



2

TECHNIKA LOTNICZA

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

MARZEC • 1957 • KWIECIEŃ

TREŚĆ ZESZYTU

	str.
W lotnictwie sportowym — odnowa	33
J. LAMPARSKI: Dobór wymiarów konstrukcji skorupowej (dokończenie)	34
K. ZUCHOWICZ: Oświetlenie samolotu	37
R. LEWANDOWSKI: Przegląd samolotów turystycznych	48
K. BRODOWICZ: Metody wizualne stosowane przy badaniu ośrodków o niejednorodnym rozkładzie gęstości	52
Skrzynka techniczna	57
Ludzie i zdarzenia — S. MADEYSKI: Pierwsze Kursy Lotnicze	58
Notatnik użytkownika	59
Lotnicze Słownictwo Techniczne: O rzetelność pracy autorów, tłumaczy i redaktorów lotniczych	60
Przeglądamy usprawnienia	61
Na półkach księgarskich	63
Przeгляд Dokumentacyjny Lotnictwa	65
Pomoce Konstruktorskie Techniki Lotniczej — B. MIELNIKOWA: Paliwa stosowane w lotnictwie część II	okł.

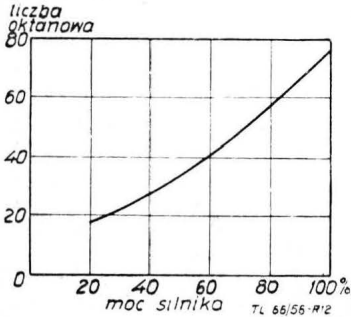
„Pomoce Konstruktorskie Techniki Lotniczej“

Paliwa stosowane w lotnictwie (c.d.)

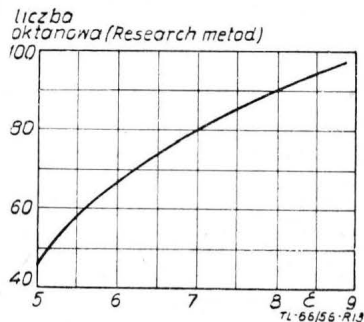
W obecnym zeszytce „Techniki Lotniczej“ podany jest dalszy ciąg danych dotyczących „Paliw stosowanych w lotnictwie“, a w szczególności paliw do silników tłokowych (dane punktów od 15 do 36). Dokończenie w następnym zeszytce.

Zebrała i opracowała mgr inż. B. Mielnikowa

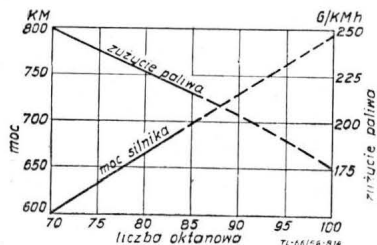
15. Wpływ obciążenia silnika (przykładowo) na liczbę oktanową paliwa w warunkach pracy:
stopień sprężania $\epsilon = 6,0$,
obrotów silnika $n = 2000$ obr./min.



16. Zależność liczby oktanowej paliwa od stopnia sprężania (zwykły silnik samochodowy).

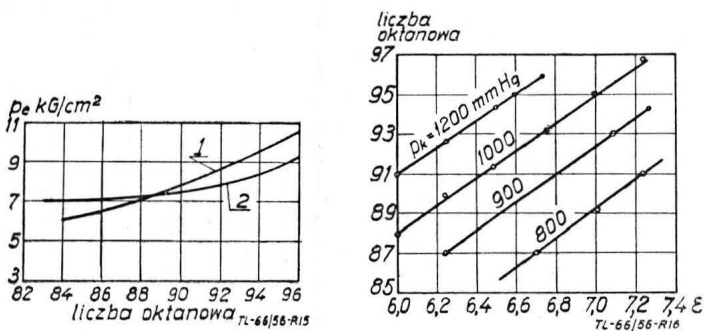


17. Zależność mocy silnika i zużycia paliwa od liczby oktanowej paliwa (przez zwiększenie stopnia sprężania).



18. Przykład zależności liczby oktanowej od stopnia sprężania i od ciśnienia ładowania dla silnika M-100.

Krzywa 1 — stopień sprężania $\epsilon = 6,5$ (const) przy zmiennym ciśnieniu ładowania;



Krzywa 2 — ciśnienie ładowania $p_k = 900$ mm Hg przy zmiennym stopniu sprężania;

Obrotów silnika $n = 2300$ obr./min. Współczynnik nadmiaru powietrza $\alpha = 0,9$.

Temperatura cieczy chłodzącej $t = 120^\circ\text{C}$.

19. Wtryskiwanie cieczy przesuwałych granicę detonacji.

Jak obliczono, samolot transportowy wymaga paliwa wysoko-oktanowego jedynie w 20% czasu swej pracy. Aby zatem umożliwić silnikom o wysokiej mocy pracę bez detonacji w warunkach sprzyjających jej powstaniu, zastosowano okresowy wtrysk wody lub spirytusu izobutylowego, w zależności od wielkości ciśnienia ładowania, jedynie w chwilach rozwijania przez silnik maksymalnych mocy wtryskiwana ciecz stanowi przede wszystkim chłodziwo wewnętrznych części cylindrów silnika i samego ładunku cylindra oraz działa rozcieńczająco.

Z uwagi na temperaturę krzepnięcia, w silnikach lotniczych zastosowano wtryskiwanie roztworów wodnych alkoholi; ponadto spirytus stanowi paliwo o wysokich właściwościach antydetonacyjnych. Przez wtrysnięcie spirytusu-paliwa zachodzi jednocześnie wzbogacenie mieszanki palnej. Wszystko to sprawia, że w silnikach samolotów jako cieczy wtryskowe używane są raczej roztwory spirytusu — a nie woda.

20. Wpływ wtrysku cieczy chłodzących na współczynnik wyczerpania paliwa.

Ciecz wtryskiwana	Współczynnik wyczerpania przy mieszance ubogiej w porównaniu ze średnim ciśnieniem indukcyjnym ograniczonym detonacją	Współczynnik wyczerpania przy mieszance bogatej
bez wtrysku cieczy	100	130
z wodą	147	138
z 50% alkoholem etylowym	130	152
z 50% alkoholem metylowym	151	powyżej 160

TL-66/56-R17

21. Przykłady różnych typów silników oraz stosowanych do nich paliw.

Typ silnika	Układ	Moc maks KM	Obr./min	Ciśnienie ładowania p_k mm Hg	Stopień sprężania ϵ	Pojemność robocza litr	ϕ cylindrów min	Paliwo
A1-14R	gwiazda pojedyn. 9 cyl.	260	2350	-	5,9	10,16	105	70
Walter Minor 4-III	szereg odwrócony 4 cyl.	105	2500	-	6,0	9,80	105	72
ASz82-T	gwiazda podwojna 14 cyl.	1900	2600	1250	6,9	41,20	153,5	95/130
ASz62-IR	gwiazda pojedyn. 9 cyl.	1000	2200	1050	6,4	29,87	155,5	92/120 89
AI-26W	-	575	2200	-	6,4	20,20	-	91/115

TL-66/56-R18

СОДЕРЖАНИЕ

	стр.
Обновление авиационного спорта	33
J. LAMPARSKI Подбор размеров монококовых конструкций (окончание)	34
K. ZUCHOWICZ Освещение самолета	37
R. LEWANDOWSKI Обзор туристических самолетов	40
K. BRODOWICZ Визуальные методы, применяемые при исследовании газовых сред с неоднородной плотностью	52
Технический почтовый ящик	57
Люди и события — S. MADEYSKI Первые польские авиационные курсы	58
Заметки по технической эксплуатации	59
Авиационный технический словарь — К вопросу о добросовестном отношении к своему труду авторов переводчиков и редакторов авиационной литературы	60
Обзор новаторских предложений	61
На книжных полках	63
Документальный обзор авиации	65
Конструкторские пособия — B. MIELNIKOWA Топлива применяемые в авиации (Часть II)	Обертки

CONTENTS

	Page
Rebirth of sport aviation	33
J. LAMPARSKI: Dimensioning of stressed-skin construction (final part)	34
K. ZUCHOWICZ: Aircraft lighting	37
R. LEWANDOWSKI: Light aircraft review	40
K. BRODOWICZ: Visualisation methods used in research on non-uniform density medium	52
Technical Letter-Box	57
Men and events — S. MADEYSKI: First aviation courses	58
The User's Note-Book	59
Aeronautical Technical Glossary — The problem of fairness in the work of authors, translators and aeronautical editors	60
Review of Rationalisation Projects	61
On Bookseller's Shelves	63
Aviation Documentation Review	65
Designer's Data Sheets — B. MIELNIKOWA: Aviation fuels (part II)	on cover

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

Wydawnictwo NACZELNEJ ORGANIZACJI TECHNICZNEJ. Redaguje Komitet Redakcyjny w składzie: Redaktor Naczelny — mgr inż. Paczoski. Redaktorzy Działowi — mgr inż. St. Lassota, mgr inż. R. Lewandowski, mgr inż. St. Madeyski.

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

Redaktor techniczny: Mieczysław Dołowy, Sekretarz redakcji: Jarosława Berzyńska

Adres Administracji: Administracja Czasopism Technicznych NOT. Warszawa, ulica Mickiewicza 18, tel. 33-11-72 i 33-01-11
Cena pojedynczego zeszytu 12.— zł. Prenumerata roczna 74.— zł. Półroczna 36.— zł.

TECHNIKA LOTNICZA

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

ROK XIII

MARZEC – KWIECIEŃ 1957 R.

ZESZYT 2 (44)

W lotnictwie sportowym – odnowa

Blisko rok temu zamieściliśmy w „Technice Lotniczej“ artykuł pt. „Zle się dzieje w polskim lotnictwie sportowym“, w którym poruszyliśmy ówczesne bolączki tego sportu. Trzeba stwierdzić, że w minionym okresie nastąpiła po gorączkowej krytyce pewna poprawa, którą chcemy zasymalizować. Pragniemy też podzielić się kilkoma uwagami, które nasuwają się w technicznych zagadnieniach tego sportu.

W ślad za wspomnianą krytyką posypały się projekty, za projektami czyny. Warunki polityczne naszego kraju, w szczególności duch polskiego października, stworzyły naszemu sportowi lotniczemu warunki do odrodzenia.

Jedną z najcenniejszych zmian było przywrócenie prawdziwie sportowego ducha w lotnictwie. Wyraziło się to między innymi w przywróceniu zaufania do ludzi, których błędna polityka kadrowa ubiegłego okresu odsunęła od lotnictwa. Do czynnej pracy w lotnictwie sportowym wróciły rzesze ludzi, którzy postawą swą i czynami dali niejednokrotnie wyraz, że sprawy polskiego lotnictwa leżą im głęboko na sercu, że dobru ludowego sportu lotniczego poświęcą chętnie swój czas, umiejętności, doświadczenie.

Cieszymy się, że do czynnej pracy w sporcie lotniczym powrócili tacy ludzie, jak Burzyński, Hynek, Osiński, Rychter, których głębokie doświadczenie i nie gasnący zapał na pewno bardzo się przydadzą. Cieszymy się, że reaktywuje się myśl lotnicza wśród harcerstwa, że do aeroklubów i ośrodków lotniczych coraz liczniej zgłaszają swą pomoc doświadczeni działacze, pomoc tym cenniejszą, że zazwyczaj bezinteresowną.

Pozytywną rolę odegrało wydzielenie się lotnictwa sportowego z Ligi Przyjaciół Żołnierza i skoncentrowanie się w Aeroklubie Polskiej Rzeczypospolitej Ludowej. Dzięki temu lotnictwo zaczęło żyć własnym życiem. O sprawach sportu lotniczego zaczęli decydować ludzie fachowo i uczuciowo z tym sportem związani, zwłaszcza że wielu ludzi z nominacji zastąpiono ludźmi z wyboru.

Bardzo skuteczną pomoc okazało lotnictwu sportowemu Dowództwo Wojsk Lotniczych, które przekazało aeroklubom sprzęt, umożliwiło wykorzystanie nie używanych lotnisk itp. Jest to przede wszystkim zasługa dowódcy generała Frey-Bieleckiego, zapalonego sportowca, człowieka, który docenia rolę sportu lotniczego, człowieka rozumiejącego potrzeby lotniczej młodzieży.

W ciągu kilku ostatnich miesięcy niemal podwoiła się liczba czynnych aeroklubów, przy czym szereg ich powstał w ośrodkach hutniczych i przemysłowych. Dla przykładu można wymienić aerokluby w Częstochowie, Stalowej Woli, Chełmku.

Przebudza się z długotrwałego letargu sport balonowy, niegdyś nasza chluba. Nasi baloniarze szyją już pierwszy balon wolny i szykują się do sezonu.

Ożywają kontakty naszych sportowców z zagranicą, co niewątpliwie wpłynie dodatnio na wyniki sportowe i przyniesie obustronne korzyści. Różnica w stosunku do lat poprzednich jest ta, że nie ograniczamy się do imprez, na które wysyła się nieliczną kadrę narodową, lecz coraz szerzej planuje się bezdewizowe wymiany instruktorów, pilotów, skoczków czy modelarzy. Pierwszą jaskółką tego rodzaju współpracy będzie szeroka wymiana ze Związkiem Radzieckim i Jugosławią. W dalszej fazie rozważane są możliwości przyjęcia na szkolenie w naszych szkołach szybowcowych pewnej liczby gości zagranicznych.

Znamiennym dowodem zaufania do naszego sportu lotniczego jest decyzja FAI powierzenia Polsce organizacji międzynarodowych mistrzostw szybowcowych świata 1958 r.

Jedyną przeszkodą, która hamuje obecnie rozwój naszego sportu lotniczego jest brak sprzętu. Rozważmy przede wszystkim, czy sport lotniczy warto rozwijać i jakie przynosi on korzyści? Wydaje się, że specyficzne korzyści tego sportu są następujące:

1. Sport lotniczy stanowi naturalne zaplecze lotnictwa wojskowego, komunikacyjnego i gospodarczego.

2. Jest naturalnym sprawdzianem produkowanego przez nas sprzętu. Dobre wyniki osiągane na tym sprzęcie są najlepszą reklamą dla coraz lepiej prosperującego eksportu.

3. Uprawianie sportu lotniczego wśród technicznego personelu lotnictwa podnosi jego kwalifikacje zawodowe, wyrabia przywiązanie do tego zawodu, poczucie sumiennosci i odpowiedzialności.

Jak widać na sport lotniczy należy patrzeć inaczej niż na jakąkolwiek inną dyscyplinę sportu. Kredyty na sprzęt lotniczy muszą się znaleźć, bo leży to w dobrze pojętym interesie społecznym. W razie potrzeby można się do tego społeczeństwa odwołać, a na pewno da ono swe finansowe poparcie. Nie do pogardzenia są takie przedsięwzięcia, jak płatne imprezy lotnicze połączone np. z losowaniem premii w postaci lotów, totalizator lotniczy lub tp. Imprezy takie poza dochodowością są najlepszą propagandą spraw lotniczych w społeczeństwie.

Pozostaje sprawa techniczna — jak się zaopatrywać w sprzęt. W zasadzie sprawa jest jasna. Mamy możliwości produkować sprzęt sami. Mamy po temu odpowiednie warunki. Jeśli chodzi o szybowce, to w chwili obecnej jest to raczej problem kredytów, później ewentualnego zwiększenia przepustowości zakładów. Odpowiednio opracowany do seryjnej produkcji wysokiej jakości sprzęt posiadamy. Korzystnym pociągnięciem organizacyjnym było przeniesienie Zakładów Lotnictwa Sportowego do przemysłu lotniczego. Stworzyło to znacznie dogodniejsze warunki zaopatrzenia materiałowego, lepsze możliwości kooperacji i finansowe, wynikiem czego będzie np. uruchomienie produkcji na skład, co przyspieszy możliwości dostawy. Konieczną rzeczą jest obniżenie kosztów własnych produkcji szybowców i stworzenie możliwości zwielokrotnienia tempa budowy własnych doskonalstwach prototypów. Środki, jakimi dysponuje przemysł, stwarzają tu chyba poważne możliwości.

W innych dziedzinach, szczególnie w lotnictwie silnikowym, czeka nas opracowanie nowych prototypów i uciążliwy proceder doprowadzenia tych prototypów do pełnej dojrzałości i produkcji seryjnej. Obecnie użytkowany sprzęt krajowy był konstruowany z innym przeznaczeniem, toteż konieczne są dalsze maszyny, lepiej do celów sportowych przystosowane.

Nadarza się po temu dobra sposobność. W wytwórniach naszych wyszkoliły się grupy fachowców, które chętnie zadanie to podejmą.

Do czasu wypracowania koncepcji własnych wydaje się celowe zakupienie pewnego kwantum samolotów sportowych r ó z n y c h t y p ó w z importu. Użytkowanie tego sprzętu pozwoli na wysnucie wniosków dla udoskonalenia konstrukcji własnych.

Na temat sprzętu samolotowego warto by zorganizować podobną wymianę myśli, jaka w swoim czasie miała miejsce w „Skrzydlatej“ na temat szybowców przeznaczonych na zawody. Dotychczasowe obserwacje wykazują, że niektóre zespoły konstrukcyjne stawiają sobie założenia nie rokujące nadziei na stworzenie sprzętu lepszego niż posiadany obecnie.

Wartą polecenia metodą przyspieszenia myśli konstrukcyjnej są konkursy. Sądźmy, że znajdują się one w programie APRL i dotyczyć będą nie tylko całości sprzętu latającego, ale też jego osprzętu i elementów.

Cieszymy się, że polski sport lotniczy ma dobre imię w świecie. Szczególnie w dziedzinie szybownictwa mamy poważne osiągnięcia. Świadczy o tym poważny procent posiadanych rekordów światowych, świadczy posiadanie prawie połowy światowych odznak z trzema diamentami. Niezłą notę w świecie ma nasz sport spadochronowy. Stokroć więcej cieszymy się, że po okresie kilkuletniego zastoju nasz sport lotniczy ma znów szanse stać się sportem masowym.

Mgr inż. JERZY LAMPARSKI

Dobór wymiarów konstrukcji skorupowej

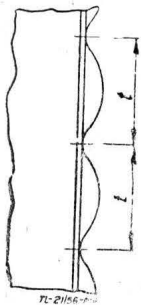
(dokończenie)

Poprzednia część niniejszego artykułu zamieszczona w zeszycie 1/57 naszego czasopisma zawierała: wprowadzenie, rozważania wstępne, wstępny dobór wymiarów konstrukcji, określenie naprężeń krytycznych dla płyt, rur i odcinków powłok cylindrycznych, lokalna utrata stateczności podłużnicy, określenie naprężeń krytycznych dla podłużnic. Wywody Autor poparł przykładami liczbowymi.

7. DOBÓR PODZIAŁKI NITÓW

Ze względów technologicznych pożądana jest możliwie duża podziałka. Wielkość podziałki ograniczona jest wybożeniem między nitami paska pokrycia przylegającego do podłużnicy. Pożądane jest aby naprężenie wyznaczające pasek pokrycia było większe niż naprężenie niszczące podłużnicę.

Pasek pokrycia przylegający do podłużnicy uważamy za pręt, o długości równej podziałce, zamocowany obydwo- ma końcami (rys. 14).



Rys. 14. Wybożenie pokrycia między nitami

$$\sigma_{kr} = \frac{4 \pi^2 E}{(1 - \nu^2) \left(\frac{t}{i}\right)^2} \quad [26]$$

gdzie t — podziałka nitów

Podstawiając $E = 7 \cdot 10^5 \text{ kG/cm}^2$, $\nu = 0,3$, $i = \frac{\delta}{\sqrt{12}}$ promień bezwładności paska blachy i przekształcając otrzymujemy

$$t = \frac{1,58 \cdot 10^3}{\sqrt{\sigma_{kr}}} \cdot \delta \quad [27]$$

$$\sigma_{kr} > \sigma_{podl} \quad \text{w kG/cm}^2$$

7 p. Przykład liczbowy.

Obliczamy podziałkę nitów łączących pokrycie z podłużnicami ze wzoru (27) przyjmując $\sigma_{kr} = \sigma_{podl} = 2280 \text{ kG/cm}^2$

$$t_1 = \frac{1,58 \cdot 10^3}{\sqrt{2280}} \cdot 1,5 \cong 50 \text{ mm}$$

$$t_2 = \frac{1,58 \cdot 10^3}{\sqrt{2280}} \cdot 1,2 \cong 40 \text{ mm}$$

8. PRACA KONSTRUKCJI PO UTRACIE STATECZNOŚCI

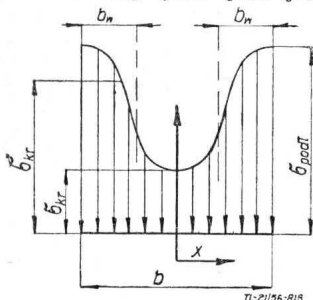
Po utracie stateczności tylko część pokrycia przylegająca do usztywnień — nosząca nazwę szerokości współpracującej, może przenosić takie naprężenia jak podłużnica.

Szerokością współpracującą nazywamy szerokość umownego paska blachy, w którym naprężenia są takie same jak w podłużnicy — przenoszącego siłę równą połowie siły przenoszonej przez wybożoną płytę.

8.1. Określenie szerokości współpracującej

8.1.1. Dla płyty

Po przekroczeniu naprężeń krytycznych przez pokrycie rozkład naprężeń jest jak przedstawiono na rys. 15:



Rys. 15. Rozkład naprężeń po utracie stateczności pokrycia

$$\bar{\sigma}_{kr} = \frac{1}{2} \left[\sigma_{podl} + \sigma_{kr} - (\sigma_{podl} - \sigma_{kr}) \cos \frac{2 \pi x}{b} \right]$$

Siła przenoszona przez płytę po utracie stateczności:

$$P_{całk} = \int_{-\frac{b}{2}}^{+\frac{b}{2}} \bar{\sigma}_{kr} \cdot \delta \, dx = \frac{b \delta}{2} \sigma_{podl} \left(1 + \frac{\sigma_{kr}}{\sigma_{podl}} \right)$$

z drugiej zaś strony

$$P_{całk} = \sigma_{podl} \cdot 2 b_w \cdot \delta$$

Porównując równania powyższe otrzymamy

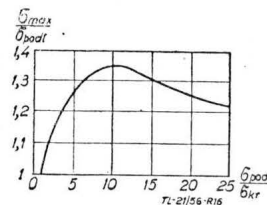
$$b_w = \frac{1}{4} b \left(1 + \frac{\sigma_{kr}}{\sigma_{podl}} \right)$$

Równanie to jest słuszne do obciążeń, przy których w żadnym punkcie wybożonej płyty nie została przekroczona granica plastyczności.

Naprężenia w wybożonej płycie są sumą naprężeń od ściskania i gięcia

$$\sigma_{max} = \bar{\sigma}_{kr} + \sigma_g$$

Zależność stosunku $\frac{\sigma_{max}}{\sigma_{podl}} = f\left(\frac{\sigma_{podl}}{\sigma_{kr}}\right)$ podaje wykres (rys. 16).

Rys. 16. $\frac{\sigma_{max}}{\sigma_{podl}} = f\left(\frac{\sigma_{podl}}{\sigma_{kr}}\right)$

Naprężenie σ_{max} pojawia się według powyższych danych w odległości $0,15 b$ od podłużnicy, czego nie potwierdza część doświadczeń. Wobec tego należy odnosić się z pewną rezerwą do wykresu na rys. 16.

Praktycznie stosowane wzory do obliczania szerokości współpracującej dla płyty

Wzór Nr 1)

$$b_w = \frac{b}{4} \left(1 + \frac{\sigma_{kr}}{\sigma_{podl}} \right) \left(\frac{\sigma_{kr}}{\sigma_{podl}} \right)^n \quad [28]$$

$$n = 0,37 \frac{\sigma_{podl}}{\sigma_{pl}}$$

Wzór Nr 2) Marguerre'a

$$b_w = \frac{b}{2} \sqrt[3]{\frac{\sigma_{kr}}{\sigma_{podl}}} \quad [29]$$

Wzór Nr 3) Karmana i Sechlera

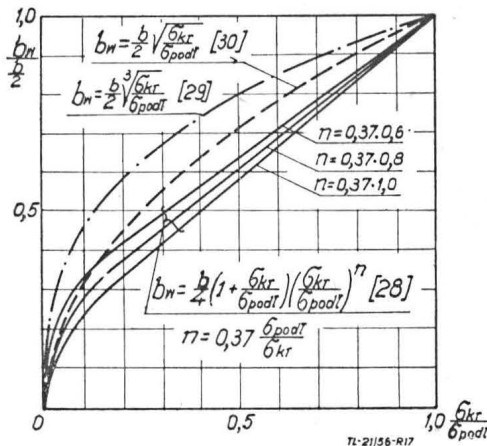
$$b_w = \frac{b}{2} \sqrt{\frac{\sigma_{kr}}{\sigma_{podl}}} = \frac{1}{2} \beta \delta \sqrt{\frac{E}{\sigma_{podl}}} \quad [30]$$

gdzie β współczynnik zależy od sposobu zamocowania płyty. Wartość teoretyczna β waha się w granicach

$$1,9 < \beta < 2,52$$

przy czym wartość 1,9 — dla płyty zamocowanej przegubowo $k_p = 4$, 2,52 — dla płyty utwierdzonej $k_p = 7$.

ANC — 5 (Army-Navy-Commerce Committee on Aircraft Requirements) zaleca wartość potwierdzoną doświadczalnie $\beta = 1,7$. Na rys. 17 przedstawione jest porównanie wzorów (28), (29), (30).



