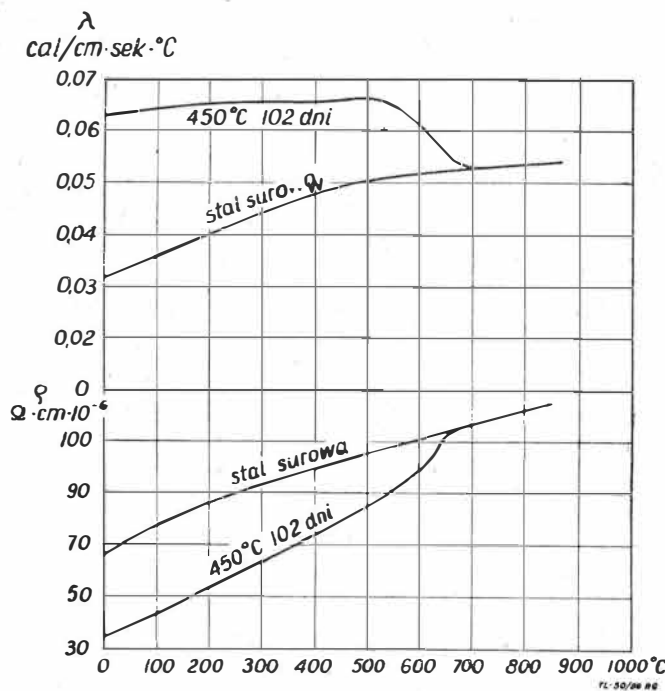
zdolności do przewodzenia ciepła ze wzrostem temperatury. Jako przykład można tu wymienić stale węglowe, niskostopowe, chromowe itp.

Diametralnie inne własności posiadają stopy, w których dominuje faza  $\gamma$ . Na przykładzie stali chromowo-niklowych, manganowo-chromowych oraz stopów typu Nimonic można stwierdzić, że ze wzrostem temperatury ich przewodność cieplna rośnie.

Tym samym, jeżeli w stopie następuje częściowa przemiana fazy  $\gamma$  w  $\alpha$ , to jego przewodność powinna rosnąć. Wniosek ten potwierdziły badania R. W. Powella nad stalą manganową, zawierającą 13% manganu [lit. 7].

Stal tę autor poddawał starzeniu w różnych temperaturach i czasach, a następnie przeprowadzał równoległe badania jej składu fazowego metodą rentgenowską oraz badania przewodności cieplnej. Jeden z wykresów z tej pracy, odnoszący się do stali poddanej starzeniu w temperaturze 450°C w ciągu 102 dni, podany jest na rysunku 6. Jak widać, stal w ten sposób obrabiona posiada w stosunku do stali w stanie surowym dwukrotnie wyższą przewodność cieplną. Przed starzeniem jej przewodność cieplna w temperaturze 0°C wynosiła 0,032 cal/cm sek°C, natomiast po starzeniu wzrosła do wielkości 0,063 cal/cm sek°C. Równoległe prowadzone badania rentgenograficzne wykazały w tym przypadku daleko posuniętą przemianę fazy  $\gamma$  w  $\alpha$ .

Wpływ obróbki cieplnej na przewodność cieplną kilku innych gatunków stali stosowanych często w przemyśle lotniczym przedstawia rys. 7a. Jak widać z podanych wykresów, odpuszczanie stali 2H13, przednio zahartowanej, podwyższa jej przewodność. Nie dotyczy to jednak całego zakresu temperatury. Powyżej temperatury 600°C stal odpuszczona posiada niższą przewodność cieplną od tej samej stali w stanie zahartowanym. W temperaturach niskich odpowiednie różnice wynoszą kilkanaście procent.



Rys. 6. Wpływ obróbki cieplnej na przewodność cieplną oraz oporność elektryczną stali manganowej

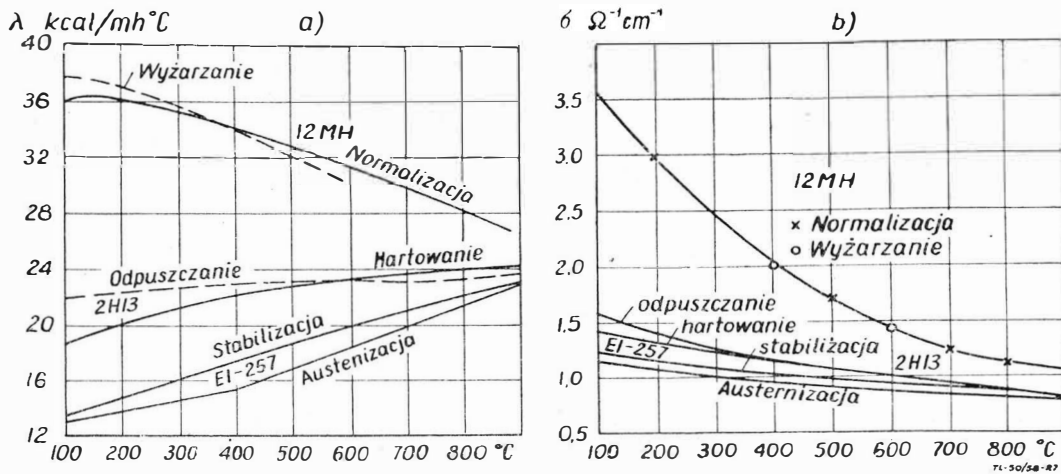
W przypadku stali EI 257 proces hartowania powoduje obniżenie się jej przewodności cieplnej o około 15% w stosunku do wielkości jaką posiadała w stanie po stabilizacji (700°C — 10 h) w temperaturach średnich.

Rysunek 7b przedstawia wpływ tych samych zabiegów na przewodność elektryczną tych stopów. Porównanie wykresów z rysunku 7a i b pozwala stwierdzić, że w ogólności wzrostowi przewodności cieplnej towarzyszy wzrost przewodności elektrycznej.

Zupełnie inaczej zachowuje się przedbadana w ostatnim czasie przez Krżiżanowskiego [lit. 19] stal 572 (tabela II). Przedstawia to zacierpięty z tej pracy rys. 8, na którym podano wpływ czasu wyżarzania w temperaturze 700°C na jej przewodność cieplną.

W początkowym stadium wyżarzania do 1000 h, przewodność stopu rośnie stopniowo, a następnie — poczynając od

\*) Funkcja Lorentza —  $\frac{\lambda}{T}$



Rys. 7. Wpływ obróbki cieplnej na przewodność cieplną oraz elektryczną kilku gatunków stali

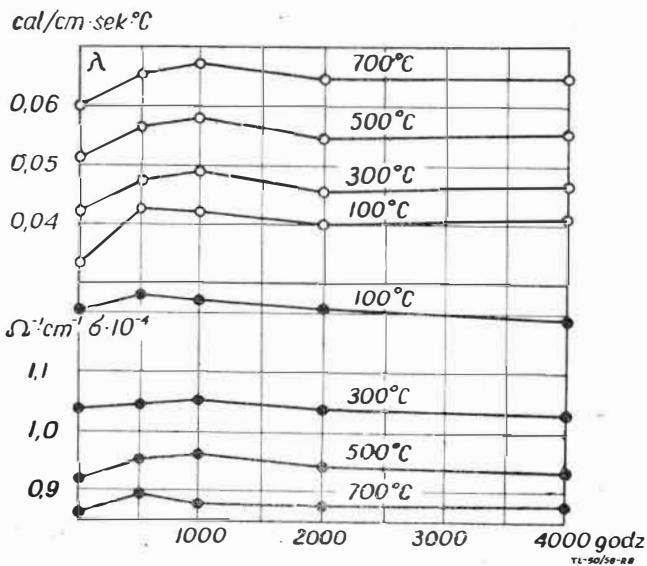
tej wielkości — maleje. Starzenie trwające powyżej 1000 h nie zmienia w poważniejszym stopniu przewodności cieplnej tej stali. Identyfikacyjny charakter posiadają zmiany jej przewodności elektrycznej.

Tego rodzaju zachowanie się stali można — za autorem — wytłumaczyć w następujący sposób: stal, po przesyceniu oraz zahartowaniu, posiada stosunkowo niską przewodność cieplną spowodowaną tym, że większość składników stopowych znajduje się w roztworze stałym (analogia z przewodnością elektryczną). W czasie wyżarzania wydzielające się z roztworu stałego węgliki powodują wzrost jej przewodności. Spadek

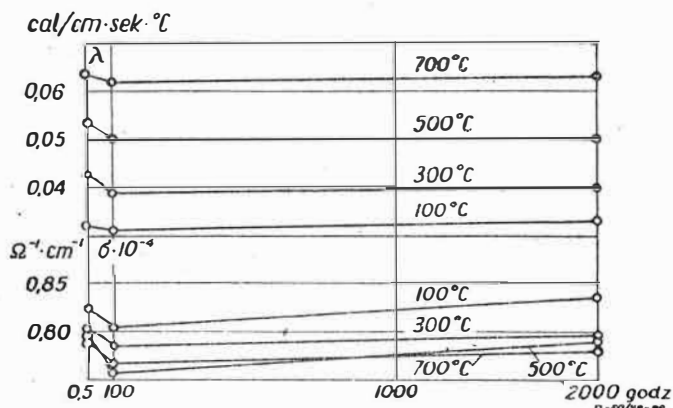
na przewodność cieplną stopu EI-437. Jak widać z rysunku, w początkowym stadium wyżarzania przewodność cieplna stopu ulega obniżeniu bardzo znacznemu, zwłaszcza w temperaturze 300°C. Dalszemu wyżarzaniu towarzyszy natomiast wzrost przewodności cieplnej. W przypadku stopu EI-607 w tym samym okresie czasu obserwuje się stopniowy spadek przewodności. Wydaje się, że tego rodzaju zachowanie się stopu EI-437 może być spowodowane jego składem chemicznym bliższym stechiometrycznemu niż to ma miejsce w przypadku stopu EI-607.

## LITERATURA

1. P. B. Michajłow Michiejew — *Tiepłoeniergetika* nr 12 1956
2. J. Chodorowski — Stopy żaroodporne (nadstopy) stosowane w konstrukcjach turbin spalinowych, „Technika Lotnicza” Nr 5 1956
3. Symposium High-temperature Steels and Alloys for Gas Turbines, London 1952
4. B. J. Niejmark — Eksperymentalnoje issledowanie niekatorych fizycznych swojstw legirowanych staley, *Tiepłoeniergetika* Nr 3, 1955
5. B. J. Niejmark — K waprozu o tieploprawodnosti staley, *Tiepłoeniergetika* Nr 9, 1955
6. S. M. Shelton — Thermal conductivity of some irons and steels over the temperature range 100 to 500°C, *Bureau of Stand J. of Research*, vol. XII, 1934
7. R. W. Powell — The physical properties of a series of steels, *Journal of the Iron and Steel Inst.* 1946
8. W. Betterige — Les progres des alliages à base de nickel-chrom en service à haute temperature, *Revue de Metallurgie*, April, 1956
9. R. W. Powell — The effect of oil quenching and tempering on the thermal conductivities and electrical resistivities of three steels, *Journal of the Iron and Steel Inst.* vol 184/3, 1956
10. R. W. Powell — The thermal conductivity and electrical resistivity of a 0,4 — 0,5% manganese steels, *Journal of the Iron and Steel Inst.*, vol. 184, 1956
11. Frenkel — *Wstęp do teorii metali*, Warszawa, 1955
12. *Handbuch der Physik*, Band XIX, Electrical Conductivity, Edited by S. Flügge, Berlin-Göttingen-Heidelberg, 1956
13. Sz. Sz. Ibragimow — Izmenieniia swojstw i struktury w twiordych raztworach na osnowie nikiela, *Fizika Metalow i Metalowiedienie*, tom IV, wyp. 2, 1957
14. S. Giercikiem — Niekatoryje osobienosti w elektrosprotiwlenii nikel-chromistych splawow, *Fizika Metalow i Metalowiedienie*, tom IV, wyp. 3, 1957
15. C. G. Conway — *Heat Resisting Steels and Alloys*, London, 1953
16. Trzebiatowski — *Struktura Metali*
17. B. Niejmark — Tieploprawodnost i elektroprawodnost chromonikelowych austenitnych staley, *Tiepłoeniergetika* Nr 1, 1958
18. R. Krzyżanowski — Zawisomost tieploprawodnosti niekatorych żaroprocnych splawow ot sostojania i termiczieskoj obrabotki
19. A. W. Waterfield — Metallurgy of the Welding of certain austenitic heat and corrosion resistant alloys, *The Welding Journal*, August, 1957
20. P. W. Gield — Tieploprawodnost staley pri wysokich tiempieperaturach, *Tiepłoeniergetika* Nr 6, 1956



Rys. 8. Wpływ czasu starzenia przy 700°C na przewodność cieplną oraz elektryczną stopu EI-572



Rys. 9. Wpływ czasu starzenia w temperaturze 850°C na przewodność cieplną oraz elektryczną stopu EI-437

Inż. HIERONIM GONSTOŁ

## Kształt i wielkość cyfr oraz znaków skal przyrządów pomiarowych

*W artykule podano informacje o międzynarodowych pracach normalizacyjnych z dziedziny lotniczych przyrządów pokładowych, dotyczących tematu poruszonego w artykule z zeszytu nr 5/58 „Techniki Lotniczej”.*

W „Technice Lotniczej” nr 5 z 1958 r. zamieszczono artykuł mgra inż. Z. Mrugalskiego pt. „Projektowanie skal przyrządów pomiarowych”. W punkcie 3.5 tego artykułu (str. 140 i str. 141) omówiono kształty i wielkości cyfr i znaków. Uważam za konieczne, ze względu na aktualność tematu, podanie kilku informacji o pracach Komitetu Technicznego ISO/TC 20 — Lotnictwo Międzynarodowej Organizacji Normalizacyjnej (International Organization for Standardization) i uwag, które mogą wpłynąć na stanowisko zainteresowanych konstruktorów przyrządowych i użytkowników.

na 1 grudnia 1958 r., zadecyduje ostatecznie o formie zaletenia.

Postęp prac w Komitecie Technicznym ISO/TC 20 pozwala przypuszczać, że sprawa kształtu i wielkości cyfr na tarczach przyrządów pomiarowych znajdzie w niedługim czasie rozwiązanie ostateczne na terenie międzynarodowym.

Wielkość stosunku W-H dla poszczególnych cyfr według projektu holenderskiego

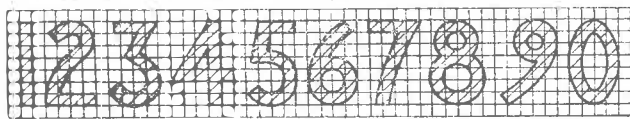
Cyfrы	1	2	5	6	8	9	0	3	4	7
W/H	0,43				0,79			0,77	0,70	0,64

TL-58/58-71

Wymiary wysokości i szerokości cyfr w zależności od średnicy zewnętrznej puszkі wskaźnika przyrządu według projektu holenderskiego

Nominalna średnica przyrządu mm	Wysokość H mm	Szerokość cyfr W mm									
		1	2	5	6	8	9	0	3	4	7
39	3,5	1,5				2,8			2,7	2,5	2,2
57	5	2,2				4			3,9	3,5	3,2
80	7	3				5,6			5,4	5	4,4

TL-58/58-72



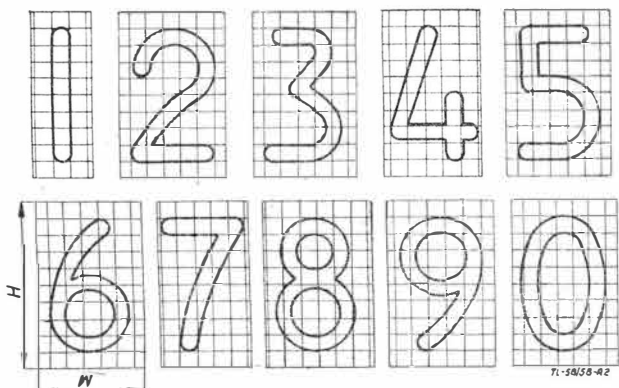
Rys. 1. Kształt cyfr według projektu angielskiego

W propozycjach zgłoszonych do Sekretariatu Komitetu, znajduje się projekt angielski i projekt holenderski. Projekt angielski przedstawiony na rys. 1 charakteryzuje się grubością kresy 1/7 H i odmiennymi kształtami niektórych cyfr (2, 3, 5). W projekcie holenderskim, przedstawionym na rys. 2 i w tabeli 1 i 2, uzależniono wysokość cyfr od średnicy nominalnej przyrządu oraz przyjęto grubość kresy równą 1/8 H.

W związku z tym, że każdy z krajów — członków ISO, powinien w oparciu o ustanowione zalecenie międzynarodowe opracować swoją normę narodową, lub znowelizować istniejącą, należy w Polsce opracować odpowiednią normę obowiązującą wytwórców przyrządów.

W treści cytowanego na wstępie artykułu, na rys. 8 przytoczono kształt cyfr według PN/M-01063. W związku z tym nasuwają się następujące uwagi. Norma PN/M-01063 dotyczy pisma rysunkowego normalnego w rysunku technicznym maszynowym. Wielkości cyfr w tej normie — jakkolwiek przyjęte również z punktu widzenia czytelności — uzależnione są od rozmiarów arkusza i znajdujących się na nim rysunków oraz grubości zastosowanych linii. Norma ta nie była więc opracowywana pod kątem czytelności w warunkach pracy przyrządów pomiarowych. Norma nie przewiduje również cyfr „białych” na ciemnym tle i wobec tego wymiary przyjęte w niej nie odpowiadają wymaganiom stawianym dla grubości kresy, to jest 1/10 — 1/8 wysokości (norma przyjmuje tylko wartości 1/7). Z wyżej przytoczonych względów niesłuszne jest traktowanie normy PN/M-01063 jako normy właściwej do stosowania do przyrządów. W innych krajach istnieje słuszne rozgraniczenie między cyframi i znakami przeznaczonymi do przyrządów i do rysunku technicznego.

Na tle informacji podanej na str. 141 w odnośniku cytowanego artykułu o opracowaniu w WSK-Praga zakładowej normy cyfr dla skal przyrządów pokładowych, budzi się wątpliwość, czy chodzi tu o już zatwierdzoną normę, czy o projekt normy. Jeżeli informacja dotyczy projektu normy, to można mieć nadzieję, że w ramach ankiety zainteresowane instytucje i zakłady będą miały możliwość zaznajomienia się z jej treścią i dorzucenia swoich uwag. Natomiast, jeżeli chodzi o zatwierdzoną już normę, to należy wyrazić żal z powodu nierozważania projektu do ankietowania wszystkim zainteresowanym i dlatego stała się tylko normą zakładową wtedy, gdy ważność samego tematu wskazuje na potrzebę normy wyższego rzędu. Wyjaśnienie tej sprawy jest niezmiernie ważne, bo może jeszcze nie jest za późno na naprawienie ewentualnie popełnionego błędu.



Rys. 2. Kształt cyfr według projektu holenderskiego

Kształty niektórych cyfr wyraźnie odbiegają od kształtów podanych w cytowanym na wstępie artykule. Tabela 1 określa wielkości stosunku wymiaru szerokości W do wysokości H dla poszczególnych grup cyfr, a tabela 2 podaje wymiary H i W w zależności od średnicy nominalnej przyrządu.

W maju 1957 r. odbył się 6 Plenarny Zjazd członków Komitetu Technicznego ISO/TC 20 w Paryżu. Na zjeździe tym podjęto uchwałę postanawiającą przyjęcie projektu holenderskiego za podstawę zalecenia ISO dla cyfr na tarczach przyrządów pomiarowych. Po zrewidowaniu, Sekretariat ISO/TC 20 poddał projekt pod głosowanie członków współpracujących. Wynik głosowania, którego termin zakończenia ustalono



## Sprawozdanie z Trzeciego Europejskiego Kongresu Lotniczego — Bruksela 1958

Pomiędzy 22 a 27 września 58 r. odbył się w Brukseli Trzeci Europejski Kongres Lotniczy, który zgromadził około 100 specjalistów z różnych dziedzin lotnictwa. Przedstawiono na nim 69 prac, przy czym były reprezentowane — aerodynamika (16 prac), zagadnienia konstrukcyjne (7), zespoły napędowe (9), osprzęt lotniczy i urządzenia pomiarowe (18), wreszcie różne zagadnienia (19). Najliczniej byli reprezentowani Francuzi, którzy wygłosili 29 prac, następnie idą Niemcy (NRF), którzy wygłosili 10 prac, dalej Anglicy — 8 prac, Holendrzy — 8, Włosi — 5, Belgowie — 3, następnie po jednym — Kanada, Izrael, Szwecja, USA, Hiszpania i Jugosławia.

Atrakcyjność Światowej Wystawy w Brukseli spowodowała ściągnięcie do tego miasta wielu kongresów i imprez międzynarodowych. Największym zdarzeniem lotniczym był bez wątpienia III Europejski Kongres Lotniczy (przypominamy, że Kongres I odbył się w 1954 r. w Paryżu, a II — w Scheveningen, Holandia, 1956 r.). Zakres tematyczny był bardzo szeroki, obejmował on referaty z dziedzin — aerodynamika (4 referaty), dynamika samolotu (4), aeroplastyczność (8), zagadnienia konstrukcyjne (4), metody obliczeniowe (3), zespoły napędowe (9) (odrzutowe i rakietowe), wyposażenie elektroniczne samolotów (9), elektroniczne urządzenia nawigacyjne (4), symulatory lotu (5), transport lotniczy (4), nowe techniki (5), maszyny obliczeniowe — cyfrowe i analogowe (3), kontrola produkcji (5), normalizacja (2).

Referaty były bogato ilustrowane przezroczami, a także filmami. Kongres był dobrze zorganizowany, pewnym mankamentem było to, że referaty były wygłaszane w jednym z trzech urzędowych języków (angielski, francuski, niemiecki), przy czym nie były tłumaczone na pozostałe, co ograniczyło możliwość bezpośredniego wykorzystywania przedstawianych prac. Skromna była frekwencja kongresistów, około 100 osób. Wpłynąć na to musiał niewątpliwie fakt odbycia się kilku podobnych imprez w małych odstępach czasu (Zjazd w Madrycie, Zjazd w W.L.G.). Następny Kongres jest przewidziany w roku 1960 w NRF.

Oprócz referatów w ramach Kongresu odbyła się wycieczka do portu lotniczego Brussels National-Melsbroek, gdzie zwiedzano warsztaty remontowo-przegładowe sprzętu latającego oraz obieg pasażerów i bagażu w centralnym budynku portu. Celem drugiej wycieczki był Badawczy Ośrodek Aerodynamiczny (Centre de Formation en aerodynamique experimentale w Brukseli), dysponujący tunelem na małe prędkości o średnicy przestrzeni pomiarowej  $\phi$  3 m i prędkości do 60 m/sek, przy czym istnieje możliwość zmniejszenia tej średnicy do 2 m, co pozwala na uzyskanie 120 m/sek, a także można kołano wylotowe obrócić tak, by dawało strumień skierowany pionowo do góry, co umożliwia badanie korkociągów modeli samolotów. Drugi tunel, na prędkości naddźwiękowe, jest typu Ackereta o przestrzeni pomiarowej  $400 \times 400$  mm i ciśnieniu 0,1 do 0,3 atm, co pozwala na uzyskanie liczby Macha do 2,5 przy pracy ciągłej i 850 kW mocy sprężarki.

Poniżej podajemy omówienie ciekawszych referatów, przy czym chcemy poinformować, że pełne teksty będą opublikowane w sprawozdaniu z Kongresu, które — wydane przez organizatorów — będzie do dyspozycji za parę miesięcy.

\* \* \*

**M. J. Jarry**, AFITA, Francja — „Uwagi dotyczące humanitarnej roli lotnictwa” (Considération sur le rôle humanitaire de l'aviation).

Referat został wygłoszony na otwarciu III Kongresu. Podaje on szereg przypadków możliwości stosowania lotnictwa w służbie ludzkości. Jeśli samolot stał się groźną bronią, to nie jest on groźny sam przez się, a uczyniła go takim wojna.

W referacie podkreślono, że lotnictwo ułatwiło wzajemne porozumienie się osobiste, przyczyniając się do szybszego interweniowania zapobiegawczego w przypadku konfliktów, umożliwiło skuteczną pomoc w przypadkach epidemii, szcze-

gólnie w ekonomicznie zacofanych krajach, przyczyniło się do przyspieszenia wymiany pocztowej, umożliwiło skuteczną i szybką pomoc w przypadkach pożarów lasów, powodzi itp. Szczególnie przydatny w akcjach na krótkie odległości i w trudnych warunkach terenowych okazał się śmigłowiec. Podkreślono ważność doświadczenia, jakie zbiera w zakresie eksploatacji i stosowania śmigłowców Belgia (SABENA) i Francja (Alpy, Sahara, tropiki).

**E. Sponder**, Zakłady Bolkow, Stuttgart, NRF. — „Stateczność boczna samolotu przy sterowaniu automatycznym typu „wszystko-nic” ruchu przechyłania” (Die Seitenstabilität eines Flugzeuges bei automatischer schwarz-weiss-Regelung der Rollbewegung).

Automatyczne sterowanie osiągnęło w lotnictwie już wysoki stopień rozwoju; są jednak przypadki, gdzie rzeczą bardzo istotną jest możliwość proste i tanie rozwiązanie układu sterującego. Autor rozważa układ sterowania samolotu, gdzie dla uzyskania stateczności posłużono się przerywaczami, umieszczonymi na płacie, uruchamianymi samoczynnym urządzeniem typu „wszystko-nic”. Wychylenie przerywaczy na płacie lewym i prawym odbywa się w kierunkach przeciwnych, wywołuje to zarówno aerodynamiczny moment przechyłający jak i odchyłający. Dobierając odpowiednio charakterystykę aerodynamiczną i dynamiczną w tych dwu płaszczyznach można uzyskać panowanie nad nimi tylko jednym sterem — w tym przypadku przerywaczami. Analiza matematyczna zjawiska wykazuje, że samolot przy takim sterowaniu wykonuje wahania boczne. Warunki stateczności tego ruchu otrzymuje się nie w sposób normalnie stosowany w zagadnieniach stateczności samolotów, lecz na drodze analizy ruchu wahań. Wykazano, że łatwo znaleźć warunki, kiedy następuje rezonans wahań samolotu bocznych oraz ruchów przerywaczy. Warunek stateczności to możliwe oddalenie się od tych warunków rezonansu. Omówiony układ sterowania może znaleźć zastosowanie dla pocisków kierowanych, samolotów celów i temu podobnych, gdzie dąży się do jak największej prostoty urządzeń.

**M. de Gliniasty**, Sud-Aviation, Courbevoie, Francja — „Niektóre zagadnienia dynamiki samolotu naddźwiękowego” (Quelques aspects du comportement dynamique d'un avion supersonique).

Omówienie własności lotnych samolotu przy prędkościach lotu odpowiadających liczbie Macha do 2,5. Wychodząc z pochodnych stateczności, obliczanych analitycznie, bądź też uzyskiwanych drogą pomiarów w tunelach naddźwiękowych, autor przedstawił wyniki obliczeń stateczności przede wszystkim bocznej oraz wykonania pewnych figur, jak na przykład bezcki. Analizując wyniki zwrócono uwagę na specyfikę ruchu samolotu przy tych wielkich prędkościach, mającą znaczenie praktyczne.

**B. Hakkeling**, N. L. L., Amsterdam, Holandia — „Obciążenia samolotu podczas manewru w płaszczyźnie symetrii” (Airplane loads in pitching manoeuvres).

Punktem wyjścia autora jest stwierdzenie, że dotychczasowe ujęcie obciążeń samolotów podczas wyrwania oraz brutalnego sterowania w płaszczyźnie symetrii w przepisach budowy jest niezadowalające. Dla poparcia tego twierdzenia przytoczono obliczenie obciążenia usterzenia poziomego, współczynnika obciążenia oraz siły na drążku sterowym przy na-

stępującym manewrze — wychylenie steru wysokości w czasie 0,3", a następnie powrót do położenia wyjściowego w czasie 0,6". Przebieg wyżej podanych zmiennych wykazuje dwa maksima o wielkościach i położeniach zależnych od wzajemnego stosunku czasów wychylenia steru w jedną i w drugą stronę, co było przeanalizowane w przedstawianej pracy. Stwierdzono, że takie racjonalne podejście może dać większe obciążenia niż to mogło wynikać z interpretacji przepisów budowy, obecnie stosowanych. Obliczenie przeprowadzone dla samolotu transportowego, dwusilnikowego o ciężarze około 15 ton ze sterowaniem ręcznym oraz dla samolotu transportowego, czterosilnikowego, o ciężarze około 48 ton i z kłapką sprężynową w układzie sterowania wysokości, wykazało daleko idącą zbieżność odnośnie wniosków ogólnych. Można przyjąć, że wielkość największego wysiłku, jaki może wyrzucić pilot na sterownicę, ogranicza obciążenia od brutalnego sterowania, obecne przepisy dają obciążenia mniejsze, co nie wydaje się uzasadnione, gdyż nie wyklucza uszkodzenia samolotu przez pilota w pewnych skrajnych przypadkach.

**F. R. Semark**, W. Bryan Savage Ltd, Londyn, Wielka Brytania — „Brytyjskie metody badania drgań (The British Approach to Vibration Testing).

Ocena różnych metod badania drgań aktualnie stosowanych w przemyśle lotniczym w Wielkiej Brytanii. Poruszone są wszelkie aspekty techniki drgań w odniesieniu do sprzętu latającego poczynając od projektu wstępnego aż do prób w locie. Przykładem bardzo wszechstronnego i nowoczesnego programu badawczego były próby prototypów samolotu komunikacyjnego „Comet”. Niezależnie od wymagań stawianych aparaturze zarówno wzbudzającej drgania jak i mierzącej i rejestrującej, rzeczą niezmiernie istotną jest określanie cykli drgań, jakie są realizowane podczas prób. Wymaga to analizy warunków pracy i musi się opierać na jak najbogatszym materiale statystycznym. Autor omówił pokrótce aparaturę wytwarzaną przez reprezentowaną firmę, jaka w tej chwili jest do dyspozycji.

**H. Kress**, Escher Wyss, Ravensburg, NRF. — „Zagadnienie chłodzenia łopatek turbin spalinowych” (Probleme der Schaufelkühlung bei Gas- und Abgasturbinen).

Moc i sprawność turbiny gazowej zależy od temperatury gazu na wejściu, przy czym ograniczenie wzrostu tej temperatury jest uwarunkowane odpornością materiału na wysokie temperatury. Przy pomocy chłodzenia łopatek turbiny można podnieść tę granicę. Występują tu niezależnie od systemów chłodzenia dwa zagadnienia — pierwsze — to jaki stopień chłodzenia może być uzyskany — rzutuje to bezpośrednio na obciążenie mechaniczne i termiczne materiału, jaki jest stosowany na łopatki. Drugie — to sprawa strat, gdyż proces chłodzenia wymaga dodatkowego obiegu czynnika chłodzącego, co zawsze jest związane ze stratami. Istnieje przeto graniczna temperatura gazów w turbinie, powyżej której nie opłaca się już dalej rozwijać systemu chłodzącego ze względu na ekonomię i sprawność całego układu. W D.V.L. przeprowadzono rozległe badania nad różnymi systemami chłodzenia łopatek, aż do temperatur przekraczających 1000°C. Autor przedstawił cały szereg wykresów ilustrujących uzyskane wyniki. Jest widoczne, że duże znaczenie ma regeneracja ciepła odebranego od chłodzonych łopatek. Dla uzyskania optymalnych warunków niezbędne jest dokładne zestawienie parametrów chłodzenia, przedstawiono to na dwóch przykładach.

**B. R. Noton**, Lightweight Constructions, Stockholm, Szwecja — „Obecne i przyszłe konstrukcje samolotów, pocisków kierowanych i raket” (Present & Future Constructions for piloted Aircraft, Missiles and Rockets).

W ostatnich latach obserwuje się znaczny rozwój konstrukcji przekładkowych (sandwich), które znajdują coraz większe zastosowanie w konstrukcjach zarówno samolotów cywilnych jak i bojowych, a także w pociskach kierowanych. Te zalety w odniesieniu do zastosowań cywilnych, to możliwość uzyskania bardzo dobrych powierzchni zewnętrznych, łatwość produkcji, a także duża odporność na zmęczenie wskutek drgań, wywołanych przez silniki odrzutowe. W zastosowaniach wojskowych prędkości, które już teraz mogą być uzyskiwane, są tak duże, że wzrost temperatury powierzchni z powodu tych prędkości jest tak znaczny, że przekracza wartości dopuszczalne dla obecnie stosowanych materiałów (bariera termiczna). By sprostać tym prędkościom można albo rozwijać nowe materiały o większej odporności na temperaturę, bądź też stosować takie rozwiązania konstrukcyjne, ba-

zujące na dotychczasowych materiałach, które zapewnią znośne warunki pracy tym materiałom.

Obecnie stosowane konstrukcje przekładkowe posiadają rdzeń wykonany z papieru impregnowanego, ze stopów aluminiowych, bądź też z plastyków wzmocnionych włóknem szklanym. Klejone są po większej części klejem epoksy lub też klejami fenolowymi lub pochodnymi.

W nowszych konstrukcjach będą stosowane sandwichy wykonane z wysokowytrzymałych stopów aluminiowych, ze stali nierdzewnej, z tytanu, z materiałów syntetycznych i ceramicznych, przy czym będą one klejone żywicami fenolo-epoksydowymi, silikonowymi oraz ceramicznymi, a w pewnych przypadkach będą lutowane lutami na bazie srebra i niklu.

Nowe zagadnienia wytrzymałościowe związane z użytkowaniem takich konstrukcji na nowym sprężeniu bojowym to zmęczenie wywołane hałasem od silników odrzutowych oraz naprężenia termiczne. W obecnej chwili elementy wykonane według tej nowej techniki są bardzo kosztowne, niemniej spełnić one mogą warunki, jakie stawiają wielkie prędkości.

**C. Riparelli**, Convair, San Diego, USA — „Rozkład naprężeń wewnętrznych powstałych w wyniku pełzania w płycie usztywnionej ramą” (Residual stress distribution due to creep in a framed plate).

Zjawisko pełzania materiału ma znaczenie w konstrukcji szybkich samolotów, które podlegają obciążeniom przy dużych temperaturach. Działanie wysokich naprężeń oraz znacznych temperatur może prowadzić do lokalnych pełzań metalu, co z kolei prowadzi do zmiany rozkładu naprężeń i deformacji. W zakresie dużych temperatur pełzanie zmniejsza naprężenia, jednakże, gdy w wyniku zakończenia lotu elementy konstrukcyjne ulegają ochłodzeniu, to zdolność pełzania zostaje ograniczona i powstają naprężenia wewnętrzne. Tak więc po każdym cyklu roboczym (po locie) pozostają te naprężenia.

Autor rozważa zachowanie się płyty usztywnionej na brzegach kołową sztywną ramą, wzrost temperatury ramy oraz płyty jest różny tak, że powstaje zarówno pełzanie metalu płyty jak i po tym pozostają naprężenia wewnętrzne, gdy płyta wraz z ramą zostaną ochłodzone. Po przeprowadzeniu rozważań analitycznych przeprowadzone zostały doświadczenia z odpowiednim elementem próbnym. Rama była chłodzona wodą, podczas gdy ciepło doprowadzono do płyty, naprężenia były mierzone przy pomocy tensometrów oporowych, naklepanych na ramie. Na płycie tensometrów nie naklepano, gdyż uzyskiwane temperatury nie zezwalały na ich użycie.

Wyniki doświadczeń potwierdziły jakościowe rezultaty analizy obliczeniowej. Pozwalają one na określenie związku pomiędzy naprężeniami i temperaturą a nasileniem pełzania. Dalsze badania mają na celu określenie czynnika czasu oraz wpływu samego cyklu roboczego na naprężenia pozostałe. Największe zmiany zaobserwowano w obszarze łączenia się płyty z ramą zwłaszcza, gdy rozkład temperatury w płycie jest równomierny.

**M. A. Hauzer**, S.A.B.C.A., Haren, Belgia — „Wpływ strukturalny skrzydła delta na smukły kadłub (o dużym wydłużeniu)” (Influence structurale d'une voilure delta sur les corps de grand élanement).

Rozpatrzono uproszczony przykład przedstawiający klasyczny układ nowoczesnych pocisków, składający się ze skrzydła o niewielkim wydłużeniu, połączonego z cylindrycznym kadłubem o dużej smukłości dla określenia wzajemnego wpływu strukturalnego tych dwu połączonych elementów.

Przeliczenia wykonane przez biuro studiów dotyczące szczególnie czystego zginania kadłubów pocisków oraz określenia stanu naprężeń i odpowiadających im krytycznych częstotliwości nie wykazały w zasadzie wpływu obecności cienkiego skrzydła. Wpływ ten nie może być zresztą w ogóle zaniedbywany, ale w przypadku rozpatrywanym nie odgrywa żadnej roli z powodu niewielkich wartości względnych naprężeń i odkształceń.

Po analizie stanu naprężeń i odkształceń w cienkich płytach trójkątnych oraz cylindrycznych, żebrowanych kadłubach otrzymane rezultaty sprawdzono przy pomocy rachunku wariacyjnego, otrzymując odpowiednią zgodność naprężeń i odkształceń w całym układzie.

Otrzymane wyniki pozwalają na rozwiązywanie konkretnych zadań.

**W. Thielmann**, D. V. L., Mülheim, NRF — „Nieliniowe drgania typu flutter” (Über nichtlineare Flatterschwingungen).

Przebadanie wpływu konstrukcyjnych nieliniowości na przebieg flatteru prostego płata na drodze obliczeń teoretycz-

nych oraz przy użyciu elektronicznej maszyny analogowej. Obliczenia teoretyczne były przeprowadzone według przybliżonego rachunku Klottera badania nieliniowych układów drgających w oparciu o metodę Kutta-Galerkina, która w swej najprostszej postaci — ograniczenie się do pierwszej harmonicznej drgań — sprowadza się do metody przybliżonej Magnusa. Ta ostatnia pozwala w łatwy sposób zbadać stateczność drgań flatterowych układów nieliniowych.

Stosując opisaną metodę obliczono szereg przykładów drgań nieliniowych z jednym lub więcej stopniami swobody i porównano wyniki z rezultatami otrzymanymi przy użyciu elektronicznej maszyny analogowej.

Dyskusja dotyczyła drgań flatterowych z dwoma stopniami swobody, przedstawione wykresy pozwoliły zobrazować specyfikę wywołaną nieliniowością układu w porównaniu do drgań układów liniowych. Dyskutowane przypadki mają znaczenie praktyczne, gdyż rzeczywiste materiały, a zwłaszcza elementy konstrukcyjne, wykazują zwykle pewne nieliniowości w zachowaniu.

**J. A. Mc. Killop**, Avro Aircraft Ltd., Toronto, Kanada — „Uwagi na temat flatteru skrzydeł o małym wydłużeniu” (Some Notes on the Flutter Problem of low Aspect Ratio Wings).

Na przykładzie ciężkiego samolotu myśliwskiego Avro Arrow CF-105 omówiono zagadnienia flatteru, z jakimi ma się do czynienia przy rozwijaniu prototypu. Wspomniany samolot posiada skrzydła w kształcie delty i jest przewidziany do osiągnięcia bardzo dużej prędkości lotu, odpowiadających liczbom Macha rzędu 2. Przeprowadzono obliczenia analityczne, jak również i badania na modelach w tunelu aerodynamicznym. Przedstawiony był interesujący film przedstawiający kolejne fazy badania flatteru na modelu samolotu w tunelu. W dużym stopniu posługiwano się analogowymi maszynami elektronicznymi.

**H. Gauzy**, O.N.E.R.A., Châtillon-sous-Bagneux, Francja — „Badania flatteru w O.N.E.R.A. (L'Etude du Flottement à l'Office National d'Etudes et de Recherches Aéronautiques).

Omówienie metod badania flatteru stosowane w O.N.E.R.A. poczynając od projektu samolotu poprzez próby dynamiczne na ziemi, pomiary współczynników opływu nie ustalonego w tunelach aerodynamicznych, także na modelach z napędem i bez napędu, a kończąc na próbach w locie przy wzbudzeniu impulsami oraz przy pomocy wzbudnika harmonicznego.