Rys. 17. Wykreślne porównanie wzorów (28), (29), (30)

8.1.2. Dla odcinka powłoki cylindrycznej

Wzór Nr 1) Ebnera

$$(b_w)_E = \frac{b}{2} \left\{ \frac{(\sigma_{kr})_r}{\sigma_{podl}} + \frac{1}{\sigma_{podl}} \sqrt[3]{(\sigma_{kr})_p [\sigma_{podl} - (\sigma_{kr})_r]^2} \right\} \quad [31]$$

słuszny jeśli wartość b_w obliczona wypada mniejsza niż z wzoru Marguerre'a $(b_w)_M = \frac{b}{2} \sqrt[3]{\frac{\sigma_{kr}}{\sigma_{podl}}}$, w którym jako σ_{kr}

wstawiamy wartość naprężenia krytycznego dla odcinka powłoki obliczoną według jednego z wzorów — (14), (15), (16). Jeśli natomiast $(b_w)_E > (b_w)_M$, to przyjmujemy $b_w = (b_w)_M$

Wzór Nr 2) Bruhna
$$b_w = (b_w)_p + (b_w)_r \quad [32]$$

gdzie

$$(b_w)_p = \frac{1}{2} \beta \delta \sqrt{\frac{E}{\sigma_{podl}}}$$

$$(b_w)_r = \frac{(\sigma_{kr})_r}{\sigma_{podl}} [b - 2 (b_w)_p]$$

Sp. Przykład liczbowy

Podstawiamy do wzorów (31) i (32) wartości znalezione poprzednio

$$(b_{w1})_E = \frac{b}{2} \left\{ \frac{(\sigma_{kr1})_r}{\sigma_{podl}} + \frac{1}{\sigma_{podl}} \sqrt[3]{(\sigma_{kr1})_p [\sigma_{podl} - (\sigma_{kr1})_r]^2} \right\} = \frac{100}{2} \left\{ \frac{130}{2280} + \frac{1}{2280} \sqrt[3]{790 [2280 - 130]^2} \right\} = 36,6 \text{ mm}$$

$$(b_{w1})_M = \frac{b}{2} \sqrt[3]{\frac{\sigma'_{kr1}}{\sigma_{podl}}} = \frac{100}{2} \sqrt[3]{\frac{751}{2280}} = 34,6 \text{ mm}$$

Ponieważ $(b_{w1})_E > (b_{w1})_M$ przyjmujemy $b_{w1} = (b_w)_M = 34,6 \text{ mm}$

$$(b_{w2})_E = \frac{b}{2} \left\{ \frac{(\sigma_{kr2})_r}{\sigma_{podl}} + \frac{1}{\sigma_{podl}} \sqrt[3]{(\sigma_{kr2})_p [\sigma_{podl} - (\sigma_{kr2})_r]^2} \right\} = \frac{100}{2} \left\{ \frac{63}{2280} + \frac{1}{2280} \sqrt[3]{505 [2280 - 63]^2} \right\} = 31,0 \text{ mm}$$

$$(b_{w2})_M = \frac{b}{2} \sqrt[3]{\frac{\sigma'_{kr2}}{\sigma_{podl}}} = \frac{100}{2} \sqrt[3]{\frac{465}{2280}} = 29,4 \text{ mm}$$

Ponieważ $(b_{w2})_E > (b_{w2})_M$ przyjmujemy $b_{w2} = (b_{w2})_M = 29,4 \text{ mm}$
 $b_{w1} = (b_{w1})_p + (b_{w1})_r$

$$(b_{w1})_p = \frac{1}{2} \beta \delta_1 \sqrt{\frac{E}{\sigma_{podl}}} = \frac{1}{2} \cdot 1,7 \cdot 1,5 \sqrt{\frac{7 \cdot 10^5}{2280}} = 22,4 \text{ mm}$$

$$(b_{w1})_r = \frac{(\sigma_{kr1})_r}{\sigma_{podl}} [b - 2 (b_{w1})_p] = \frac{130}{2280} [100 - 2 \cdot 22,4] = 3,1 \text{ mm}$$

$$b_{w1} = 22,4 + 3,1 = 25,5 \text{ mm}$$

$$b_{w2} = (b_{w2})_p + (b_{w2})_r$$

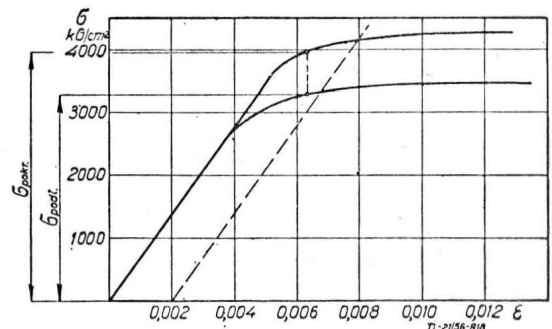
$$(b_{w2})_p = \frac{1}{2} \beta \delta_2 \sqrt{\frac{E}{\sigma_{podl}}} = \frac{1}{2} \cdot 1,7 \cdot 1,2 \sqrt{\frac{7 \cdot 10^5}{2280}} = 17,9 \text{ mm}$$

$$(b_{w2})_r = \frac{(\sigma_{kr2})_r}{\sigma_{podl}} [b - 2 (b_{w2})_p] = \frac{63}{2280} [100 - 2 \cdot 17,9] = 1,8 \text{ mm}$$

$$b_{w2} = 17,9 + 1,8 = 19,7 \text{ mm}$$

9. OKREŚLENIE SZEROKOŚCI WSPÓLPRACUJĄCEJ W PRZYPADKU, GDY POKRYCIE I PODŁUŻNICE SĄ Z MATERIAŁÓW O RÓŻNYCH GRANICACH PROPORCJONALNOŚCI

Szerokość współpracującą obliczamy w zależności od naprężeń w podłużnicy. Powyżej przedstawione wzory (28), (29), (30), (31), (32), na obliczenie szerokości współpracującej są słuszne, jeśli podłużnica i pokrycie są z tego samego materiału, lub gdy nie została przekroczona granica proporcjonalności. W przeciwnym wypadku należy wprowadzić poprawkę. Zachowując wartość siły przenoszonej przez szerokość współpracującego pokrycia mamy (rys. 18):



Rys. 18. Wykres naprężenie-wydłużenie dla dwóch różnych gatunków duralu

$$P = \sigma_{pokr} \cdot \delta b_w = \sigma_{podl} \cdot \delta b'_w$$

stąd

$$b'_w = \frac{\sigma_{pokr}}{\sigma_{podl}} b_w \quad [33]$$

gdzie b_w jest poprzednio znaną szerokością współpracującą, σ_{podl} — naprężeniem w podłużnicy, σ_{pokr} — naprężeniem w pokryciu.

10. OBLICZENIE OBCIĄŻENIA NISZCZĄCEGO POWŁOKI WZMOCNIONEJ PODŁUŻNICAMI I ŻEBRAMI

Po utracie stateczności pokrycia przez wprowadzenie szerokości współpracującej możemy wyobrazić sobie konstrukcję jako szkielet składający się z podłużnic z przylegającymi do nich szerokościami współpracującymi i żeber lub wręg. Zniszczenie takiej konstrukcji zachodzi przez wyboczenie podłużnic z szerokościami współpracującymi między żebrami. Aby wyznaczyć σ_{podl} musimy znaleźć smukłość podłużnicy łącznie z szerokością współpracującą drogą kolejnych przybliżeń, posługując się wykresem $\sigma = f(s)$. E. Schapitz zaleca by do obliczania smukłości podłużnicy z szerokością współpracującą brać $\frac{2}{3}$ szerokości współpracującej. Mając znalezione naprężenia niszczące podłużnicę z szerokościami współpracującymi σ_{podl} oraz przekrój po-

długości z szerokościami współpracującymi $\bar{F}_p = F_p + 2b_w\delta$ możemy wyznaczyć siłę niszczącą

$$P_{niszcz} = \bar{\sigma}_{podt} \bar{F}_p \quad [34]$$

Szukamy następnie odległości z_p między środkami sił normalnych po stronie ściskanej i rozciąganej.

Niszczący moment zginający równa się momentowi pary niszczących wypadkowych sił przyłożonych w środkach sił

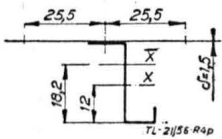
$$M_{niszcz} = \Sigma P_{niszcz} \cdot z_p \quad [35]$$

M_{niszcz} powinien być większy lub równy nM_n

10p. Przykład liczbowy

10 p.1. Mając znaną szerokość współpracującą możemy znaleźć smukłość podłużnicy z szerokością współpracującą $\bar{\sigma}_{podt}$.

Wymiary zetownika wg rys. 2 p.



Rys. 4p. Przekrój podłużnicy z górnej części kesonu z szerokościami współpracującymi

$$\bar{z}_{c1} = \frac{1,04 \cdot 12 + 5,1 \cdot 0,15 \cdot 26,75}{1,04 + 5,1 \cdot 0,15} = 18,2 \text{ mm}$$

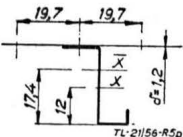
$$\bar{I}_{x1} = I_{x1} + F_{p1} (\bar{z}_{c1} - z_{c1})^2 + 2 b_{w1} \delta_1 (z - \bar{z}_{c1})^2 = 1,05 + 1,04 \cdot 0,62^2 + 2 \cdot 2,55 \cdot 0,15 \cdot 0,855^2 = 2,01 \text{ cm}^4$$

$$\bar{i}_1 = \sqrt{\frac{\bar{I}_{x1}}{F_{p1} + 2 b_{w1} \delta_1}} = \sqrt{\frac{2,01}{1,805}} = 1,06 \text{ cm}$$

$$\bar{s}_1 = \frac{40}{1,06} = 37,8.$$

Z wykresu rys. 3 p znajdujemy $\bar{\sigma}_{podt1} = 2320 \text{ kG/cm}^2$.

Ponieważ naprężenie niszczące dla podłużnicy z szerokościami współpracującymi $\bar{\sigma}_{podt1}$ mało różni się od poprzednio znanego dla podłużnicy izolowanej nie będziemy szukać następnych przybliżeń.



Rys. 5p. Przekrój podłużnicy z dolnej części kesonu z szerokościami współpracującymi

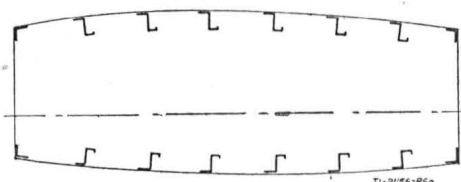
$$\bar{z}_{c2} = \frac{0,78 \cdot 12 + 2 \cdot 1,97 \cdot 0,12 \cdot 2,635}{0,78 + 2 \cdot 1,97 \cdot 0,12} = 17,4 \text{ mm}$$

$$\bar{I}_{x2} = I_{x2} + F_{p2} (\bar{z}_{c2} - z_{c2})^2 + 2 b_{w2} \delta_2 (z - \bar{z}_{c2})^2 = 0,785 + 0,78 \cdot (0,54)^2 + 2 \cdot 1,97 \cdot 0,12 \cdot 0,895^2 = 1,39 \text{ cm}^4.$$

$$\bar{i}_2 = \sqrt{\frac{\bar{I}_{x2}}{F_{p2} + 2 b_{w2} \delta_2}} = \sqrt{\frac{1,39}{1,25}} = 1,055 \text{ cm}$$

$$\bar{s}_2 = \frac{40}{1,055} = 38$$

Z wykresu rys. 3 p. znajdujemy $\bar{\sigma}_{podt2} = 2320 \text{ kG/cm}^2$. Ponieważ naprężenie niszczące dla podłużnicy z szerokościami współpracującymi $\bar{\sigma}_{podt2}$ mało różni się od poprzednio znanego dla podłużnicy izolowanej nie będziemy szukać dalszych przybliżeń.



Rys. 6p. Przekrój kesonu

Na rys. 6p przedstawiony jest dobrany przekrój kesonu. Wymiary kątowników narożnych przyjęto: dla góry kesonu $17,5 \times 17,5 \times 1,5$, dla dołu kesonu $17,5 \times 17,5 \times 1,2$. 10 p.2. Obliczenie obciążenia niszczącego kesonu przedstawionego na rys. 6 p w przypadku: 1) lotu normalnego 2) lotu plecowego.

10 p. 2.1. Obliczenie środka sił normalnych dla strony ściskanej:

Korzystając z rysunku geometrii przekroju kesonu i mając znaną poprzednio odległość środka ciężkości podłużnicy z szerokością współpracującą od pokrycia $\Delta z = 8,6 \text{ mm}$ możemy wyznaczyć środek sił normalnych

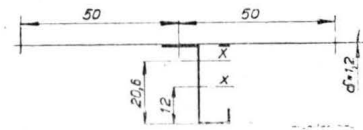
$$(z_p)_c = \frac{\Sigma \bar{\sigma}_{podt} \cdot \bar{F}_p \cdot z}{\Sigma \bar{\sigma}_{podt} \cdot \bar{F}_p}$$

gdzie z odległość środka ciężkości podłużnicy z szerokościami współpracującymi od cięciwy.

Jeśli założymy, że naprężenia niszczące podłużnice narożne (1 i 8) są takie same jak dla podłużnic środkowych, to wzór powyższy przyjmie postać

$$(z_p)_{c1} = \frac{\Sigma \bar{F}_{p1} \cdot z}{\Sigma F_{p1}} = \frac{0,91 \cdot 12,5 + 1,805 (13,2 + 14,2 + 14,4 + 14,4 + 14,2 + 14) + 0,91 \cdot 13,5}{2 \cdot 0,91 + 6 \cdot 1,805} = 13,9 \text{ cm}$$

Założenie powyższe jest na korzyść pewności, gdyż podłużnice 1 i 8 jako podparte w dwóch kierunkach na całej długości wybiegają dopiero przy σ_{pl} . Obliczenie środka sił normalnych dla strony rozciąganej. Po stronie rozciąganej pracuje cały przekrój. Obliczenie środka ciężkości podłużnicy z szerokościami współpracującymi równymi połowie rozstawienia podłużnic.



Rys. 7p. Przekrój podłużnicy z dolnej części kesonu z przylegającym pokryciem

$$\bar{z}_{c1} = \frac{0,78 \cdot 12 + 2 \cdot 50 \cdot 0,12 \cdot 26,35}{0,78 + 2 \cdot 5 \cdot 0,12} = 20,6 \text{ mm}$$

odległość środka ciężkości od pokrycia $\Delta z = 5,8 \text{ mm}$

$$(z_p)_{r1} = \frac{\Sigma \bar{F}_{p1} \cdot z}{\Sigma F_{p1}} = \frac{1,02 \cdot 6,2 + 1,98 (7 + 8 + 8,5 + 8,5 + 8,3 + 8,2) + 1,02 \cdot 8}{2 \cdot 1,02 + 6 \cdot 1,98} = 7,93$$

$$z_{p1} = (z_p)_{c1} + (z_p)_{r1} = 13,9 + 7,9 = 21,8 \text{ cm}$$

$$M_{niszcz1} = (\Sigma \bar{\sigma}_{podt1} \bar{F}_{p1}) z_{p1} = (\Sigma \bar{F}_{p1}) \bar{\sigma}_{podt1} \cdot z_{p1} = (2 \cdot 0,91 + 6 \cdot 1,8) \cdot 2320 \cdot 21,8 = 638000 \text{ kGcm} = 6380 \text{ kGm}$$

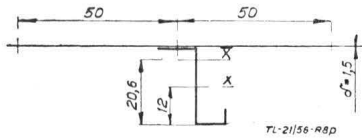
$$n_1 = \frac{6380}{4000} = 1,59$$

10 p. 2.2. Obliczenie środka sił normalnych dla strony ściskanej

$$\Delta z = 8,95 \text{ mm}$$

$$(z_p)_{c2} = \frac{\Sigma \bar{F}_{p2} \cdot z}{\Sigma F_{p2}} = \frac{0,655 \cdot 6 + 1,25 (7 + 7,7 + 8,1 + 8,1 + 8 + 7,9) + 0,655 \cdot 7,5}{2 \cdot 0,655 + 6 \cdot 1,25} = 7,64 \text{ cm}$$

Obliczenie środka sił normalnych dla strony rozciąganej



Rys. 8p. Przekrój podłużnicy z górnej części kesonu z przylegającym pokryciem

$$z_{c2} = \frac{1,04 \cdot 1,2 + 2 \cdot 50 \cdot 0,15 \cdot 2,675}{1,04 + 2 \cdot 50 \cdot 0,15} = 2,065 \text{ cm}$$

Odległość środka ciężkości od pokrycia

$$\Delta z = 6,1 \text{ mm}$$

$$(z_p)_{r2} = \frac{\sum \bar{F}_{p2} \cdot z}{\sum \bar{F}_{p2}} =$$

$$= \frac{0,91 \cdot 12,4 + 1,805 (13,4 + 14,4 + 14,6 + 15 + 14,6 + 14,2) + 0,91 \cdot 13}{2 \cdot 0,91 \cdot 6 \cdot 1,805} = 14,2 \text{ cm}$$

$$z_{p2} = (z_p)_{c2} + (z_p)_{r2} = 7,6 + 14,2 = 21,8 \text{ cm}$$

$$M_{niszcz2} = (\sum \bar{\sigma}_{podl2} \bar{F}_{p2}) \cdot z_{p2} = (\sum \bar{F}_{p2}) \bar{\sigma}_{podl2} \cdot z_{p2} =$$

$$= (2 \cdot 0,655 + 6 \cdot 1,25) \cdot 2320 \cdot 21,8 = 445 000 \text{ kGcm} =$$

$$= 4450 \text{ kGm}$$

$$n_2 = \frac{4450}{2000} = 2,22$$

11. DOBRANIE WYMIARÓW PRZEKROJU WRĘG

Wymiary przekroju wręg możemy wyznaczyć z zależności

$$\Gamma = \left(\frac{R_{wreg}}{L}\right)^3 \cdot \frac{R_{wreg}}{b} \cdot \frac{E I_{podl}}{E I_{wreg}} \quad [36]$$

gdzie R_{wreg} — promień osi obojętnej wręgi, L — rozstawienie wręg, b — rozstawienie podłużnic, I_{podl} — moment bezwładności przekroju podłużnicy, I_{wreg} — moment bezwładności przekroju wręgi.

Mgr inż. KWIRYN ZUCHOWICZ

Oświetlenie samolotu

W pracy podano zestawienie dostępnych Autorowi najnowszych poglądów dotyczących zagadnień oświetlenia samolotów. Omówiono reflektory, lampy pozycyjne oraz oświetlenie wnętrza samolotu (kabinę pasażerskiej, kabinę pilota, tablicy pokładowej itp.).

WSTĘP

Zanim przystąpię do opisu właściwego tematu przypomnę kilka znanych definicji*) oraz informacji o żarówkach stosowanych w lotnictwie.

Światło jest to energia falistego promieniowania o prędkości rozchodzenia się około 300 000 km/sek (hipoteza Maxwella i Hertza).

Widmo światłne obejmuje promieniowane fale o długości od 400 do 750 milimikronów. Wrażliwość wzroku na poszczególne barwy wyraża względna widzialność V_λ zawarta w granicach od 0 do 1. Na rys. 1 krzywa A podaje względną widzialność dla jasnej adaptacji oka (dzień) według Międzynarodowej Komisji Oświetleniowej (Genewa, 1924 r.), krzywa B — dla ciemnej adaptacji (zmrok).

Strumień świetlny (symbol: F) jest to energia wypromieniowana przez źródło światła w zakresie widma światłnego.

Lumen (skrót oznaczenia jednostki: lm) jest jednostką strumienia światłnego; jest to strumień wysyłany przez jednostkowe punktowe źródło światła w jednostkowym kącie brylowym.

*) Definicje jednostek w szerszym ujęciu podane były w „Technice Lotniczej”, zeszyt 1/56, str. 25.

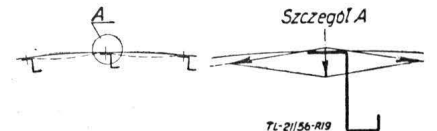
Jeśli chcemy, by kadłub odznaczał się równomierną wytrzymałością na miejscową i ogólną utratę stateczności, to Γ musi wynosić około 50.

Ze wzoru (36) mając określony promień wręgi, rozstawienie wręg, rozstawienie podłużnic i moment bezwładności przekroju podłużnicy możemy obliczyć moment bezwładności przekroju wręgi.

12. UWAGI OGÓLNE

Przy doborze konstrukcji w miejscach o dużej krzywiznie (np. noski skrzydeł) należy liczyć się z możliwością, że po przekroczeniu naprężeń krytycznych, które ze względu na znaczną krzywiznę są dużo większe niż pozostałej części pokrycia, podłużnice mogą ulec jednoczesnemu zniszczeniu.

Odcinek powłoki cylindrycznej usztywniony podłużnicami po utracie stateczności przedstawia się jak na rys. 19.



Rys. 19. Odkształcenie odcinka powłoki cylindrycznej o dużej krzywiznie po utracie stateczności pokrycia

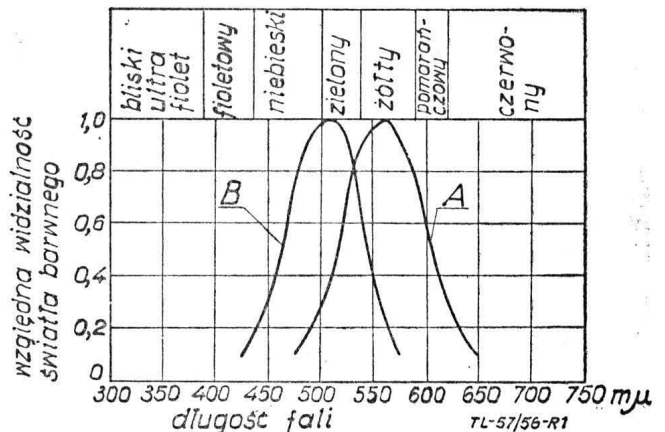
Silnie zakrzywiona powłoka ma jedynie tendencję do wklęśnięcia się do wewnątrz, co w rezultacie daje duże obciążenie podłużnic w kierunku prostopadłym do pokrycia mogące spowodować ich zniszczenie.

Artykuł uptynął dnia 24 stycznia 1956 r.

SPIS LITERATURY

1. E. F. Bruhn: Analysis and design of airplane structures.
2. Z. Brzeska: Statyka Lotnicza PZWS. Warszawa 1950.
3. E. Schapitz: Festigkeitslehre für den Leichtbau. Deutscher Ingenieur-Verlag GmbH., Düsseldorf, 1951.
4. E. E. Sechler i L. G. Dunn: Airplane structural analysis and design. New York, John Wiley Sons, Inc., London, Chapman Hall, Limited, 1942.
5. J. E. Younger: Mechanics of aircraft structures Mc Graw-Hill Book Company, Inc. New York and London, 1942.
6. J. Kempner: Zakritičeskaja dieformacija krugowych cylindričeskich obołoczek pri osiowym szatii, Mechanika Nr 2, 1955, Izdat. Inostr. Litier., Moskwa.
7. E. Ebner: Theorie und Versuche zur Festigkeit von Schalenrumpfen, Luftfahrt — Forschung, Band 14 (1937), str. 93/115.

Świeca wysyła strumień świetlny = $4\pi lm$. Wzorce świecy międzynarodowej są przechowywane w postaci elektrycznych lamp żarowych w laboratoriach upoważnionych przez Międzynarodową Komisję Oświetleniową (Paryż, 1921).



Rys. 1. Wykres wrażliwości oka ludzkiego na barwy

Światłość (symbol: I) jest to strumień świetlny w jednostkowym kącie bryłowym wypromieniowany przez punktowe źródło światła w danym kierunku

$$I = \frac{dF}{d\omega}$$

Jednostką światłości jest **kandela** (skrót oznaczenia jednostki: cd):

$$1 \text{ cd} = \frac{lm}{\text{stopień}}$$

Natężenie oświetlenia (jasność) (symbol: E) pewnej powierzchni równomiernie oświetlonej jest to strumień świetlny padający na jednostkę powierzchni.

$$E = \frac{dF}{dS}$$

Jednostką natężenia oświetlenia jest **luks** (skrót oznaczenia jednostki: lx)

$$1 \text{ lx} = 1 \text{ lm/m}^2$$

Orientacyjne porównanie jasności:

Księżyc w pełni daje jasność	2 lx
Przy oknie w mieszkaniu w dzień (nie w słońcu)	300 lx
Słońce w południe w grudniu daje do	10 000 lx
Słońce w południe w czerwcu daje do	70 000 lx

Jaskrawość (symbol: B). Jaskrawością źródła światła jest światłość w pewnym kierunku przypadająca na jednostkę pozornej powierzchni tego źródła

$$B_a = \frac{dI}{dS \cos \alpha}$$

Jednostką jaskrawości jest **stilb** (skrót oznaczenia jednostki: sb)

$$1 \text{ sb} = 1 \text{ cd/cm}^2$$

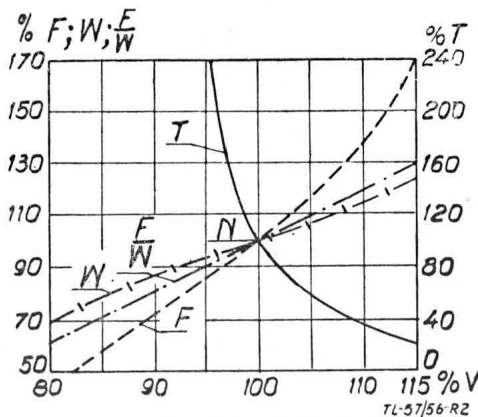
Orientacyjne porównanie jaskrawości:

Rura neonowa ma jaskrawość	0,02 — 0,03 sb
Rura fluoryzująca ma jaskrawość	~ 0,3 sb
Świeca sterarynowa	0,75 sb
Żarówka wolframowa	300,0 sb
Żarówka samolotowa	1500,0 sb
Słońce w południe	od 100 000 do 200 000,0 sb

* * *

Żarówki stosowane w lotnictwie są próżniowe lub wypełnione gazem neutralnym: najczęściej argon 90% + azot 10%, lub krypton albo ksenon.

Trwałość żarówek. Włókno żarówki pracuje w temperaturze od 2000 do 3000°C, wobec tak wysokiej temperatury powoli paruje. Z wykresu charakterystyk żarówek elektrycznych podanego na rys. 2 widać, że trwałość żarówek maleje bardzo ze



Rys. 2. Charakterystyki żarówek

wzrostem napięcia zasilającego. Jeżeli żarówkę przeznaczoną na napięcie 24V zasilac napięciem 25,2V — trwałość jej zmniejszy się prawie o połowę. Żarówki osłonięte (sygnalizacyjne) mają mniejszą trwałość na skutek podwyższonej temperatury. Trwałość żarówek jest zmniejszona na skutek drgań, które zawsze występują w samolotach. Żarówki gazowane (azot, argon) są trwalsze, ponieważ parowanie metalu jest utrudnione.

Ze wzoru $W = \frac{U^2}{R}$, gdzie W — moc żarówki w watach,

U — napięcie zasilające w woltach, R — opór włókna żarówki w omach (opór R jest tym mniejszy, im włókno jest krótsze i grubsze), widzimy, że przy jednakowej mocy żarówek, ale obliczonych na różne napięcia, żarówka na niższe napięcie będzie miała większą trwałość, bo jej włókno będzie grubsze, a więc dłuższy okres czasu będzie odparowywało.

Trzonki żarówek samolotowych są zwykle typu bagnetowego, gdyż gwintowane odkręcają się.

Ze względów wytrzymałości mechanicznej przewody zasilające są rzadko o mniejszym przekroju niż 0,75 mm². Spadek napięcia w sieci powinien być mały. Przy napięciu na szynach zbiorczych 28,5 V dopuszcza się, aby żarówka małej mocy (poniżej 50 W) pracowała przy napięciu $U = 28 V$, żarówka reflektorowe i bardzo oddalone, pozycyjne — przy napięciu $U = 27 - 27,5 V$.

* * *

Wraz z rozwojem prędkości samolotów i dokonywaniem lotów w coraz gorszych warunkach atmosferycznych, wymagania dotyczące oświetlenia samolotu zmieniały się. Przewadzenie samolotu z dużą prędkością, w nocy, napotyka na coraz większe trudności ze strony niewłaściwego sposobu jego oświetlenia.

Badania laboratoryjne jak i w locie, przeprowadzone niezależnie w różnych krajach, doprowadziły do podobnych ogólnych wniosków stwierdzających, że sposoby oświetlenia samolotów na początku drugiej wojny światowej były nieodpowiednie.

Poniższy artykuł podaje ostatnie, dostępne piszącemu, poglądy na to zagadnienie.

Instalacje oświetleniowe na samolotach mają na celu ułatwienie pracy pilotom. Przy właściwym oświetleniu kabiny pilota, prowadzenie samolotu w nocy będzie tak samo łatwe jak i w dzień.

Instalacje oświetleniowe na samolocie można podzielić na trzy zasadnicze grupy:

- 1) reflektory pokładowe do oświetlenia z samolotu terenu lądowania,
- 2) lampy pozycyjne,
- 3) oświetlenie wnętrza samolotu.

REFLEKTORY POKŁADOWE DO OŚWIETLENIA TERENU LĄDOWANIA

Reflektory pokładowe powinny pozwolić pilotowi widzieć pas lądowania z odległości około 1 km, a z wysokości 25 m dać dostateczne oświetlenie terenu lądowania nie mniej niż 0,5 lx na odcinku o długości od 150 do 200 m, aby pilot mógł z tej wysokości określić wysokość lotu nad ziemią, a także bezpośrednio przed lądowaniem wiedzieć, kiedy należy samolot wyrównać. Początek oświetlonego terenu powinien znajdować się w odległości od 25 do 40 m od samolotu. Teren oświetlony powinien być całkowicie widoczny przez załogę.

Wszystkie typy reflektorów powinny być w ten sposób zabudowane, aby ich strumienie świetlne nie padały na żaden element samolotu, a w szczególności na śmigło, gdyż odbite światło oślepi pilota. Nie należy ich również zabudowywać przed lotkami, aby nie zmieniały kierunku strumienia powietrza.

Unikać należy zapalania na ziemi reflektora do oświetlenia terenu kołowania, gdyż żarówka w tym czasie nie jest chłodzona (szybko się zużywa). Do oświetlenia drogi kołowania powinien być przewidziany specjalny reflektor. W sąsiedztwie reflektora unikać należy stosowania materiałów, które mogą być uszkodzone w temperaturze od 150 do 200°C. Trwałość żarówki jest maksymalna, gdy płaszczyzna włókna jest ustawiona poziomo. Z tyłu oprawki niekiedy jest przewidziane urządzenie do regulacji strumienia świetlnego. Nie należy otwierać niepotrzebnie szyb reflektorów, aby do wnętrza reflektora nie dostawał się pył i para wodna, które mogą zanieczyścić powierzchnię lustra reflektora.

Reflektory mają lustra paraboliczne wykonane ze szkła srebrzonego lub z blachy aluminiowej (Al 99,98%) wypolerowanej i dla zachowania lśniącej powierzchni pokrytej przezroczystym szkliwem. Kąt rozsyłu strumienia świetlnego waha się w granicach od 6° do 10°. Średnica luster wynosi od 155 do 250 mm. Ciężar reflektorów wynosi od 0,6 do 4 kg.

Moc żarówek do reflektorów pokładowych waha się w granicach od 100 do 600 W przy napięciu 27 V. Włókno żarówki powinno być możliwie skupione w ogniskowej lustro parabolicznego. Sprawność tych żarówek wynosi od 22 do 26 lm/W. Średnia trwałość wynosi 75 godz, minimalna zaś 25 godzin przy napięciu 27 V.

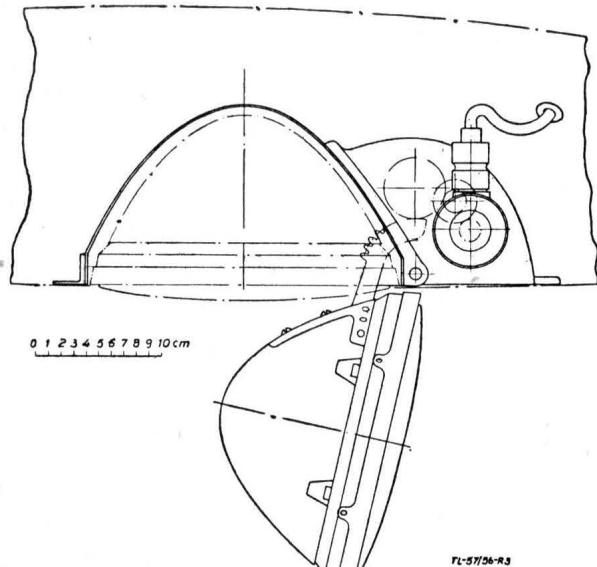
Ostatnio są wprowadzane tak zwane żarówki-reflektory, których tylna część jest wykonana w postaci reflektora parabolicznego srebrzonego. Żarówki tego typu pozwalają na lepsze wypełnienie przestrzeni, ponieważ cała powierzchnia odbija, a w reflektorach zwykłych nie cała powierzchnia, gdyż musi być otwór na trzonek żarówki. Wadą żarówek-reflektorów jest to, że reflektor ich gorzej odbija od reflektora klasycznego, wymiana jest kosztowniejsza i dłuższa, brak jest możliwości regulacji strumienia, technologia zaś produkcji wymaga specjalnych urządzeń.

Reflektory pokładowe można podzielić na dwie zasadnicze grupy:

- 1) reflektory pokładowe sterowane,
- 2) reflektory pokładowe niesterowane.

Reflektory pokładowe sterowane

Reflektory te (rys. 3) ze względu na opory aerodynamiczne są zabudowane pod spodem skrzydła, gdy jego grubość na to pozwala, przy czym chowa się je do skrzydła tak, że w położeniu schowanym szkło reflektora znajduje się w płaszczyźnie dolnej części skrzydła. Oś optyczną reflektora można



Rys. 3. Reflektor pokładowy sterowany, zabudowany w spód skrzydła

zmieniać w stosunku do konstrukcji samolotu w dowolnym czasie. Wysuwanie reflektora dokonywane jest za pomocą silnika elektrycznego o mocy krótkotrwałej około 30 W z przekładnią obniżającą obroty. Silnik jest dwukierunkowy z hamulcem magnetycznym. Zatrzymywanie reflektora jest automatyczne za pomocą wyłącznika krańcowego, gdy oś strumienia świetlnego jest równoległa do osi samolotu. Zatrzymanie jest możliwe we wszystkich położeniach pośrednich. Zapalenie żarówki może być samoczynne po wysunięciu się reflektora lub może być sterowane według woli pilota.

Zalety reflektorów sterowanych

- a. Dobre chłodzenie przez wiatr.
- b. Możliwość sterowania strumienia świetlnego.

Wady reflektorów sterowanych

- a. Mechanizm musi być silny, aby wytrzymać parcie wiatru na reflektor przy prędkości lądowania 200 km/h, lub większej.
- b. Mechanizm jest wrażliwy na wilgotność oraz uszkodzenia przez drgania.

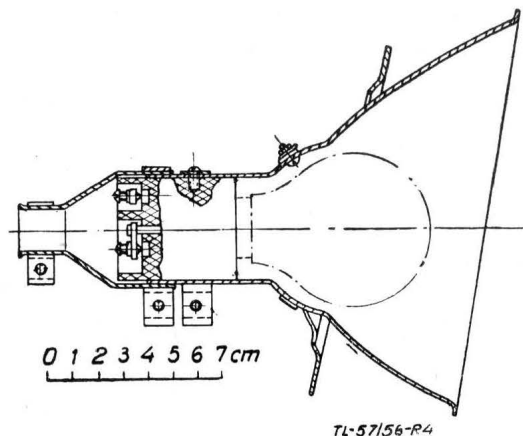
Reflektory pokładowe niesterowane

Obecnie prawie nie stosuje się pokładowych reflektorów niesterowanych (rys. 4), zabudowanych na zewnątrz samolotu, ze względu na duże opory aerodynamiczne. Jeśli jeszcze są tak zabudowane to tylko na samolotach o małej prędkości lotu.

Stosowane miejsca zabudowania: 1) w przodzie kadłuba, 2) w krawędziach natarcia skrzydła, 3) w przednim podwoziu, przy czym w locie podwozie i reflektor są schowane.

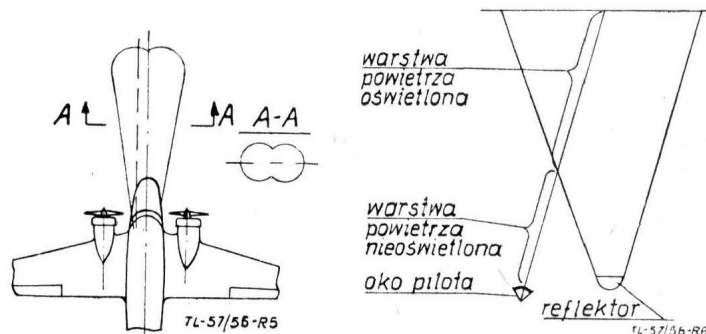
Zabudowanie reflektora w kadłubie (rys. 5) jest niewygodne, gdyż podczas mgły, śniegu lub deszczu strumień

świetlny przechodząc przez warstwę powietrza oświetla cząsteczki pyłu, wody czy śniegu i jest częściowo odbijany. W tym przypadku pilot obserwując teren lądowania widzi go w najlepszym razie poprzez aureolę, przy czym wi-



Rys. 4. Reflektor pokładowy niesterowany

działność pogarsza się w zależności od grubości warstwy powietrza, przez którą pilot będzie patrzeć. Grubość ta zależy od położenia oka pilota w pobliżu osi optycznej reflektora (rys. 6). Na samolotach wielosilnikowych, gdy

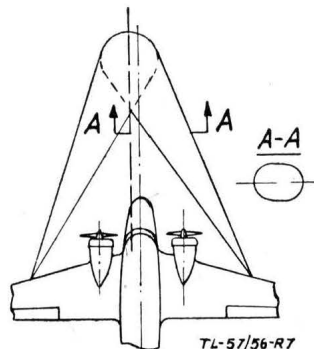


Rys. 5. Skierowanie strumienia świetlnego reflektorów pokładowych wbudowanych w kadłub

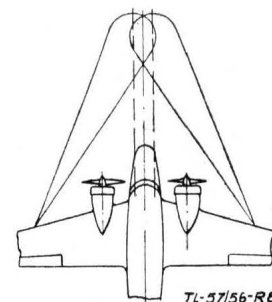
Rys. 6. Zmniejszenie widoczności na skutek rozproszonego światła

względny konstrukcyjne nie pozwalają na umieszczenie reflektorów w skrzydłach, można się w ostateczności zgodzić na zabudowanie ich w kadłub.

Znacznie lepszym sposobem jest zabudowanie reflektorów pokładowych w skrzydła w pewnej odległości od kadłuba. W tym przypadku pilot nie będzie oślepiany przez rozproszone światło we mgle czy deszczu i będzie widział lepiej teren lądowania. Doświadczenia wykazały, że zabudowania reflektorów pokładowych w sposób podany na rys. 7 jest najodpowiedniejsze; tu lewy reflektor jest skierowany do przodu tak, aby najlepiej oświetlać teren lądowania, a strumień świetlny prawego reflektora powinien zbiegać się na ziemi ze strumieniem lewego reflektora. Gdy w samolocie ma być drugi pilot, siedzący po prawej stro-



Rys. 7. Skierowanie strumieni świetlnych reflektorów wbudowanych w skrzydła (jeden pilot)

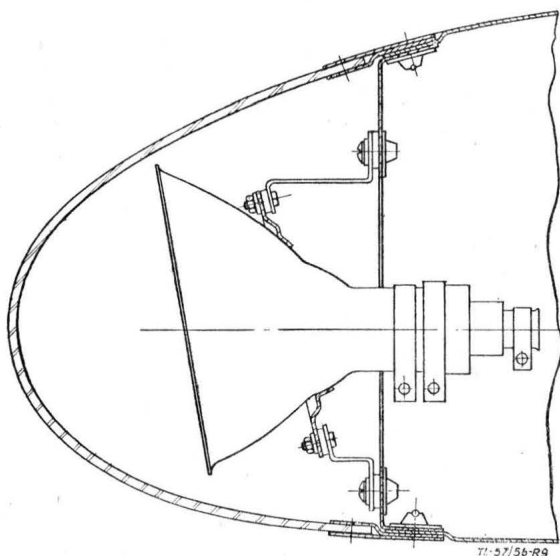


Rys. 8. Skierowanie strumieni świetlnych reflektorów wbudowanych w skrzydła (dwóch pilotów)

wania, a strumień świetlny prawego reflektora powinien zbiegać się na ziemi ze strumieniem lewego reflektora. Gdy w samolocie ma być drugi pilot, siedzący po prawej stro-

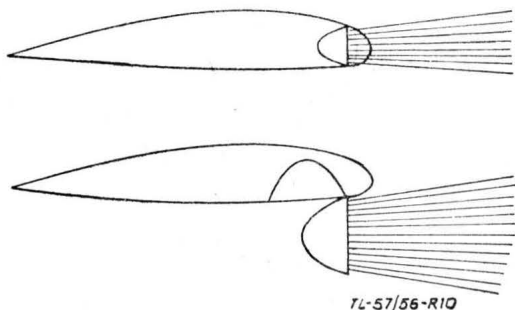
nie pierwszego, to najwłaściwszym rozwiązaniem będzie rozmieszczenie reflektorów w sposób podany na rys. 8.

Reflektory pokładowe niesterowane są zabudowane przeważnie w krawędź natarcia skrzydła (rys. 9). Ponieważ



Rys. 9. Reflektor pokładowy niesterowany wbudowany w krawędź natarcia skrzydła

średnice reflektorów wahają się w granicach od 155 do 250 mm, przeto można je wbudowywać w krawędź natarcia na samolotach o stosunkowo dużych grubościach skrzydeł. Rysunek 10 podaje orientacyjnie, o ile średnica reflektora sterowanego może być większa od średnicy reflektora niesterowanego (przy zabudowaniu ich w skrzydło o tej samej grubości profilu).



Rys. 10. Porównanie wbudowania reflektora sterowanego i niesterowanego

Reflektory wbudowane w krawędź natarcia skrzydeł są osłonięte przezroczystym szkłem organicznym (pleksiglasem), wygiętym odpowiednio do kształtu noska skrzydła. Ten sposób zabudowania ma następujące wady:

- powstają znaczne straty strumienia świetlnego na skutek absorpcji i załamania w szkło organicznym,
- nie można zakładać urządzeń odladzających na całej długości krawędzi natarcia,
- szkło organiczne z biegiem czasu matowieje, absorbując znaczny procent strumienia świetlnego (szyba ze szkła nieorganicznego byłaby ciężka),
- kosztowny i trudny w konserwacji,
- łatwo daje rozproszony strumień świetlny, który oślepia pilota.

Reflektor zabudowany w przednim podwoziu ma prawie te same cechy co i reflektor zabudowany w kadłubie.

Wady reflektorów niesterowanych są następujące:

- słabe chłodzenie — reflektory osłonięte szkłem organicznym,
- pilot nie ma możliwości regulowania w locie kierunku strumienia świetlnego; reflektor można tylko regulować na ziemi,
- reflektora zabudowanego w przednim podwoziu nie można używać przy lądowaniu przymusowym — „na brzuchu” — ze schowanym podwoziem.

INNE URZĄDZENIA DO OŚWIETLENIA TERENU

Pochodnie pirotechniczne (race Holta)

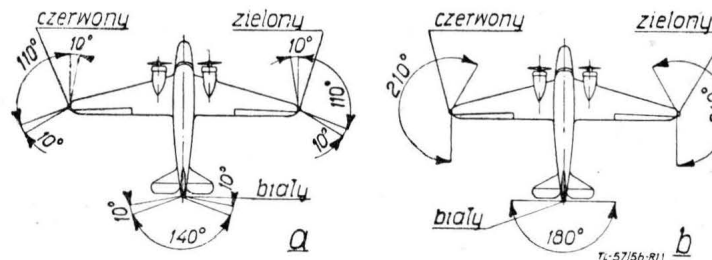
Niekiedy (szczególnie na samolotach lekkich) do oświetlenia terenu lądowania stosowane są pochodnie pirotechniczne, zabudowane pod końcami skrzydeł. Zapalane są elektrycznie przed lądowaniem na wysokości od 80 do 100 m. Czas palenia się ich pod skrzydłami wynosi od 1 do 1,5 minuty.

Bomby oświetlające spadochronowe

Bomby oświetlające spadochronowe są stosowane podczas przymusowego lądowania dla zorientowania się w położeniu samolotu. Bomby oświetlające spadochronowe wyrzuca się z wysokości od 350 do 800 m. Czas spalania się wynosi od 3 do 8 minut.

LAMPY POZYCYJNE

Wszystkie samoloty latające w nocy muszą posiadać lampy pozycyjne, zabudowane na końcach skrzydeł i na ogonie. Lampy te mają ułatwiać załogom samolotów, podczas lotu, wzajemne zauważenie się i rozpoznanie kierunku lotu. Prócz tego mogą one być stosowane do nadawania sygnałów pomiędzy samolotami lub samolotami a ziemią. Lampy pozycyjne mają następujące barwy: na końcu lewego skrzydła jest lampa z filtrem koloru czerwonego, na końcu skrzydła prawego — lampa z filtrem koloru zielonego, na końcu ogona — lampa biała. Kąty rozsyłu strumieni świetlnych tych lamp nie są jeszcze definitywnie ustalone na terenie międzynarodowym. Na rys. 11 podane są szkice rozsyłu strumieni świetlnych dla lamp pozycyjnych stosowanych



Rys. 11. Kąty rozsyłu światła lamp pozycyjnych: a — według przepisów ICAO, b — według literatury radzieckiej

w różnych krajach. W układzie podanym na rys. 11b powiększono kąty rozsyłu strumieni świetlnych tak, że światła mogą być widziane z wszystkich kątów przez pilota zbliżającego się samolotu. Lampy pozycyjne powinny być widoczne z dużej odległości, aby pilot od chwili zobaczenia drugiego samolotu, lecącego naprzeciw, mógł zdążyć zmienić kierunek lotu i uniknąć zderzenia się z nim.

Na zasięg widoczności lamp pozycyjnych w żądanym kierunku wpływa cały szereg czynników, z których zasadniczymi są:

- barwna progowa czułość oka ludzkiego,
- wielkość światłości lampy pozycyjnej w danym kierunku,
- przezroczystość atmosfery.

Barwną progową czułością oka ludzkiego nazywamy minimalne oświetlenie siatkówki oka, przy której może ono rozróżnić barwę sygnału. Dla różnych barw progowa czułość jest różna.

Światłość promieniowana w danym kierunku zależy od układu optycznego lampy oraz od krzywej rozsyłu światła samego źródła.

Przezroczystość atmosfery charakteryzuje się współczynnikiem przezroczystości. Wartość tego współczynnika dla promienia białego światła waha się w granicach: dla dobrej widoczności od 0,95 do 0,85, przy średniej — od 0,85 do 0,75, a przy słabej — od 0,65 do 0,55. Światłość potrzebna do tego, aby przy zadanej przezroczystości atmosfery i progowej czułości, zapewnić widzialność sygnału na daną odległość, może być określona ze wzoru:

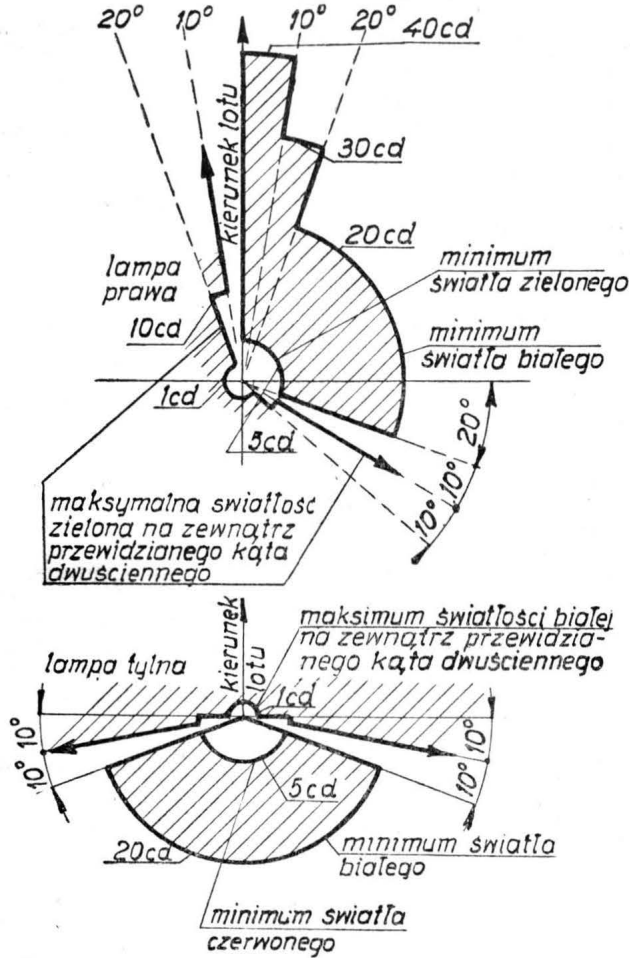
$$I = E_0 \frac{L^2}{\tau L} \cdot 10^{-6}$$

gdzie I — światłość w kierunku obserwującego w *światach międzynarodowych*, L — odległość sygnału od obserwującego w km, τ — współczynnik przezroczystości atmosfery, E_0 — barwna progowa czułość oka obserwującego w lx.

Czas potrzebny na rozpoznanie sygnału świetlnego i odpowiednie zareagowanie, aby lecące naprzeciw samoloty nie zderzyły się, wynosi według danych ICAO około 30 sek. Jeżeli każdy z samolotów lecących naprzeciwko siebie będzie miał prędkość 500 km/h, wówczas odległość, na której samoloty powinny się dostrzec, wynosi: $0,00833 \times (500 + 500) = 8,33$ km, a zatem zasięg widoczności lamp pozycyjnych skrzydłowych powinien w ciemną noc przy dobrej przezroczystości powietrza wynosić nie mniej niż 8 km.

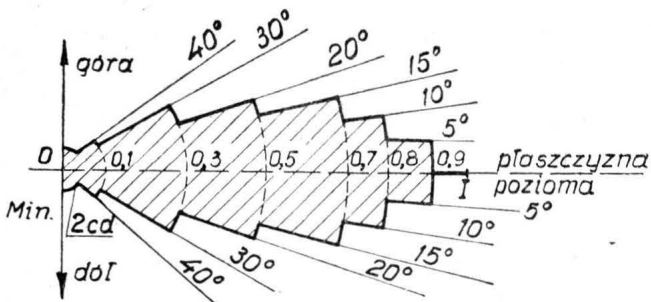
Na boki zasięg widoczności może być mniejszy, ponieważ przy krzyżujących się kierunkach lotu względna prędkość samolotów jest mniejsza. Zasięg widoczności lampy pozycyjnej tylnej powinien wynosić 5 km.

Na rys. 12 i 13 podane są krzywe rozsyłu światła lamp pozycyjnych w płaszczyźnie poziomej i pionowej. Wymiary



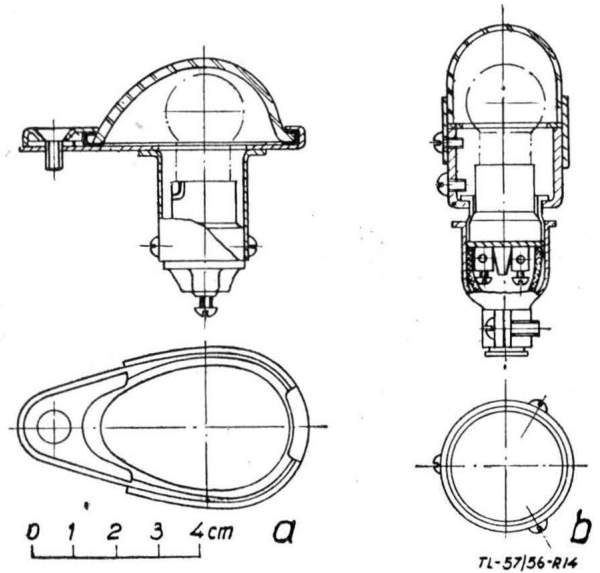
Uwaga: Podane wartości światłości są wartościami w kącie dwusiecznym, w którym światło powinno być widoczne i maksym. na zewnątrz tego kąta. (przestrzeń zakreślona jest strzełą zabronioną.)
TL-57/56-R12

Rys. 12. Krzywe rozsyłu światła lamp pozycyjnych w płaszczyźnie poziomej



Uwaga: I - jest to minimalna światłość jaka jest wymagana w dowolnym kierunku płaszczyzny poziomej samolotu
TL-57/56-R13

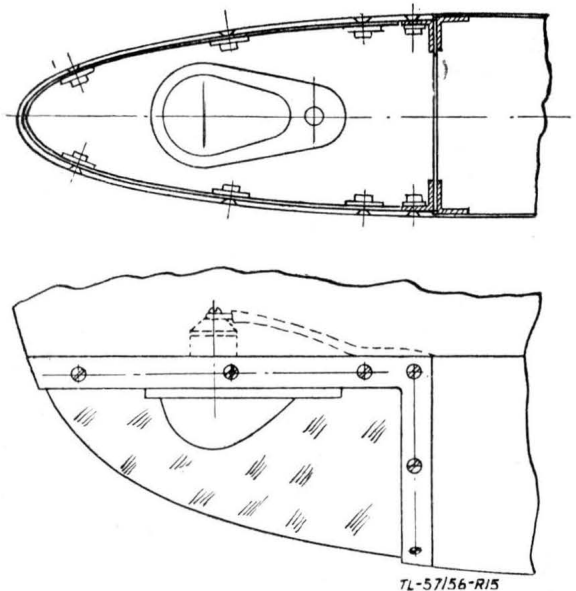
Rys. 13. Krzywe rozsyłu światła lamp pozycyjnych w płaszczyźnie pionowej



Rys. 14. Lampy pozycyjne: a — boczna (czerwona lub zielona), b — tylna (biała)

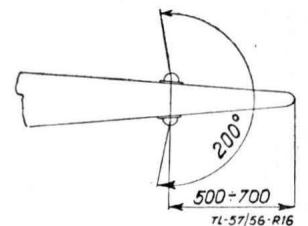
lamp pozycyjnych powinny być małe, aby nie dawały dużych oporów aerodynamicznych. Na rys. 14 są przedstawione szkice lamp pozycyjnych.

W dążeniu do zmniejszenia oporów aerodynamicznych często lampy pozycyjne wbudowuje się w koniec skrzydła, jak to podaje rys. 15. Konstrukcja ta jest wygodna z punktu widzenia aerodynamicznego, jednak nie ma szerokiego zastosowania, gdyż wymiary końców skrzydeł różnych samolotów różnią się znacznie, a zatem należałoby mieć wiele typów tych lamp. Ponadto stosowane tu szkło organiczne ma te same wady co i w reflektorach zabudowanych w krawędziach natarcia skrzydła. Istnieją trudności w zrealizowaniu wymaganych kątów rozsyłu.



Rys. 15. Lampa pozycyjna wbudowana w krawędź natarcia skrzydła

Zasięg widoczności lamp pozycyjnych zależy między innymi od mocy źródła światła. Ze względu na ograniczone wymiary lamp powiększenie mocy żarówek nie jest pożądane. Aby polepszyć wydajność lamp pozycyjnych zastosowano na końcu każdego skrzydła po dwie lampy, jedną nad, drugą pod skrzydłem, jak to podaje rys. 16. Jeżeli obserwujący jest na poziomie



Rys. 16. Ustawienie lamp pozycyjnych podwójnych

samolotu i w znacznej odległości od niego, będzie widział jedną lampę pozycyjną. Skutek świetlny podwójnej lampy jest taki, jak gdyby była jedna lampa, dająca dwukrotnie większy strumień świetlny. Przy stosowaniu lamp pozycyjnych skrzydłowych podwójnych można połączyć je w ten sposób, że oddzielnie będą włączane lampy górne i dolne. Połączenie takie może być korzystne w warunkach wojennych. Należy zaznaczyć, że istniejące lampy pozycyjne przy obniżonej przezroczystości powietrza nie mogą zapewnić takiej widoczności, która jest wymagana przy obecnych prędkościach lotu. Powodem tego jest w pierwszym rzędzie duża absorpcja strumienia świetlnego (od 80 do 95%) w barwnych filtrach lamp pozycyjnych. Współczynnik przepuszczania tych filtrów wynosi tylko od 0,2 do 0,05.

Wobec powyższego, aby uniknąć zderzenia samolotów podczas lotów nocnych należałoby albo powiększyć moc żarówek stosowanych w lampach pozycyjnych, albo zastosować konstrukcję dającą większy strumień świetlny. Nawet znaczne powiększenie mocy żarówek, celem zwiększenia zasięgu widoczności w złych warunkach atmosferycznych, daje mało korzyści, gdyż przenikanie światła przez atmosferę w zależności od mocy źródła światła zmienia się według funkcji logarytmicznej. Na przykład zwiększenie mocy źródła światła o 400% zwiększy zasięg jego widoczności tylko o 20%.