**M. Josifowicz**, Uniwersytet w Belgradzie, Jugosławia — „Obliczenie obciążenia krytycznego w przypadku wybożenia płyty eliptycznej obciążonej równomiernie w kierunku równoległym do jednej z głównych osi” (Numerical Values of the critical Load in the Case of the Buckling of the elliptic Plate with a uniformly distributed Load parallel to one of the main Axes).

Posługując się metodą energetyczną i wprowadzając współrzędne eliptyczne podano liczbowe rezultaty obliczeń krytycznego obciążenia płyty eliptycznej, obciążonej równomiernie w kierunku równoległym do jednej z głównych osi elipsy w przypadku wybożenia.

**B. Fraeys de Veubeke**, Universités de Liège et de Louvain — „Pewne właściwości układów mających dwie lub więcej częstotliwości własnych” (Quelques propriétés des structures ayant deux ou plusieurs fréquences propres confondues).

Obecność kilku częstotliwości własnych w konstrukcji samolotu stawia szczególnie trudne zadania w zakresie obliczeń i określenia doświadczalnego drgań.

Przestudiowano możliwość współistnienia kilku częstotliwości na modelach układów złożonych z szeregow różnych kół zamachowych, osadzonych na wałach o zmiennych średnicach, a następnie opracowano systematyczną metodę konstruowania modeli o różnych częstotliwościach, opartą na rachunku matrycowym współczynników wzajemnego wpływu.

Podano ogólne rozwiązanie twierdzenia Gauzy i Pironnoeau w związku z niezmiennością częstotliwości własnej przy zsumowaniu z bezwładnością lub sprężystością.

**H. Bergh**, N.L.L., Amsterdam, Holandia — „Pomiar ciśnienia w nieustalonym ruchu na płacie z drgającą klapą w dwuwymiarowym nieściśliwym opływie” (Unsteady pressure Measurements on a Wing with an oscillating Flap in two-dimensional, incompressible Flow).

Przedstawienie i omówienie wyników pomiarów rozkładu ciśnień na płacie z klapą o ciężkości 40% w opływie nieustalonym. Ciśnienie było mierzone w 25 punktach wzdłuż ciężkości za pośrednictwem specjalnych czujników (tensometry oporowe naklejone na membrany, na które oddziałuje zmienne ciśnienie statyczne powietrza). Zredukowana częstość wahań wynosiła od 0 do 0,8, podczas gdy liczba Reynoldsa wynosiła

4,10<sup>6</sup>. Mierzono rozkład ciśnień zmieniających się w fazie w stosunku do wahań klapy, a także z fazą przesuniętą o 90°. W wyniku całkowania rozkładów ciśnień podano wartości współczynników aerodynamicznych, a mianowicie siły normalnej, momentu, płata i momentu zawiasowego klapy. Stwierdzono znaczne odchylenia wartości obliczonych na drodze teoretycznej od wartości pomierzonych. Liczba Reynoldsa wpływa na wartości współczynników zarówno w opływie ustalonym jak i nie ustalonym. Praca ma wartość dla obliczeń flatteru.

**J. Ijff**, N.L.L., Amsterdam, Holandia — „Wpływ pochodnych stateczności dla opływu nie ustalonego na boczny ruch przy dużych prędkościach poddźwiękowych” (The Influence of non-stationary Stability Derivatives on the lateral Motion at high subsonic Speed).

Ponieważ do tej pory nie było pewności co do zachowania się samolotów pod wpływem nie ustalonego opływu przeprowadzono odpowiednie badania ruchu bocznego, przyjmując dwa stopnie swobody i dużą prędkość poddźwiękową. Pierwszym etapem były teoretyczne obliczenia sił aerodynamicznych na płacie o skończonym wydłużeniu, wykonującym powolne harmoniczne drgania. Uwzględniono przy tym wpływ ściśliwości powietrza. Następnie przeanalizowano, czy można posługiwać się pochodnymi stateczności dla ruchu tłumionego, obliczonych dla drgań harmonicznymi zmiennymi. Wreszcie przeprowadzono obliczenia dla samolotu, przy czym stwierdzono, że jedynie pochodna momentu odchylającego względem kąta ślizgu ma mały wpływ na tłumienie ruchu wahań kierunkowych. Inne pochodne ruchu nie ustalonego nie mają wpływu.

**W. Schnell**, D.V.L., Mülheim, NRF — „O wyboczeniu cylindrów obciążanych osiowo z ciśnieniem wewnątrz” (Über das Beulverhalten axial gedrückter Zylinder bei Innendruck).

Doświadczenia wykazały, że skorupa cylindryczna obciążona osiowo wybacza się przy większym obciążeniu, gdy wewnątrz zostanie wytworzone nadciśnienie. Autor porównał wyniki teoretyczne z rezultatami eksperymentów, przeprowadzonych na szeregu cylindrów różnej konstrukcji. Istotny wpływ na wartość krytycznego obciążenia ma sposób i kierunek elementów usztywniających skorupy. Przedstawione wykresy mogą mieć zastosowanie przy obliczeniach praktycznych kabin ciśnieniowych (a raczej kadłubów).

**E. J. Van Beck**, Fokker, Amsterdam, Holandia — „Próby zmęczeniowe samolotu Fokker „Friendship” (Fatigue Tests on the Fokker „Friendship”).

Doświadczenie ostatnich lat zmusza konstruktorów do przeprowadzania wyczerpujących badań wytrzymałości zmęczeniowej samolotów z kabinami ciśnieniowymi. Badania takie zostały również przeprowadzone z układem skrzydło-kadłub samolotu komunikacyjnego Fokker „Friendship”. Podstawą cyklu obciążenia była analiza warunków pracy konstrukcji podczas typowych lotów, obejmujących wszystkie ich etapy. Obciążenia były realizowane w zbiorniku wodnym w znany sposób. Celem prób było wykrycie słabych punktów konstrukcji, określenie sposobu i tempa rozszerzania się uszkodzeń, przestudiowanie metod kontroli oraz sposobów napraw wynikłych uszkodzeń oraz wyznaczenie okresów międzynaprawowych. Wbrew pewnym poglądom nie można natomiast ustalić żywotności samolotu w wyniku takich prób, ani nie jest to specjalnie ważne. Autor podał wiele ciekawych danych, między innymi na przykład tempo rozszerzania się pęknięcia zmierzono na 16,5 mm na 1000 godzin lotu (zastępczych).

**M. Davies & Hislop**, Fairey Av. Co., Hayes, Wielka Brytania — „Śmigłowiec Fairey „Rotodyne” (The Fairey Rotodyne).

Uzasadnienie układu i omówienie interesujących szczegółów rozwoju tej konstrukcji, rokującej duże nadzieje. „Rotodyne” jest rozsądnym skojarzeniem elementów samolotu i śmigłowca, w wyniku którego dostaje się sprzęt, pozwalający przewozić 48 pasażerów z prędkością rzędu 300 km/h na odległościach do 500 km za cenę 5 pensów za pasażeromilę i z możliwością pionowego startu i lądowania na ograniczonym terenie. Napęd stanowią 2 turbiny śmigłowe typu Eland po 3500 KM oraz 4 silniki odrzutowe umieszczone na końcach łopat, dające po 450 kG ciągu każdy. Przeprowadzono specjalne studium uciszenia silników odrzutowych, by można było swobodnie eksploatować śmigłowce w ośrodkach zabudowanych. Rotodyna przechodzi obecnie próby w locie. Po pomyślnym przejściu tego etapu może być pierwszym śmigłowcem pozwalającym na ekonomiczne rozwiązanie komunikacji na małe odległości. Do tej pory takiego sprzętu jeszcze nie ma.



**J. G. Adam**, Decca Navigator Co. Ltd., Londyn, Wielka Brytania — „**Ostatnie nowości w urządzeniach nawigacyjnych Decca**” (Recent Developments in the Decca Navigator Systems).

Krótkie omówienie nowego urządzenia nawigacyjnego Decca Mk. 10, omówienie urządzenia nawigacyjnego na wielkie odległości Dectra i uwagi eksploatacyjne ze służby nad północnym Atlantykiem. Omówienie urządzenia DIAN, będącego połączeniem systemu Dopplera oraz Decca-Destra. Urządzenia te są specjalnie przewidziane jako pomoc nawigacyjna dla dalekodystansowych samolotów komunikacyjnych z napędem odrzutowym.

**H. Veau de Lanouvelle**, L.M.T., Boulogne-Billancourt, Francja — „**System radionawigacyjny TACAN i jego możliwości**” (Le procédé TACAN de radionavigation et ses possibilités futures).

Referat omawia korzyści dla kontroli ruchu lotniczego, zastosowania tej samej częstotliwości dla nawigacji i przekazywania, co bardzo ułatwia określenia zbliżania się, lądowania i położenia chwilowego.

System TACAN przez zastosowanie dwu współosiowych anten radarowych (wewnętrzna pojedyncza i zewnętrzna o ośmiu kierunkach) daje dokładność określenia kierunku jedną dziewiątą stopnia oraz dokładność 0,2% odległości. Jego zalety spowodowały wprowadzenie go na wyposażenie wojsk lotniczych USA, gdzie w połowie roku było już w użyciu ca 27 000 urządzeń pokładowych, podczas gdy w Europie przeszło 17 000.

Nawet przy zastosowaniu różnych systemów kontroli ruchu, system TACAN przez danie natychmiastowej odpowiedzi, gdzie się samolot znajduje, azymut z dokładnością 1/9 stopnia i odległość z dokładnością 0,2%, będzie niewątpliwie niezastąpiony.

**P. Gaudillerc**, S.F.T. Asnières, Francja — „**Komunikacja lotnicza i system radio-mailles**” (La circulation aérienne et le système radio-mailles).

Ciągły wzrost liczby samolotów, różnych wysokości lotu i ich różnych prędkości, stawia bardzo trudne zadania służbie ruchu odpowiedzialnej za organizację komunikacji. Wszyscy stwierdzają zgodnie i przewidują dalszy wzrost paradoksalnego zjawiska zatłoczenia atmosfery.

Zwykle wskazania załozde jej położenia (nawigacja) nie wystarczają do zapewnienia bezpiecznego lotu bez względu na dokładność tych wskazań. Powinny one być uzupełnione w jednym lub kilku punktach kontrolnych na ziemi wskazaniami automatycznymi pozycji wszystkich samolotów krążących w danej strefie, w zasięgu przekraczającym działanie radaru lotniskowego. Odpowiada to sporządzaniu planu pozycyjnego wszystkich krążących samolotów.

Poza tym pożądana jest możliwość zwracania się kontrolera ruchu do pewnego samolotu, oznaczonego na planie pozycyjnym (łączność selektywna).

Niezależnie od wyżej wymienionych wymogów, pożądaną są dla każdej załogi wskazania automatyczne położenia sąsiednich samolotów, tworzące cenne urządzenie przeciwwzderzeniowe i pozwalające zmniejszyć wydatnie odległości między samolotami.

Jedynym systemem czyniącym zadość tym czterem wymogom na wszystkich wysokościach i wszystkich odległościach jest przedstawiony oficjalnie przez rząd francuski paktowi atlantyckiemu system radio-mailles. Jest on oparty na zjawisku zmiennej interferencji fal radioelektrycznych. We Francji są prowadzone prace w pełnym zakresie nad tym systemem i dotychczasowe wyniki są bardzo zachęcające.

**P. Steiner**, Lorenz A. G., Pforzheim. NRF — „**Uproszczony wskaźnik kursu w systemie Dopplera**” (A simplified Doppler-type Direction Finder).

Omówienie nowego radiokompasu zbudowanego dla zakresu V.H.F. i dla U.H.F., w którym zastosowano punktowanie wysyłanych fal na drodze mechanicznej, uzyskując w ten sposób daleko idące uproszczenie i niezawodność pracy urządzenia.

**G. Gabrielli**, Fiat, Turyn, Włochy — „**Rozkład różnych rodzajów oporu samolotów przy ich prędkości maksymalnej**” (Sur la répartition en différents „formes” de la traînée des avions à leur vitesse maxima).

Stosując metodę geometryczną rachunku (siły normalne — ciśnienia i styżne — tarcia), autor przedstawił rozkład różnych rodzajów oporu (tarcia, falowego, wzbudzonego, kształtu i oderwania). Przedstawiono rozkład w procentach oporu całkowitego tych różnych rodzajów oporu przy prędkościach

maksymalnych dla samolotów na przestrzeni ostatnich lat czterdziestu, poczynając od dawnych dwupłatów, a kończąc na nowoczesnych myśliwcach odrzutowych.

Omówiono poza tym stopniowy rozwój rozkładu całkowitego oporu i jego różnych rodzajów w zależności od wzrostu szybkości maksymalnej samolotów oraz postępu techniki konstrukcyjnej.

**M. Pierre**, O.N.E.R.A., Châtillon-sous-Bagneux, Francja — „**Postęp w budowie tuneli naddźwiękowych w ośrodku doświadczalnym w Modane-Avrieux**” (Progrès des constructions des souffleries supersoniques du centre d'essais de Modane-Avrieux).

Referent omówił postęp prac przy rozbudowie Ośrodka Doświadczalnego w Modane-Avrieux na przestrzeni ostatnich dwu lat. Ośrodek jest finansowany i kierowany przez O.N.E.R.A.

W tunelu nr 1 (S1-MA) dokonano doświadczeń nad półskrzydlami o różnych charakterystykach przy  $M = 1,03$  oraz badano hamulce powietrzne oraz spadochrony hamujące przy  $M = 1$ .

Referat omawia poza tym zaawansowanie prac przy innych tunelach S2-MA na prędkości do  $M = 3$ , S3-MA na prędkości do  $M = 5,5$  oraz S5-MA do prędkości  $M = 4,5$ .

Referat był ilustrowany fotografiami, schematami i filmem pokazującym postęp prac, jednak żadnych bliższych danych cyfrowych nie podano.

**M. Schmitt**, Sud-Aviation, Courbevoie, Francja — „**Studia teoretyczne i doświadczalne obrotowych chwytów powietrza przy liczbach Macha do 3**” (Etudes théorétiques et expérimentales d'entrées d'air de révolution adaptées à un nombre de Mach de 3).

Omówiono kształty obrotowych chwytów powietrza do silników i wpływ kształtów na wydatek powietrza i stopień sprężenia od małych prędkości do  $M = 3,5$ . Zbadano również wpływ kąta natarcia na opór i stateczność opływu. Obliczenia teoretyczne skonfrontowano z wynikami doświadczeń obrotowych silników strumieniowych, stwierdzając ich dobrą zgodność. Omówiono zjawiska jedynie jakościowo nie podając żadnych danych liczbowych ze względu na tajność prac.

**P. de Valroger**, E.N.S.A., Paryż, Francja — „**Silnik turbośmigłowy samolotu transportowego**” (Le turbopropulseur de l'avion cargo).

Omówiono pewną koncepcję silnika turbośmigłowego, przeznaczonego do lotów na niewielkie odległości i na niewielkich wysokościach. Samolot taki wymaga stosunkowo dużego nadmiaru mocy przy starcie z trawistych, krótkich lotnisk, przy czym moc ta w locie nie jest praktycznie wykorzystana. Okończoność ta w silnikach tłokowych nie jest specjalnie dotkliwa ponieważ sprawność ich nie zmienia się tak bardzo z obciążeniem jak w silnikach turbośmigłowych. Podano przykład możliwości zastosowania napędu turbinowego dającego w różnych fazach lotu prawie tę samą sprawność, niezależnie od wykorzystania pełnej mocy silnika. Koncepcja polega na użyciu szeregu małych silników odrzutowych (np.  $3 \times$  Marboré) jako generatorów gazu, napędzających tylko jedną turbinę i wyłączonych kolejno w miarę zmniejszania obciążenia silnika. Daje to w rezultacie większą pewność pracy silnika z powodu mniejszego zużycia najbardziej obciążonych termicznie elementów oraz wyższą sprawność.

Potrzeba rozwiązania tego problemu wynika z lepszych charakterystyk ciężarowych silników turbinowych oraz z faktu, że konstrukcje silników tłokowych nie rozwijają się tak szybko, pozwalając się wyprzedzić napędowi turbinowemu.

**R. Dorand**, Société Giravions Dorand, Paryż, Francja — „**Porównanie napędu przy pomocy dysz wylotowych rozmieszczonych na krawędzi spływu profilu w przypadku śmigłowca i samolotu krótkiego startu**” (Application comparée de la propulsion par tuyères d'éjection disposées au bord de fuite de profil de voilures, dans le cas de l'avion S.T.O.L. ou de l'hélicoptère).

Rozważono przypadki zwiększenia efektu siły nośnej przy prędkościach poddźwiękowych przez wydmuch w atmosferę gazów z cienkich dysz w formie szczelin rozmieszczonych wzdłuż krawędzi spływu profilu. W przypadku samolotu krótkiego startu (S.T.O.L.) o skrzydle stałym, gazy były wydmuchiwane na całej długości krawędzi spływu skrzydła i usterzenia. Odchylając ku dołowi strugę gazów (przy pomocy odpowiedniego wychylenia deflektorów) na krawędzi spływu uzyskano na skutek hypercyrkulacji znaczne zwiększenie współczynnika siły nośnej, co w rezultacie pozwala na tym efektywniejsze zmniejszenie szybkości minimalnej im samolot ma większy nadmiar mocy, a więc także im jest szybszy.

Również i sterowanie samolotem przy pomocy wydmuchu gazów daje przy małych prędkościach dobre rezultaty zarówno w zakresie kierunku, wysokości, jak i przechyleń.

W przypadku przechyleń śmigłowca zastosowanie wydmuchu gazów z ruchomymi deflektorami na końcach łopatek daje w efekcie jednoczesne zwiększenie siły nośnej, powiększa prędkość poziomą i upraszcza konstrukcję głowicy wirnika.

Wnioski ostateczne nie są jednak korzystne dla śmigłowca pod względem sprawności napędu i tylko jego zdolność pionowego startu pozwala mu skutecznie konkutować z samolotem krótkiego startu.

**J. R. Forshaw**, Ministerstwo Zaopatrzenia, Londyn, Wielka Brytania — „Wyznaczanie krytycznych prędkości obrotowych składanych wirników turbin” (The Whirling of complex Gas Turbine Rotors).

Wyznaczanie i analiza wpływu czynników konstrukcyjnych na wielkość krytycznej prędkości obrotowej składanych wirników turbin. Prędkość tę można wyznaczać na drodze analitycznej pod warunkiem dokładnego ujęcia dynamicznej charakterystyki elementów wirnika i sprężystości ich połączeń.

**A. W. Morley & W. R. Cushing**, D. Napier, Ltd., Londyn, Wielka Brytania — „Zastosowanie turbin gazowych do napędu śmigłowców” (The Use of the Gas Turbine for Helicopter Propulsion).

Turbina gazowa wykazuje wiele zalet w zastosowaniu do napędu śmigłowców. Autorzy przedstawili te możliwości i wskazali na wiele sposobów realizacji napędu łopatek. Omówiono zwłaszcza silniki Napier Gazelle, Eland i Oryx, specjalnie dostosowane dla użycia na śmigłowcach. Zwrócono uwagę na konieczność dalszego obniżania jednostkowego zużycia paliwa.

**H. Pearson & R. M. Fitzgerald**, Rolls & Royce, Derby, Wielka Brytania — „Rozważania na temat konstrukcji silników dla samolotów komunikacyjnych na małe i średnie odległości” (Some Consideration affecting the Design of Engines for short-to-medium Range Airliners).

Doświadczenie uzyskane w eksploatacji dwuprzepływowego silnika odrzutowego R&R Conway wykazało korzyści wynikające z zastosowania takiego układu silnika. Ponieważ wspomniany silnik nie był specjalnie projektowany dla samolotów komunikacyjnych, nie przedstawia on sobą optymalnych możliwości w tym względzie dla potrzeb transportu. Należy się spodziewać, że silnik specjalnie zaprojektowany dla samolotów komunikacyjnych na małe i średnie odległości pozwoli w pełni wykorzystać możliwości układu dwuprzepływowego. Poruszona jest również sprawa hałasu oraz niezawodności silnika biorąc pod uwagę aluminiowe łopatek i wirnik turbiny.

**W. K. Lehmann**, Fokker, Amsterdam, Holandia — „Przetwornica dla zasilania pilotażowych przyrządów giroskopowych ze źródła prądu o stałym napięciu i zmiennej częstotliwości” (Transducer conversion Unit for the Supply of Gyroscopic Flight Instruments from a variable Frequency constant Voltage Power Source).