Moce żarówek w lampach pozycyjnych skrzydłowych podwyższono do 25 W stosując ponadto w oprawach tych lamp reflektorki zwiększające znacznie strumień świetlny w żądanym kierunku. Niekiedy dla zmniejszenia wymiarów lampy, żarówka sama ma kształt reflektora i jest posrebrzona. Lampa pozycyjna ogonowa ma żarówkę o mocy 5 W.

Dawniej uważano, iż żarówki 15 W, a nawet 10 W, są wystarczające. Zwiększenie mocy tych żarówek jest oczywiście podyktowane koniecznością dokonywania lotów w dowolnych warunkach atmosferycznych. Przepisy amerykańskie C.A.A. (Civil Aeronautics Administration) wymagają, aby samoloty transportowe miały żarówki w lampach pozycyjnych skrzydłowych o mocy 35 W. Obecnie jeszcze niekiedy stosuje się w lampach pozycyjnych żarówki 15 W, a nawet 10 W, ale do samolotów o małych prędkościach i latających tylko podczas dobrych warunków atmosferycznych. Trwałość żarówek lamp pozycyjnych wynosi średnio 120 godzin.

Na samolotach wojskowych często stosowane są oporniki stałe, które po włączeniu do obwodu przyciemniają lampy pozycyjne, gdy zajdzie tego potrzeba.

LAMPY ZEWNĘTRZNE SPECJALNE

Prócz omówionych powyżej lamp na samolotach komunikacyjnych są niekiedy stosowane tak zwane „lampy bezpieczeństwa”, które najczęściej są zabudowane nad i pod kadłubem. Lampy te mają światło przerywane na przemian białe i kolorowe. „Lampy bezpieczeństwa” mają tę zaletę, że światło przerywane przyciąga więcej uwagi niż światło stałe i nie może być wzięte za gwiazdę lub światło na ziemi. Lampy te są zapalane i gaszone za pomocą specjalnego mechanizmu z częstotliwością od 36 do 60 razy na minutę. Zadaniem tych lamp jest przestrzeganie przed wzajemnym zderzeniem się samolotów podczas lotów nocnych. Znaczenie ich uwydatnia się przy lekkim zamgleniu, podczas dużego nasilenia ruchu lotniczego w sąsiedztwie lotniska.

Na wodnosamolotach stosowane są tak zwane lampy kotwiczne, dające światło białe. Amerykańskie przepisy (C.A.A.) wymagają, aby światło tych lamp zapalane podczas postoju wodnosamolotu było widoczne przy dobrej przezroczystości powietrza, z odległości 3 km, a przepisy amerykańskiego lotnictwa wojskowego wymagają, aby było ono widoczne przy dowolnym położeniu samolotu z odległości 60 m.

Samoloty wojskowe posiadają niekiedy lampy formacyjne, składające się z pewnej liczby lamp, dających światło niebieskie, rozmieszczonych wzdłuż górnej powierzchni skrzydła i kadłuba. Lampy te wskazują położenie samolotu załozde innego samolotu, lecącego za nim w szyku. Natężenie światła lamp formacyjnych jest regulowane za pomocą opornika. Lampy te powinny być wykonane w ten sposób, aby były widoczne z odległości nie większej niż 2 km i aby dawały maksymalną jasność pod kątem 25 do 30° w stronę przeciwną do kierunku lotu.

W celu nawiązania łączności pomiędzy samolotami w powietrzu, jak również pomiędzy samolotami i ziemią, sto-

sowane są lampy umowne, zabudowane w dolnej części skrzydła. Lampy te mają biały, matowy reflektor i przezroczyste szkło żółtej, czerwonej lub zielonej barwy.

Do nawiązania łączności pomiędzy samolotami lub pomiędzy samolotami a ziemią, w nagłych przypadkach stosowane są rakietnice sygnalizacyjne. Stosuje się rakiety o zabarwieniu białym, czerwonym, zielonym i żółtym. Rakietnice mogą być ręczne w postaci pistoletu z językiem spustowym, oraz elektryczne, odpalane za pomocą odpowiednio podłączonych przycisków.

OSWIETLENIE WNĘTRZA SAMOLOTU

Przy oświetleniu wnętrza samolotów równomierność oświetlenia jest tak samo ważna jak i jego natężenie. Wprawdzie oko ludzkie jest w stanie przystosować się do szerokich zmian natężenia oświetlenia, jednak proces ten pochłania energię, powodując zmęczenie oczu. Zmęczenie oczu występuje również wówczas, gdy wzrok skierowany jest na przedmioty równomiernie oświetlone, gdy tło tych przedmiotów jest niejednakowe.

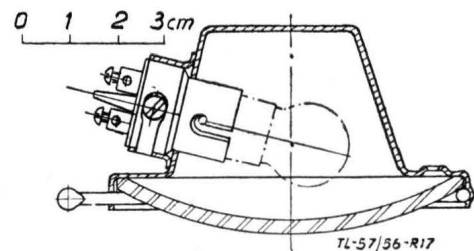
Oświetlenie wnętrza samolotu można podzielić na cztery grupy:

- a) oświetlenie kabiny pasażerskiej,
- b) oświetlenie kabiny pilota i tablicy pokładowej,
- c) oświetlenie innych stanowisk załogi,
- d) światła sygnalizacyjne.

Oświetlenie kabiny pasażerskiej

Wprawdzie w ostatnich czasach oświetlenie wnętrza kabiny pasażerskiej zostało znacznie ulepszone, to jednak w dalszym ciągu istnieje problem doboru odpowiednich lamp, jak i ich rozmieszczenie wewnątrz samolotu, aby uniknąć niepożądanego olśnienia.

Przy zastosowaniu lamp sufitowych, jaskrawe miejsca mogą być znacznie zmniejszone, a nawet prawdopodobnie całkowicie usunięte przez stosowanie oświetlenia pośredniego; w tym przypadku ogólne oświetlenie wnętrza kabiny jest uzyskiwane przez odbicie od jasno malowanego wnętrza kabiny. Takie oświetlenie jest również korzystne z punktu widzenia oświetlenia w czasie dnia. Ogólne oświetlenie w nocy jest w pierwszym rzędzie potrzebne przy wsiadaniu i wysiadaniu pasażerów w celu umożliwienia im oraz załozde zajęcia swoich miejsc przed lotem, do pracy naziemnej oraz podczas startu i lotu. Oświetlenie ogólne powinno być obfite i stwarzać miłą atmosferę. Jasność na wysokości poziomu stołu powinna wynosić około 50 lx. Na rys. 17 podany jest szkic lampy sufitowej.



Rys. 17. Lampa sufitowa

W samolotach sypialnych, szczególnie, gdy nie posiadają przegrodzonych kabin, prócz ogólnego oświetlenia należy przewidzieć pomocnicze lampy małej mocy, dające ograniczony strumień świetlny, skierowany w ten sposób, aby jedni pasażerowie mogli wygodnie czytać, nie przeszkadzając innym — chcącym spać. Spełnienie tego warunku nie jest łatwe, gdyż zarówno sama lampa, jak i oświetlona książka daje niepożądane odbicia dla nie korzystających z nich. Powyższych wad można uniknąć, przestrzegając następujące zalecenia: 1) wewnętrzna powierzchnia lampy, która może być ewentualnie widoczna przez otwór, powinna być pomalowana na kolor czarnomatowy; krawędzie otworu w lampie też powinny być pomalowane na kolor czarnomatowy; 2) w celu zwiększenia wydajności świetlnej lampy należy stosować reflektorki aluminiowe chromowane i polerowane; 3) lampy powinny być tak zabudowane, aby ich strumień świetlny nie padał na żadną część wnętrza kabiny powyżej poziomu poręczy.

Na rys. 18 podany jest pożądaný sposób oświetlenia lampą pomocniczą. W tym przypadku lampa jest zabudowana

na bocznej ścianie i rzuca tylko wąski strumień świetlny. Niekiedy lampy te są zabudowane na konsolach przymocowanych do poręczy fotela, jedna lampa dla dwu pasażerów lub też jedna dla każdego. Natężenie oświetlenia przy długim czytaniu powinno wynosić co najmniej 100 lx na normalnym poziomie czytania. Oświetlenie powinno być równomierne i strumień świetlny nie powinien padać na czytającego powyżej pasa. Miejsce zabudowania lampy powinno być takie, aby normalny ruch drugiego pasażera nie spowodował cienia.

Należy przewidzieć również oświetlenie w bagażniku, w toalecie, w kabine bombowej i innych, do których wchodzi się, gdy samolot jest na ziemi. Jasność oświetlenia w tych pomieszczeniach może być mała. Zwykle stosuje się około 10 lx, chociaż większa jasność jest pożądana, gdy pozwala na to źródło energii elektrycznej.

Oświetlenie kabiny pilota

Wymagania co do oświetlenia kabin są różne, w zależności od przeznaczenia samolotu; inne więc będą warunki dla kabin samolotów pasażerskich, a inne dla wojskowych. Oświetlenie kabiny pilota samolotu pasażerskiego powinno zapewnić jak najwięcej wygód podczas lotów nocnych, a więc potrzebne jest wyraźne oświetlenie przyrządów, dźwigni, map itp. Ponieważ samoloty pasażerskie mają kierunek lotu ustalony przez specjalne przyrządy, przeto piloci, podczas normalnego lotu rzadko patrzą na zewnątrz samolotu i wolą mieć wobec tego wnętrze swych kabin lepiej oświetlone. Silne, ogólne oświetlenie kabiny pilota mniej męczy jego wzrok, a zatem pilot może lepiej wykonać swoje zadanie podczas lotu.

Miejsca zabudowania lamp kabinowych należy tak dobrać, aby ich światło nie odbijało się w szybach przyrządów, wiatrochronu i bocznych.

Przy oświetleniu wnętrza samolotów wojskowych wymaga się, oprócz równomiernego i dobrego oświetlenia, spełnienia również warunku, aby nie było ono widoczne z zewnątrz samolotu, choćby to było kosztem słabszego oświetlenia wnętrza kabiny pilota. Należy unikać stosowania lamp ogólnych o większej mocy, a stosować raczej lampy mniejsze do oświetlenia poszczególnych części kabiny, gdzie są umieszczone urządzenia potrzebne do prowadzenia samolotu. Tu, jak i w samolotach komunikacyjnych, przy zabudowaniu lamp należy tak dobrać ich miejsce, aby stanowczo światło ich nie odbijało się w szybach przyrządów, wiatrochronu i w szybach bocznych, gdyż uniemożliwia to obserwowanie przestrzeni na zewnątrz samolotu, jak i odczytywanie wskazań przyrządów.

Podczas lotów nocnych, szczególnie w okresie działań wojennych, uwaga pilota głównie jest skoncentrowana na zewnątrz samolotu, lecz od czasu do czasu patrzy on na przyrządy. Są jednak powody utrudniające pilotowi obserwowanie przedmiotów na zewnątrz samolotu, a mianowicie:

1. Przyrządy i urządzenia kontrolne, aby były widoczne, muszą mieć większą jaskrawość niż przestrzeń na zewnątrz samolotu; więc pilot przerzucając wzrok z tablicy przyrządów pokładowych na zewnątrz samolotu spostrzega, że oczy jego są mniej czułe niż były po dostosowaniu się do jaskrawości zewnętrznej — tła nocnego nieba. Nawet wówczas, gdy oczy pilota będą całkowicie przystosowane do ciemnego tła, wzrok jego kątem oka będzie zaabsorbowany jasnymi znakami przyrządów.

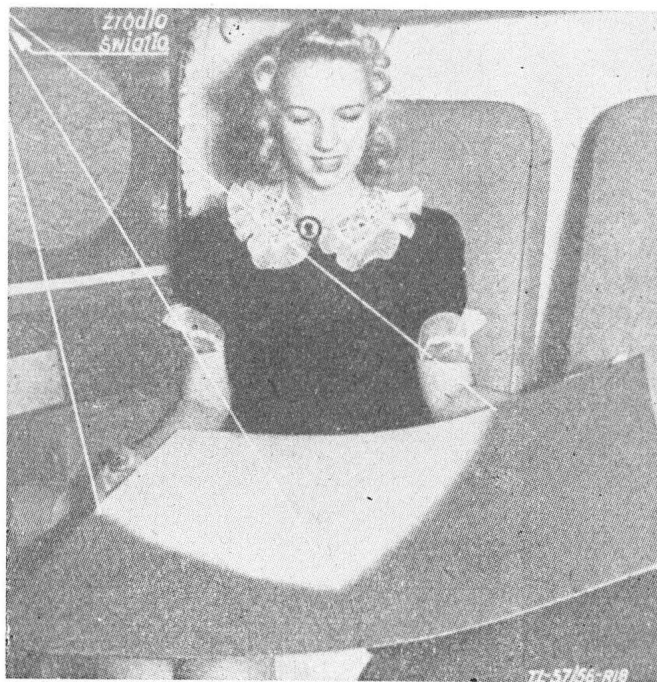
2. Odbicia w szybach wiatrochronu i w szybach bocznych, świecących znaków przyrządów oraz lamp kabinowych, często mają większą jaskrawość niż obiekt na zewnątrz samolotu i jeżeli są one na linii wzroku, uniemożliwiają widzenie obiektu zewnętrznego, nawet wówczas gdy nie będą one na linii wzroku. Pierwszy powód związany jest z właściwością przystosowania oczu do ciemności, drugi — z geometryczną zależnością pomiędzy linią wzroku pilota, lampami, tablicą, wiatrochronem i bocznymi szybami.

Przystosowanie oczu do ciemności i do światła

W zależności od jaskrawości obserwowanego tła, oczy mogą być w stanie:

- a) przystosowania do światła,
- b) przystosowania do ciemności.

Stan przystosowania oczu prawdopodobnie zmienia się stale, gdy zmienia się jaskrawość pola widzenia, lecz przy

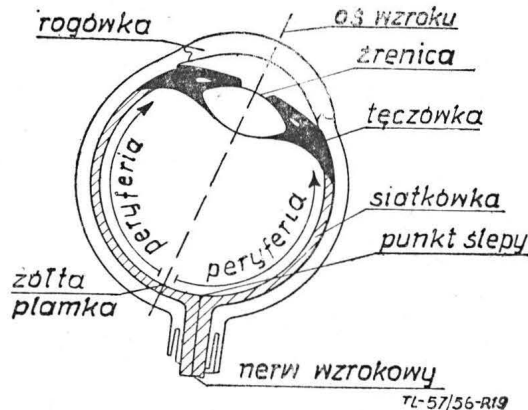


Rys. 18. Oświetlenie kabiny pasażerskiej lampą pomocniczą

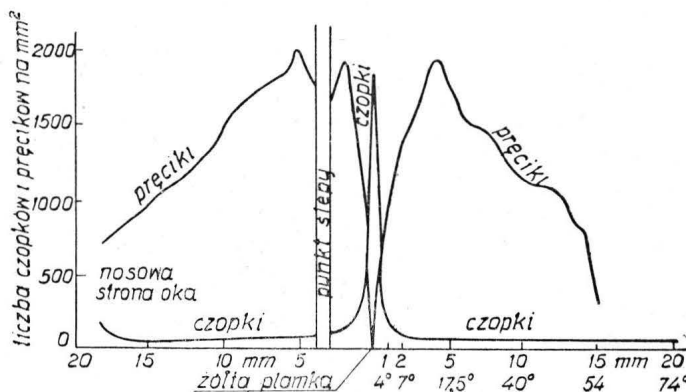
jaskrawości rzędu $10,76 \cdot 10^{-7}$ sb, która jest nieco mniejsza niż jaskrawość chmur przy księżycu, następuje zmiana w charakterze widzenia, którą można określić jako przejście z przystosowania do światła do przystosowania do ciemności. W stanie przystosowania do ciemności, oko jest więcej czułe na światło, reagując różnie na różne zabarwienia i lepiej widzi, gdy linia wzroku jest skierowana na bok od przedmiotu obserwowanego (lepiej widzi kątem oka).

Właściwość oka

Siatkówka oka zawiera dwa rodzaje czułych elementów (rys. 19), które ze względu na swój kształt nazywamy „pręcikami” i „czopkami”. „Czopki” są głównie zgrupowane



Rys. 19. Przekrój oka ludzkiego

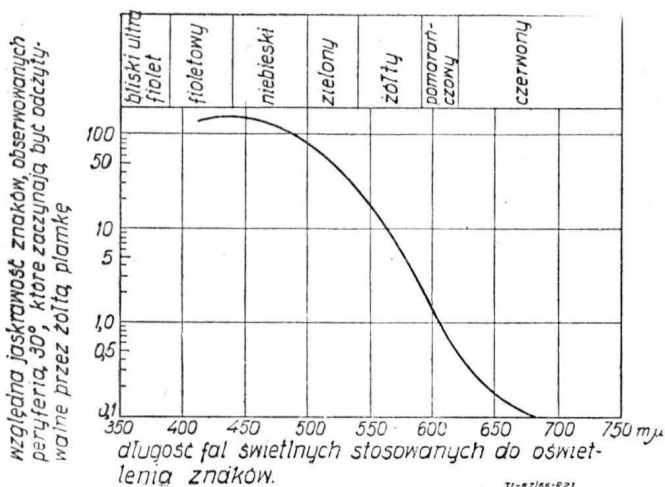


Rys. 20. Wykres ilustrujący właściwości oka ludzkiego

ne w środkowej części siatkówki, zwanej żółtą plamką, „pręciki” — głównie na pozostałej części siatkówki zwanej „peryferią”, osiągając maksymalną wartość w kącie około 18° od środka żółtej plamki (rys. 20). Gdy oczy są w stanie przystosowania do jasności, „pręciki” nie są aktywne i widzenie jest dokonywane całkowicie dzięki „czopkom”. Gdy oczy są w stanie przystosowania do ciemności, czynne są zarówno „pręciki” jak i „czopki”, lecz „pręciki” przeważają z powodu ich większej czułości na światło. „Pręciki” jednak nie są w stanie dać wyraźnego obrazu i „czopki” zgromadzone w żółtej plamce pozwalają widzieć szczegóły obrazu.

Czułość oczu, przystosowanych do ciemności, na światło różnych barw

„Pręciki” mają większą czułość na światło, ale na fale o długości mniejszej od 620 milimikronów, to jest na światło, poczynając od zabarwienia czerwono-pomarańczowego, a więc na: żółte, zielone, niebieskie i fioletowe. Względna czułość peryferii oka na światło o różnych zabarwieniach podana jest na rys. 21 dla punktu na polu



Rys. 21. Względna czułość peryferii oka na światło o różnych zabarwieniach dla punktu w polu widzenia, leżącym 30° poniżej osi wzroku

widzenia leżącym 30° poniżej osi wzroku. Krzywą otrzymano przez porównanie dwóch krzyży wysokości 9, szerokości 9 i grubości 1,5 mm, z których jeden był oświetlony światłem monochromatycznym pomarańczowym (605 mμ), a drugi światłem białym. Oświetlenie krzyży było regulowane tak długo, póki każdy z nich zaczynał być odczytywalny, gdy obserwujący patrzył bezpośrednio na niego z odległości 60 cm. Po czym obserwujący kierował wzrok na punkt ustalający 30° powyżej krzyży i regulował jaskrawość pomarańczowego krzyża, aż zrównała się z jaskrawością badanego, cały czas mając oczy skierowane na punkt ustalający.

Tak otrzymana krzywa względnej czułości peryferii oka podaje, że w przypadku czterech dokładnie podobnych tarcz ustawionych obok siebie (jednej z oznaczeniami niebieskimi, drugiej — zielonymi, trzeciej — pomarańczowymi i czwartej — ciemnoczerwonymi), gdy wszystkie będąc jednocześnie łatwo odczytać, wówczas dla obserwatora patrzącego na nie z dala, tarcza z oznaczeniami niebieskimi będzie wydawała się około 100 razy jaskrawsza niż pomarańczowa, tarcza zielona — około 20 razy jaskrawsza, a ciemno czerwona — około 0,1 tej jaskrawości. Z tego również wynika, że jaskrawość niebieskich i zielonych oznaczeń może być zmniejszona, aż nie będą one widoczne, gdy będzie się na nie patrzeć bezpośrednio, ale będzie je można łatwo zobaczyć, patrząc „kątem oka” z odległości.

Olsnienie absorbujące

Jeżeli w ciemności wpatrywać się w przedmiot ledwie widoczny i jeżeli gdzieś w polu widzenia jest jaskrawszy przedmiot, wówczas istnieje stała tendencja skierowania wzroku w kierunku jaskrawszego przedmiotu. Ten wpływ jaskrawszego przedmiotu zwany jest „olsnieniem absorbującym”.

Gdy na tarczach wskaźników przyrządów pokładowych stosowano oznaczenia z farby samoświecącej zielonej emitowały one światło pół niebieskie, pół zielone. Gdy pilot

patrzył na zewnątrz, widział te oznaczenia „kątem oka”, gdy padały one na peryferie oka pod kątem od 10 do 50° od osi widzenia i wobec tego „olsnienie absorbujące” w ciemną noc było bardzo silne. Piloci nocnych samolotów myśliwskich bardzo narzekali również z powodu odbijających się w szybach wiatrochronu i bocznych „nieuchwytnych obrazów” świetlnych wskaźników przyrządów pokładowych, które znikaly, gdy patrzyli w ich kierunku, a znowu ukazywały się, gdy wzrok został skierowany w inną stronę.

Ponieważ peryferia oka jest względnie mało czuła na czerwone światło, przeto „olsnienie absorbujące” i „nieuchwytny obraz” mogą być znacznie zmniejszone, dla tej samej czytelności przyrządu, po zastosowaniu oznaczeń o zabarwieniu przesuniętym w kierunku czerwieni (UF — ultrafioletowe — w połączeniu z farbami fluoryzującymi, pomarańczowymi). Z tego samego powodu dla zmniejszenia „olsnienia absorbującego” wszystkie światła w kabine pilota powinny być czerwone. Większa wyrazistość oznaczeń farbami czerwonymi i pomarańczowymi mniej męczy oczy. Następnym powodem stosowania światła czerwonego jest stosunkowo krótki czas potrzebny do nocnej adaptacji (przy świetle białym czas potrzebny wynosi około 30 minut), ponadto jest ono z zewnątrz trudniej zauważalne.

Z powyższych rozważań wynika, że barwa oznaczeń tarcz wskaźników przyrządów powinna być możliwie ciemnoczerwona, to jest powinna zawierać światło o długości fali nie krótszych niż 650 mμ. Jednak przy dużej liczbie przyrządów z oznaczeniami ciemnoczerwonymi szybkie odczytywanie jest utrudnione, zatem przy przejściu na barwę czerwono-żółtą jest dość nie dalej niż do barwy pomarańczowo-czerwonej o długości fali 620 mμ, ponieważ na tę długość fali — średnio biorąc — jest jednakowo czuła zarówno żółta plamka jak i peryferie oka.

Olsnienie zasłaniające

Gdy światło lub oświetlony pasek umieścić w polu widzenia obserwującego, wówczas skutek tego będzie taki, jak gdyby ustawiono zasłonę w polu widzenia i przez to zmniejszy się kontrast pomiędzy obserwowanym przedmiotem i jego tłem. Jaskrawość tej zasłony jest nazwana „olsnieniem zasłaniającym” i dla oczu przystosowanych do ciemności może być obliczone ze wzoru

$$G = \frac{kE}{\varrho^2}$$

gdzie G — jest olsnieniem zasłaniającym w sb, E — oświetlenie oka wytworzone przez olsnienie zasłaniające w lx, ϱ — kąt w stopniach pomiędzy kierunkiem olsnienia i linią wzroku, k — stała, mająca wartość 1 — dla światła białego, 10 — dla ciemnoczerwonego, 3 — dla pomarańczowego i 0,1 dla niebieskozielonego, k — współczynnik.

Ze wzoru wynika, iż dla tej samej jaskrawości „olsnienie zasłaniające” może być zmniejszone 30-krotnie przy zastosowaniu pomarańczowych znaków i stokrotnie po zastosowaniu znaków czerwonych. Źródłami „olsnienia zasłaniającego” są różne lampy kontrolne, lampy kabinowe i ich odbicia od błyszczących części szyb wskaźników przyrządów, wiatrochronu, jasnomalowanych dźwigni itp. Istnieje jeszcze jeden powód „olsnienia zasłaniającego” na skutek oddziaływania promieni UF na oczy. Gałka oczna (rogówka) po naświetleniu promieniami UF fluoryzuje, w wyniku czego zjawia się w całym polu widzenia niebieskawa mgła. Najlepszą metodą zabezpieczenia się przed fluorescencją gałki ocznej jest stosowanie farb bardzo czułych na promienie UF, aby wobec tego potrzebne promienie UF ograniczyć do minimum oraz zabudować lampy w ten sposób, aby możliwie mało rozproszonego światła UF dochodziło do oczu pilota. Należy zaznaczyć, że względnie duża ilość światła UF, wystarczająca do wytworzenia znacznej mglistej zasłony, nie działa szkodliwie na oczy, ponieważ ilość promieni UF, jaką wysyła dowolny typ lampy kabinowej, jest mała w porównaniu z ilością wypromieniowaną przez słońce.

Z powyższych rozważań można podać następujące warunki niezbędne dla dobrego oświetlenia kabiny pilota.

a. Oznaczenia tarcz wskaźników przyrządów powinny być wykonane farbami fluoryzującymi barwy pomarańczowej lub czerwonej dla zmniejszenia „olsnienia absorbującego” i uniknięcia „nieuchwytnych obrazów” w szybach. Są one wyraźne, istnieje możliwość regulacji i nie ma trudności przy ich produkcji.

b. Jeżeli dźwignie pomocnicze wymagają oświetlenia, należy do tego stosować światło czerwone, gdyż nie powodu-

je ono „oślnienia absorbującego”, nie pogarsza nocnej adaptacji.

c. Wszystkie elementy wewnątrz kabiny pilota powinny być czarnomatowe, aby utrzymać ogólny poziom jasności poniżej jasności nocnego nieba.

d. Unikać oznaczeń tarcz wskaźników przyrządów farbami samoświecącymi, gdyż są mało wyraźne, gdy są nowe, a po około dwóch latach — nieczytelne. Przy ich produkcji należy stosować środki ostrożności przeciw zatruciu radioaktywnemu.

e. Liczbę lamp sygnalizacyjnych ograniczyć do absolutnego minimum. Powinny one być zabudowane z dala od linii wzroku pilota i przyciemniane w nocy.

f. Pilot nie powinien widzieć odbić w wiatrochronie, w szybach przyrządów i w szybach bocznych.

g. Jaskrawość znaków powinna być równomierna.

Oświetlenie tablicy z przyrządami pokładowymi

Oświetlenie tablicy z przyrządami pokładowymi z punktu widzenia prowadzenia samolotu jest najważniejsze, gdyż pilot powinien być w stanie nie tylko odczytywać wskazania przyrządów, ale również obserwować teren pogrążony w ciemności. Przyrządy są zaprojektowane w ten sposób, że tarcze wskaźników są cofnięte średnio o 8 mm od przedniej płaszczyzny szyby i światło, padając pod kątem, rzuca cień przeszkadzający w odczytywaniu części wskazań. Puszki wskaźników przyrządów nie mają jednakowych mocowań, tak że różnej wielkości wystawanie również utrudnia dobre oświetlenie.