Dla lotu bez widoczności zasadnicze znaczenie dla pilota mają przyrządy pokładowe, stosujące giroskopy elektrycznie napędzane dla określania położenia samolotu. Dla zapewnienia niezawodności, oprócz dublowania samych przyrządów, niezbędne jest zapewnienie możliwości zasilania w razie uszkodzenia pokładowej sieci elektrycznej. W tym celu została rozwinięta przetwornica zasilana przez prądnicę prądu zmiennego (np. instalacji odladzającej), która daje napięcie będące w stałym stosunku do częstotliwości, co jest konieczne dla prawidłowej pracy napędu giroskopu w dużym zakresie częstotliwości. Układ opracowany i przedstawiony w referacie wykazuje szereg korzyści w porównaniu do urządzeń dotychczas stosowanych.

**H. Koppe**, Deutsche Forschungsanstalt für Flugzeugführers, Brunzswig, NRF — „Przyrządy pokładowe niezbędne dla pilota” (Die notwendigen Bordgeräte des Flugzeugführers).

By uwaga pilota nie była nadmiernie rozproszona przez zbyt dużą ilość przyrządów pokładowych jest niezbędne, żeby się ograniczać naprawdę do przyrządów niezbędnych, żeby były one niezawodne i miały jak największą przejrzystość wskazań. Niezbędne dla utrzymania stanu lotu są: prędkościomierz, wysokościomierz (względnie wariometr) oraz przyrząd giroskopowy-zakrętomierz. Dla zapewnienia niezawodności powinny to być przyrządy mechaniczne bezpośredniego działania. Ważne jest odpowiednie ukształtowanie skali, uproszczenie i ujednoczenie osprzętu, jak również i prawidłowe oświetlenie nocne.

**R. F. Handsford**, Decca Radar, Ltd., Londyn, Wielka Brytania — „Posługiwanie się i przedstawianie wyników obserwacji radarowych” (The Handling and Display of Radar Data).

Ekran radarowy urządzeń służących do kontroli ruchu lotniczego daje mnóstwo danych, które jednak są trudne do bezpośredniego wykorzystania, a pewne informacje nawet zaciemniają obraz. Dlatego też niezbędne są urządzenia „filtrujące” dane i przedstawiające je w taki sposób, że są one jak najbardziej przydatne dla operatora kierującego ruchem. Omówiono różne systemy obecnie stosowane włącznie z kolorową telewizją, maszynami liczącymi i zapamiętującymi i dużymi tablicami i ekranami obrazującymi przebieg ruchu.

**P. Devergne**, S.F.I.M., Massy, Francja — „Bilans trzech lat stosowania rejestratorów na francuskich samolotach transportowych” (Bilan de trois années d'expérimentation des enregistreurs multiples sur des avions de transport civils français).

Sekretariat Generalny Lotnictwa Cywilnego i Handlowego we Francji (S.G.A.C.E.) podjął inicjatywę wstępnych doświadczeń nad zastosowaniem wielorakich rejestratorów na transportowych samolotach cywilnych. Akcja napotykaną na szereg sprzecznych zdań została rozpoczęta w r. 1954 i dotyczyła dziesięciu samolotów towarzystwa TAI i Air France, których wszystkie loty były rejestrowane w sposób ciągły i obejmuje obecnie doświadczenia z przeszło 50 000 godz. lotu.

W referacie podano opis instalacji pomiarowych oraz rejestratorów i zapisów, opartych na konstrukcji będących w użyciu przyrządów kontrolnych i wskaźników. Podano bilans statystyczny wypadków zdarzających się w eksploatacji oraz dokładne wartości pomiarów, co pozwala na określenie, jakie są możliwości sprzętu zarówno pod względem kontroli samego wykonania lotu (nawigacja), jak i kontroli pracy podstawowych organów samolotu (silników, wyposażenia itp.).

Wnioski wyciągnięte z dotychczasowych doświadczeń są bardzo zachęcające do szerokiego zastosowania różnych metod rejestracji w eksploatacji sprzętu na liniach cywilnych i handlowych.

**R. Nistri**, OMI, Rzym, Włochy — „Znaczenie i zastosowanie na wszystkich samolotach wskaźnika chwilowego zasięgu” (Importance et applications sur tous les avions de l'indicateur d'autonomie restante).

W referacie podano zasady pracy wskaźnika chwilowego zasięgu i pozostałego paliwa oraz sposobu szybkiego obliczenia zmian ciśnienia właściwego paliwa w zależności od zmian temperatury.

Podkreślono znaczenie tych urządzeń w zastosowaniach praktycznych na samolotach wojskowych i cywilnych z podaniem konkretnych przykładów.

**R. Vannutelli**, Ragistro Aeronautico Italiano, Rzym, Włochy — „Optymalne osiągi samolotów komunikacyjnych” (Optimum Performances of Airliners).

Omówienie różnych aspektów najlepszego wykorzystywania samolotów dla uzyskiwania efektów — największej prędkości, największego zasięgu, największego ruchu przewozowego, największego ruchu godzinowego, dla otrzymania największej liczby kilometrów przebytych.

**B. A. Arad**, Departament Lotnictwa Cywilnego, Izrael — „Planowanie lotów i kontrola ruchu” (Flight Planning and Operational Control).

Analiza optymalnych torów lotu dla wysokowydajnych samolotów komunikacyjnych, uwzględniająca warunki meteorologiczne, osiągi samolotu, różne wysokości lotu itp. Mając do dyspozycji wszelkie mające wpływ czynniki można obliczyć optymalne tory-trasy lotu posługując się elektronicznymi maszynami cyfrowymi.

**R. Brinks**, K.L.M. Shiphol, Holandia — „Związek pomiędzy częstością występowania opóźnień z przyczyn technicznych a wykorzystaniem samolotu i średnią długotrwałością lotu (czas pomiędzy dwoma startami)” (Relationship between the Rate of Occurrence of Technical Delays and Aircraft Utilization and average Flight Duration (Time between 2 Takeoffs)).

Autor rozważa związek pomiędzy ilością i zakresem czynności przeglądowo-remontowych, a czasem użytkowania samolotu i stara się określić optimum wzajemnego stosunku tych faz eksploatacji samolotu komunikacyjnego. Zbyt rzadkie i skromne przeglądy techniczne prowadzą do zbyt licznych opóźnień ruchu, za częste i za bardzo rozbudowane znowu za często wyrwywają sprzęt z efektywnej eksploatacji. Na podstawie analizy przebiegu ruchu w kilku towarzystwach lotniczych można wyciągnąć pewne wnioski o ogólnym charakterze. Korzystniejsze są loty dłuższe, wielogodzinne.

**M. Richer, SNECMA, Paryż, Francja** — „Kontrola produkcji silników lotniczych w zakładach SNECMA” (Le contrôle des productions de moteurs pour l'aéronautique — cas de la SNECMA).

Referat miał zadanie zareklamowania dobrej kontroli SNECMA i co za tym idzie również jakości wyrobów tego towarzystwa. Omawiał on w sposób — zresztą bardzo systematyczny i przejrzysty — rolę kontroli jako strażnika jakości, informatora, doradcy, statystyka i eksperta oraz jej bezpośredni wpływ na jakość i bezpieczeństwo pracy przez bliskie powiązania z produkcją, biurami konstrukcyjnymi, dostawcami, poddostawcami i odbiorcami.

Omówiono choroby dzieciące kontroli i trudności jej organizacji, poczynając od pojawienia się potrzeby kontroli technicznej w przedsiębiorstwach, wynikłej z przemiany rzemieślniczych metod w przemysłowe i z podziału zadań i odpowiedzialności. Stwierdzono trudności rozwoju wynikające z faktu, że kontrola jest ostatnią pracą wykonawczą i że jakość jest nie zawsze wymierna w przeciwieństwie do ilości, co powoduje w efekcie, że potrzebę zmian i kontroli rozumie i czuje kierownictwo, natomiast zwykle nie czuje wykonawca.

Omówiono poza tym zadania kontroli stwierdzając jednak w końcu, że kontrola gwarantuje wprawdzie jakość wykonania, ale robotnik jest twórcą tej jakości.

**M. Lavergne, SNECMA, Paryż, Francja** — „Wykorzystanie zachowania się silników lotniczych w eksploatacji” (Exploitation du comportement des moteurs d'aviation en utilisation).

Referat omawia organizację i pracę służby specjalnej SNECMA, mającej za cel wykorzystanie eksploatacji sprzętu w wojsku. Służba rozpatruje wypadki lotnicze oraz stan sprzętu po powrocie do remontu generalnego.

Omówiono ciekawy przypadek ukręcenia się wału turbiny w silniku odrzutowym na skutek zablokowania łożyska kulkowego oraz przypadek wzdłużnego popęknięcia korbowodów silnika tłokowego na skutek niedotrzymania warunków termicznych przy obróbce plastycznej.

Poza tym referat omawia ważność spostrzeżeń i wniosków dla biur konstrukcyjnych (problemy koncepcyjne), dla biur technologicznych i kontroli (problemy produkcyjne) oraz dla użytkowników (problemy eksploatacyjne). Podkreślono przy tym wpływ działalności tej służby na postęp techniczny sprzętu.

Poza tym referat stwierdza, że systematyczność tego rodzaju pracy pozwala na wyciąganie całego szeregu często całkiem nieoczekiwanych wniosków.

**P. M. Dubarry, SNECMA, Paryż, Francja** — „Kontrola łopatek sprężarkowych i turbinowych w zakładach SNECMA” (Le contrôle des aubes de compresseur et de turbine à la SNECMA).

Referat miał zadanie zareklamowania francuskich silników odrzutowych przez podanie metod sprawdzania wykonania łopatek i podkreślenie staranności i systematyczności kontroli. W zwięzłej, treściwej i jasnej formie omówiono stosowane metody kontroli wymiarowej, narzędzi, przyrządów, sprawdzianów i samych łopatek oraz kontroli metalurgicznej, wytrzymałościowej oraz wyważenia wirników. Niezależnie od tego podano metody kontroli łopatek podczas remontów silnika.

**R. Moreau, O.N.E.R.A., Châtillon-sous-Bagneux, Francja** — „Kontrola automatyczna obróbki łopatek silników turbiniowych” (Contrôle automatique de l'usinage des ailettes de turbo-machine).

Referat omawia korzyści automatycznej kontroli wykonania łopatek przy obecnej masowej ich produkcji. Zautomatyzowanie procesów produkcyjnych postuluje jednocześnie zautomatyzowanie kontroli dla skrócenia cyklu produkcyjnego i uzyskania lepszych wyników dokładności obróbki.

Omówiono również możliwości, jakie daje zastosowanie sterowania posuwów obrabiarek przy pomocy maszyn analogowych. Omówiono przykład sterowania elektrycznego obrabiarki przy zastosowaniu funkcji matematycznej, będącej sumą elipsy, łuku koła i lemniskaty. Maszyna pracowała w zasadzie prawidłowo, jednak sprzężone z nią urządzenie kontrolne nie dawało pewności prawidłowego wykonania i jako wniosek referent proponuje jednak sprawdzanie według wzorca i sterowanie według kopiału.

Stwierdzono jednak, że we Francji jest obecnie konstruowanych szereg nowych maszyn stosujących nie tylko rozwiązania mechaniczne przełożenia z kopiału na element, ale również i elektryczne sterowanie z użyciem maszyn cyfrowych.

**H. Hug & R. Akeret, AIA, Neuhausen-am-Theinfall, NRF** — „Spiekane aluminium SAP, nowy lekki stop wytrzymały na gorąco” (L'aluminium fritté SAP, nouveau matériau léger résistant à la chaleur).

Coraz większe szybkości (prędkości), z jakimi latają nowoczesne samoloty powodują nie tylko coraz silniejsze oddziaływanie termiczne na pewne części silników, ale również i intensywne oddziaływanie termiczne na skrzydła i kadłub. W tych warunkach musimy dysponować materiałami konstrukcyjnymi, które poza dobrymi własnościami mechanicznymi i niskim ciężarem właściwym, byłyby obdarzone dużą wytrzymałością na gorąco.

Podczas gdy lekkie stopy typu Al, Cu, Mg i Al, Zn, MgCu obrabiane termicznie, używane głównie dotychczas w konstrukcjach lotniczych tracą stopniowo własności mechaniczne w czasie długotrwałego przebywania w temperaturach wyższych niż 130°C, to nowy materiał SAP, otrzymywany drogą spiekania proszku tlenku aluminium w określonych warunkach, zachowuje własności mechaniczne bardzo dobre (25 kg/mm<sup>2</sup>), aż do powyżej 400°C. Materiał ten może być wytłaczany pod prasą, przeciągany i kuty przy pewnym dobraniu zawartości tlenku aluminium w zależności od żądanej plastyczności.

Blachy SAP można nitować oraz spawać przy pomocy specjalnych metod.

W konstrukcjach lotniczych SAP jest specjalnie rekomendowany na tłoki silników, łopatki sprężarek i turbin oraz na blachy i części kute, pracujące w podwyższonych temperaturach.

**Ch. Horny, O.N.E.R.A., Châtillon-sous-Bagneux, Francja** — „Polepszenie bezpieczeństwa samolotów przez ulepszenie płynów w instalacjach hydraulicznych” (L'amélioration de la sécurité des avions par le perfectionnement des fluides de transmission).

Nowoczesne samoloty posiadają ważne instalacje hydrauliczne, zapewniające uruchamianie podwozia, hamulców, sterów i różnych napędów pomocniczych. Znaną zaletą napędu hydraulicznego jest możliwość uzyskania dużej energii w bardzo krótkim czasie. Wymaga ona sieci hydraulicznej o długich nieraz obwodach, rozciągających się po całej konstrukcji samolotu. Wymagania gabarytowe i ciężarowe prowadzą do stosowania wysokich ciśnień (do 250 kg/cm<sup>2</sup>) oraz pomp o dużych wydatkach. Prawidłowe funkcjonowanie instalacji hydraulicznej wymaga odpowiednich płynów i na przykład bezpieczeństwo pożarowe wydaje się odsuwać użycie pochodnych nafty na korzyść płynów syntetycznych, posiadających własność niepalności, ponieważ wytrysk palnej cieczy pod wysokim ciśnieniem w pobliżu źródeł wysokiej temperatury może mieć nieobliczalne następstwa. Nagrzewanie kinetyczne stawia wymagania równowagi stabilności termicznej w zetknięciu z różnymi materiałami w obiegu poddawianymi miejscowym, wysokim ciśnieniom i temperaturom. Prowadzi to do stosowania cieczy o minimalnej palności i niskim ciśnieniu pary.

Referent stwierdza, że nie istnieje ciecz spełniająca wszystkie wymagania bezpieczeństwa i przenoszenia energii: lepkość przy niskich temperaturach, dobre własności smarne itp. Wybór jest oczywiście ograniczony do najlepszych cieczy, mających kompromisowe rozwiązanie. W O.N.E.R.A. otrzymano bardzo dobre ciecze po przebadaniu poliyeteru, glikolu, wody, olejów fluorowęglowych, cieczy na bazie silikatów, disilikatów i ich mieszanek. Ciecze zawierające wodę wyeliminowano z powodu ograniczeń funkcjonowania przy niskich temperaturach, zaś oleje fluorokarbonowe z powodu zbyt dużych zmian lepkości z temperaturą. Zbadano również dodatki uniepalniające, nie otrzymując jednak dobrych rezultatów.

**M. H. Bauer, AICMA** — „Działalność Komisji Unifikacyjnej AICMA” (L'activité de la Commission d'Unification de l'AICMA — Nécessité Européenne).

Omówiono działalność Komisji Unifikacyjnej, która nie jest właściwie komisją normalizacyjną, a zajmuje się właściwie badaniami konieczności unifikacji sprzętu lotniczego w szerokim zakresie ze względu na ekonomię produkcji, eksploatację i zwiększenie bezpieczeństwa lotu. Wnioski przyjęte podczas działalności Komisji są przesyłane 10 krajom, będącym członkami AICMA, w formie zaleceń, które są opracowywane w państwowych biurach normalizacyjnych lotniczych. Działalność Komisji Unifikacyjnej, kierowana przez Komitet Koordynacyjny AICMA, obejmuje nie tylko sprzęt, ale cały wachlarz zagadnień, związanych z jego użytkowaniem, jak na przykład skrócenie czasu przerw w podróży samolotów komunikacyjnych, co ma ostatnio coraz większe

znaczenie ze względu na stale wzmagające się przeciążenie lotnisk.

**R. Lucas, AICMA** — „Normalizacja lotnicza europejska jako wskaźnik postępu technicznego” (La normalisation aéronautique européenne, facteur de progrès technique).

Normalizacja nie może ograniczać się do określania, porównywania i klasyfikowania istniejącego już sprzętu, ale powinna zająć się jego ulepszaniem i kierowaniem producentów i użytkowników w stronę nowych rozwiązań.

Charakter współpracy w ramach AICMA pozwała na uzgodnienie różnych punktów widzenia w ramach prac komisji specjalizacyjnych, które zajmują się obecnie:

— polepszeniem warunków pracy łożysk sterownic i smarowania złązek,

— najwłaściwszego określenia praktycznego stanu powierzchni części współpracujących,

— polepszenia zachowania przewodów giętkich w podwyższonych temperaturach,

— jak najszerszego zastosowania przewodów elektrycznych lżejszych i specjalnie lekkich dzięki zastosowaniu nowych izolacji,

— polepszenie charakterystyk mechanicznych stopów aluminiowych dla zlikwidowania różnorodności stosowanych materiałów w ramach europejskich.

Referat apeluje do wszystkich członków AICMA do wykorzystywania prac ISO, zarówno przez eksploatację jak i bezpośrednich użytkowników (biura konstrukcyjne i biura studiów).

#### TYTUŁY POZOSTAŁYCH WYGŁOSZONYCH REFERATÓW

**L. Meloni, G. Meloni, Rzym, Włochy** — „Uzyskanie wyporu za pośrednictwem odrzutu” (La sustentation par jet).

**B. Salmon & E. Dubois, Societe Berti & Co, Paryż, Francja** — „Dopalanie w zastosowaniu do samolotów cywilnych i handlowych” (Post-combustion pour avions civils et commerciaux).

**M. R. Corelli, Uniwersytet w Rzymie, Włochy** — „Tetranitrometan jako utleniacz dla rakiet” (La Tétranitrométhane comme agent oxydant pour fusées).

**J. A. Vandekerckhove, Uniwersytet w Brukseli, Belgia** — „Rakiety na paliwo stałe — możliwości i optymalizacja” (Les fusées à propergols solides. Possibilités et optimisation).

**C. Sanchez Tafifa & P. Pérez del Notario, Techniczny Instytut Lotniczy, Madryt, Hiszpania** — „Spalanie kropli paliwa jednorodnego” (Combustion of monopropellant droplets).

**F. Duchateau, Ateliers de Constructions Electriques de Charleroi, Belgia** — „Rozwój rejestratorów magnetycznych dla kontroli ruchu lotniczego” (Progrès récents des enregistreurs magnétiques pour les tours de contrôle).

**F. Wiegand, F. Diehl & Co, Konstanz, Staad. NRF** — „Paradoks oświetleniowy przyrządów pokładowych” (The luminizing Paradox of the Aircraft Instruments).

**R. J. Schliekelmann, Fokker, Schiphol, Holandia** — „Nieniszczące badanie połączeń klejonych” (The non-destructive Testing of Adhesive bonded Joints).

**W. Dijkshoorn, Fokker, Schiphol, Holandia** — „Próby odladzania samolotu F-27 „Friendship” (Icing Trials on the F-27 Friendship).

**R. Eppler, Bolkow, Stuttgart, NRF** — „Obliczanie warstwy przysięcanej za pomocą maszyn cyfrowych” (Grenzschichtberechnung mit digitalen Rechenautomaten).

**J. Girerd, Laborat. R. Derveaux, Boulogne-sur-Seine, Francja** — „Obliczenie przy pomocy maszyny analogowej zagadnienia wznoszenia przy minimalnym zużyciu paliwa i w najkrótszym czasie (w oparciu o rozwiązanie równania z pochodnymi cząstkowymi)” (Résolution sur machines analogue de problèmes de montée à consommation minimum et à temps minimum (conduisant à la résolution d'équations aux dérivées partielles)).