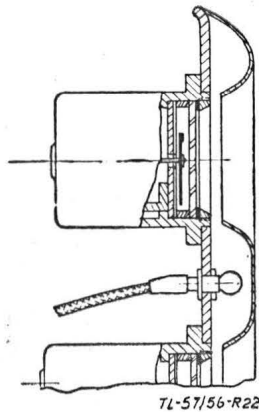
Najlepszym sposobem oświetlenia tablicy z przyrządami pokładowymi jest ten, który daje równomierne i wystarczająco silne oświetlenie tarcz wskaźników przyrządów, wyłączników, dźwigni i napisów, nie dając jednocześnie odbłasku w szybie wiatrochronu i w bocznych. Do oświetlenia tablic z przyrządami pokładowymi stosowane są następujące sposoby:

- oświetlenie pośrednie (zastosowanie ekranu)
- oświetlenie bezpośrednie.

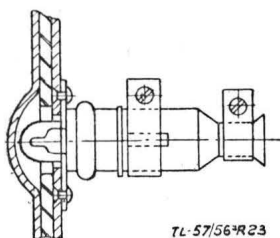
Oświetlenie pośrednie tablicy pokładowej

Oświetlenie pośrednie jest jednym z najstarszych sposobów. Oświetlenie to osiąga się przez umieszczenie przed zewnętrzną płaszczyzną tablicy pokładowej ekranu z otworami na wprost miejsc, w których są wbudowane przyrządy pokładowe (rys. 22). Żarówki 24 V o mocy około 2 W umieszcza się w przestrzeni pomiędzy tablicą a ekranem. Dla polepszenia współczynnika odbicia strumienia świetlnego tych żarówek, zewnętrzna powierzchnia tablicy pokładowej i wewnętrzna powierzchnia ekranu pomalowane są na białe. Pomiedzy krawędziami otworów w ekranie a przyrządami są wąskie szczeliny, poprzez które światłem odbitym są oświetlone tylko tarcze wskaźników przyrządów. Oświetlenie pośrednie pozwala na dość równomierne oświetlenie tych tarcz, bez szkodliwych odbłasków. Ma jednak ono swoje wady:

- 1) żarówki zajmują na tablicy miejsce, które jest przeznaczone na przyrządy,
- 2) wbudowanie lamp sygnalizacyjnych, oporników przyciemniających i różnych urządzeń kontrolnych jest bardzo utrudnione,
- 3) dla otrzymania równomierne oświetlenia tarcz wskaźników przyrządów, odstęp pomiędzy tablicą a ekranem powinien być znaczny (około 20 mm); ten duży odstęp pogarsza widoczność przyrządów podczas lotów dziennych,
- 4) ekran zajmuje dużo miejsca i powiększa ciężar instalacji.



Rys. 22. Ekranowane oświetlenie przyrządów pokładowych



Rys. 23. Ekranowane oświetlenie przyrządów pokładowych przy zastosowaniu wkładki ze szkła organicznego

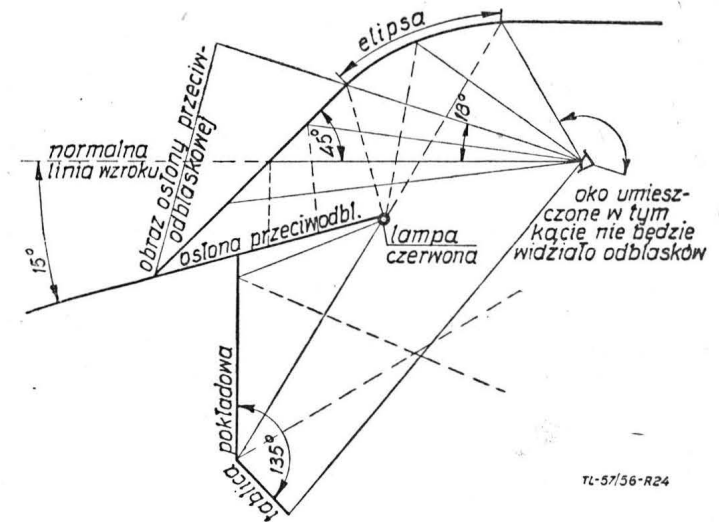
Znaczna część powyższych wad może być usunięta, gdy przestrzeń pomiędzy tablicą przyrządową a ekranem zostanie wypełniona szkłem organicznym o grubości 3 do 4 mm, jak to podaje rys. 23. Strumień świetlny żarówek umieszczonych w otworach szkła organicznego, odbijając się wielokrotnie od jego powierzchni i przechodząc przez przekrój poprzeczny szkła organicznego w otworach, w których są wbudowane wskaźniki przyrządów, oświetla tarcze równomiernie.

Oświetlenie bezpośrednie tablicy pokładowej

Oświetlenie bezpośrednie wykonane jest za pośrednictwem względnie małej liczby lamp kabinowych, zabudowanych w pewnej odległości przed tablicą pokładową, nad nią lub też na bocznych ścianach kabiny pilota. Przy tym sposobie istnieją trudności przy równomiernym oświetleniu tarcz wskaźników przyrządów pokładowych, jak również trudności w zabudowaniu lamp kabinowych, w ten sposób, aby nie dawały odbić (refleksów) w szybie wiatrochronu oraz bocznych, jak również w szybach wskaźników przyrządów pokładowych.

Sposoby zabezpieczenia przed odbiciami w szybach wiatrochronu i bocznych oraz w szybach przyrządów

Na rys. 24 podany jest przykład takiego ustawienia tablicy ze wskaźnikami przyrządów i rozmieszczenia lamp, aby uniknąć odbić w szybach wiatrochronu i bocznych.



Rys. 24. Sposób usuwania odbić w wiatrochronie

Odbić lamp kabinowych w szybach wskaźników przyrządów można uniknąć przez zabudowanie lamp na poziomie górnego szeregu przyrządów. Czasami może się okazać i ten sposób niewystarczający, wówczas odbicie to można usunąć przez lekkie przechylenie tego przyrządu lub przez zamianę np. z wyłącznikiem. Niekiedy bardzo małe nachylenie tablicy może spowodować całkowite usunięcie szkodliwych odbłasków. Z powyższego widać, że konstruktor samolotu powinien zawsze sprawdzać przed zakończeniem usytuowania urządzeń w kabine pilota, czy położenie lamp nie daje odbić.

Aby uzyskać dobre bezpośrednie oświetlenie należy przestrzegać poniższe zalecenia:

- a) należy stosować osłonę przeciwodblaskową poniżej wiatrochronu, górną zaś jej powierzchnię pomalować na czarnomatowo. Głębokość jej powinna całkowicie zabezpieczyć wiatrochron przed odbiciami;
- b) lampy zabudować możliwie daleko od tablicy — do około 50 cm;
- c) lampy zabudować poniżej osłony lub na bokach kabiny, w przybliżeniu na poziomie górnego rzędu wskaźników przyrządów;
- d) należy starać się, aby pionowa głębokość tablicy była możliwie mała i nachylić dolną jej część do przodu;
- e) gdy tylko będzie możliwe, umieszczać przyrządy u góry tablicy, a wyłączniki i tym podobne urządzenia — na dole.

Powyższe zalecenia zebrane są właśnie na rys. 24. Szkic ten daje ogólny rzut oka na rozmieszczenie elemen-

tów składowych kabiny pilota. Ten układ rozmieszczenia może być nieodpowiedni dla samolotów z wyrzucanymi samoczynnie fotelami, gdyż mogą dojść dodatkowe warunki i wówczas może się nawet okazać, że sposób pośredni będzie bardziej odpowiedni.

Oświetlenie bezpośrednie kabiny pilota systemem podwójnym (stosowanym w Anglii)

W systemie tym oświetlenie kabiny pilota może być podzielone na cztery części.

1. Oświetlenie UF tablicy z przyrządami pokładowymi

Tablica w małej kabine jest naświetlana dwoma lampami UF, w dużej czterema lub sześcioma. Każda para lamp (żarówki wolframowe) jest przyciemniana jednym opornikiem. Znaki na tarczach są pokryte farbą fluoryzującą różową.

2. Ogólne oświetlenie kabiny pilota (czerwone)

Cała kabina, to jest tablica i boki, są oświetlone światłem czerwonym z lamp zabudowanych pod osłonami przeciwbaskowymi. Para lamp przyciemniana opornikiem.

3. Oświetlenie rezerwowe (czerwone)

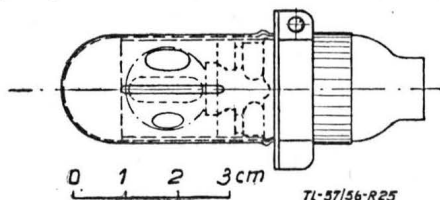
Busola magnetyczna, dźwignie, np. kłap, które nie mogą być wystarczająco oświetlone przez lampy podane w punktach 1 i 2, lub które nie wymagają stałego oświetlenia — są oświetlone przez oddzielne czerwone lampy przyciemniane oddzielnymi opornikami.

4. Oświetlenie rezerwowe (pomarańczowe)

Ponieważ lampy podane w punktach 1, 2 i 3 są zasilane z ogólnej sieci, której uszkodzenie uniemożliwiłoby odczytanie przyrządów, zastosowano więc lampę zasilaną z oddzielnego akumulatora zasadowego. Lampa ta jest zabudowana ponad przyrządami niezbędnymi podczas lotu. Dla oszczędzenia akumulatora dano filtr pomarańczowy. Powyższy sposób oświetlenia, ściśle mówiąc, jest odpowiedni do kabiny pilota usytuowanej jak podano na rys. 24. Ogólne oświetlenie jest rezerwą dla UF i na odwrót.

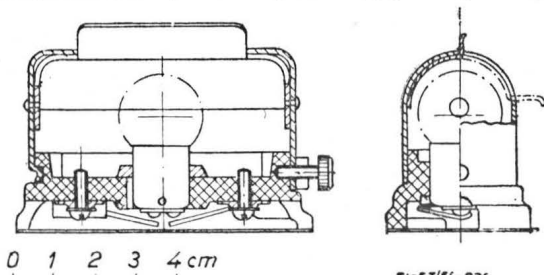
Lampy stosowane do oświetlenia kabiny pilota

Do oświetlenia ogólnego i rezerwowego stosowane są małe lampy (rys. 25) z osłonkami, w których są powycinane otwory odpowiednie do oświetlenia żądanej powierzch-

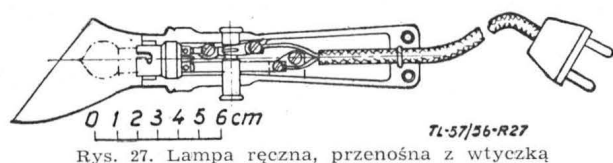


Rys. 25. Lampa kabinowa z regulowaną szczeliną

ni. Bańki żarówek są ze szkła czerwonego lub malowane na czerwono. Włókno żarówek obliczono na 12 V — 2,2 W lub 24 V — 2,8 W (żarówki 12 V są trwalsze, posiadają grubsze włókno, przy czym żarówki są łączone szeregowo). Na rys. 26 i 27 podane są inne typy lamp kabinowych;

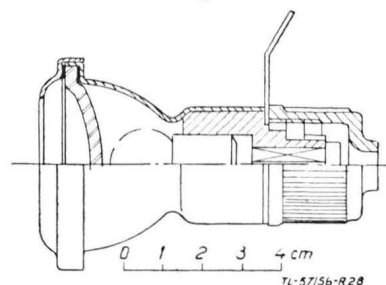


Rys. 26. Lampa kabinowa stała z przesłoną



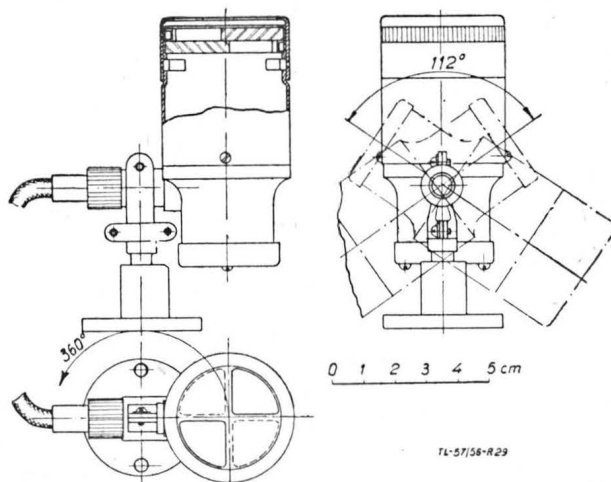
Rys. 27. Lampa ręczna, przenośna z wtyczką

na rys. 26: lampa stała z przesłoną, na rys. 27: lampa przenośna z wtyczką umożliwiającą włączenie w dowolnym miejscu. Lampy do pobudzania mas fluoryzujących (rys. 28), stosowane w Anglii i Francji, są wykonane jako zwykłe żarówki wolframowe nieco przewoltowane w połączeniu



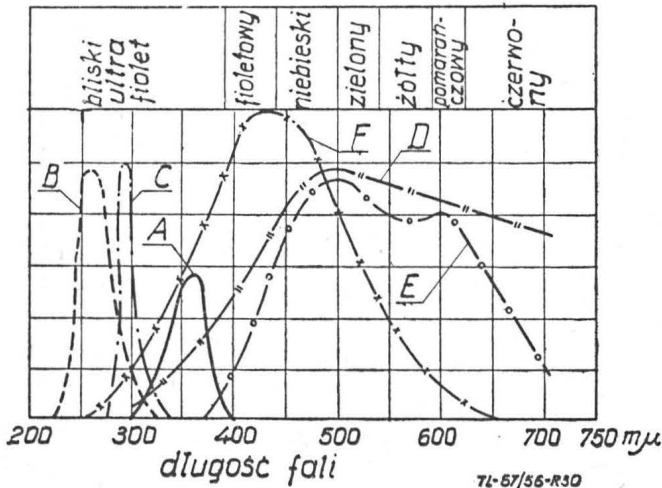
Rys. 28. Lampa kabinowa z włóknem wolframowym do wytwarzania promieni ultrafioletowych

z filtrem przepuszczającym promienie niewidoczne ultrafioletowe i część widocznych fioletowych od 300 — 400 $m\mu$ oraz trochę światła czerwonego od 700 — 800 $m\mu$. Lampa taka jest mało sprawna jeśli chodzi o wydatek promieni UF/W, lecz jest to mało istotne w porównaniu z wielką zaletą — możliwością przyciemniania opornikiem. Włókno obliczono na 12 V — 7 W, $\eta = 9,5 \text{ lm/W}$ przy 13 V. Reflektorki mają kąt rozbieżności 50° i drugi 90°. Główną ich wadą jest przepalanie się włókna na skutek podwyższonej temperatury, której powodem jest zastosowanie filtra. Ponadto jako źródło energii pozafioletkowej stosowana jest żarówka rtęciowa niskiego ciśnienia zasilana z sieci prądu stałego 24 V. Moc żarówki wynosi 4 W. Żarówka ta jest wykonana w ten sposób, że po podgrzaniu katody żarówka się zapala i przerywa automatycznie obwód katody. Obudowa żarówki jest tak wykonana, że można z niej otrzymywać zarówno światło widzialne jak i promienie pozafioletkowe poprzez ciemny filtr. Na rys. 29 jest pokazana lampa z żarówką rtęciową.



Rys. 29. Lampa kabinowa z żarówką z parą rtęci do wytwarzania promieni ultrafioletowych

W obwodzie żarówki musi być opór stabilizacyjny, który jednocześnie służy jako opór przyciemniający, około 125 Ω , przez obniżenie napięcia doprowadzonego do żarówki. Wewnętrzna strona bańki żarówki jest wyłożona materiałem fluoryzującym, który transformuje krótkie pozafioletowe promienie o długości fali 254 $m\mu$ na promienie bliskiego pozafioletu, jak to podaje krzywa A na rys. 30. Promienie pozafioletkowe, szkodliwe dla organizmu ludzkiego, zostają pochłonięte przez szkło żarówki i filtru. Krzywa F na tym rysunku podaje promieniowanie samej żarówki fluoryzującej, jego szczytowa wartość przypada przy 440 $m\mu$, a szczytowa wartość promieniowania żarówki łącznie z filtrem jest przy 365 $m\mu$. Jest to długość fali, przy której stosowane na działkach, cyfrach, wskazówkach wskaźników przyrządów, masy fluoryzujące świecą najlepiej. Jak wspomniano wyżej, bezpośrednie patrzenie na źródło promieni pozafioletowych zmniejsza zdolność nocnego widzenia. Jeżeli lampa jest właściwie umieszczona i skierowana na tablicę pokładową, wówczas nie daje denerwujących



Rys. 30. Promieniowanie względne z różnych źródeł w obrębie widma ultrafioletowego i widzialnego: A — promienie bliskiego pozafioletu, B — promienie bakteriobójcze, C — promienie lampy słonecznej, D — promienie światła dziennej, E — promienie lampy fluorescencyjnej, F — promienie lampy fluorescencyjnej niebieskiej

poświat, a tarcze wskaźników przyrządów są oświetlone równomiernie. Odbicia promieni bliskiego pozafioletu w tablicy pokładowej i ścianach kabiny, pomalowanych na czarno, są praktycznie znikome.

Oświetlenie innych stanowisk załogi

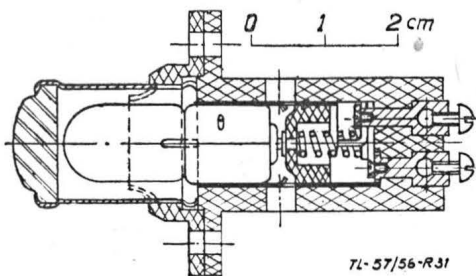
Na innych stanowiskach załogi samolotów wojskowych warunki różnią się od podanych dla kabiny pilota. Na przykład strzelec tylny wymaga lepszej widoczności na zewnątrz samolotu niż pilot, ale nie posiada on wskaźników przyrządów, które rozpraszałyby uwagę. Radiooperator znów ma dużo przyrządów do dozoru, ale nie musi po patrzaniu na nie wyglądać na zewnątrz samolotu. Oświetlenie poszczególnych stanowisk załogi jest więc zagadnieniem samym w sobie; najlepszym rozwiązaniem jest danie lamp czerwonych. W przypadku strzelca tylnego lub celowniczego bomb może najwłaściwszym rozwiązaniem będzie zastosowanie lampy w rękawicy, lub lampy kieszonkowej z soczewką i przysłonką dla odczytywania mapy. Lampy przenośne ze zwijanym sznurem są ciężkie i niepraktyczne.

Samoświejące farby zielone mogą być stosowane, gdy oznaczone nimi elementy są duże i jeśli będzie pewność, że dany element nie będzie zabudowany w kabine pilota.

Lampy sygnalizacyjne

Lampy sygnalizacyjne są stosowane do:

- wskazywania zmian położenia różnych urządzeń (np. podwozie schowane lub wysunięte, itp.),
- ostrzegania przed zbyt niskim ciśnieniem paliwa, oleju silnika, cieczy hydraulicznej, itp.,
- porozumienie się pomiędzy członkami załogi, pomiędzy załogą i pasażerami (tylko dla samolotów dużych),
- informowanie pasażerów o konieczności założenia pasów, zakazu palenia, itp.



Rys. 31. Lampa sygnalizacyjna

Lampy sygnalizacyjne (rys. 31) powinny być wykonane w ten sposób, aby były widoczne dobrze podczas dnia i nie zmniejszały zdolności widzenia w nocy. Może to być osiągnięte przez włączanie do grupy lamp oporników, lub

co częściej się praktykuje — przez stosowanie przysłonek. Dla ułatwienia rozróżnienia poszczególnych oznaczeń lamp sygnalizacyjnych stosowane są barwne filtry. Dla lamp sygnalizacyjnych stosowane są żarówki o mocy około 3 W, napięcie 26 V, trwałość około 100 godzin.

Uwaga ogólna odnośnie konstrukcji lamp stosowanych wewnątrz samolotu, niezależnie od ich przeznaczenia — budowa ich powinna pozwalać na łatwą wymianę żarówek bez stosowania jakichkolwiek narzędzi. W samolotach pasażerskich wymianę żarówek przeprowadza stewardessa. W kabine pilota dowolnego samolotu, od działania lampy może zależeć bezpieczeństwo lotu, a więc wymiana żarówki powinna być nie tylko łatwa, ale powinna również zabierać mało czasu.

Żarówki rezerwowe powinny być w miejscu łatwo dostępnym. Pożądane jest mieć jedną zapasową żarówkę na trzy zabudowane, ale nie mniej niż jedną każdego typu. Żarówki rezerwowe powinny być umieszczone w skrzynce podwieszanej na amortyzatorach, aby zabezpieczyć je przed zmęczeniem od drgań przed założeniem ich w oprawkach lamp.

Przegląd sposobów oświetlenia kabiny pilota w różnych krajach

Stany Zjednoczone Ameryki Północnej

W 1942 r. wykonano żarówkę fluoryzującą, z parą rtęci na napięcie 24 V. Żarówka ta została przyjęta jako znormalizowana w lotnictwie amerykańskim.

Stosowano cztery różne farby na działkach i cyfrach, co oczywiście uniemożliwiało wymiennosć wskaźników przyrządów, jak również sprawiało kłopoty w produkcji i w zapotrzeniu.

W 1946 r. lotnictwo amerykańskie przyjęło system oświetlenia kabiny pilota podobny do opisanego wyżej systemu podwójnego (stosowanego w Anglii). Do wytworzenia promieni ultrafioletowych stosuje się lampy rtęciowe fluoryzujące na napięcie 24 V. Lotnictwo morskie idzie w kierunku rozwoju oświetlenia pośredniego, stosując światło czerwone, lecz do malowania cyfr używa tych samych farb, co i lotnictwo lądowe.

Niemcy

W 1939 r. na tarczach wskaźników przyrządów stosowano farby samoświejące zielone, lecz po wprowadzeniu światła ultrafioletowego zastosowano farby fluoryzujące z długą poświatą. W zależności od przeznaczenia samolotu oświetlenie kabiny pilota się zmieniało. Wszystkie samoloty prócz myśliwskich miały wewnątrz samolotu i kabiny pilotów oświetlenie lampami, dającymi światło białe; było to oświetlenie ogólne. Przyrządy były oświetlone światłem ultrafioletowym, a podczas działań wojennych, przyrządy niezbędne podczas lotu były również oświetlone czerwonym światłem. Światło czerwone było przyściemniane opornikiem, natomiast światło UF mogło być ustawiane na dwa położenia: jasno lub ciemno.

W samolotach myśliwskich, lub o podobnym przeznaczeniu, stosowano tylko światło czerwone, gdyż:

- 1) światło czerwone najmniej osłabia nocną adaptację, daje dobrą czytelność i zmniejsza zmęczenie oczu podczas długiego lotu;
- 2) światło czerwone może być stosowane w połączeniu z czerwonymi okularami ochronnymi dla zwiększenia bezpieczeństwa lotu w strumieniu świetlnym reflektorów.

Światło UF w przypadku użycia było stosowane tylko do oświetlenia przyrządów, które nie były w polu widzenia pilota. Jako źródło światła UF była zastosowana rurka z parą rtęci z filtrem ultrafioletowym, zasilana bezpośrednio z sieci 24 V poprzez bareter. Położenie ciemne było otrzymywane przez obracanie żaluzji lampy. Wymiary lampy wynosiły: długość 10 cm, średnica 2 cm.

Możliwości dalszego rozwoju

W samolotach transportowych jest prawdopodobne, że przez dłuższy jeszcze okres czasu stosowane będą osłony przeciwodblaskowe i wobec tego dla tych samolotów będzie stosowany podwójny system oświetlenia.

W przypadku samolotów wojskowych z automatycznie wyrzucanymi fotelami, nadmiernie wystająca osłona prze-

ciwiodblaskowa może przeszkadzać i w takich przypadkach może okazać się konieczne powrócić do farb samoświejących, ale pomarańczowych, lub zastosować pośredni sposób oświetlenia, dostosowując konstrukcję przyrządów do tego systemu oświetlenia.

W naszym lotnictwie sposób oświetlenia przyrządów pokładowych jak i wnętrza kabiny pilota, odbiega od podanych wyżej zasad; wobec tego, zdaniem piszącego, powinniśmy w możliwie najkrótszym czasie porównać oba sposoby oświetlenia, tak w warunkach laboratoryjnych, jak i w samolotach, oraz wybrać ten, który będzie odpowiedniejszy.

Artykuł wpłynął dnia 20 września 1956 r.

Mgr inż. RYSZARD LEWANDOWSKI

Przegląd samolotów turystycznych

Reminiscencje z wystawy w Wenecji 1956 r.)

Mało było u nas słyhać, że po wojnie rokrocznie odbywały się w Wenecji pokazy samolotów turystycznych. Szóste z kolei pokazy odbyły się między 18 a 22 lipca 1956 r., przy czym zespół polskich inżynierów lotniczych miał okazję zapoznać się bezpośrednio ze sprzętem wystawionym w Wenecji.