**A. P. J. Jeudon, Soc. d'Electr. et d'Autom. Courbevoie, Francja** — „Możliwości i przyszłość symulatorów liczbowych” (Possibilité et avenir des simulateurs numériques).

**M. Kretz, Cos. Girav. Dorand, Paryż, Francja** — „Symulator lotu dla szkolenia pilotów śmigłowcowych” (Simulateurs de vol pour la formation des pilotes d'hélicoptères).

**S. M. Poole, Soc. Girav. Dorand, Paryż, Francja** — „Symulatory lotu — istota i eksploatacja” (Simulateurs de vol — Nature et utilisation).

**C. Roche, Société d'Electronique et d'Automatisme, Courbevoie, Francja** — „Rola i znaczenie kontroli automatycznej w skomplikowanym osprzęcie” (Rôle et intérêt de l'inspection automatisée dans les équipements complexes).

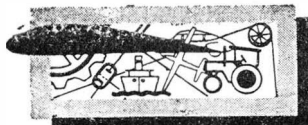
**J. Dascotte, L.M.T., Boulogne-Billancourt, Francja** — „Trenażery i symulatory” (Entraîneurs et Simulateurs).

**G. M. Hellings, Air Trainers Link Ltd. Aylesbury, Wielka Brytania** — „Symulatory lotu dla szkolenia załóg — postęp i zagadnienia” (Flight Simulators for Aircrew Training — Progress and Problems).

**J. Gaudfernau, Société d'Electronique et d'Automatisme, Courbevoie, Francja** — „Metody rejestracji i sprawdzania w zastosowaniu do obliczeń za pomocą maszyn” (Les méthodes d'enregistrement et de dépouillement adaptées au calcul automatique).

**X. Hafer, Heinkel, Fahrzeug Bau, Stuttgart, NRF** — „Zagadnienia stateczności nowoczesnych samolotów i rozwiązania ich przy użyciu maszyn elektronowych” (Stabilitätsprobleme moderner Flugzeuge und ihre Lösung mit Hilfe elektronischer Rechengerate).

J. S. i R. L.

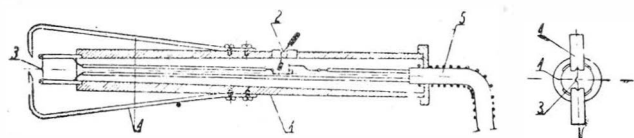


## PRZEGLĄDAMY USPRAWNIENIA

### Przyrząd do usuwania izolacji z końców przewodów

(Kl.21 c; nr OU-714; Z. nr 27) Rudolf Gabriel

Dotychczas do ściągania izolacji włóknistej i papierowej z końców przewodów stacyjnych (np. w łącznicach telefonicznych i telegraficznych) używano kleszczy, przez co żyły przewodów były uszkodzane mechanicznie, a obciążone kleszczami izolacja ulegała postrzępieniu, co utrudniało lutowanie końców żył przewodów.



W myśl udoskonalenia zastosowano do usuwania izolacji z końców przewodów przyrząd uwidoczniiony na rysunku, powstały z zespolenia w jeden przyrząd dwóch znanych narzędzi: kleszczy do usuwania izolacji oraz narzędzia do opalania izolacji na końcach przewodów.

Przyrząd składa się z rurowego korpusu bakelitowego 1, wyłącznika 2, elementu grzejnego 3 (odpowiednio ukształtowanego drutu oporowego) do spalania izolacji oraz ze szcęk metalowych 4 do usuwania resztek opalonej izolacji z końca przewodu. Element grzejny 3 przyrządu jest zasilany prądem niskiego napięcia z odpowiedniego transformatora, połączonego z przyrządem sznurem dwużyłowym 5.

### Elektrodynamiczny czujnik do badania drgań mechanicznych

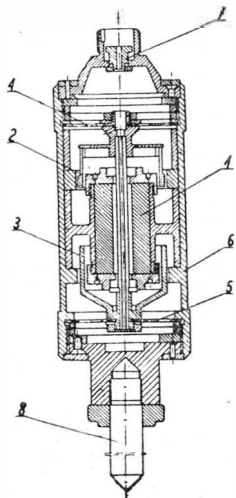
(Kl. 42 c; nr O-3039; Z. nr 27) inż. Jerzy Berkowski, Eugeniusz Grzewacz i Jan Lipka

Zbudowany w myśl usprawnienia elektrodynamiczny czujnik do badania drgań mechanicznych jest przyrządem przetwarzającym drgania mechaniczne na drgania elektryczne.

Przyrząd składa się z magnesu trwałego 1, z cewki napięciowej 2 i tłumika 3, połączonych sztywno ze sobą i poruszających się pod wpływem drgań w polu magnesu trwałego na dwóch elastycznych resorkach 4 i 5, z cylindrycznej obudowy stalowej 6, z której wyprowadzony jest przez gniazdo 7 przewód ekranowy, oraz z trzpienia 8, przenoszącego badane drgania mechaniczne na przyrząd. Przez przyłożenie trzpie-

nia 8 przyrządu do układu drgającego lub zamocowanie go na nim, w cewce napięciowej 2, wibrującej w polu magnetycznym, wzbudza się napięcie proporcjonalne do szybkości ruchu drgań mechanicznych i o częstotliwości równej częstotliwości tych drgań mechanicznych. Przez zastosowanie elektrycznego układu całkującego lub różniczkującego można z pomocą tego przyrządu mierzyć poza szybkością również amplitudy drgań lub przyspieszenie. Przez przecechowanie tych wielkości na ekranie oscyloskopu katodowego, poza możliwością obserwowania całego przebiegu i charakteru drgań, można bezpośrednio odczytać wielkości charakterystyczne drgań w odpowiednich jednostkach.

Za pomocą generatora akustycznego można również określić dokładnie częstotliwość drgań. Zakres pomiarowy wynosi: dla częstotliwości od 10 do 1000 c/sek, dla amplitudy od 0,01 do 1000 mikronów, dla szybkości do 600 cm/sek, a dla przyspieszenia do 3000 cm/sek<sup>2</sup>. Czujnik według usprawnienia różni się od czujników produkowanych za granicą tym, że posiada możliwość wymiany resorzków 4, 5, które pękają przy upadku przyrządu podczas nieostrożnego obchodzenia się z nim lub przy pomiarze drgań o zbyt dużej amplitudzie w stosunku do zakresu pomiarowego przyrządu.

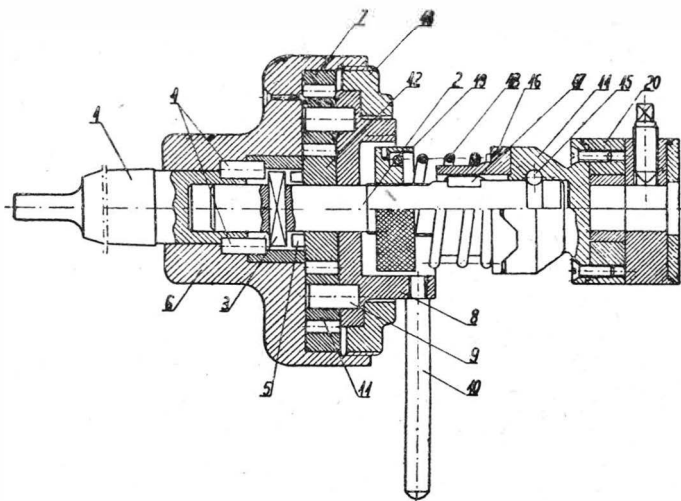


**Przyrząd o dwustronnym kierunku obrotów do gwintowania na wiertarce**

(Kl. 49 e; nr OU-800; Z. nr 29) Tadeusz Biedroński

Przedstawiony na rysunku przyrząd służy do maszynowego gwintowania na wiertarce otworów przelotowych i ślepych. Zaopatrzenie przyrządu w samoczynnie włączające się sprzęgło kłowe w przekładni kół zębatych umożliwiła natychmiastowe wycofanie gwintownika z dwukrotną szybkością obrotową bez zatrzymywania obrabiarki, a sprzęgło cierne o regulowanym oporze zapobiega łamaniu się gwintownika.

Przyrząd jest mocowany we wrzecionie wiertarki za pomocą stożka 1. W trakcie opuszczania wrzeciona wiertarki z zamocowanym w nim przyrządem, z chwilą oparcia się gwintownika o krawędź podlegającego gwintowaniu otworu następuje przesunięcie wrzeciona 2 przyrządu względem korpusu i sprzężenie wrzeciona za pomocą zamocowanego w nim wpustu 3 z kłami 4, przez co wrzeciono wiertarki zostaje połączone bezpośrednio z wrzecionem przyrządu, na którym zamocowany jest gwintownik, a ruch obrotowy wrzeciona wiertarki będzie przeniesiony na gwintownik.



Przy dalszym opuszczaniu się wrzeciona wiertarki gwintownik będzie zanurzał się w otwór i nacinał gwint. Z chwilą przejścia gwintownika przez gwintowany otwór przelotowy lub na skutek unoszenia wrzeciona wiertarki wpust 3 wysunie się z kłów 4 i ząbów w kłach 5 koła zębatego 12, które nada wrzecionu 2 obroty wsteczne.

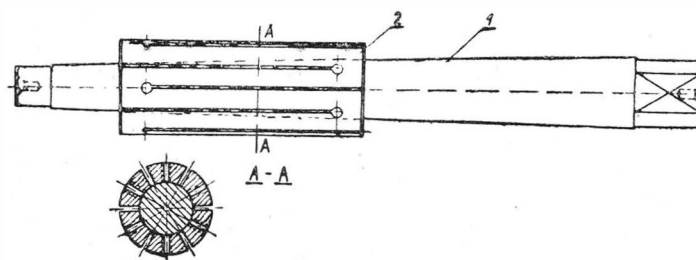
Wsteczny bieg otrzymuje wrzeciono 2 za pomocą przekładni kół zębatych, składającej się z korpusu 6, zamocowanego nieruchomo na stożku 1, z koła zębatego 7 o uzębieniu wewnętrznym, z obsady 8 z osadzonymi w niej czopami 9 i dźwignią 10, służącą do przytrzymywania obsady przed obracaniem się, z pośrednich kół zębatych 11, z koła zębatego 12 i przytrzymującego obsadę pierścienia 13. Sprzęgło cierne składa się z dwóch małych tarcz ząbiających się ze sobą zbieżnymi kłami, a mianowicie tarczy dolnej 14, zamocowanej na wrzecionie 2 obrotowo i zabezpieczonej przed zsuwaniem się kołkami 15 oraz tarczy górnej 16, osadzonej na wrzecionie suwliwie i zabezpieczonej przed obracaniem się wpustem 17. Tarcza górna jest dociskana do dolnej sprężyną śrubową 18, której wielkość nacisku reguluje się nakrętką 19. Gwintownik jest zamocowany w normalnym wiertarskim uchwycie 20, przykróconym do dolnej tarczy sprzęgła.

S. M.

**Trzpień tokarski z rozprężną tuleją**

(Kl. 49 a; nr OU-731; Z. nr 27) Antoni Motyka

Rozprężne trzpienie tokarskie, mające szerokie zastosowanie w mechanicznej obróbce metali, posiadają zbyt małą rozprężalność, a tym samym zakres zastosowania poszczególnych trzpieni jest bardzo ograniczony.



W wielu przypadkach wyżej wspomniane trzpienie mogą być w myśl udoskonalenia zastąpione przez przedstawiony na rysunku stożkowy trzpień 1 z przesuwaną po jego powierzchni rozprężną tuleją 2, która posiadając dużą rozprężalność zachowuje przy tym cylindryczność swej średnicy zewnętrznej.

**Kit bakelitowy do wodoodpornego uszczelniania wyprasek z tworzyw sztucznych**

(Kl. 22 i; nr OU-789; Z. nr 29) inż. Witold Korecki i Edward Offen

Pływaki prasowane z tworzyw sztucznych składają się z dwóch połówki zakręcanych na gwint. Pływaki te zanurzone są stale w wodzie i muszą być bardzo szczelne. Dotychczas stosowane środki uszczelniające zawiodły, czy to z powodu złej przyczepności do bakelitu, czy też na skutek nieodpowiednich właściwości fizycznych lub chemicznych i pływaki po krótkim czasie tonęły.

W myśl udoskonalenia zastosowano kit bakelitowy samoutwardzający się o następującym składzie: żywica fenolowo-formaldehydowa kondensowana alkalicznie 500 cz. cięż. spirytus denaturowany . . . . . 100 cz. cięż. kaolin . . . . . 100 cz. cięż. utwardzacz kwaśny (benzenosulfochlorek) . . . . 50 cz. cięż.

Kit sporządzony według tej recepty przechodzi w stan nierozpuszczalny w temperaturze około 25°C i po upływie 10 godzin silnie przylega do kitowanego przedmiotu i uszczelnia go całkowicie.

W celu przyrządzenia kitu odważoną ilość żywicy rozpuszcza się w spirytusie denaturowanym przez mieszanie. Do roztworu tego dodaje się porcjami kaolinu i miesza aż do otrzymania jednorodnej masy. Przed użyciem dodaje się utwardzacza i po dobrym wymieszaniu kit jest gotów do użytku.

Kit z utwardzaczem przygotowuje się tylko w ilości potrzebnej w danej chwili, gdyż po 4 godzinach nie daje on się już stosować, kit zaś bez utwardzacza może stać kilka dni.

Skład kitu można zmieniać zależnie od celu do jakiego się go stosuje:

1) kiedy trzeba kitować duże otwory można zwiększyć ilość kaolinu ze 100 do 250 części;

- 2) kiedy kituje się wąskie szczeliny należy kaolin ze składu kitu usunąć;
- 3) kiedy chodzi o szybkie utwardzanie, zwiększa się ilość utwardzacza i na odwrót.

Cena 1 kG kitu wynosi 25 zł; 1 kG kitu można uszczelnić 500 wyprasek, czyli koszt uszczelnienia jednej wypraski wynosi 5 groszy.

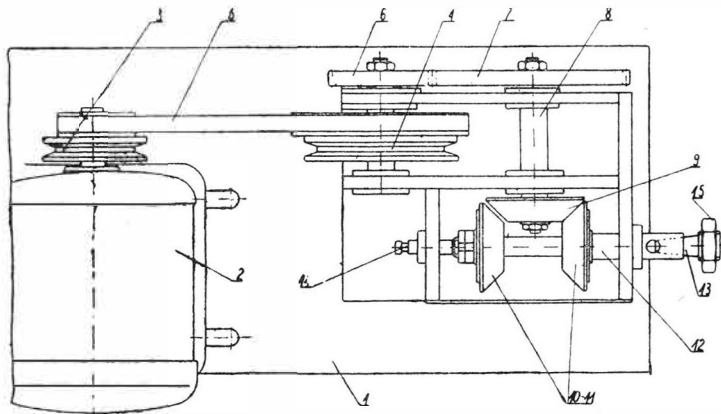
Kit ten wyeliminował braki, jest łatwy do przygotowania, wszystkie surowce są pochodzenia krajowego i łatwo dostępne. Kit ten może być stosowany jako klej do porcelany, do metali lub do sklepania metali z porcelaną.

### Przyrząd o napędzie mechanicznym do sprawdzania gwintu w nakrętkach

(Kl. 42 b; nr OU-880; Z. nr 31) Józef Dworniczek

Przedstawiony na rysunku przyrząd służy do szybkiego wkręcania sprawdzianu w nakrętki oraz wykrcania go przy sprawdzaniu średnicy podziałowej i prostopadłości gwintu, które to czynności dotychczas wykonywano ręcznie.

Przyrząd, według udoskonalenia, składa się z płyty 1 ze zmontowanym na niej silnikiem elektrycznym 2, który za pośrednictwem kół pasowych 3 i 4, pasa 5, kół zębatach 6 i 7, wprowadza w ruch obrotowy wałek 8 z zamocowanym na nim kołem stożkowym 9. Koło to współpracuje z kołami stożkowymi 10 i 11 jako przekładnia cierna. Wałek 12, na którym

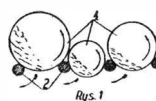
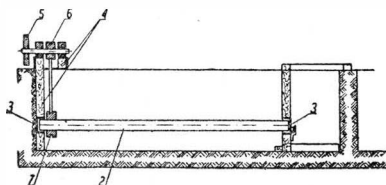
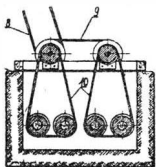


zamocowane są koła 10 i 11, jest ułożyskowany w korpusie skrzynki przesuwnej i zmienia kierunek obrotów w zależności od tego, które z zamocowanych na nim kół ciernych styka się z kołem 9. Jeden koniec tego wałka jest zaopatrzony w stożkowy otwór do mocowania sprawdzianu 13, a drugi posiada podtoczenie 14 dla zamocowania nie uwidocznionej na rysunku dźwigni do ręcznego przesuwania wałka. W rozwiązaniu według udoskonalenia przesuwanie wałka odbywa się sprawdzaną nakrętką 15, powodowane poosiowym naciskiem, występującym przy nakręcaniu oraz wykrcaniu nakrętki ze sprawdzianu.

### Urządzenie do oczyszczania przez trawienie przedmiotów od zgorzeliny

(Kl. 48 d; nr OU-884; Z. nr 31) mgr inż. Franciszek Paszek

Oczyszczanie przedmiotów od zgorzeliny, przed obróbką galwaniczną, przeprowadza się przez mechaniczne obijanie lub przez trawienie. Połączenie tych dwu operacji, przez za-



stosowania trawienia w naczyniach obrotowych, skraca znacznie czas czyszczenia. Do tego celu stosowane są ogólnie bębny obrotowe szczelnie zamykane, napełniane okresowo przedmiotami czyszczonymi oraz środkami czyszczącymi.

W myśl udoskonalenia, stosuje się odmienne urządzenie, w którym dziurkowane bębny 1 (rys. 1) układane są na obracających się wałkach 2, umieszczonych w wannie z kwasem. Wielkość bębnow może być różna, zależnie od potrzeby; obracają się one będąc całkowicie zanurzone w kwasie. Bębny stanowią przenośne urządzenie potoku, wiążącego poszczególne operacje obróbki galwanicznej. Mianowicie przedmioty, załadowane do bębna, przenoszone wraz z bębniem, przechodzą kolejno operacje: odtłuszczenia, płukania, trawienia i obróbki galwanicznej.

Urządzenie jest wbudowane do wanny z kwasem (rys. 2).

Obracające się wałki drewniane 2, osadzone są w łożyskach porcelanowych 3, umocowanych we wspornikach drewnianych 4. Wałki napędzane są przez silnik elektryczny za pośrednictwem kół pasowych 5, 6 i 7 oraz pasków klinowych 8, 9 i 10, w sposób uwidoczniiony na rys. 2. Koła pasowe 6 i 7 wykonane są z materiału kwasoodpornego.

### Fosfatażowanie żeliwnych pierścieni tłokowych

(Kl. 48 d; nr OU-885; Z. nr 31) mgr inż. Ludwik Szenderowski

Celem fosfatażowania jest wytworzenie na powierzchni roboczej żeliwnych pierścieni tłokowych powłoki miękkich fosforanów. Powłoka ta, o grubości 0,005—0,01 mm, poza właściwościami przeciwkorozyjnymi wpływa przede wszystkim na szybkie docieranie się pierścieni do gładzi cylindra i posiada dobre właściwości ślizgowe, co dodatnio wpływa na pracę silnika.

Proces fosfatażacji polega na:

1. Odtłuszczeniu pierścieni za pomocą trójchloroetylenu.
2. Przepłukiwaniu pierścieni w gorącej wodzie.
3. Fosfatażowaniu pierścieni w kąpeli fosforanowej przy współdziałaniu prądu elektrycznego.
4. Przepłukiwaniu w gorącej wodzie.
5. Suszeniu.

Przed poddaniem pierścieni procesowi fosfatażacji, zamocowuje się je w liczbie kilkudziesięciu sztuk na trzpieniu tak, aby szczeliny między poszczególnymi pierścieniami były jak najmniejsze, a średnice zewnętrzne tworzyły powierzchnię walca. Tak zamocowane pierścienie poddaje się odtłuszczeniu w podgrzanej do temperatury 85°C trójchloroetylenie, w wannie stalowej. Po odtłuszczeniu uchwyty z pierścieniami nagrzewa się przez zanurzenie na kilka minut do gorącej wody i następnie wprowadza się go do stalowej wanny elektrolitycznej zawierającej roztwór do fosfatażacji o składzie:

kw. fosforowy ( $H_3PO_4$ ) c. wł. 1,7	40% cięż.
tlenek cynku (ZnO)	10% cięż.
woda destylowana	50% cięż.

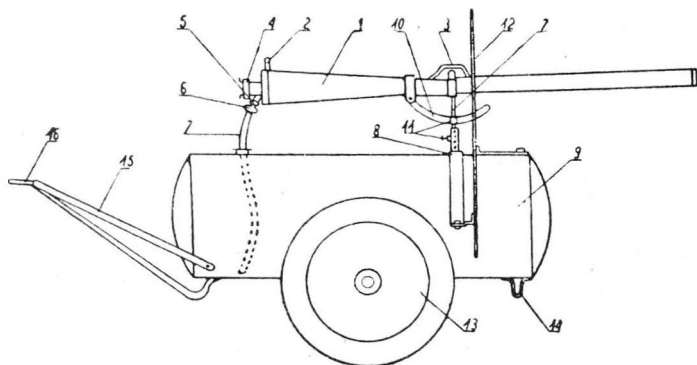
Uchwyty zawieszają się na środkowym płaskowniku miedzianym. Dwa inne płaskowniki po bokach służą do zawieszenia elektrody z blachy stalowej, wykonanej w kształcie cylindra. Elektroda ta otaczająca uchwyty z pierścieniami jest anodą w przypadku stosowania prądu stałego. Odległość pomiędzy elektrodą a pierścieniami powinna wynosić 20—30 mm. Płaskowniki miedziane są umieszczone na przymocowanej do wanny drewnianej ramce. Temperatura kąpeli do fosfatażacji powinna wynosić 60—70°C. Stosuje się prąd elektryczny o napięciu 10—20 V i natężeniu około 4 A na decymetr kwadratowy powierzchni walca utworzonego przez pierścienie. Reakcję fosfatażowania charakteryzuje silne wydzielanie się pęcherzyków wodoru. Po 7—10 minutach wydzielanie się wodoru ustaje, co świadczy o zakończeniu procesu fosfatażacji. Wówczas uchwyty z pierścieniami wyjmują się z wanny i przepłukuje strumieniem zimnej wody, szcztokując pierścienie miękką szcztotką. Następnie umieszcza się go na kilka minut we wrzącej wodzie i po kilku minutach wyjmuje i lekko obsusza na powietrzu, wreszcie uchwyty z pierścieniami wkłada się na kilka minut do suszarki o temperaturze około 150°C w celu całkowitego wysuszenia. Po wysuszeniu i zdjęciu pierścieni z uchwytu natłuszcza się je w roztopionej wazelinie.

### Armatka pianowa do gaszenia pożaru

(Kl. 61 b; nr OU-891; Z. nr 31) Gerard Sońnica

Dotychczas stosowany sprzęt przeciwpożarowy do gaszenia pożarów środkami chemicznymi posiada zbyt krótki okres działania. Czas używalności tego sprzętu w akcji gaśniczej trwa zazwyczaj kilka minut, po czym musi być wycofany do zaopatrzenia środkami chemiczno-gaśniczymi.

Przedstawiona na rysunku armatka pianowa, zbudowana według udoskonalenia, jest zaopatrzona w zbiornik o pojemności 250—300 litrów cieczy pianotwórczej i posiada zdolność wytwarzania wielkiej ilości piany w ciągu dwóch do trzech godzin bez uzupełniania środka pianotwórczego. Czas pracy armatki w czasie akcji gaśniczej jest praktycznie nieograniczony, gdyż podczas jej pracy można uzupełniać ubytek środka pianotwórczego w zbiorniku.



Armatka składa się z prądownicy pianowej 1 zaopatrzonej w uchwyty 2 i 3, służące do kierowania nią, połącznik 4 do łączenia węża od motopompy lub hydrantu, zawór 5 do regulacji przepływu cieczy pianotwórczej i połącznik 6 do węża ssącego 7. Przegubowe zamocowanie prądownicy w widelkowym uchwycie 17, osadzonym obrotowo w podstawie 8 przykręconej śrubami do zbiornika 9, umożliwia wychylenie jej w płaszczyznach pionowej i poziomej. Do unieruchomienia prądownicy, ustawionej pod odpowiednim kątem, służy segment 10 i śruby zaciskowe 11. Zbiornik 9 jest zaopatrzony w tarczę ochronną 12, zasłaniającą strażaka w czasie akcji oraz w podwozie na kołach 13, podpórkę 14 i dyszel 15, zakończony uchem 16 do przymocowywania podczas transportu do pojazdu mechanicznego. Działanie armatki polega na zasysaniu cieczy pianotwórczej przez strumień wody wpływający do prądownicy, w której następuje wymieszanie środka pianotwórczego z wodą i wyrzucaniu powstałej piany w kierunku źródła pożaru.

Próby armatki wykazały, że przy ciśnieniu wody 4 kG/cm<sup>2</sup> daje ona na minutę 5 m<sup>3</sup> piany rzucając ją na odległość 22 m i wysokość 14 m. Przy zwiększeniu ciśnienia zasięg ten wzrasta.

#### Przyrząd do cięcia papieru

Kl. 69; nr 0-3084; Z. nr 31)  
Jerzy Materny

W celu ułatwienia i przyspieszenia cięcia papieru oraz obcinania rysunków w wydawnictwach i kopiarniach, zastosowano — w myśl usprawnienia — przyrząd uwidoczniiony na rysunku.

Przyrząd ten składa się ze stalowego linału 1, do którego przykręcony jest śrubami odpowiednio wygięty uchwyt 2. Poza tym do linału 1 przymocowany jest na całej jego długości stalowy nóż 3, zahartowany i naostrzony.

Przyrząd kładzie się na arkusz papieru, dociskając jedną ręką uchwyt, po czym drugą ręką urywa się zbędny brzeg arkusza.

#### Przyrząd do czerpania tuszu kreślarskiego z flakonu

(Kl. 70 c; nr OU-895; Z. nr 31) Leon Pierścionek

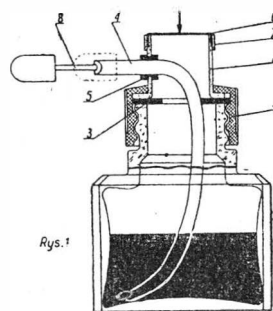
Przenoszenie tuszu z flakonu na przyrządy kreślarskie jak grafion, pióro „redis” itp. odbywa się w praktyce najczęściej

za pomocą piórka, co z wielu względów nie jest wygodne i właściwe.

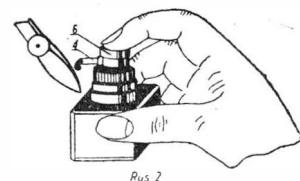
Przedmiotem udoskonalenia jest przyrząd, zakładany na stałe do flakonika z tuszem, służący do czerpania i przenoszenia tuszu z flakonika na przyrząd piszący lub kreślący.

Przyrząd do czerpania tuszu uwidoczniiono w przekroju na rys. 1. Przyrząd ten składa się z normalnego korka bakelitowego 1, lecz zaopatrzonego w otwór w wierzchniej jego części, z tulejki celulozowej 2 z kołnierzem, z uszczelki 3, z rurki igielitowej 4, przeprowadzonej przez gumowy przepust 5 umieszczony w bocznym otworze tulejki 2, z przepony gumowej 6, umocowanej do tulejki pierścieniem metalowym 7 oraz z zatyczki 8 do zamykania wylotu rurki 4, w celu zapobieżenia wysychaniu tuszu. Wylot rurki 4 może być również zamknięty dowolnym zaciskiem.

Sposób użytkowania przyrządu pokazano na rys. 2. Przy naciśnięciu palcem na przeponę 6 powstaje wewnątrz flakonika nadciśnienie, na skutek czego pewna ilość tuszu zostaje wytłoczona poprzez rurkę 4 do podstawionego przyrządu piszącego.



Rys. 1



Rys. 2

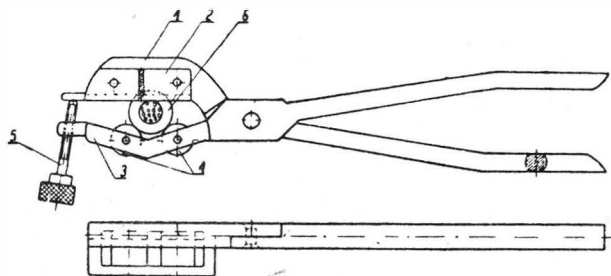
Przy zastosowaniu przyrządu nie zachodzi wysychanie tuszu ani tworzenie się osadu, a wywrócenie flakonika nie powoduje rozlania tuszu.

#### Kleszcze do przecinania płaszcza i izolacji kabli

(Kl. 21 c; nr OU-904; Z. nr 32) Władysław Gościński

Używanie nieodpowiednich narzędzi do przecinania pancerza lub powłoki ołowianej kabla podczas robót kablowych powoduje na skutek niemożności wykonania cięcia o ściśle określonej głębokości częste uszkodzenia izolacji kabla.

Skonstruowane w myśl udoskonalenia kleszcze do przecinania płaszcza i izolacji kabla nie powodują niszczenia kabla i ułatwiają pracę.



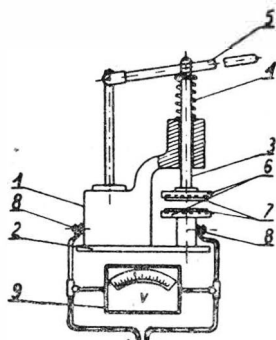
Kleszcze, uwidocznione na rysunku, posiadają nóż 2 przymocowany do szczęki górnej 1 w sposób umożliwiający jego wymianę. W szczęce dolnej 3 kleszczy osadzone są dwa krążki obrotowe 4 oraz śruba regulacyjna 5, za pomocą której ustala się głębokość cięcia noża 2. Przy przecinaniu płaszcza kabla obchwytuje się kabel 6 za pomocą kleszczy w sposób uwidoczniiony na rysunku i obracając kleszcze dookoła kabla zaciska się je aż do oporu szczęki górnej 1 o odpowiednio ustawioną śrubę 5.

#### Próbnik do kontroli izolacji kuprytowych i selenowych płytek prostownika

(Kl. 21 c; nr 0-3086; Z. nr 32) W. K. Arno (ZSRR)

Stan powierzchni kuprytowych i selenowych płytek do prostowników sprawdzano jedynie za pomocą kontroli wzrokowej. Wskutek tego często w prostowniku zmontowanym po naprawie lub wymianie płytek wykrywano znowu płytki wadliwe.

Aby temu zaradzić, zbudowano specjalny próbnik, uwidoczniiony na rysunku, którym można szybko i dokładnie kontrolować jakość płytek. Próbnik składa się ze szkieletu 1, umocowanego na izolacyjnej płycie 2, trzpienia 3 unoszo-



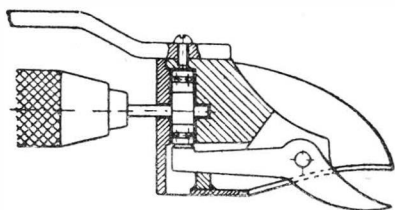
nego sprężyną śrubową 4, dźwigni 5 z rękojeścią oraz z dwóch tarcz elektrodowych 6 z zaprasowanymi w nich ołowianymi wkładkami 7. Na tarczy dolnej i na szkielecie znajdują się zaciski 8 do dołączenia przewodów od źródła prądu stałego o napięciu 18—35 V. Równolegle do obwodu włączony jest woltomierz 9. Badaną płytkę kładzie się na dolną tarczę i za pośrednictwem dźwigni 5 przyciska się ją tarczą górną. Jeżeli płytka ma uszkodzoną izolację, obwód zostanie zamknięty, woltomierz zostanie w ten sposób zwarty i jego wskazówka opadnie na zero.

Przy stosowaniu tego przyrządu nie jest konieczne ponowne kontrolowanie izolacji płytek po zmontowaniu prostownika.

#### Cięcie blachy za pomocą przyrządu dołączanego do elektrycznej wiertarki ręcznej

(Kl. 47 c; nr 0-3088; Z. nr 32) Erno Polgar (WRL)

Przedmiot usprawnienia stanowi przyrząd do cięcia blachy, który przymocowuje się do elektrycznej wiertarki ręcznej dowolnego typu w taki sam sposób, jak normalne wiertło.



Przyrządu można używać do cięcia blach do grubości odpowiadającej konstrukcji przyrządu, jak również do cięcia papieru i skóry. Wrzeciono przyrządu umocowane jednym końcem

w uchwycie elektrycznej wiertarki ręcznej posiada na drugim końcu mimośród osadzony w łożysku kulkowym. Mimośród wprowadza w ruch ruchomą część nożyc dając wychylenie około 2 mm. Oba tnące ostrza tworzą nożyce o dwu szczękach, z których jedna jest ruchoma, a druga nieruchoma.

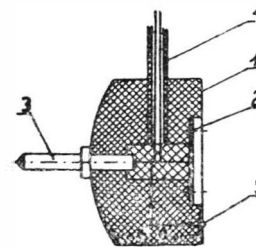
Zaletą przyrządu jest możliwość szybkiego zamocowania go we wrzecionie wiertarki. Cięcie za pomocą tych nożyc jest dogodne.

#### Przyrząd do mierzenia gęstości prądu w kąpielach galwanizacyjnych

(Kl. 48 a; nr 0-3089; Z. nr 32) Ju. I. Pac (ZSRR)

Do mierzenia gęstości prądu elektrycznego w galwanizacyjnych kąpielach chromowych skonstruowano przyrząd uwidoczniiony na rysunku. Przyrząd umożliwi określenie skutecznej gęstości prądu na powierzchni chromowanych przedmiotów.

Przyrząd składa się z bakelitowego korpusu 1, pokrytego ochronnym lakierem, metalowej płytki 2 o średnicy 35,8 mm (powierzchnia 10 cm<sup>2</sup>), trzpienia stykowego 3, porcelanowej lub szklanej rurki 4, której długość dobiera się odpowiednio do głębokości kąpeli, odprowadzenia 5, połączonego przewodem z trzpieniem 3, oraz z tablicy kontrolnej (nie uwidocznionej na rysunku), na której umieszczony jest amperomierz.



Wnętrze korpusu 1 zalane jest kitem. Przyrząd zanurza się w kąpeli galwanizacyjnej, skoro tylko zostaną zanurzone chromowane części i włączony prąd. Przyrząd umieszcza się tak, aby trzpień 3 dotykał chromowanego przedmiotu, a metalowa płytka 2 była zwrócona w stronę anody. W tym położeniu amperomierz wskaże natężenie prądu przypadające na 10 cm<sup>2</sup> powierzchni płytki. Aby otrzymać gęstość prądu, wyrażoną w A/dm<sup>2</sup>, należy wskazanie amperomierza pomnożyć przez 10. Wygodniej jednak jest na podziałce amperomierza nanieść liczby wyrażające bezpośrednio A/dm<sup>2</sup>, dopisując zera do liczb istniejących na podziałce. Przez obserwację wskazań przyrządu sprawdza się gęstość prądu na powierzchni chromowanych przedmiotów, następnie przyrząd wyjmuje się z kąpeli, a chromowanie kontynuuje.

Użycie opisanego przyrządu umożliwiło znaczne polepszenie jakości chromowania. Dokładność pomiaru gęstości prądu za pomocą przyrządu wynosi 2—4%.

S. M.

## Lotnicze Stowarnictwo Techniczne

Od Zarządu Głównego Stowarzyszenia Elektryków Polskich otrzymaliśmy list, w którym Stowarzyszenie to prosi o zamieszczenie na łamach naszego pisma wyjaśnień i uwag dotyczących kilkunastu pojęć z zakresu silników wiatrowych, związanych z terminologią z zakresu aerodynamiki i budowy maszyn latających.

Poniżej podajemy omawiane grupy pojęć wraz z zapytaniami SEP i nasze odpowiedzi opracowane przez zespół redakcyjny „Techniki Lotniczej”.

1. *Silnik wiatrowy — turbina wiatrowa.* Czy określenie turbina wiatrowa jest słuszne w odniesieniu do silnika wiatrowego o dużej liczbie łopatek?

Pojęcie *silnik* jest szersze niż pojęcie *turbina*. Każda turbina może być zatem nazwana silnikiem. Silnik wiatrowy o dużej liczbie łopatek wirnika może być nazwany turbiną wiatrową.

2. *Wirnik, śmigło, koło wiatrowe.* Jakie jest znaczenie tych wyrazów w lotnictwie i jakie byłyby najlepsze odpowiedniki w terminologii silników wiatrowych. Czy wirnik 7-łopatowy można nazwać śmigłem?

Najpierw *śmigło*. Jest to urządzenie, którego zadaniem jest wywołanie pod wpływem momentu obrotowego siły aerodynamicznej skierowanej wzdłuż osi śmigła — zwanej ciągiem.

*Wirnik* w znaczeniu aerodynamicznym jest urządzeniem, którego zadaniem jest bądź uzyskanie siły aerodynamicznej bądź momentu na wale wskutek opływu łopat, albo wywołanie opływu łopat pod wpływem momentu na wale (sprężarki, wentylatory). W budowie samolotów przyjęł się termin *śmigło*, w budowie wiroplatów i maszyn przepływowych — *wirnik*. Wirnik 7-łopatowy może być nazwany śmigłem, o ile jego zadaniem jest wywołanie ciągu. W budowie silników wiatrowych taki przypadek nie zachodzi.

Z pojęciem koło wiatrowe w lotnictwie się nie spotykamy.

3. *Łopata, łopatką, płat, skrzydło, żagiel*, które z tych wyrazów należałoby przyjąć za najpoprawniejsze w odniesieniu do konstrukcji silników samolotowych oraz silników wiatrowych?

Przed wszystkim małe wyjaśnienie: *łopata, łopatką, płat* i *skrzydło* są to ciała opływowe, nie zmieniające swego profilu aerodynamicznego w zależności od kierunku i natężenia



opływu, co natomiast charakteryzuje żagiel. Płatami nazywają się w budowie maszyn latających takie bryły lub powierzchnie aerodynamiczne, opływ dookoła których wykorzystuje się dla wytworzenia siły nośnej czyli udźwigu. Skrzydła samolotów mogą składać się z jednego, dwóch lub kilku płatów. W budowie silników wiatrowych wydaje się najlepsze przyjęcie określenia *łopata* (wirnika).

W terminologii lotniczych zespołów napędowych używa się łopata (śmigło) oraz łopatka (wentylatora, turbiny).

4. Powierzchnia „omiatana” przez śmigło. Czy jest to określenie dobre na oznaczenie powierzchni zakreślonej przez obrót śmigła?

W lotnictwie zazwyczaj używana jest *powierzchnia tarczy* (śmigła, wirnika śmigłowcowego).

5. Układ stożkowy (parasolowy). Czy takie określenie jest właściwe dla układu przystosowanego do składania łopat jak parasol?

Wydaje się, że układ parasolowy jest terminem właściwym. Układ stożkowy nie podkreśla możliwości składania

łopat, a mówi jedynie o tym, że łopaty są nachylone pod kątem do osi wirowania.

6. Zmiana skoku łopaty — czy zmiana kąta natarcia? Które z tych określeń jest prawidłowe?

Oba są prawidłowe, ale mają różne znaczenie. Skok (geometryczny) łopaty (śmigła) jest zależny od kąta nastawienia, to jest od kąta, jaki tworzy cięciwa umownego profilu z płaszczyzną prostopadłą do osi śmigła, podczas gdy kąt natarcia jest kątem zawartym pomiędzy wektorem prędkości opływu a cięciwą tego profilu.

Dla danego przekroju śmigła skok zależy tylko od kąta nastawienia, to jest kąta, jaki tworzy cięciwa profilu z płaszczyzną prostopadłą do osi, podczas gdy kąt natarcia zależy ponadto od stosunku prędkości lotu do prędkości obwodowej w rozpatrywanym przekroju. Według polskich norm lotniczych rozróżniamy *śmigła nastawne* (na ziemi) i *przestawialne* (w locie).