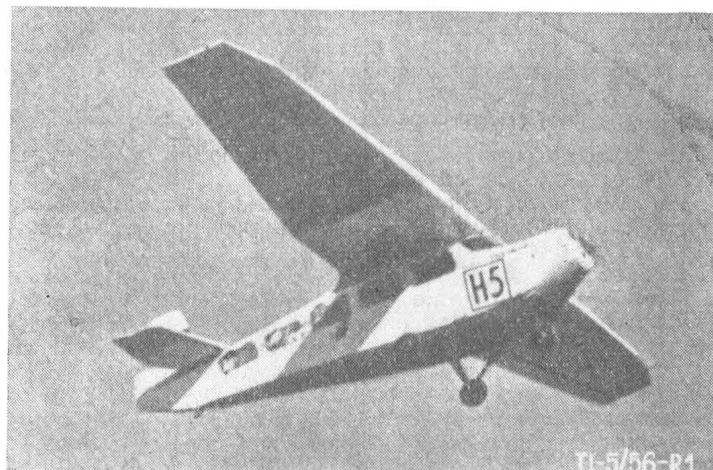
Celem pokazów jest zgromadzenie i przedstawienie zainteresowanym samolotów turystycznych, szybowców oraz małych śmigłowców. Wystawiony sprzęt może być oglądany na pokazie statycznym, jak również w locie. Zakres pokazów jest międzynarodowy i tak w tym roku wzięły w nim udział: Włochy — 8 jednostek, USA — 5, Szwecja — 1, Czechosłowacja — 1, Niemcy Zachodnie — 1, i Jugosławia — 1. Francja brała udział w poprzednich latach, a w tym roku zgłosiła interesujący samolot w układzie delta Payen Pa 49, jednak nie przyleciał on do Wenecji. Organizatorzy dają okazję zarówno wystawienia nowych prototypów jak i sprzętu produkowanego już seryjnie. Atrakcyjność miejsca (lotnisko mieści się na Lido) przyciąga wielu zainteresowanych. Jeżeli mimo to na pokazach zgromadzono niewiele typów, a frekwencja publiczności była mierna, to jest to wynikiem kryzysu, jaki obecnie przeżywa lotnictwo turystyczne — przynajmniej w Europie. Trzeba sobie zdać sprawę z tego, że aktualnie warunki dla turystyki i sportu lotniczego układają się niepomysłnie. Składa się na to wiele przyczyn. Szeroko rozwinięte trasy linii komunikacyjnych oraz ruch lotnictwa wojskowego — przede wszystkim odrzutowego — zajmują znaczną część obszaru powietrznego. Jednocześnie jest przestrzegana wielka dyscyplina ruchu lotniczego, dla zapewnienia której bardzo rozbudowano zarówno sieć pomocy nawigacyjnych na ziemi jak też i wyposażenia radiowe i radarowe samolotów. Możliwości w tym względzie małych samolotów turystycznych są niepomniernie mniejsze. Ścisłe dozоровanie przestrzeni powietrznej, ograniczenia przy układaniu tras przelotów i przekraczaniu granic państwowych pozbawiają lotnictwo turystyczne jego głównych walorów jako środka komunikacyjnego nie skrepowanego żadnymi przeszkodami terenowymi, pozwalającego łączyć dowolne punkty na kuli ziemskiej po najkrótszej trasie. Pilot turystyczny jest zawsze mniej zaawansowany w nawigacji, utrzymaniu łączności radiowej, meteorologii, znajomości aktualnego stanu przepisów ruchu, jest mniej zdyscyplinowany niż zawodowa załoga samolotu komunikacyjnego. To też władze lotnicze coraz mniej chętnie widzą przedstawicieli lotnictwa turystycznego w przestrzeni powietrznej, gdyż zawsze zwiększa to stan zagrożenia ruchu lotniczego. Nawet mniejszy samolot wymykający się spod kontroli ruchu stanowi poważne niebezpieczeństwo dla innych oraz sam jest zagrożony. Aby sprostać współczesnym wymaganiom w tym względzie samolot turystyczny musi być odpowiednio wyposażony, musi więc być duży, a przez to drogi i kosztowny w eksploatacji, tym samym trudno dostępny dla amatorów turystyki. Samoloty tanie i słabo wyposażone mogą być dopuszczone do ograniczonego ruchu i przy dobrych warunkach atmosferycznych, przez co atrakcyjność turystyki lotniczej jest teraz mniejsza niż dawniej. Dlatego też obserwujemy zmniejszenie się zainteresowania konstrukcjami takich samolotów, nie urzęda

LITERATURA

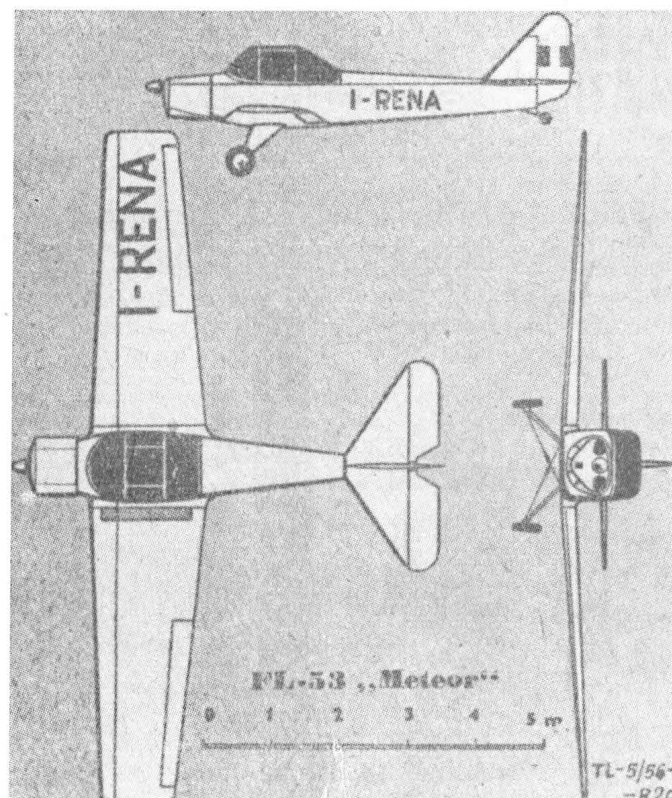
1. Calvert E. S. — Cockpit Lighting: A general survey of the Principles and Techniques, with particular reference to the Development of the Dual System.
2. Bierdyczewski B. E. — Elektrooborudowanie samolotów.
3. Bruskin D. E. — Elektrooborudowanie samolotów.
4. Matson R. — Aircraft Electrical Engineering.
5. Stiles W. S., Bennet M. G., Green H. N. — Visibility of light signals with special reference to aviation light.
6. Dawies W. W. — Aircraft illumination.
7. Dircksen A. D. — Fluorescent lighting of aircraft instruments.
8. Plumb H. T. — Fluorescence aids mining.
9. Wright W. D. — Researches on normal and defective colour vision.
10. Rapport final du Comité chargé de la question des „Feux de position“.
11. Duc J. — L'equipement Electrique de Bord.

się wielkich imprez krajowych ani też międzynarodowych typu na przykład Challenge z lat przedwojennych, itp.

Ta sytuacja lotnictwa turystycznego odzwierciedla się w zarysowujących się kategoriach samolotów turystycz-



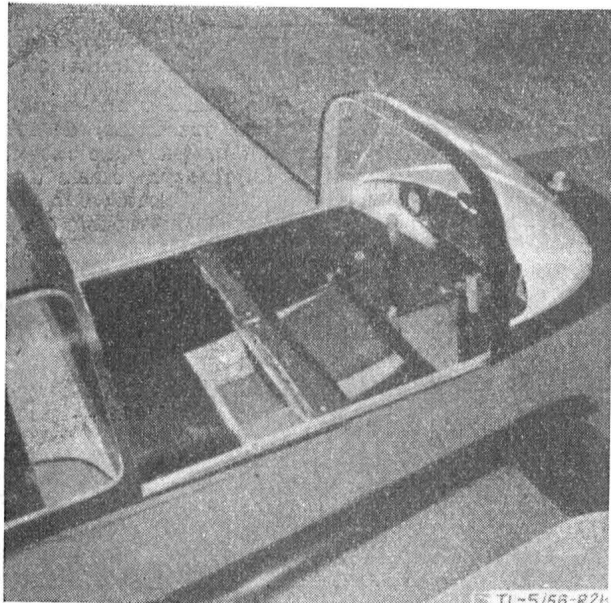
Rys. 1. Samolot MD 156 „Moewe” w locie



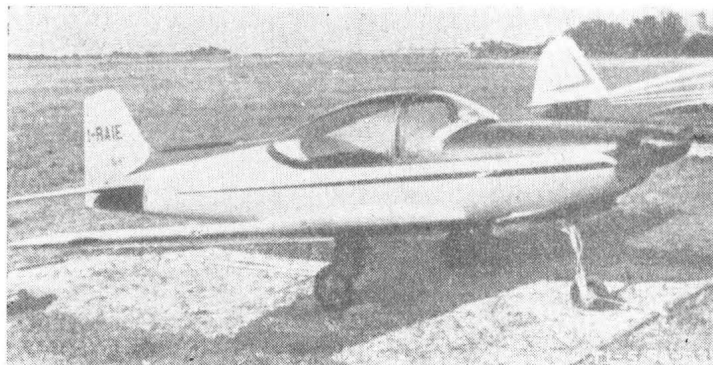
Rys. 2a. Sylwetka samolotu FL-53 „Meteor”

nych, jakie obecnie są budowane. Pokazy w Wenecji dały dobry przegląd tych tendencji.

Kategoria pierwsza, do której zaliczyć można MD 156 „Moewe” konstrukcji H. Dittmara, FL 54 i FL 55 „Meteor”, Macchi MD 308 konstrukcji włoskiej oraz amerykański Piper Supercub to samoloty bardzo prostej konstrukcji, tanie (od 4000 \$) przeznaczone do ograniczonego użytkowania. Z reguły nie są wyposażone w radio ani też w instalację do lotów nocnych. Podwozie stałe, skrzydło bez urządzeń hipersońnych, konstrukcja bądź całkowicie drewniana, bądź też mieszana. Odnaczają się dużą ekonomią (obciążenie mocy 6—8 kG/KM) i stosunkowo łatwym i bezpiecznym pilotażem (obciążenie powierzchni nośnej 40—50 kG/m²). Tak na przykład „Moewe”, odznaczająca się bardzo grubym profilem skrzydła, ma bardzo łagodną charakterystykę przy przeciągnięciu wybacząc pilotowi wszelkie błędy pilotażu. Samoloty tej kategorii mogą być



Rys. 2b. Wnętrze samolotu FL-55 „Meteor”

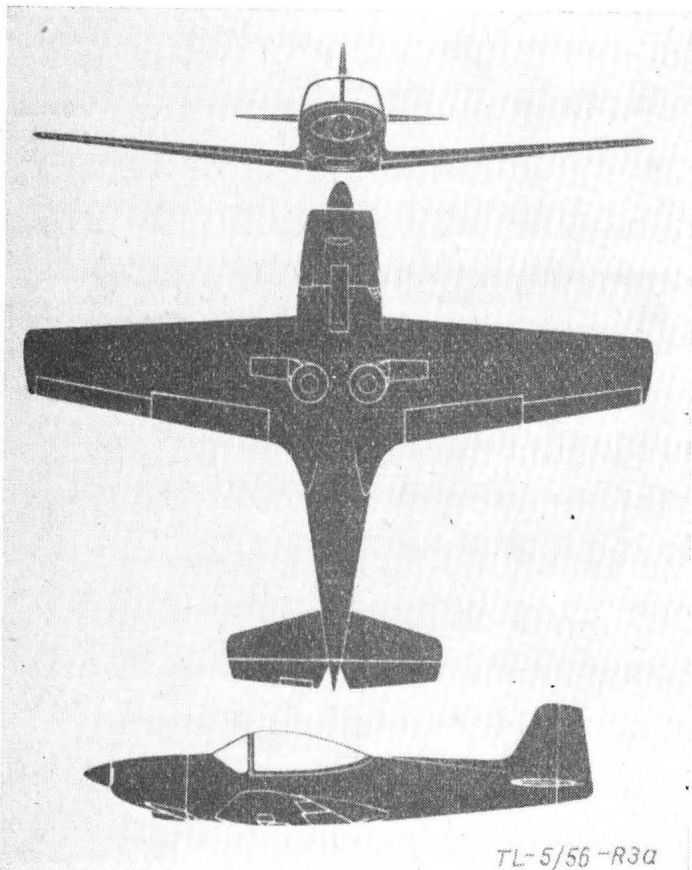


Rys. 3b. Samolot F.8-L „Superfalco”

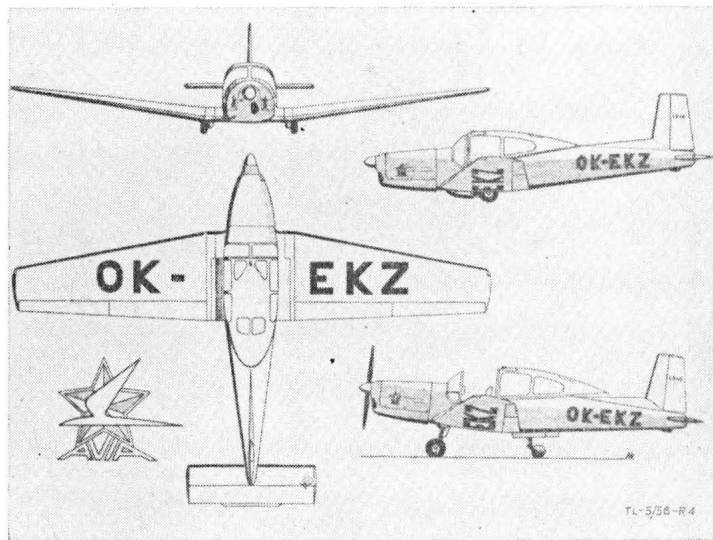
użyte do szkolenia w aeroklubach, do małej turystyki i treningu, prędkość przelotowa jest rzędu 140—160 km/h. Zabierają 2—3 osoby, wyjątkowo 4.

Z chwilą zlikwidowania u nas dobrze już wysłużonych „Piperów” nie mamy żadnego typu w tej grupie. Próba stworzenia takiego samolotu był „Żak” Doświadczalnych Warsztatów Lotniczych w Łodzi. Rozwinęliśmy nawet silnik odpowiedni, boxer 65 KM, konstrukcji inż. W. Narkiewicz. Jednakże absolutny brak zainteresowania turystyką lotniczą w ubiegłym okresie spowodował zapomnienie tych konstrukcji. Mijmy nadzieję, że dokonywająca się reorganizacja lotnictwa sportowego postawi zagadnienie taniego, prostego samolotu dla potrzeb turystyki i powstające biura konstrukcyjne opracują odpowiedni do naszych potrzeb samolot.

Do drugiej kategorii można zaliczyć P.55 „Tornado”, F.8-L „Falco”, Cessna 182, Bonanza C35, SAAB „Safir” 91 C. Są to jednosilnikowe samoloty turystyczne, zabierające do 4 osób, podwozia z reguły trójkołowe, chowane w locie. Skrzydło zaopatrzone jest w kłapy, konstrukcja całkowicie metalowa, z wyjątkiem dwu pierwszych maszyn wykonanych całkowicie z drewna, co jest właściwie zasadą włoskich konstruktorów, przy czym są to samoloty raczej rekordowe, zbudowane przede wszystkim na dużą prędkość maksymalną, podczas gdy w pozostałych więcej uwagi zwrócono na stronę użytkową. Samoloty są wyposażone w radio oraz bogato zaopatrzone w przyrządy. Mogą wykonywać loty w nocy i loty bez widoczności ziemi, mogą



Rys. 3a. Sylwetka samolotu F.8-L „Superfalco”



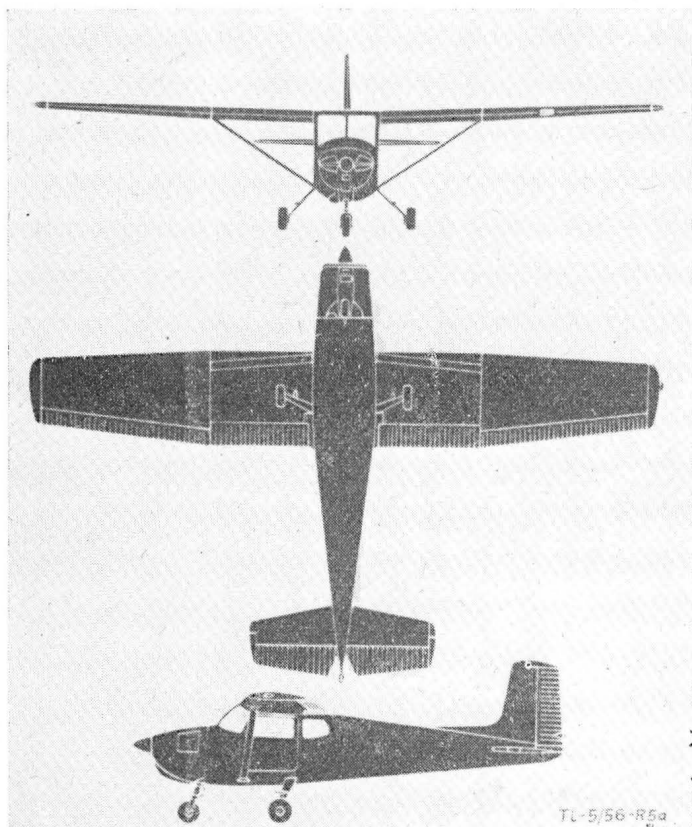
Rys. 4. Sylwetka samolotu „Meta-Sokol”

być więc dopuszczone do dalszej turystyki i do lotów przy gorszych warunkach meteorologicznych. Prędkość przelotowa jest rzędu 250—300 km/h, a zasięg 800—1400 km.

Obciążenie powierzchni waha się w granicach 70—90 kG/m², przy czym konstruktorzy starają się uczynić swe samoloty możliwie bezpiecznymi i łatwymi w pilotażu (kilka samolotów było zaopatrzonych we wskaźniki przeciągnięcia „Stall indicator”). Duże prędkości są uzyskane na drodze stosunkowo małego obciążenia mocy 4—6 kG/KM oraz starannego opracowania aerodynamicznego i dobrego wykonania powierzchni. Konstrukcja jest wyłącznie skorupowa, samoloty amerykańskie wyróżniają się pięknym wykonawstwem. Silniki typu boxer, śmigła

przestawialne, łopaty metalowe — rzadziej z drewna, koła przednie podwozia sterowane przez pilota. Wyposażenie radiowe zawiera kilkukanalowe nadajniki i odbiorniki UKF, radiokompasu małych rozmiarów. Cena tych samolotów waha się w granicach 10 000 — 25 000 \$.

Ostatnio przemysł czeskosłowacki opracował nowy samolot „Meta-Sokol”, który bardzo korzystnie wypada na tle porównania z samolotami wystawionymi w Wenecji. Jest to ewolucja znanego „Sokola” MID.*) Konstrukcja mieszana tego ostatniego uległa zmianie na całkowicie metalową skorupową, co uniezależnia samolot od warunków atmosferycznych i klimatycznych. Podwozie z kółkiem tylnym umieszczonym nie na końcu kadłuba a raczej w jego połowie, co zbliża układ samolotu do trójkołowca. Początkowo zainstalowany silnik Walter Minor 105 KM zastąpiono nową wersją tego silnika o mocy 140 KM; będzie ona omówiona poniżej. W chwili obecnej ma on już dwa rekordy międzynarodowe (odległości i prędkości) w swej klasie. Samolot odznacza się dużą ekonomią, zabiera 3 ludzi przy mocy 105 KM, bądź 4 przy 140 KM. Przewiduje się znaczny eksport tego samolotu.



Rys. 5a. Sylwetka samolotu Cessna 172, silnik Continental 145 KM

Kategoria trzecia była reprezentowana przez samoloty Superaero 145 oraz Piper P-23 „Apache”. Były zgłoszone również Cessna 310 Twin Bonanza i Airone, nie wzięły jednak udziału w pokazach. Obciążenie powierzchni wynosi 80 do 110 kg/m², obciążenie mocy 4—7 kg/KM, prędkość przelotowa waha się w granicach 270—330 km/h, zasięg średnio wynosi 1500 km. Konstrukcja samolotów, z wyjątkiem maszyn włoskich, całkowicie skorupowa metalowa, podwozia trójkołowe, chowane w locie. Jedynie Aero, konstrukcja nieco starsza, ma podwozie chowane zwykłe. Bogate wyposażenie przyrządowe, nawigacyjne i radiowe — na niektórych samolotach można było naliczyć do 6 różnych anten radiowych. Samoloty te są właściwie już małymi samolotami komunikacyjnymi i mogą być dopuszczone do ruchu na równi z samolotami linii lotniczych. Są to maszyny już dość drogie (30 000 ÷ 80 000 \$) i trudno liczyć na to, by w aktualnej sytuacji w Europie mogły być używane na szerszą skalę do turystyki. Znajdują jednak one wzrastające zastosowanie jako samoloty dyspozycyjne, dla szkolenia pilotów na maszyny wielosilnikowe, dla treningu w lądowaniach na ślepo itp. Umożliwiają one loty na bardzo dalekie odległości, tak na przykład Piper „Apache” może dokonywać przelotów przez Atlantyk. Są one unie-



Rys. 5b. Widok samolotu Cessna 182, silnik Continental 230 KM

zależnione w dużym stopniu od warunków meteorologicznych, ich ruch ogranicza się jednak już raczej do lotnisk dobrze wyposażonych — radioosłona, pasy betonowe.

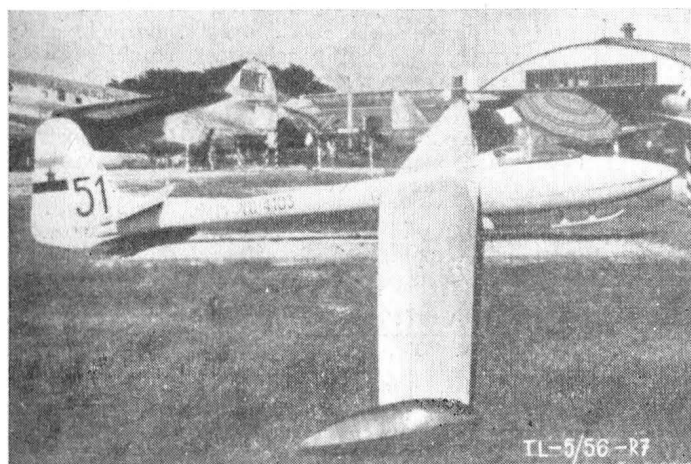
Obecnie nie mamy, ani też w najbliższym czasie nie będziemy mieli, własnego samolotu w tej kategorii, wydaje się, że potrzeby w tej mierze może zaspokoić samolot czeskosłowacki Aero, a zwłaszcza rozwinięcie, jakie jest w przygotowaniu. Już obecnie Aero 145 nie ustępuje przodującym konstrukcjom zagranicznym, a jego rozwój (mocniejsze silniki, podwozie trójkołowe, większy udźwieg) stworzy samolot wysokiej klasy, z którym konkurować nie będzie łatwo.

Warto parę słów poświęcić zagadnieniu silników; otóż, za wyjątkiem Aero 145, który — jak wiadomo — jest zaopatrzony w silniki rzędowe, odwrócone Walter Minor 105 KM, wszystkie pozostałe zaopatrzone są w silniki boxer 4- lub 6-cylindrowe. Firmy — to wyłącznie Lycoming i Continental, USA. Nie jest to przypadkiem. Obydwie te firmy od wielu lat produkują silniki małej mocy, posiadają szeroko rozwiniętą gamę typów od 65 do przeszło 300 KM, cechującą się dużą żywotnością, okres międzyremontowy 600 — 1500 godzin. Układ przeciwległy — boxer, cechuje się małą długością, zwartą budową, łatwością chłodzenia powietrznego, zwiększona szerokość silnika dobrze kojarzy się z szerokością kadłuba samolotów, zawierających z reguły miejsca obok siebie. Również stosunkowo łatwo jest rozwiązać umieszczenie i chowanie przedniego podwozia. Te cechy predestynują silniki typu boxer do zastosowania ich na samolotach turystycznych wszystkich kategorii. Z drugiej strony odczuwa się brak silników tego typu o odpowiedniej jakości i cenie na terenie europejskim. Toteż wiele państw zachodnio-europejskich importuje silniki ze Stanów Zjednoczonych, zamiast produkować je u siebie. W tej sytuacji zrozumiałe są wysiłki Czechosłowacji w dziedzinie silników małej mocy. Czechosłowacki przemysł silnikowy ma dawne tradycje i w obecnej chwili nadrabia pewne zacofanie w konstrukcji nowoczesnych silników małej mocy. Znane silniki Walter Mikron 65 KM, Walter Minor 4105 KM i Minor 6160 KM są w tej chwili przestarzałe, ich rozwój sięga jeszcze czasów przedwojennych; pierwszą jaskółką jest bardzo interesujący boxer Praga Doris 220 KM oraz unowocześnienie Waltera Minor 105 przez dodanie sprężarki oraz zastosowanie wtrysku paliwa do rur ssących,



Rys. 6. Widok samolotu Piper P-23 „Apache”

*) Opis samolotu „Sokol” MID — patrz T. L. nr 4/51, str. 101.



Rys. 7. Szybowiec jugosłowiański Ikarus „Meteor”

co pozwala na podniesienie mocy startowej do 140 KM. Oczywiście wnioski z tego wynikają również i dla nas. Pierwsze kroki w tym kierunku zostały zrobione już dawno. Sześć lat temu zakończył pomyślnie próby silnik WN-1 boxer, o mocy 65 KM. Niestety, brak polityki konstrukcyjnej nie pozwolił na wykorzystanie tego silnika ani też nie zostały kontynuowane żadne prace nad tym silnikiem, które przyniosłyby rozwój i dały dalsze typy o większej mocy, których brak tak dotkliwie odczuwają obecnie nasi konstruktorzy płatowców.

Wystawione szybowce stanowiły dość przypadkowy wybór. Sprzęt treningowo-wycieczny reprezentował „Passero”, budowany we Włoszech z licencji niemieckiej, oraz znanych od paru lat Ambrosini CVV 6 „Canguro”, tym razem w wersji zmotoryzowanej. Posiada on silnik boxer o mocy 23 KM umocowany na zastrzale wychodzącym z kadłuba. Ekipa jugosłowiańska, wracająca z zawodów w St. Yan, „zahaczyła” o Wenecję i zaprezentowała wysokowycieczny szybowiec Ikarus „Meteor”. Należy żałować, że nasza ekipa nie zrobiła tego samego, i że nie zostały wystawione nasze szybowce „Jaskółka” i „Bocian”. Dążymy przecież do eksportu szybowców, a pokaz w Wenecji stanowił dobrą okazję do przedstawienia naszego sprzętu, który bezsprzecznie zrobiłby tam dobre wrażenie.

Śmigłowce reprezentował jedynie Bell 47, produkowany z licencji przez wytwórnię Agusta we Włoszech. Jest to powszechnie znana konstrukcja odznaczająca się niezłym udźwigniem i zadowalającymi osiąganiami. Silnik znowu boxer, 6-cylindrowy o mocy 200 KM, tym razem pracujący w pozycji pionowej. Śmigłowiec demonstrowany był w wersji zwykłej, na płozach oraz na pływakach (nadmuchanych, gumowych), a także w wersji sanitarnej, z dwoma gondolami dla chorych. Głowica jest zaopatrzona w pręty usztywniające systemu Bella, śmigłowiec łatwy w pilotażu, wolny od drgań w całym zakresie użytkowania.

Wielkim brakiem pokazów było niewystawienie żadnych samolotów turystycznych o napędzie odrzutowym, mimo że istnieje obecnie szereg udanych i ciekawych konstrukcji na tym polu, że wymienię tylko M.S. 760 „Paris” i Sipa 200, „Minijet”. Po części nie zachęca do tego niezbyt dogodne lotnisko na Lido. Byłoby też rzeczą bardzo pożyteczną, gdyby organizatorzy pokazów, poza samymi samolotami, urządzili wystawę silników, osprzętu i wyposażenia do samolotów turystycznych. Zwiększyłoby to atrakcyjność wystawy, zwłaszcza dla przedstawicieli biur konstrukcyj-



Rys. 8. Widok śmigłowca Bell-47 C Agusta

Typ (Firma)	Samoloty-kategoria pierwsza										kategoria druga										Kategoria trzecia										Śmigłow	Szybowce
	Jodel D 111	Fi 54 Meteor	Macchi MB 308 G	MD 156 Moewa	Piper 150 Super cub	Fi 55 Meteor	Cessna 170	Partenavia Tornada P. 55	Aviamilano Super falco FB-L	Meta-Sokol LD-40	Auster Auto car	Cessna 182	SAAB Safir 91 C	Bonanza Sparver	Passati F9	Passati Airone F6	Super Aero 145	Miles M 75 „Aries”	Piper P-23 Apache	Cessna C 310	Macchi MB 320	Beech Twin Bonanza B50 C	Agusta Bell 47 G	Ambrosini CVV 6 Canguro	Alante Meteor Passero	Ikarus Meteor						
Ciężar całkow. w locie	Qc	KG	520	620	720	750	794	800	1000	570	750	850	1112	1180	1200	1230	1480	1360	1500	1570	1600	2080	2500	2840	1000	460	265	505				
Ciężar s-tu pustego	Qp	KG	300	350	430	455	464	450	584	485	500	425	620	685	745	750	950	880	860	1120	960	1290	1660	1905	660	280	155	400				
Ład. użyt.	Ql	KG	220	270	290	295	330	350	416	185	250	425	492	495	455	480	530	480	640	460	640	790	840	935	340	160	110	105				
Łl. miejsc			2	3	3	3	2	4	4	2	2	3	4	4	4	4	4	4	4	4	5	6	6	3	2	1	1	1				
Pow. nośna	S	m ²	12,7	13,9	13,7	18,3	16,58	14,4	16,2	8	10	14,6	17,14	16,26	13,6	16,5	15,2	14,7	17	17,7	18,95	13,76	21,13	25,75	10,72	21,6	12	16				
Rozpiętość	b	m	8,2	9,85	10	12	10,7	9,85	10,97	7,2	8	11	10,97	10,6	10	10,6	10,5	12,5	11	11,27	10,97	13	14,6	19,2	15	20	20	20				
Długość	l	m	6,3	6,37	6,53	6,5	6,37	6,37	7,62	6,04	6,3	7,2	7,1	7,97	7,95	8,1	8,3	7,3	7,54	6,83	8,3	8,23	8,66	9,6	8	8	8	8				
Typ silnika			Minié	Cont	Cont	Cont	Lycorn	Lycorn	Cont	Lycorn	Lycorn	Walter M	Cirrus	Cont	Lycorn	Cont	Hirth	Cont	W Minor	Cirrus	Lycorn	Cont	Cont	Lycorn	Lycorn	boxer						
Moc silnika	N	KM	75	90	90	90	150	150	140	150	140	105	150	230	190	205	225	2x180	2x105	2x155	2x150	2x245	2x185	2x275	200	23						
Śmigło			SD	SD	SD	SD	SD	SD	SM	SM	SD	SM	SM	NM	NM	NM	SM	NM	NM	NM	NM	NM	NM	NM	NM							
Łl. paliwa			60				136	60	160			120	130	145			135	150			300	324	275	272	378	350	506	173				
Żeńd. obc. pow. nośnej	Q/S	kg/m ²	41	45	52,6	41	48	56	61,8	84	75	58,3	65	72,5	88	74,5	97,5	92,5	88	89,2	84	132	118	110	11,1	21,3	22	31,6				
Żeńd. obc. mocy	Q/N	kg/KM	6,9	6,9	8,0	8,3	5,3	5,3	7,1	4,5	5,4	8,1	7,4	5,1	6,3	6	6,58	7,1	5,1	5,3	4,32	6,75	5,16	5	5	5	5	5	5			
Konstrukcja			D	C	D	D	M	D	M	D	D	M	M	M	M	D	D	D	D	D	M	D	M	M	M	M	D	D	M			
Skrzydło			D	D	G	G	Gz	D	Gz	S	D	D	Gz	D	D	D	D	D	D	D	D	D	D	D	D	D	D	D	D			
Kłapy			-	-	-	-	-	-	Sz	Z	Z	Z	Z	Z	K	Sz	Z	-	Z	K	K	K	Sz	D	Sz	D	D	D	D			
Układ miejsc			l	l	l	l	l	l	l	l	l	l	l	l	l	l	l	l	l	l	l	l	l	l	l	l	l	l	l			
Podwozie			z S	z S	t S	t S	z S	z S	z S	t Ch	t Ch	z Ch	z S	t Ch	t Ch	t Ch	z Ch	t Ch	z Ch	z Ch	z Ch	t Ch	t Ch	t Ch	t Ch	t Ch	t Ch	t Ch	t Ch	t Ch		
Wsp. obroci	d _S		6,7	4,9	6,0	6,1	5,4	6,3	7,0	4,8	7,8	8,3	8,1	7,3	7,8	8	7,5	9,6	6,8	8,7	9,4	6,3	8,6	7,8								
Prędkość max	V _m	km/h	170	163	200	170	208	184	230	330	330	240	203	260	265	304	330	270	300	275	300	352	300	354	145		d-29	41(?)				
Prędkość podr.	V _{pd}	km/h	145	138	167	145	184	158	200	270	300	215	176	240	240	282	302	240	260	240	260	330	252	320	130							
Prędkość min	V _p	km/h	65	75	85	70	69	80	90/83	100/95	100/90	70	58	110/96	95/85	106/90	110/105	100/95	75	80	100/94	125/105	115	110								
Prędkość wzn.	w	m/s	37	30,5	3	3	3,69	4	4	5,6	6	2,9	3,6	5,6	5	5,6	5	9	5	6,6	6,1	8,6	4,5	7,35	4,6	0,6	0,65	0,54				
Putap	H	km	-	4,58	3,8	5	5,8	5	4,7	6	6,5	5	4,3	5,75	5,1	5,5	5,5	6,5	5,7	6,8	6,1	4,5	6,1	4,9/1,7								
Zasięg	L	km	700		540	1050	735	316	920	950	1000	1000	755	1400	740	910	1300	1150	1500	1080	1540	1400	1070	1760	400							
Dłg. rozp.	m		90	150	160		61	205				220	160					152			250		195		280							
Dłg. startu	m																															
Dłg. dob.	m		90	100			107									69		150														
Dłg. ładów	m																															
Cena	\$		5000		5800	5000	6000	6000						16000	16000	13000			27000	30000-37000		42000	62000		80000	27500						

nych, przemysłu samolotowego i pomocniczego i ożywiłoby znacznie kontakty techników lotniczych, a także i handlowców.

Oglądając pokazy dochodzi się do wniosku, że lotnictwo turystyczne, mimo wielu przeszkód i trudności, istnieje. Jednocześnie łatwo sobie uzmyslić fatalny stan na tym odcinku u nas. W o wiele lepszej sytuacji znajduje się na przykład Czechosłowacja, która systematycznie rozwija produkcję samolotów sportowych. Rokrocznie samoloty czechosłowackie są wystawiane w Wenecji i wykazują wysoką klasę, nawet w porównaniu z samolotami produkowanymi przez potęgę lotnicze świata.

Obecnie otwierają się możliwości rozwoju rodzimego lotnictwa słabosilnikowego i nasi konstruktorzy oraz przemysł powinni co rychlej nadrobić zaniedbania w tej dziedzinie. Na początek dla ruszenia turystyki lotniczej z miejsca potrzebny byłby samolot w kategorii pierwszej. Również w dalszej kolejności są niezbędne maszyny w pozostałych

kategoriach dla zaspokojenia potrzeb turystyki, dla uzupełnienia linii lotniczych dla celów dyspozycyjnych, a raczej dla zapewnienia szybkiej łączności służbowej. Początkowo jednak będziemy skazani na import takich samolotów.

Dla zorientowania Czytelników w parametrach konstrukcyjnych i osiągnięciach samolotów zamieszczono powyżej tabelę zawierającą wykaz sprzętu wystawionego w Wenecji, jak również i inne samoloty turystyczne, zasługujące na uwagę. Dla porównania jakości zestawionych samolotów podano wartości „współczynnika dobroci” konstrukcji d_s , obliczone według wzoru

$$d_s = \frac{Q_u \cdot v (V_m - V_p)}{N \cdot V_m} \quad (\text{oznaczenia patrz tabela})$$

wprowadzonego i uzasadnionego w zeszycie 4 „Techniki Lotniczej” z 1951 roku, str. 105.

Mgr inż. KAZIMIERZ BRODOWICZ

Metody wizualne stosowane przy badaniu ośrodków o niejednorodnym rozkładzie gęstości

Artykuł omawia podstawowe problemy optyki występujące przy wizualizacji takich procesów jak wymiana ciepła, spalanie i przepływy. Podział metod dokonany jest ze względu na występujące zjawisko optyczne.

Wstęp

Przy badaniach zjawisk związanych ze zmianą gęstości przejrzystego ośrodka, na przykład takich, jak przepływy czy wymiana ciepła w cieczech i gazach, od dawna stosowane są metody uwidaczniające rozkład gęstości. Rozwój tych metod w kierunku ilościowego ujęcia badanych zjawisk doprowadził do tego, że są one obecnie klasycznymi metodami stosowanymi niemal w każdym laboratorium badawczym.

Te metody wizualizacyjne pozwalają wskutek wykorzystania pewnych własności ośrodka obserwować zjawiska bezpośrednio dla obserwatora niewidoczne, na przykład opływy gazów dookoła przeszkody, lub słabo widoczne, jak na przykład ruch powietrza dookoła rozgrzanego ciała. Można również wizualizować procesy dające się bezpośrednio obserwować — na przykład spalanie. Celem wizualizacji w takich przypadkach jest ułatwienie fotografowania lub ujęcia ilościowe zjawiska.

Przy badaniu procesów szybkozmiennych, na przykład spalanie w silniku, lub krótkotrwałych — jak lot pocisku, układ wizualizacyjny w połączeniu z kamerą do zdjęć szybkich posiada niezwykle cenne zalety. Z kolejnych zdjęć można określić rozkład parametrów w każdej chwili i ich zmianę w czasie.

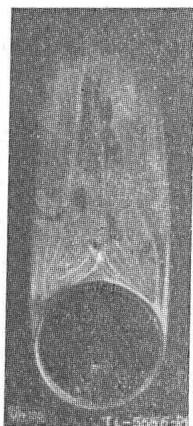
Poważną zaletą metod wizualizacyjnych jest również to, że do badanego obszaru nie wprowadza się czujników, w postaci sond do pomiaru prędkości, lub termoelementów, dzięki czemu unika się dodatkowych zaburzeń.

Szereg stosowanych metod wizualizacyjnych można podzielić na dwie zasadnicze grupy:

- 1) bez stosowania układów optycznych,
- 2) z zastosowaniem układów optycznych.

Metody wizualizacji bez stosowania układów optycznych

Są to metody najprostsze i ogólnie znane. Klasyczne doświadczenie Reynoldsa, polegające na wprowadzeniu cieczy barwnej do przepływającego strumienia cieczy bezbarwnej, pozwala obserwować burzliwość ruchu. Umieszczenie chorągiewek dookoła opływającego profilu pozwala określić kierunek linii prądu. Wprowadzenie spalin oleju do strumienia gazu pozwala obserwować przebieg linii prądu, burzliwość i wirowość ruchu. Struga dymu z tłałego się papierosa, pozwala obserwować powstawanie burzliwości swobodnej. Przy-



Rys. 1. Konwekcja wymuszona dookoła pręta cylindrycznego. Jasne smugi powstają wskutek powstających par salmiaku. Przedstawiają one charakter opływu

klejone wstążki do płatów samolotu pozwalają obserwować w czasie lotu opływ powietrza i punkty oderwania.

Szereg podanych przykładów nie wyczerpuje wszystkich możliwości, ale — jak widać — mają one charakter pogładowy i do ujęć ilościowych na ogół nie prowadzą. Często jednak wystarczy określić kierunek linii prądu w określonym punkcie, czy powstawanie wirowości, a wtedy metody te dają zadowalające wyniki. W pewnych przypadkach, opierając się na dodatkowych założeniach, można otrzymać wyniki ilościowe. Przykładem tego są badania konwekcji wymuszonej dookoła rur. Rury okręcono bibułą nasyconą kwasem solnym. Do przepływającego powietrza dodawano par amoniaku. Powstałe białe pary salmiaku można fotografować. Opierając się na identyczności równań przenikania ciepła i masy z rozkładu koncentracji par można określić rozkład temperatury. Rysunek 1 przedstawia fotografię wykonaną przy opływie rury o średnicy 50 mm z prędkością 0,8 m/sek.

Metody wizualizacyjne z zastosowaniem układów optycznych

Dopiero dla tej grupy metod omawiane na wstępie zalety stosują się w całej rozciągłości. Występujące tu zjawiska optyczne są znacznie ciekawsze niż w grupie metod bez stosowania układów optycznych i często umożliwiają ujęcie ilościowe obserwowanych procesów. Analiza ilościowa jest stosunkowo prosta w przypadku wymiany ciepła drogą konwekcji naturalnej i przepływach naddźwiękowych. W zastosowaniu do badań innych procesów ujęcie ilościowe jest również możliwe, wymaga jednak doboru odpowiednio czulej metody i dobrej jakości urządzeń optycznych. Przedstawione w dalszej części artykułu pewne dane liczbowe wyjaśniają dokładniej możliwości stosowania wizualizacji przy badaniu różnego rodzaju zjawisk.

Ze względu na końcowe efekty optyczne wizualizacji, występujące w otrzymanym obrazie, i związany z tym bieg promieni optycznych przez poszczególne elementy układu, można wyodrębnić trzy podgrupy: a) smugowa (ugięciowa), b) interferencyjna, c) dyfrakcyjna.

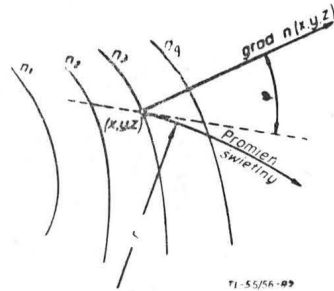
Istotą jednak tych metod jest ugięcie światła przy przejściu przez ośrodek niejednorodny. Ugięcie światła powoduje nierównomierne oświetlenie ekranu (smugi), deformację prążków interferencyjnych lub prążków widma.

Ugięcie światła w ośrodku niejednorodnym

Ośrodkiem niejednorodnym optycznie nazywamy pole wektorowe $n(x, y, z)$ określone i ciągłe w dowolnym punkcie przestrzeni, przy czym $n \neq \text{const}$. Załamaniem światła w takiej przestrzeni rządzi prawo Fermata

$$\frac{1}{r} = \frac{\text{grad } n}{n} \sin \varphi \cdot \dots \cdot [1]$$

gdzie r — promień krzywizny załamania promienia świetlnego
 n — współczynnik załamania światła
 φ — kąt między $\text{grad } n$ i styczną w danym punkcie do promienia światła.



Rys. 2. Ugięcie promienia w ośrodku niejednorodnym. Symbole $n_1 \div n_4$ oznaczają linie stałych wartości współczynnika załamania

biegnące równoległe do osi x nie ulegają załamaniu, gdyż jest to ośrodek jednorodny. W obszarze $y < a$ podany powyżej układ równań przybiera postać:

$$p = \rho RT = \text{const} = p_0$$

$$\frac{1}{r} = \frac{c \cdot \frac{d\rho}{dy}}{1 + c \cdot \rho} \sin \varphi \dots \dots \dots [7]$$

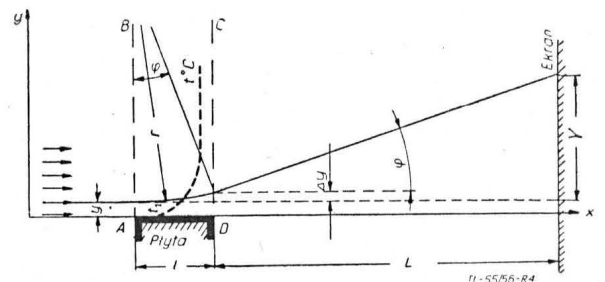
Z tego układu można wyznaczyć zależność

$$\frac{d\rho}{dy} = f\left(\frac{1}{r}\right)$$

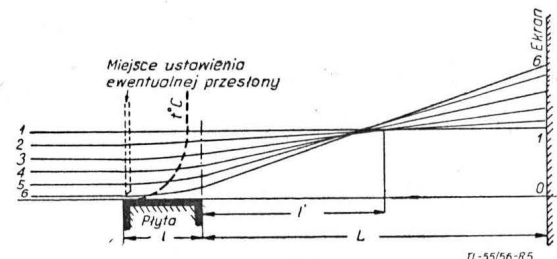
a z prostych zależności geometrycznych i pomiarów określić wartość r :

$$r = \frac{L \cdot l}{Y} \dots \dots \dots [8]$$

przy założeniu, że kąt φ jest mały.



Rys. 4. Ugięcie promienia nad gorącą płytą



Rys. 5. Schemat powstawania obrazu na ekranie

Współczynnik załamania światła jest równy

$$n = 1 + \text{const } \rho \dots \dots \dots [2]$$

gdzie ρ — gęstość ośrodka, a więc

$$\text{grad } n = \text{const grad } \rho \dots \dots \dots [3]$$

Z zależności tej wynika, że niejednorodność pod względem optycznym jest wywołana niejednorodnym rozkładem gęstości.

Podstawiając równanie 3 do równania 1 otrzymamy:

$$\frac{1}{r} = \frac{\text{const grad } \rho}{1 + \text{const } \rho} \sin \varphi \dots \dots \dots [4]$$

a uwzględniając równanie stanu gazów:

$$p = \rho RT \dots \dots \dots [5]$$

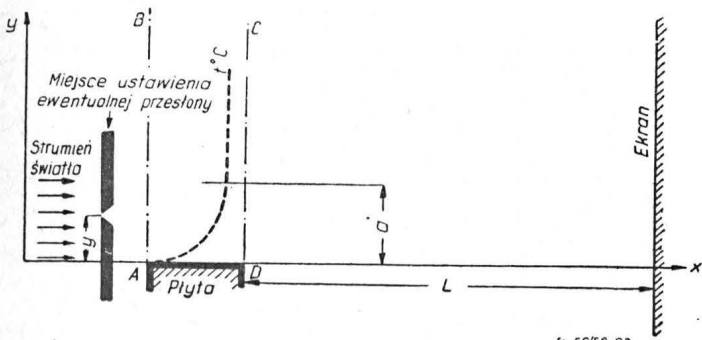
otrzymamy układ równań 4 i 5 pozwalający wyznaczyć rozkład gęstości. Szczególnie prostym przypadkiem jest rozwiązanie tego układu w przypadku pola płaskiego, dla którego

$$\text{grad } \rho = \frac{d\rho}{dy} \dots \dots \dots [6]$$

Rozpatrzmy przykład takiego pola przy zastosowaniu układu smugowego.

Metody smugowe (ugięciowe)

Polem spełniającym zależność z równ. 6 jest na przykład pole temperatur nad rozgrzaną płytą, znajdującą się w swobodnym strumieniu powietrza. Rozpatrzmy ugięcie strumienia światła początkowo równoległego do osi xx (rys. 3).



Rys. 3. Przypadek pola temperatur nad gorącą płytą

Światło przy przejściu przez obszar niejednorodny nad płytą ABCD ulegnie ugięciu zgodnie z przytoczonymi powyżej zależnościami (1 ÷ 4). Ugięcie to będzie oczywiście niezależnie od tego, co umieścimy na dalszej drodze światła po przejściu przez ośrodek niejednorodny. Jeżeli w pewnej odległości za obszarem ABCD umieścimy ekran, otrzymamy wówczas najprostszы układ smugowy (rys. 3). Ekran ten ułatwi nam również przeprowadzenie analizy ugięcia światła.

Wykres przebiegu temperatury nad płytą (rys. 3) przedstawia krzywa przerywana. Temperatura powierzchni płyty A—D jest równa $t > t_0$, gdzie t_0 jest temperaturą otoczenia. Z rozkładu temperatury widać, że gdy $y > a$ to temperatura jest stała i wynosi t_0 . W tym obszarze promienie świetlne

Znając stałe wartości L i l , a z obrazu na ekranie lub fotografii określając wartość Y , możemy wyznaczyć wartość $\frac{d\rho}{dy}$ dla dowolnej wartości y , przy czym $0 < y < a$ (rys. 3).

W tym celu wprowadzamy przesłonę z otworem 0 o zmiennej rzędnej y i kolejno dla każdej wartości y , otrzymujemy $\frac{d\rho}{dy}$. Tak na przykład, jeżeli temperatura płyty wynosi 300°C ,

otoczenia 20°C , $l = 0,5$ m, $L = 2$ m, wartość Y_{max} wyniesie 3 cm, odpowiednio $r = 33$ m, $\varphi = 1^\circ$, zaś $\Delta y = 0,8$ mm.

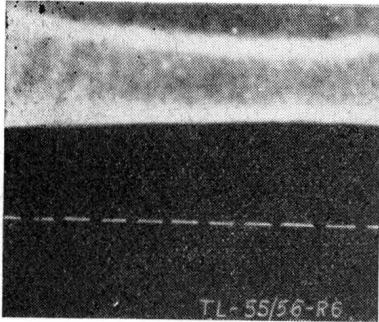
Dokładna analiza przebiegu promieni podana jest na rys. 5.

W celu przejrzystości podano na rysunku bieg sześciu promieni. Promień 1 nie ulegnie załamaniu. Największemu załamaniu ulegnie promień 6. Z rozkładu temperatur wynika, że najbardziej jasne będą na ekranie obszary koło promienia 6 i 1, gdyż są oświetlone przez promienie 6 i 1, oraz przez nie narysowane promienie równoległe, leżące powyżej promienia 1. Ekran powyżej promienia 6 jest oświetlony równomiernie, obszar 6 — 1 jest jaśniejszy od równomiernego, a obszar 0 — 1 całkowicie ciemny. Obszar 0 — 1 jest to wielkość warstwy granicznej temperatury, jeżeli odległość ekranu od środka zaburzeń jest większa od pewnej wartości krytycznej $L > l'$. Fotografia z rysunku 6 ilustruje dokładniej opisane zjawisko.

Linia przerywaną zaznaczony tu jest zarys płyty. Widać wyraźnie ciemny obszar nad płytą, odpowiadający obszarowi 0 — 1 z rys. 5 i jaśniejsze linie 1 i 6, przy czym widoczne jest również, że obszar 1 — 6 jest jaśniejszy od obszaru

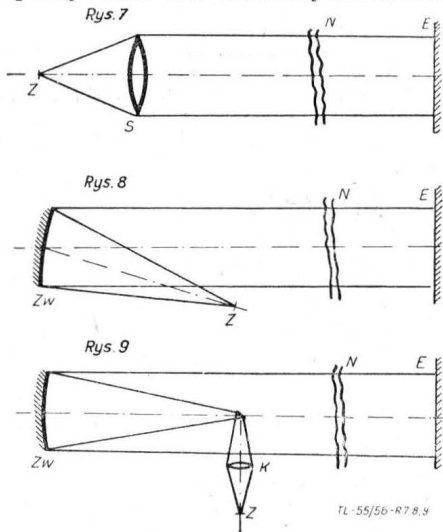
leżącego powyżej 6. Te na przemian jasne i ciemne smugi na ekranie dają nazwę metodom smugowym.

Utworzony obraz smug jasnych i ciemnych zależy od zastosowanego układu optycznego. Układy optyczne składają się

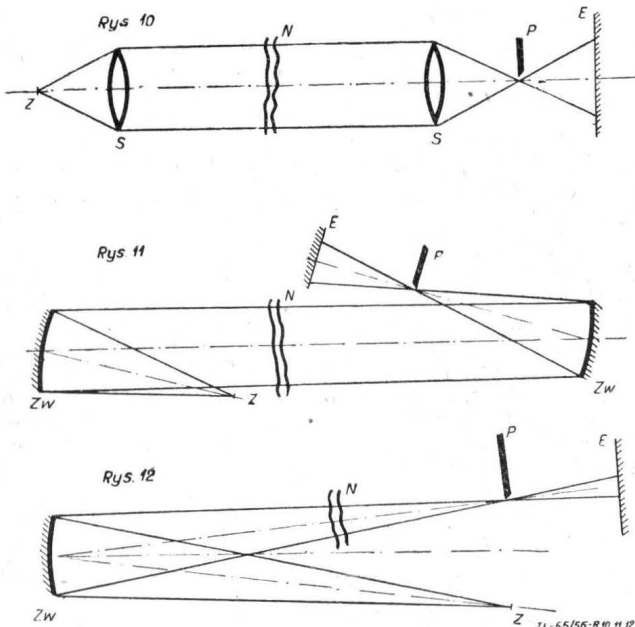


Rys. 6. Konwekcja nad gorącą płytą. Linia przerywana jest zarysem płyty. Widać grubość warstwy granicznej temperatury — czarny obszar nad linią kreskowaną oraz rozkład linii maksymalnego ugięcia promieni światła (jest to rozkład współczynnika α). Linia ta nie jest równoległa ze względu na zakłócenia na brzegach płyty.

z soczewek lub zwierciadeł. Stosowanie zwierciadeł czy soczewek zmienia umieszczenie geometryczne poszczególnych elementów, ale nie wprowadza zmian zasadniczych. Zwierciadła typu astronomicznego wykonane są ze szkła o nieznanym współczynniku rozszerzenia cieplnego o średnicy do 400 mm (rzadko powyżej ze względu na duże trudności technologiczne) i ogniskowej rzędu kilku metrów. Zewnętrzna, sferyczna powierzchnia pokryta jest warstwą aluminium naporowanego pod próżnią. Zwierciadła w porównaniu z soczewkami wykazują szereg zalet: brak błędów chromatycznych, szkło nie musi być tak jednorodne jak w przypadku stosowania soczewek, wreszcie łatwiejsza tylko jednostronna obróbka. Wadą zwierciadeł natomiast jest konieczność okresowego pokrywania ich warstwą aluminium.

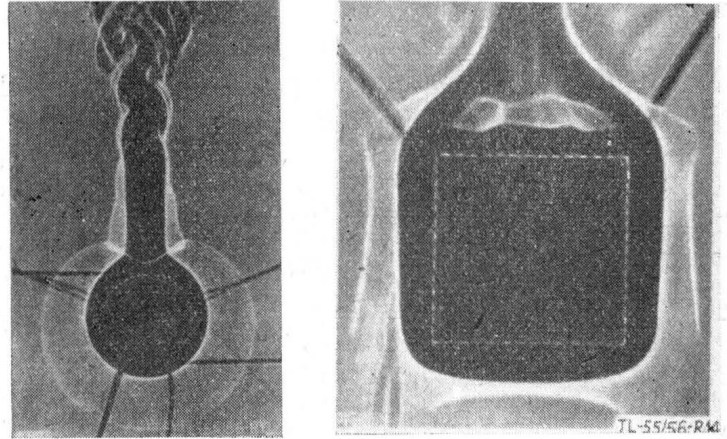


Rys. 7, 8, 9. Schematy układów smugowych



Rys. 10, 11, 12. Schematy układów smugowych

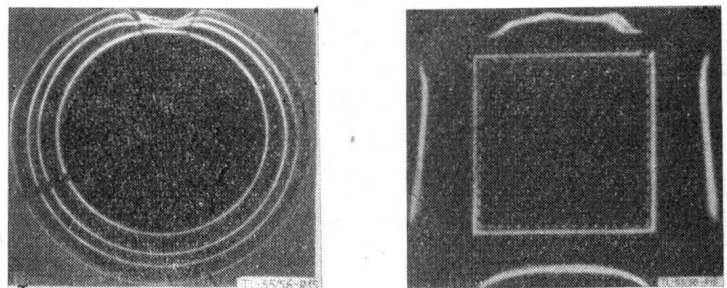
Rysunki 7 — 12 przedstawiają kilka układów optycznych do badań smugowych. Rysunki 7, 8 i 9 przedstawiają zbliżone układy. Pierwszy z nich zbudowany jest z soczewki S, w ognisku której umieszczone jest źródło światła Z. W równoległej wiązce promieni padających na ekran E umieszczony jest ośrodek niejednorodny N. Rys. 8 przedstawia podobny układ z zastosowaniem zwierciadła, przy czym źródło światła umieszczone jest w płaszczyźnie ogniskowej. Aby zmniejszyć błędy astygmatyzmu układu z rys. 8 zastosowano układ z rys. 9. W ognisku zwierciadła znajduje się zwierciadło lub pryzmat, a światło pada ze źródła Z przez kondensator K. Układy z rysunków 10 i 11 są zbliżone do siebie. W ognisku jednej z soczewek (lub zwierciadła) znajduje się źródło światła, w drugim ognisku znajduje się przesłona lub siatka P. Rysunek 12 przedstawia układ umożliwiający zastosowanie siatki lub przesłony przy zastosowaniu jednego tylko zwierciadła.



Rys. 13 i 14. Konwekcja swobodna dokoła pręta kołowego i kwadratowego. Linia przerywana przedstawia zarys pręta. Ciemne pole na zewnątrz linii przerywanej jest warstwą graniczną temperatury. Zewnętrzna jasna linia przedstawia maksymalne wychylenie promieni świetlnych (jednocześnie współczynnik α). Ciemne kreski przedstawiają podwieszenie pręta

Przy pomocy układów z rysunków 7, 8 i 9 oraz pozostałych układów, bez zastosowania przesłony względnie siatki, otrzymujemy podobne obrazy. Przykłady konwekcji naturalnej ciepła dokoła prętów wykonane w powyższy sposób przedstawiają rysunki 13 i 14, przy czym na rysunku 13 dokoła pręta o przekroju kołowym, 14 — dokoła pręta o przekroju kwadratowym. Linia przerywaną przedstawiony jest zarys badanych profili. Ciemne pole na zewnątrz tego zarysu przedstawia warstwę graniczną, zewnętrzną, jasna linia — maksymalne wychylenie odgiętych promieni. Występowanie ciemnej, pionowej smugi nad przekrojem jest spowodowane załamaniem światła w powietrzu ogrzanym wznoszącym się nad gorącym prętem. Z analizy równania wymiany ciepła łatwo wykazać, że zewnętrzna, jasna linia przedstawia w pewnej skali rozkład wymiany współczynnika ciepła α [kcal/m²°C godz.].