Ten podział nie jest jeszcze ściśle przestrzegany i zdarzają się publikacje, w których używa się jeszcze pojęcia — śmigło o zmiennym skoku zamiast przestawialne lub nastawne.



## na półkach księgarskich

**Popławkowyje giroskopy i ich promienienie**, G. A. Słomiński, J. N. Priadiłow, Oborongiz, 1958 r., stron 224.

Praca zawiera szczegółową teorię giroskopów pływakowych znajdujących coraz szersze zastosowanie w lotnictwie i technice rakietowej. Pierwszy rozdział poświęcony jest wprowadzeniu czytelnika na ogólne zagadnienia związane z właściwościami giroskopu i jego zastosowaniem do orientacji obiektu względem pewnego układu współrzędnych, który może być zarówno nieruchomy, jak i poruszający się w określony sposób w przestrzeni. Na podstawie błędów metodycznych i niedogodności eksploatacyjnych zwykłych giroskopów całkujących i różniczkujących, wykazana jest celowość konstrukcji pływakowych. W rozdziale drugim zawarto wyczerpujący przegląd konstrukcji i podstawowych parametrów giroskopów całkujących i różniczkujących, powstałych zarówno w ZSRR jak i w krajach zachodnich. Rozdział trzeci poświęcony jest szczegółowej teorii całkującego giroskopu pływakowego. Wyprowadzono wyrażenie przepustowości giroskopu całkującego oraz rozpatrzono jego zachowanie w układzie z serwomechanizmem platformy stabilizowanej. W rozdziale czwartym omówiono teorię giroskopów różniczkujących, odrębnie dla przyrządów z elementem sprężystym oraz ze sztywnym, elektrycznym sprzężeniem zwrotnym. Rozdział piąty traktuje obszernie o specyficznych próbach precyzyjnych giroskopów pływakowych, zarówno w warunkach ustalonych jak i w procesie przejściowym. Przytoczone szkice i fotografie stanowisk probierczych, technika wykonywania prób oraz szereg konkretnych przykładów liczbowych nadają temu rozdziałowi charakter odrębnej, wyczerpująco ujętej części książki. Rozdział szósty i ostatni zawiera wprowadzenie w jedną z głównych dziedzin stosowania giroskopów pływakowych — w zagadnienie bezwładnościowych systemów nawigacji. Książka zawiera 90 ilustracji oraz 5 tabel z danymi konstrukcyjnymi i parametrami istniejących giroskopów pływakowych produkowanych na Zachodzie. Praca uzupełniona jest dwoma zestawieniami literatury. Jedno z nich obejmuje 16 pozycji prac wydanych w ZSRR dotyczących ogólnej i stosowanej teorii giroskopu oraz lotniczych przyrządów giroskopowych. Drugie zestawienie obejmuje 23 pozycje literatury i piśmiennictwa amerykańskiego i zachodnio-europejskiego. Praca jest pierwszą książką radziecką, traktującą o nowoczesnych pływakowych giroskopowych lotniczych przyrządach i jako taka winna zainteresować każdego pracownika lotnictwa. J.M.

**The finite Twisting and Bending of Heated Elastic Lifting Surface** (Skończony skręcanie i zginanie podgrzewanej, elastycznej powierzchni nośnej) dr R. L. Bisplinghoff, Berlag Leeman, Zurich, 1958 r., stron 114.

Badania omawiane w książce dotyczą długich, elastycznych powierzchni nośnych o prostokątnym obrysie tak, że zagadnienie może być traktowane dwuwymiarowo. Działanie podwyższonej temperatury jest dwojakie — gradient temperatury powoduje naprężenia termiczne, a podwyższenie temperatury powoduje zmianę wartości modułu elastyczności. Teoria dotyczy dwu skrajnych przypadków — w pierwszym powierzchnia nośna jest płytą sklepioną, podłużnie usztywnioną, ze zmienną sztywnością wzdłuż cięciwy, w drugim — przyjęto cylindryczną skorupę ze sklepieniem, podłużnie usztywnionymi płytami pokrycia. Obciążenie w obu przypadkach skończonym momentem skręcającym i zginającym, przy czym występuje gradient temperatury w kierunku cięciwy. Oprócz rozważań teoretycznych, przeprowadzono badania na modelach. Ogółem przebadano sześć modeli ze stopu aluminiowego przy obciążeniu różnymi momentami skręcającymi i zginającymi, przy różnych kombinacjach gradientu temperatury wzdłuż cięciwy. Wykaz literatury obejmuje 25 pozycji. Książka zawiera 50 rysunków i fotografii. R.L.

**Na podbój nieba**, Eugeniusz Banaszczyk, Wydawnictwo MON, 1957 r., stron 620.

Omawiana książka stara się — według słów Autora — dać obiektywne spojrzenie na całokształt bogatej już wiedzy o lotnictwie. Książka wypełnia postawione zadanie w sposób interesujący i ciekawy. Świadczą o tym również liczby: 408 rysunków, 11 tabel zawierających przede wszystkim zestawienia rekordów, 13 map obrazujących dokonane w poszczególnych latach przeloty o znaczeniu światowym lub wzbudzające zainteresowanie dzięki udziałowi Pola-

ków, 34 wyjątki o większych rozmiarach, wyodrębnionych odmiennym drugim z tekstu oraz bardzo liczne drobne cytaty autorów obcych, będące wspomnieniami lub opisami uczestników opisywanych zdarzeń lub współczesnych świadków pionierskich poczynań lotniczych. Treść książki dzieli się na dwanaście rozdziałów: „Tajemnice piątego oceanu” — o atmosferze ziemskiej, meteorologii i zasadach lotu, „Lotnicy w przyrodzie” — o ptakach, zwierzętach, owadach oraz nasionach roślin „unoszących” się w powietrzu, „Marzenie, fantazja, rzeczywistość” — o legendach, zapiskach kronikarskich i postaciach z powieści fantastycznych, „Złoty wiek aerostatów — o balonach i sterowcach”, „Wielkie narodziny” — o rozwoju konstrukcji samolotów — maszyn cięższych od powietrza, „Zdobycie powietrznych szlaków” — o osiągnięciach lotniczych w okresie międzywojennym, „Na ziemi i w powietrzu, czyli znajomość z samolotem” — o szczegółach budowy samolotu i jego wyposażeniu oraz o różnych fazach lotu, „Przyjaciele słońca” — o szybownikach i szybowcach, „Śmigłowiec — aparat wszechobylski” — o historii rozwoju wiroplatów, „Spadochron i spadochroniarstwo” — o skoczkach spadochronowych i ich sprzecie, „Wojna w powietrzu” — o roli lotnictwa w wojnach XX wieku i możliwościach w chwili obecnej, „Dzisiaj i jutro” — o stanie obecnym i perspektywach w niedalekiej przyszłości lotnictwa i astronautyki. Książka wyróżnia się starannością w stosowaniu słownictwa lotniczego. Spełnia ona poważną rolę — jedyną nowych miłośników lotnictwa i zaspokajania ogromnego zainteresowania lotnictwem. S.M.

**Budowa płatowców**, mgr inż. Witold Sołtyk, Państwowe Wydawnictwo Techniczne, 1957 r., stron 372.

Omawiana książka przeznaczona jest dla uczniów technikum mechanicznego, ale może być przydatna również dla studentów oraz pracowników przemysłu lotniczego. Książka dzieli się na dwie części. Część pierwsza obejmuje osiem rozdziałów, w których poruszono następujące tematy: historyczny rozwój konstrukcji i typy współczesnych samolotów, zasady pracy konstruktorskiej, elementy drobne i części normalne, skrzydło, lotki, klapy, sloty, hamulce aerodynamiczne, kadłub, wyposażenie kadłubów, usterzenie. W części drugiej — podzielonej na osiem rozdziałów — zawarto omówienia mechanizmów sterowania, łożysk silnikowych, osłon, rur wdechowych, chwytów powietrza, instalacji paliwa, oleju i chłodzenia silnika, śmigieł, podwozi, instalacji hydraulicznych, pneumatycznych i elektrycznych oraz obsługi i eksploatacji. Wiadomości są podane w książce w sposób jasny i przejrzysty, przy czym przyswojenie obszernego materiału przez użytkownika książki jest bardzo ułatwione dzięki interesującym rysunkom i schematom, ilustrującym obficie książkę (łącznie 587 rysunków). Niezrozumiałe jest tylko wprowadzenie odrębnej numeracji rysunków w każdej części książki, co utrudnia — naszym zdaniem — użytkowanie jej. Na zakończenie każdego rozdziału zebrano pytania dotyczące materiału zawartego w danym rozdziale, w łącznej liczbie 138. Wykaz literatury zawiera 20 pozycji. Dane techniczne zgromadzone w kilku tablicach. Książka jest zatwierdzona jako podręcznik do użytku szkolnictwa zawodowego i dlatego należy wytknąć pewne niedociągnięcia, istotne w pracy wychowawczej, które uszły uwagi opiniodawców i redaktorów. Niewłaściwe nazwy i oznaczenia: tetraetylek ołowiu, skręt, śrubokręt, szybkościomierz, asonoryzacja, kółko ogonowe, tankowanie, kabina hermetyczna, przepisy budowlane, śmigło nastawne, kopułka, sprężyna spiralna, kg (ciężar), kgm, kg/godz itp. Błędy w rysunkach: rys. 235 (str. 160), rys. 303 (str. 365). Rysunki słabe lub niejasne: Część I: rys. 52, 69, 94, 138, 141, 217b, 240, 244, 251; część II: rys. 92, 97, 117, 124, 153, 275. Wskazane usterki powinny być usunięte przy opracowywaniu następnego wydania książki. S. M.

**1000 słów o lotnictwie**. Mała encyklopedia lotnicza praca zbiorowa, Wydawnictwo Ministerstwa Obrony Narodowej 1958 r., stron 408.

Omawiana książka składa się z dwóch niezależnych części. Część pierwsza — Słownik lotniczy — opracowana przez Pawła Elstęna, Antoniego Mańkowskiego i Jerzego Świdzińskiego, jest — zgodnie z oświadczeniem zawartym w przedśłowiu „Do Czytelników” — jedynie zbiorem wybranych pojęć, wyrażań i określeń spotykanych i używanych w lotnictwie, natomiast nie rości sobie praw do słownika ustalanej i obowiązującej terminologii lotniczej. Trzeba stwierdzić bezstronnie, że wobec braku na naszym rynku takiego „ofi-

„cjalnego“ słownika, omawiana książka lukę tę znakomicie wypełnia i przez długi okres będzie go z powodzeniem zastępować, zwłaszcza gdy w następnych wydaniach usunięte zostaną usterki, jakie wkra- dły się do wydania pierwszego. Wymieniamy niektóre z nich: brak podpisów przy rysunkach uniemożliwia rozpoznanie, jaki element omówiony w tekście jest narysowany (np. rys. 46); często występu- jące w tekście, na zakończenie tekstu danego hasła utrudnia zro- zumienie (np. rys. 69 i 70); odnośnik w tekście wskazuje rysunek niewłaściwy (np. str. 25 rys. 21); rysunki niejasne (np. rys. 71, 117); nie zgodnione z tekstem nazwy na rysunkach (np. rys. 16, 118, 89, 25); oznaczenia na rysunkach wykonane niestarannie (np. rys. 189, 73); rysunek zamieszczony w pozycji odwróconej (rys. 318). Część pierwsza jest uzupełniona 11 tablicami zawierającymi: skalę wiatrów Beauforta, podział chmur na rodziny i rodzaje, zasadnicze rodzaje chmur, atmosferę normalną (wzorcową), schemat pionowego prze- kroju atmosfery, wykaz symboli używanych w książkach lot- niczych, elementy samolotów oraz rysunki samolotów projekto- wanych w LWD, CSS, IL, szybowców w SZD, śmigłowców w IL oraz silnika WN3. Część druga książki — Ludzie lotnictwa — opracowana przez Bohdana Arcta, zawiera zestawiony alfabetycz- nie wykaz, obejmujący 679 nazwisk ludzi związanych z lotnictwem, Polaków i cudzoziemców. Są wśród nich piloci, konstruktorzy, ucze- ni, działacze, pisarze. Inicjatywie zamieszczenia takiego wykazu na- zwisk w książce przeznaczony dla szerokiej rzeszy miłośników lotnictwa można tylko przyklasnąć. Z punktu widzenia techników lotniczych można mieć jedynie zastrzeżenie, że zbyt mało jest nazwisk polskich techników zasłużonych w rozwoju lotnictwa w Polsce. Wymieniam przykładowo takie nazwiska, które powinny się znaleźć w następnym wydaniu książki: prof. Misztal, prof. Du- leba, prof. Brzoska, prof. Strzeszewski, prof. Teisseyre, prof. Bie- niek, prof. Bukowski, prof. Fiszdron, prof. Pietraszek, inż. Zaleski, inż. Prauss, inż. Jakimiuk, inż. Bartel, inż. Bobek-Zaniewski, inż. Gajęcki, inż. Brzeski, inż. Peter, bracia Sido, inż. Czółkosz, inż. Szal, inż. Świątecki, inż. Kostia, inż. Kaniewska, inż. Nowakowski, inż. Weigel, inż. Natkaniec, inż. Rychter i inni. Należy również wprowadzić poprawki: prof. Huber (a nie Hubert, jak wydruko- wano) nie zajmował się aerodynamiką, nie jest mi znany konstruk- tor silników odrzutowych Witkowski — Stanisław (może ma to być Wójcicki Stanisław), winno być: Haber Wylński, silnik GR 760 inż. Nowkuńskiego miał 280 KM i był zastosowany do RWD 9, „Czarny Piotruś“ zaś — 100 KM. Książka niewątpliwie zniknie szybko z półek księgarskich, posiadaczom zaś przez długi okres będzie pomocna w poznawaniu lotnictwa. S. M.

Zasady kierowania zdalnego pociskami rakiętowymi. Stanisław Paszkowski. Wydawnictwo MON 1958 r. stron 260.

W książce podano w sposób systematyczny podstawowe wiadomości z trudnej dziedziny odległościowego sterowania pociskami. W formie stosunkowo obszernych wzmianek tematykę rozszerzono również na autonomiczne układy sterowania (układy programowe). Pierwsze rozdziały książki poświęcone są problemom wprowadzają- cym Czytelnika w technikę rakiętową. Omówiono w nich ogólnie bu- dowę pocisków sterowanych, właściwości rozchodzenia się energii elektromagnetycznej z uwzględnieniem doboru optymalnej długo- ści fal oraz różnego rodzaju zakłóceń charakterystycznych dla oma- wianych systemów. W dalszych rozdziałach wprowadzono Czytelnika w podstawy techniki radiolokacyjnej, opartej zarówno na fali cią- głej jak i impulsowej. Omówiono radiolokacyjne metody śledzenia obiektu we współrzędnych katowych i odległości. Opisując układy wykonawcze. Autor analizuje równocześnie pocisk sterowany jako obiekt sterowania, wyznaczając uproszczone wyrażenia przepusto- wości operatorowych. W dalszym ciągu omówiono pięć zasadni- czych systemów sterowania: system wiązki prowadzącej, system wiązki przerzucanej, system sygnałów sterujących, system sterowa- nia programowego oraz system samonaprowadzania. Zagadnienia te przedstawiono w oparciu o konkretną konstrukcję pocisków stosowa- nych przez państwa zachodnie. W związku z przeprowadzaniem prób pocisków w locie stosuje się systemy telemetryczne. Zagad- nienia telemetrii są tematem ostatnich rozdziałów tej ciekawej książki. Bardzo cenną rzeczą jest zebranie w formie tabeli danych taktycznych i konstrukcyjnych ponad sześćdziesięciu pocisków ste- rowanych. Omawiana książka jest pierwszą pozycją w języku pol- skim, obejmującą całokształt zagadnień związanych ze sterowaniem odległościowym pocisków. Fakt potraktowania pewnych szczegółów zbyt pobieżnie jest ze zrozumiałych względów usprawiedliwiony. Jednak podany materiał stawia pracę na wysokim poziomie. Książka jest przeznaczona dla inżynierów, a z pewnymi wyjątkami i dla techników, obeznanych z zasadami radiolokacji i regulacji automa- tycznej. Dla pracowników lotnictwa wyłożony materiał wydaje się szczególnie przydatny. Książka zawiera 195 rysunków i schematów, 3 tabele z danymi technicznymi pocisków oraz standardowymi czę- stotliwościami pomocniczych fal nośnych. Na końcu książki umiesz- czony jest wykaz literatury obejmujący 14 pozycji. Niestety, errata zamieszczona w książce nie obejmuje wszystkich błędów i usterek. Wykaz dostrzeżonych błędów przesłaliśmy bezpośrednio Autorowi. J. M.

## Nagroda Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Mechaników Polskich

Zgodnie z uchwałą podjętą w dn. 24.11.58 r. przez Plenum Zarządu Głównego SIMP wprowadzona została Nagroda Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Mechaników Polskich, która wręczana będzie rok rocznie w dniu Walnego Zjazdu Delegatów SIMP. Tekst tej uchwały podajemy w załączeniu.

### UCHWAŁA

Zarządu Głównego Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Mechaników Polskich  
z dnia 24 listopada 1958 r.

w sprawie powołania oraz zakresu działania Komitetu Nagród SIMP dla przyznawania nagród za osiągnięcia członków Stowarzyszenia w dziedzinie nauki, postępu technicznego oraz literatury i prasy technicznej.

- § 1. Powołuje się Komitet Nagród SIMP zwany w dalszym ciągu Komitetem dla przedkładania Prezydium Zarządu Głównego SIMP wniosków o przyznawanie nagród za osiągnięcia w dziedzinie nauki, postępu technicznego oraz literatury i prasy technicznej z zakresu mechaniki.
- § 2. Komitet składa się z: przewodniczącego i jego zastępcy oraz trzech członków powołanych spośród wybitnych fachowców będących członkami Stowarzyszenia.
- § 3. Członków Komitetu powołuje się uchwałą Prezydium Zarządu Głównego SIMP.
- § 4. Nagrody SIMP przyznaje się z okazji statutowych walnych zjazdów SIMP oraz dokonuje się aktu ich wręczenia na tychże zjazdach.
- § 5. Ustala się wysokości nagród poszczególnych stopni jak niżej:
 

1 nagroda I stopnia	20 000.— zł
2 nagrody II stopnia	po 15 000 ..
3 nagrody III stopnia	po 10 000.— „
- § 6. Oprócz nagród pieniężnych wszyscy nagrodzeni otrzymują specjalne dyplomy, podpisane przez Prezydium Zarządu Głównego SIMP.
- § 7. Regulamin prac Komitetu Nagród wydaje i zatwierdza Prezydium Zarządu Głównego SIMP.
- § 8. Organem wykonawczym Komitetu Nagród jest Sekretariat Zarządu Głównego SIMP.
- § 9. Wydatki na nagrody oraz na działalność Komitetu Nagród pokrywa się z fundusów wygospodarowanych przez SIMP.
- § 10. Wykonanie uchwały powierza się Prezydium Zarządu Głównego SIMP.

W dniu 12.I.59 Prezydium ZG SIMP powołało Komitet Nagród w składzie następującym:

Przewodniczący:

prof. dr inż. Zbigniew Muszyński

Członkowie:

mgr inż. Heliodor Chmielewski  
mgr inż. Zbigniew Lutosławski  
mgr inż. Piotr Moroz  
prof. dr inż. Franciszek Misztal  
prof. mgr inż. Ludwik Uzarowicz  
prof. mgr inż. Marian Wakalski.

### INSTRUKCJA

w sprawie składania wniosków do Komitetu Nagród SIMP.

W oparciu o § 10 regulaminu Komitetu Nagród Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Mechaników Polskich. Komitet Nagród SIMP wprowadza następującą instrukcję:

1. Wnioski o nagrody do Komitetu Nagród SIMP mogą przysyłać wszystkie oddziały oraz sekcje branżowe SIMP, przestępując kompletnego przekazania następujących pism i załączników:

a) pismo zgłoszeniowe stwierdzające, że decyzją wnioskodawcy, tj. zarządu oddziału lub sekcji branżowej SIMP podjęta prawnomocnie przesyła się wniosek do Komitetu Nagród SIMP. W piśmie tym winno być podane imię i nazwisko osoby przedstawionej do nagrody data i miejsce urodzenia, wykształcenie, ostatnio zajmowane stanowisko,

b) opinia zawodowa i moralna wystawiona przez zakład pracy. Względnie — w przypadku trudności — przez wnioskodawcę, z adnotacją wnioskodawcy stwierdzającą udział osoby przedstawionej do nagrody w pracy społecznej SIMP. Jeśli wniosek stawiany jest przez sekcję branżową SIMP, musi być on uzupełniony opinią właściwego dla kandydata — z uwagi na jego miejsce zamieszkania — oddziału SIMP,

c) dokumentacja rysunkowa i opisowa, która pozwala zorientować się w istocie osiągnięcia, za które następuje zgłoszenie do Komitetu Nagród SIMP,

d) stwierdzenie na piśmie o praktycznej wartości i przydatności pracy, zgłoszonej do nagrody,

e) w przypadku jeżeli nagroda ma być przyznana za określone publikacje, winny być one dołączone do wniosku.

2. Występowanie z wnioskami o przyznawanie nagrody na podstawie oceny całokształtu działalności może mieć miejsce tylko w specjalnych przypadkach, kiedy osiągnięcia są wybitne, co najmniej na miarę krajową oraz jeżeli równocześnie zachodzi tutaj dodatkowo bardzo poważny wiek kandydata do nagrody lub jubileusz wieloletniej pracy w SIMP.

3. Uchwały w sprawie Nagrody podejmowane są przez zarządy oddziału lub sekcji zwykłą większością głosów. W przypadku pozytywnej uchwały wniosek w całość dokumentacją niezwłocznie przekazuje się do Komitetu Nagród SIMP.

4. Wnioski nie przesłane we wskazanym czasie do Komitetu Nagród (Warszawa, Czackiego 3/5) lub przesłane niezgodnie z wymaganiami niniejszej instrukcji, nie będą oceniane przez Komitet Nagród SIMP.

5. Przebieg obrad posiedzeń zarządu jednostki organizacyjnej SIMP winien być protokołowany. Obrady są poufne.

Przewodniczący  
Komitetu Nagród SIMP

(—) prof. dr inż. Zbigniew Muszyński

Warszawa, dnia 13.I.59.

**Tabela 3 Spoiwa mosiężne do spawania i lutowania**

Gatunek spoiwa	Znak	CuZn40Si	CuZn37	CuZn40Ni8Si	CuZn39Sn1	CuZn46
		Cecha	LMK60	LM63	LMN45	LMC60
Składniki stopowe %	Cu	59-61	62-64	45-50	59-61	52-56
	Si	0,2-0,6	-	0,2-0,4	-	-
	Ni	-	-	8-10	-	-
	Sn	-	-	-	1,0-1,5	-
	Zn	reszta	reszta	reszta	reszta	reszta
Zanieczyszczenia max %		0,75	0,25	1,0	1,0	0,75
Postać spoiwa		druty, preły	druty, preły	druty, preły, paski	druty, preły	taśma 0,2-0,3mm
Temperatura topliwosci °C		900	910	950	900	690
Zastosowanie		Do spawania mosiądzu z nierostającego pod 60% Cu oraz do lutowania miedzi, stali i cienkościennych odlewów żelaznych	Do lutowania brązów i stali przy wykonywaniu połączeń mmej odpornej działających	Do spawania wyrobów z niklowego srebra (Alpacca)	Do spawania mosiądzu z niklowego srebra i oraz do lutowania twardego miedzi, brązów i stali przy (a) - instrumentowni i sprzętu narzędziu (b) - narzędziach i sprzęcie na znaczniejsze obciążenia.	Do lutowania niestopnielanych elementów maszynowych i stali przy (a) - instrumentowni (b) - metoda ogniskowa lub lampą benzynową.

**Tabela 4 Spoiwa miedziane do spawania i lutowania**

Gatunek spoiwa	Znak	Cu 99	Cu 98	CuSi3Mn1	CuP8
		Cecha	SM	SM3	SMK31
Skład chemiczny %	Cu	min 99	min 98	reszta	reszta
	Ag	-	0,5-1,0	-	-
	Si	-	-	2,0-3,5	-
	Mn	-	-	0,75-1,25	-
	P	0,02-0,07	-	-	70-80
Zanieczyszczenia max %		Pb 0,05 ogółem 1,0	0,05 1,0	0,05 1,1	- 1,5
Postać spoiwa		druty preły	druty preły	druty preły	pałeczki lane ziarna
Temperatura topliwosci °C		1080	1070	1015	710
Zastosowanie		Do spawania i lutowania miedzi, stali i przyadkach gdy chodzi o odporność spoiny na korozję	Gatunek specjalnie przeznaczony do spawania aparaty chemicznej, przewodów elektrycznych oraz do lutowania stali	Do spawania i lutowania przyzwykłych elementów wykonanych z miedzi, brązu i stopów niklu	Zastępuje spoiwa średnie i trudno dostępne brązy berylowe. Materiał kruchy, lecz antykorozyjny i nie wymaga topników

**Tabela 5 Spoiwa (lutownia) srebrne do lutowania twardego**

Gatunek spoiwa	Znak	CuZn37Ag12	CuZn35Ag25	AgCu30Zn25	AgCu20Zn15	AgCu25Zn5
		Cecha	LS12	LS25	LS45	LS65
Składniki stopowe %	Cu	35-36	39-41	29,5-30,5	19,5-20,5	25,5-26,5
	Ag	11,7-12,3	24,7-25,3	44,5-45,5	64,5-65,5	69,5-70,5
	Zn	reszta	reszta	reszta	reszta	reszta
Zanieczyszczenia ogółem max %		1,0	1,0	0,5	0,5	0,5
Postać spoiwa		ziarna	ziarna, paski	paski, preły	paski, preły	paski, preły
Temperatura topliwosci °C		830	780	730	720	715
Zastosowanie		Do łączenia stali szlachetnych, miedzi, i stopów zawierających powyżej 36% Cu średnie; grubości blach i rur.	Jak dla LS12 lecz dla elementów cienkościennych.	Jak dla LS12 lecz dla długich części ze stopów srebra.	Do łączenia części ze stopów srebra, których złącze nie powinno wykazywać nadmiernej spadku przewodności elektrycznej.	Do łączenia przewodów, których złącze nie powinno wykazywać nadmiernej spadku przewodności elektrycznej.

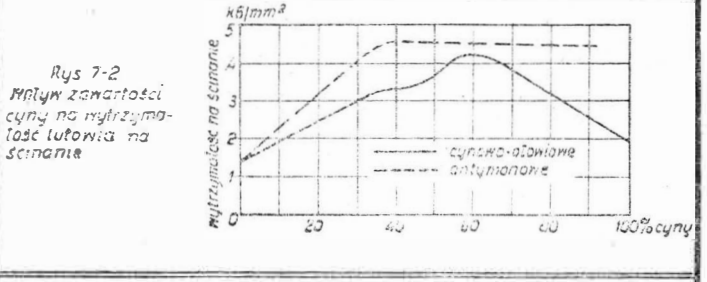
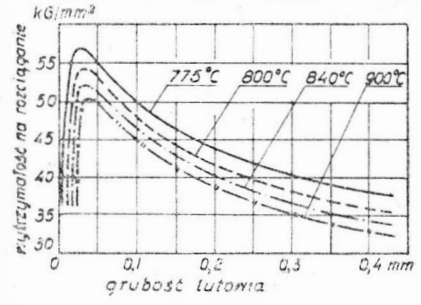
**Tabela 6 Lutownia żaroodporne**

Nazwa stopu	Skład chemiczny %	Temperatura lutowania °C	Zastosowanie
Nikiel-chrom	nikiel 65-75 chrom 13-20 bor 2,75-4,75 Fe-Si+C 10max	1093-1177	Do lutowania stali nierdzewnych i stali o dużej zawartości niklu naroznych na działanie wysokich temperatur. Lu odporny na korozję, przy lutowaniu nadopornym stosowanie topnika nie jest potrzebne
Srebro-mangan	srebro 84-86 mangan 14-16	971-1149	Do lutowania stali nierdzewnych i żaroodpornych w granicach 280-500°C
Nikiel-mangan	nikiel 80 mangan 20	-	Do lutowania stali nierdzewnych i żaroodpornych na działanie wysokich temp. oraz wysokich wymagań wytrzymałościowych
Nikiel	nikiel 100	-	Do lutowania walfiru i maitbaenu do pracy w wysokich temperaturach

**Tabela 7 Wytrzymałość lutów ołowiowo-cynowych na rozciąganie w różnych temperaturach**

Skład lutownia	Odpowiada lutowi wg PN-H-87013		Temperatura próby °C	Wytrzymałość na rozciąganie kg/mm <sup>2</sup>	Wydłużenie % (na 22,5mm)
	Sn	Pb			
40	60	Sp 40-A	19	5,35	55
			50	4,41	72
			75	3,94	80
			100	2,52	98
			125	1,59	200
60	40	Sp 63-A	19	5,75	60
			50	4,73	80
			75	4,25	90
			100	3,15	110
			125	1,97	180
150			150	1,26	160

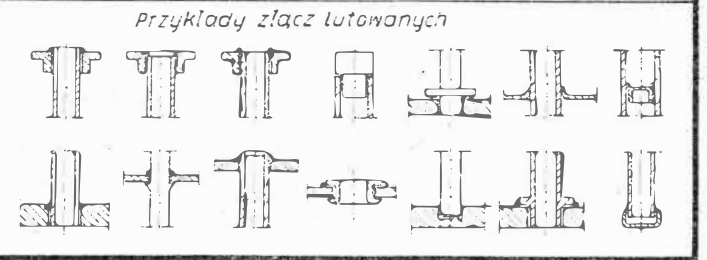
Rys 7-1 Wytrzymałość na rozciąganie połączenia lutowanego w zależności od grubości lutowni i temperatury lutowania.



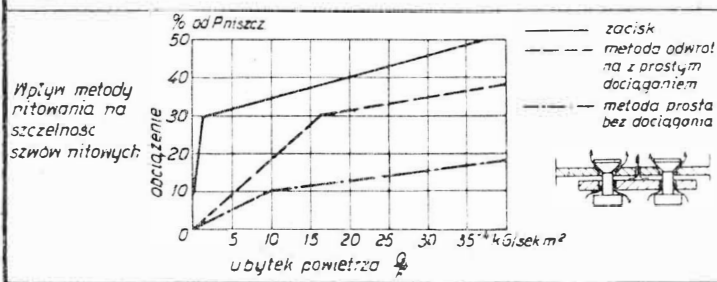
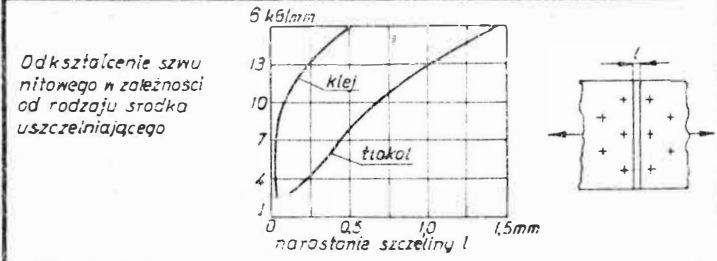
**Tabela 8 Zestawienie kilku części spawanych topników do spawania i lutowania aluminium, miedzi i ich stopów oraz stali**

Nazwa handlowa	Właściwości	Zastosowanie
GAZ-ALUMIN Nr 1	Topnik posiada wysoką aktywność chemiczną, traci ją jednak po uchyleniu 5-8 godz po przygotowaniu do spawania (wykonanie pasty). Pozostałości topnika nie usuwają po spawaniu się, silnie nagrozkopuje i powodują korozję metalu.	Do spawania aluminium o czystości 99,9-99,9%. Stosowany w postaci pasty.
GAZ-ALUMIN Nr 2 uniwersalny	Posiada wysoką aktywność chemiczną przy czym skład chemiczny topnika jest tak dobrany że w procesie fizyko-chemicznego rozpuszczania cienkich następuje odlewanie stopionego metalu. Nieusunięte pozostałości topnika po spawaniu powodują korozję metalu.	Do gazowego spawania stopów aluminium typu: Al-Si, Al-Cu, Al-Mn, Al-Mg, Al-Si, Al-Mg-Mn, i Al-Mg. Stosowany w postaci średnio gęstej pasty.
MS-GAZ	Skład chemiczny topnika jest tak dobrany że w pełni zapewnia ochronę metalu przed utlenieniem w czasie spawania i podgrzewania. Tlenki usuwane są w postaci lotnego dymu.	Do gazowego spawania mosiądzu, brązów, jak również do twardego lutowania mosiądzu. Stosowany w postaci lotnego dymu.
ALU-LUT	Temperatura topliwosci i maksymalnej aktywności chemicznej topnika 550°C jest znacznie niższa niż innych topników. Pozostałości topnika nie usunie się po zakończeniu procesu lutowania powodują korozję metalu.	Do lutowania aluminium przy wykonywaniu wszelkiego rodzaju połączeń pachwinowych, zakładowych oraz w przypadkach konieczności łączenia części o znacznej różnicy grubości.
UNI-LUT	Zabezpiecza metal przed nadmiernym utlenieniem i umożliwia rozpuszczanie cienkich metalu. Pozostałości topnika powodują silną korozję metalu.	Do twardego lutowania metali kolorowych, stali i żelaza przy użyciu lutów maszynowych i srebrnych.
BORSEC	Po roztopieniu w temperaturze około 800°C dokładnie usuwa tlenki żelaza i miedzi z lutowanych powierzchni oraz z lutowni.	Do nolutowywania płytek z „Widni”, „Balcionu” itp. na frzonki ze stali konstrukcyjnej przy użyciu miedzi jako lutowni.

Uwaga. Zestawienie opracowano na podstawie Katalogu Materiałów i Sprzętu Spawalniczego

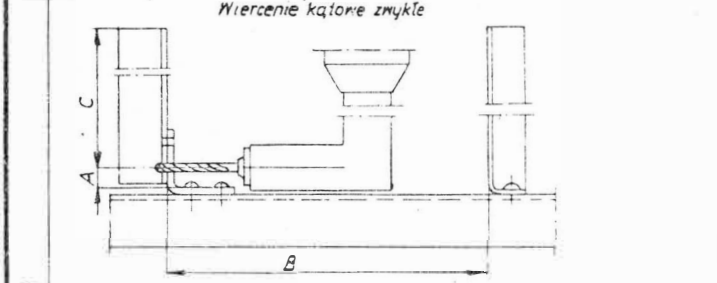


**B Wytrzymałość i szczelność szwów hermetyzowanych**

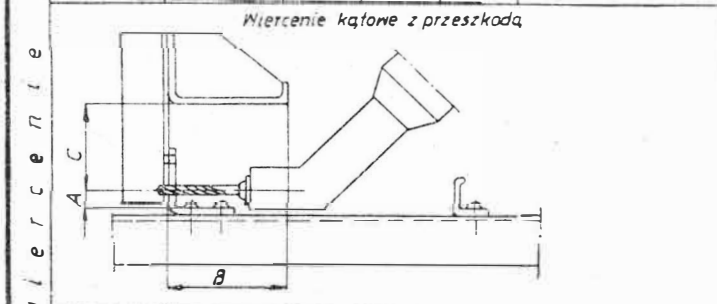


**II Nitowanie szkieletów i skorup**  
Wskazówki technologiczne

Dostępność szwów nitowych z punktu widzenia narzędzi montażowych

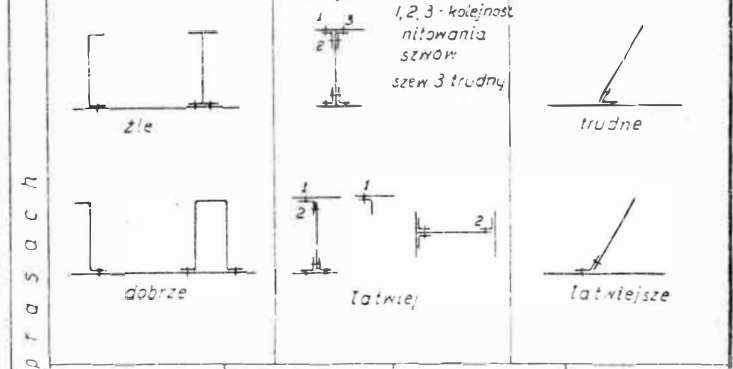


Typ wiertarki	Firma	A min	B min	C max	Uwagi
M20-90°	Desoutter	8	34	120	niesprowadzane
ZEB 4/6	Frohn	15	100	120	niesprowadzane
SDU-8	ZSRR	20	115	150	w użyciu
R14/21	Desoutter	-	-	-	niesprowadzane
R14/40	-	8	50	60	-
R14/75	-	-	-	-	-

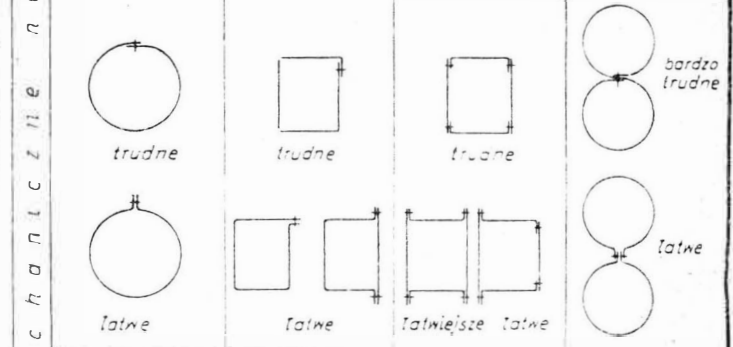


Typ wiertarki	Firma	A min	B min	C max	Uwagi
M3-30°	Desoutter	8	60	25	niesprowadzane
R14/21	-	-	-	-	-
R14/40	-	8	-	150	-
R14/75	Desoutter	-	-	-	-
ZEB 4/6	Frohn	15	-	200	niesprowadzane
SDU-8	ZSRR	20	-	250	w użyciu

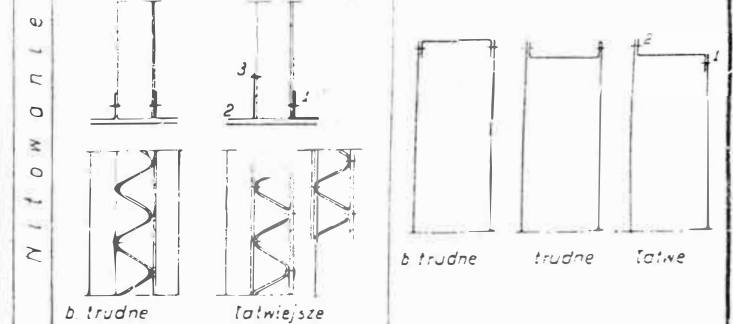
**Nitowanie wręg Nitowanie pasów dźwigarów Nitowanie ścianek**



**Nitowanie rur Nitowanie skrzynek Nitowanie odsepek**

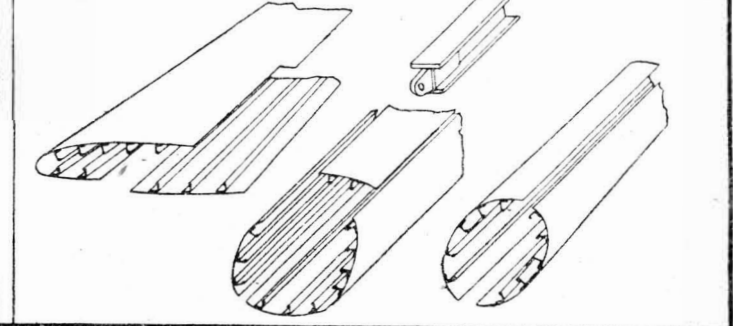


**Nitowanie pólk żeberek z blachy falistej Nitowanie obramowań pokryw**



**Nitowanie grupowe**

Wprowadzenie wiercenia i nitowania grupowego powoduje, poza obniżeniem pochłonności, wzrost jakości szwów nitowych pod względem wytrzymałościowym i gładkości powierzchni. Nitowanie grupowe odbywa się między elementami prostoliniowymi i udział procentowy nitowania grupowego zależy od cech konstrukcyjnych płatowca. Dla szerokiego wprowadzenia nitowania grupowego konieczny jest odpowiedni podział konstrukcyjny płatowca na skorupę i podzespoły, oraz możliwość odpowiedniego podziału technologicznego, tak jak to pokazują rysunki poniżej.



Wiercenie otworów mechanicznie prasach