Często przy badaniach wymiany ciepła interesuje nas tylko wartość tego współczynnika, a więc położenie zewnętrznej pierścienia. Jeżeli dokoła badanego pręta założymy przesłonę o przekroju pręta i nieco większych wymiarach, aby powstała dokoła szczelina o szerokości około 1 mm, wówczas przesłona (kropkowana na rys. 5) wygasi wszystkie promienie z wyjątkiem 6. Na ekranie otrzymamy obrazy jak na rys. 15 i 16. Są to te same przypadki konwekcji naturalnej

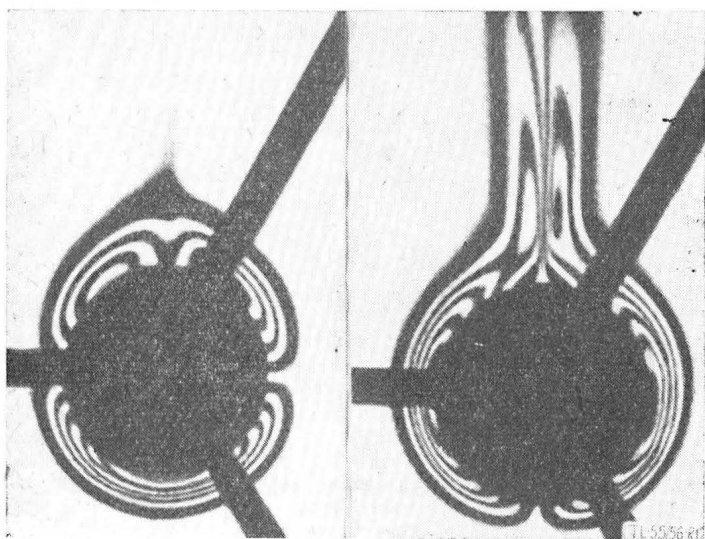


Rys. 15 i 16. Konwekcja swobodna dokoła pręta kołowego i kwadratowego. Wskutek zastosowania przesłony widać tylko linię maksymalnego wychylenia promieni świetlnych, przy czym każda z linii zrobiona jest dla innej temperatury powierzchni pręta

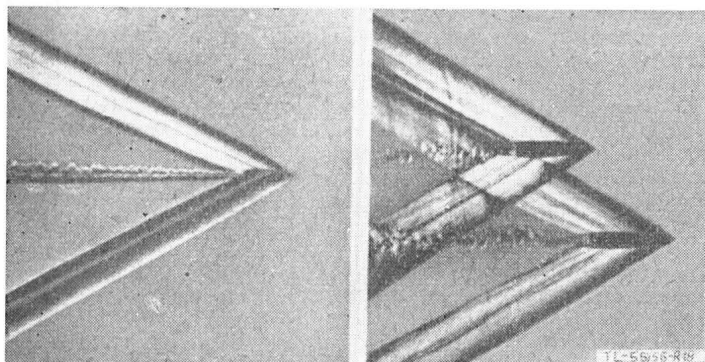
co na rysunkach 13 i 14, wykonane jednak dla kilku temperatur badanych ciał, przy czym linia wewnętrzna wykonana jest dla temperatury ciała równej temperaturze otoczenia, a więc przedstawia obrys ciała.

Zastosowanie układów z przesłoną kratkową P (rys. 10, 11 i 12) zbudowaną z pręcików równoległych o średnicy np. 2,5 mm i podziałce 5 mm, daje w przypadku konwekcji naturalnej dookoła pręta cylindrycznego obrazy zależne od kierunku szczelin, przedstawione na rys. 17. Fotografie te pozwalają wyznaczyć rozkład temperatur dookoła rury.

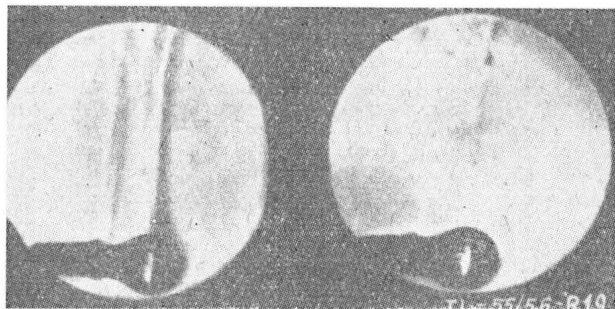
Stosowanie przesłony P w tych samych układach (rys. 10, 11 i 12) w formie przesłony z liniowym ostrzem, dochodzącym do osi optycznej, wprowadza do oświetlenia otrzymanych obrazów znaczne kontrasty, a wskutek możliwości ustawienia ostrza w dwóch nawzajem prostopadłych kierunkach, pozwala wyznaczać składowe gradientu gęstości w tych kierunkach. Rysunki 18 i 19 przedstawiają lot pocisku i konwekcję naturalną ciepła nad żarówką przy wzajemnie prostopadłych położeniach przesłony.



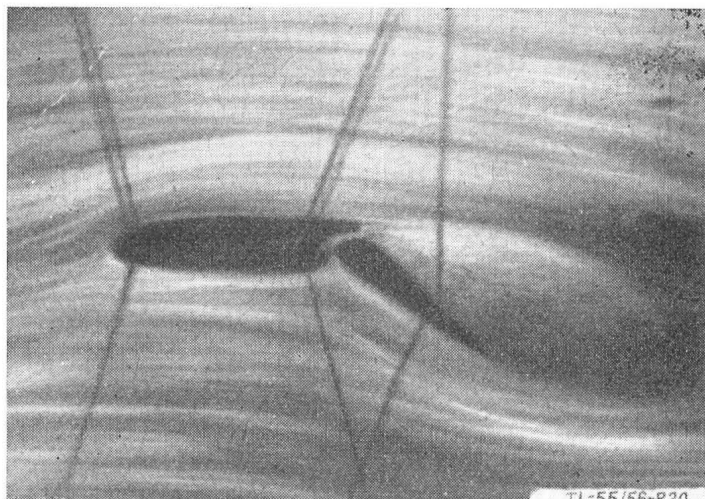
Rys. 17. Konwekcja swobodna dookoła pręta kołowego, przy zastosowaniu przesłony kratkowej. Położenie kratek na rysunku lewym — poziome, prawym — pionowe



Rys. 18. Lot pocisku przy położeniu przesłony poziomym i pionowym (na drugim zdjęciu widać dwa pociski)



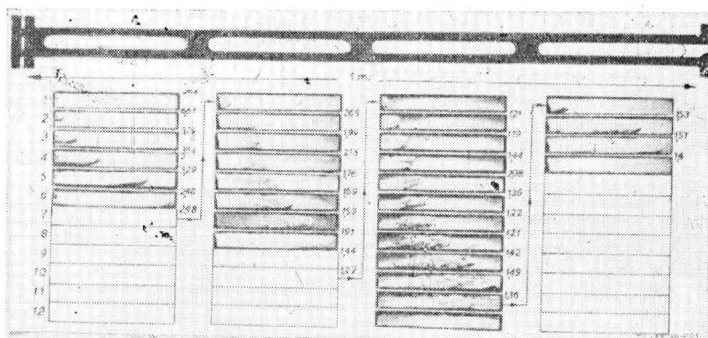
Rys. 19. Konwekcja swobodna nad żarówką przy wzajemnie prostopadłych położeniach przesłony. Fotografia lewa — położenie pionowe; prawa — poziome. Widać wyraźnie, że fotografia lewa przedstawia właściwy ustabilizowany przepływ, w przeciwieństwie do fotografii prawej, gdzie widać przypadkowe poprzeczne ruchy powietrza



Rys. 20. Przepływ powietrza dookoła płata. Wizualizacja wykonana przy pomocy dodatkowych zaburzeń

Jeżeli chodzi o wizualizację przepływów przy prędkościach naddźwiękowych można z rozkładu jasności obrazu określić kąt Macha.

Przy przepływach poddźwiękowych zmiany gęstości są małe. Aby przeprowadzić wizualizację, należy wprowadzić dodatkowe zaburzenia. Stosuje się doprowadzenie spalin



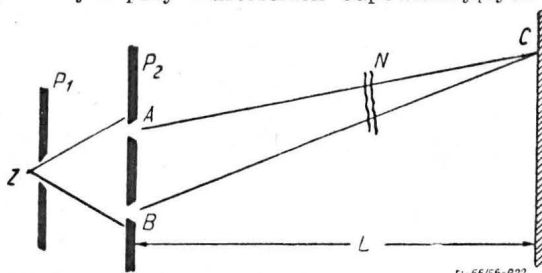
Rys. 21. Spalanie w rurze. Widać dokładnie przesuwanie się płomienia

gazu przy pomocy palnika w formie rury wstawionej przed badanym modelem w płaszczyźnie jego przekroju. Gaz napływa z rzędu otworów umieszczonych wzdłuż rury, spala się, a powstałe spaliny dają dodatkowe zaburzenia. Oczywiście ujęcie ilościowe przy tego rodzaju badaniach jest niemożliwe. Rysunek 20 przedstawia fotografię opływu płata wykonaną przy zastosowaniu dodatkowego zaburzenia. Ciemne i jasne smugi przedstawiają linie prądu.

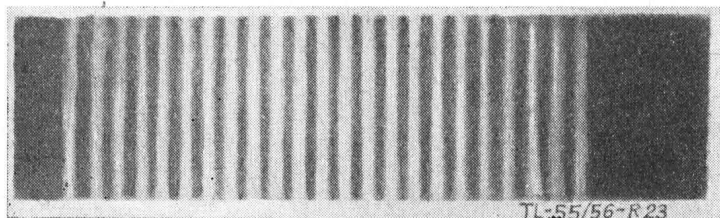
Zastosowanie metod wizualizacyjnych do procesów spalania przedstawia rys. 21. W jednostronnie otwartej rurze o czterech wżernikach następuje zapłon mieszanki od strony zamkniętej rury. Układ wizualizacyjny zastosowano według schematu na rys. 12, przy czym zastosowano na każdy wżernik osobny układ z odrębnym zwierciadłem, dający obraz na wspólnej kliszy. Liczby z prawej strony zdjęć oznaczają różnice czasu między kolejnymi zdjęciami w milisekundach.

Metoda interferencyjna

Metoda interferencyjna jest najdokładniejszą z metod optycznych. Pozwala ona na badanie ilościowe pól o zmiennej gęstości już przy wartościach odpowiadających różnicy



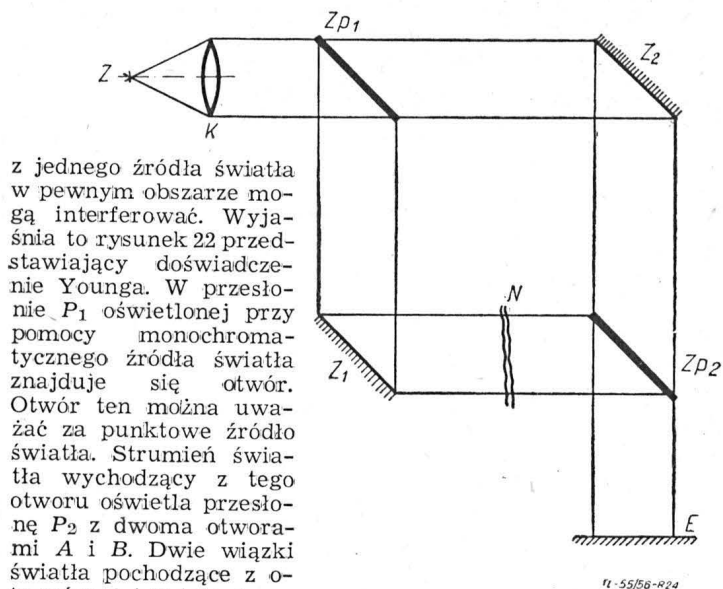
Rys. 22. Schemat układu interferencyjnego typu Younga



Rys. 23. Prążki interferencyjne widoczne wyraźnie w środkowej części, znacznie słabiej w zewnętrznych częściach

temperatur rzędu kilku stopni i prędkości rzędu kilkudziesięciu metrów na sekundę.

Dwa strumienie światła monochromatycznego, pochodzące



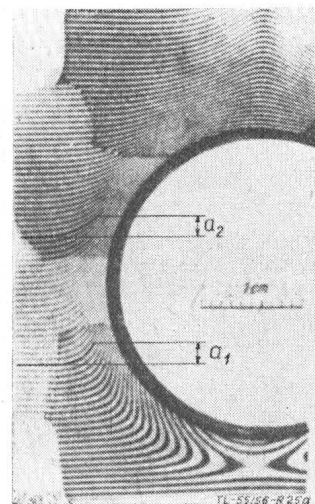
z jednego źródła światła w pewnym obszarze mogą interferować. Wyjaśnią to rysunek 22 przedstawiający doświadczenie Younga. W przesłonie P_1 oświetlonej przy pomocy monochromatycznego źródła światła znajduje się otwór. Otwór ten można uważać za punktowe źródło światła. Strumień światła wychodzący z tego otworu oświetla przesłonę P_2 z dwoma otworami A i B. Dwie wiązki światła pochodzące z otworów A i B interferują, tworząc na ekranie E obraz przedstawiony na rys. 23.

Rys. 24. Układ interferometru typu Mach-Zehnder

Jeżeli różnica dróg optycznych $AC - BC$ jest równa $k\lambda$ otrzymujemy prążek jasny. W przypadku różnicy $(\frac{k}{2} + 1)\lambda$,

prążek ciemny, gdzie k przybiera wartość $0, 1, 2, 3, \dots$, a λ jest długością fali światła monochromatycznego.

Można wykazać, że wzajemna odległość prążków na obrazie (rys. 23) jest stała i wynosi $\Delta l = \frac{L}{AB} \cdot \lambda$, gdzie L jest odległością przesłony od ekranu.

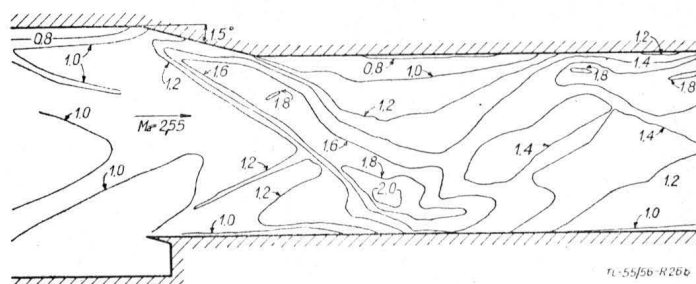
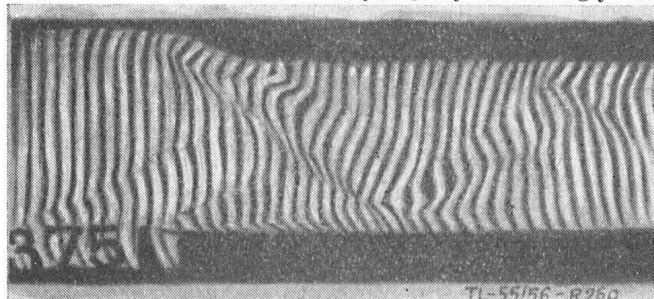


Rys. 25. Konwekcja swobodna dookoła pręta kołowego i wyznaczony rozkład temperatury na podstawie tego zdjęcia

Jeżeli na drodze interferujących promieni umieścimy obszar niejednorodny N (rys. 22), to wówczas promienie ulegną odchyleniu i prążki interferencyjne nie będą już tworzyły siatki równoległej.

Do interesujących nas badań nie używa się prymitywnego układu Younga lecz zazwyczaj interferometru Mach-Zehndera. Bieg promieni oraz działanie interferometru wyjaśnia rys. 24.

Z monochromatycznego źródła światła Z umieszczonego w ognisku kondensora K otrzymujemy równoległy stru-



Rys. 26. Przepływ powietrza przez kanał przy liczbie Macha 2,5

mień światła. Strumień ten pada na półprzezroczyste zwierciadło Zp_1 . Część światła ulega odbiciu, część przechodzi i pada na zwierciadło Z_2 , a następnie przechodzi przez Zp_2 . Tu strumień świetlny interferuje ze strumieniem odbitym od zwierciadeł Zp_1, Z_1 i Zp_2 . Na ekranie otrzymujemy charakterystyczny układ prążków jak na rys. 23. Jeżeli między dwoma dowolnymi zwierciadłami znajdzie się ośrodek niejednorodny, to obraz prążków będzie zależny od niejednorodności gęstości w tym obszarze. Średnice zwierciadeł, ze względu na bardzo wysokie wymagania stawiane pod względem jednorodności szkła i dokładności obróbki, nie przekraczają 150 mm. Uwzględniając ukośne ustawienie zwierciadeł pole obserwowane będzie jeszcze mniejsze.

Zjawisko konwekcji naturalnej dookoła pręta cylindrycznego przedstawia lewa część rysunku 25. Z prawej strony przedstawiony jest rozkład temperatur wyznaczony na podstawie zdjęcia.

Wyznaczenie krzywych stałej gęstości w przypadku wymiany ciepła (dla konwekcji są to jednocześnie izotermy) jest tu bardzo proste, gdyż ogranicza się do wyznaczenia linii, dla których odchylenie prążków jest stałe. Oznacza to, że linię stałej gęstości wyznaczają punkty, dla których

$$a_1 = a_2 = a\rho$$

gdzie oczywiście: $0 < a < a_{max}$ i gdzie 0 odpowiada gęstości lub temperaturze otoczenia, natomiast a_{max} gęstości lub temperaturze na powierzchni rury.

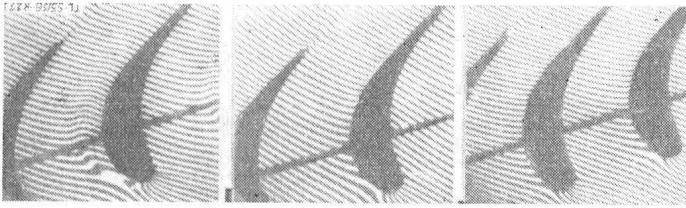
Przepływ nadźwiękowy przy liczbie Macha 2,55 przez kanał przedstawiony jest na rys. 26. W sposób analogiczny jak powyżej wyznaczono tu rozkład względny gęstości ρ/ρ_0 , przy czym $\rho_0 = 1$.

Rysunek 27 przedstawia przepływ przez palisadę turbiny dla różnych wartości kąta natarcia i różnego stosunku długości cięciwy do podziałki.

Metoda dyfrakcyjna

Metoda ta posiada znacznie mniejsze znaczenie ze względu na ograniczone zastosowanie i na duże trudności w otrzymywaniu zdjęć fotograficznych. Metoda oparta jest na zjawisku rozszczepienia (dispersji) światła w pryzmacie. Układ optyczny przedstawia rysunek 28.

TL-55/56-R25b



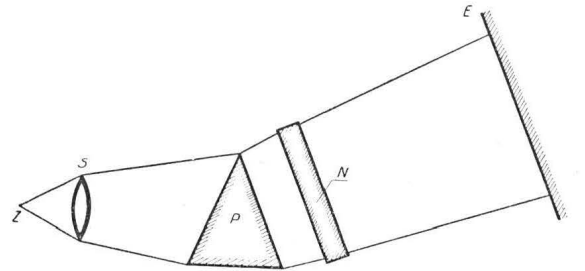
Rys. 27. Przepływ przez palisadę turbiny

Pryzmat znajduje się w zbieżnym strumieniu światła rzucającym ze źródła Z przez soczewkę S . Przy przejściu przez pryzmat światło ulega dyfrakcji. Jeżeli źródłem światła jest światło białe na ekranie otrzymamy prążki tęczy. W przypadku, gdy źródłem światła jest źródło o skomplikowanej budowie widma, na przykład łuk żelaza, na ekranie otrzymamy układ równoległych prążków, podobnie jak w metodzie interferencyjnej. Dodatkowe zaburzenia N , występujące na drodze optycznej, deformują prążki. Układ taki bywa stosowany do badania konwekcji naturalnej, występującej w podgrzewanej cieczy wypełniającej naczynię N .

Zakończenie

Przeprowadźmy jeszcze krótkie porównanie dwóch pierwszych najważniejszych metod wizualizacyjnych, służących przede wszystkim do badań niejednorodności w gazach: smugowej i interferencyjnej. W metodzie interferencyjnej jest znacznie łatwiej wyznaczyć rozkład gęstości. Prostsze jest bowiem wyznaczenie odchylenia prążka, niż badanie smug, które sprowadza się często do analizy nierównomiernej jasności zdjęcia. (Co może być również wywołane wadą fotografii) Bardzo duża czułość metody interferencyjnej oraz fakt, że zdjęcia tych samych procesów są identyczne — jest zaletą w przeciwieństwie do metody smugowej, gdzie ten sam proces i konwekcję naturalną dokoła rury o przekroju kołowym przedstawiają zupełnie inne fotografie na rys. 13, 15 i 17. Są to poważne zalety metod interferencyjnych. Z drugiej strony duże średnice zwierciadeł, a więc możliwość obserwacji znacznie większych obszarów czy możliwość za-

stosowania do badania procesów krótkotrwałych ze względu na bardzo silne oświetlenie są z kolei dodatkowymi cechami metod smugowych. To wzajemne uzupełnianie się powoduje, że obie metody, smugowa i interferencyjna, znajdują coraz większe zastosowanie. Szereg bieżących prac z wymienionych już i innych dziedzin prowadzi do dokładniejszego pomiaru



Rys. 28. Schemat układu dyfrakcyjnego

rozkładu gęstości lub wizualizacji procesów dotychczas tymi metodami nie badanych. Często prowadzi to do budowy nowych układów (zwłaszcza smugowych) różniących się tylko w szczegółach od przedstawionych w niniejszym artykule.
Artykuł uptyłnął dnia 4 sierpnia 1956 r.

LITERATURA

1. H. Schardin — Die Schlierenverfahren und ihre Anwendung, Kinotechnik 41 r. str. 304—436 (w pracy tej znajduje się obszerny spis literatury).
2. E. Schmidt — Schlierenaufnahmen des Temperaturfeldes in der Nähe wärmeabgebender Körper, Forschung 3. Heft 3. Rok 1932, str. 181—189.
3. K. M. Bammert — Wärmeübergebung bei Umströmung von Überdruckschaufeln, Forschung, Ausgabe B, rok 1952, str. 81—94.
4. T. A. Ostroumow — Swobodnaja konwekcja w usłowijach zadaczi, 1952 r.
5. W. Lohnisch — Bestimmung von Wärmübergangszahl der Diffusionsversuche, Forschungsarbeiten auf dem Gebiete der Ingenieurwesens, Heft 322, 1929, str. 46—68.
6. H. Wannes — Interferometr Mach-Zehnder, Zeitschrift Technische Physik, 1932 r.



SKRZYŃKA TECHNICZNA

Od mgr inż. J. Chodorowskiego, Autora artykułu pt. „Stopy żaroodporne (nadstopy) stosowane w konstrukcjach turbin spalinywych”, zamieszczonego w zeszyt nr 5/56 „Techniki Lotniczej”, otrzymaliśmy dostrzeżone przez niego omyłki w druku.

Gdzie	Jest wydrukowane	Powinno być
Tabela 2 oraz 3 ostatnia kolumna pozioma	Discalcy	Discaloy
Tabela 3 tytuł	metali wysokostopowych	stali wysokostopowych
Tabela 3 trzecia kolumna pozioma	Stal nierdzewna 18 — 6 Ti	Stal nierdzewna 18 — 8 Ti
Tabela 5 9 wiersz 1-ej kolumny	współczynnik rozszerzalności cieplnej	współczynnik przewodności cieplnej
Tabela 9 Uwagi, 3 wiersz	obrabiane cieplnie 150°C/4 godziny	obrabiane cieplnie 1150°C/4 godziny
Tabela 10 3 kolumna pionowa tytuł	naprężenie obciążające kg/cm ²	naprężenie obciążające kg/mm ²
Tabela 10 4 kolumna pionowa	brak odstępów między „Ok. 4. × 10 ⁶ okresów — 300 godz” „45 × 10 ⁶ okresów — 300 godz”. Pierwsze warunki odnoszą się do własności Nimonic 75, a drugie warunki badania do Nimonic 80 A.	
Tabela 12 8 kolumna pionowa 2 klatka od góry	Rr7-100	Rr-100

LUDZIE ZDARZENIA

Mgr inż. STANISŁAW MADEYSKI

Pierwsze Kursy Lotnicze (W czterdziątą rocznicę: 1917—1957)



Prof. dr Władysław Fiszdon udostępnił Sekcji Przemysłu i Techniki Lotniczej Komisji Historycznej „Książkę Pamiątkową” Pierwszych Kursów Lotniczych, zorganizowanych przez Polskie Towarzystwo Żeglugi Napowietrznej w Warszawie w okresie od 26 lutego do 10 czerwca 1917 r. Dziwnym trafem ocalała ta Książka, będąca dowodem działalności garstki pionierów polskiej technicznej myśli lotniczej w okre-

sie I wojny światowej, w okresie niemieckiej okupacji Warszawy.

Historyczne znaczenie Pierwszych Kursów Lotniczych było omówione już w okresie międzywojennym, w pracy zbiorowej „Ku czci poległych lotników — Księga pamiątkowa” (str. 33—37), wydanej w roku 1933, gdzie zamieszczono liczne reprodukcje fotografii opublikowanych w omawianej Książce Pamiątkowej Pierwszych Kursów Lotniczych.

Teraz patrzemy jednak nieco inaczej na te sprawy. Patrzemy poprzez pryzmat działalności konspiracyjnej Polski Lotniczej w okresie II wojny światowej; działalności, której przejawem nie mogły być publikacje oficjalnie dozwolone przez okupanta.

Egzemplarz Książki Pamiątkowej Pierwszych Kursów Lotniczych otrzymany do wglądu jest niewątpliwie „białym krukiem”, który ocalał z zawieruchy wojennej września 1939 r. i zniszczeń Powstania Warszawskiego oraz przetrwał bestialskie dewastowanie wszelkich polskich dokumentów w czasie całego okresu okupacji 1939—1945.

Minęło zaledwie czterdzieści lat od wydania tej Książki, a dziś możemy ocenić kolosalny skok w rozwoju techniki lotniczej, jaki dokonał się w tym minionym okresie. Przerzucając karty Książki znajdujemy w niej takie zdania.*: „...Silniki płatowców bojowych obliczone są na dużą ilość koni, od 100 do 220 K.M. ...” (str. 29); „...Ostatnio prawie wszystkie państwa wprowadziły wielkie płatowce bojowe, o dwóch silnikach po 100 K.M. ...” (str. 28); „...Obecnie w lotnictwie wojskowym coraz częściej się spotyka 8-cylindrowe silniki Daimlera i Benz a mocy 200—250 K.M. ...” (str. 37); „...lotnicze (silniki) bywają, oprócz pionowego, rozmaitych innych typów: kształtu litery V, gwiazdowego, wachlarzowego, wirujące o chłodzeniu powietrzem oraz o ilości obrotów nie przewyższającej 1400 na minutę...” (str. 37); „...szybkość płatowca jest z górą 200 klm. ...” (str. 42). Jak daleko odeszliśmy od tych rekordowych wówczas osiągnięć dzisiaj, gdy samoloty w świe-

cie znacznie przekraczają w locie poziomym prędkość dźwięku, silniki tłokowe doszły do mocy 4000 KM z jednostki, odrzutowe zaś dają do 10 000 kG ciągu.

Jednakże troski nasze obecnie są bardzo podobne do tych, jakie nurtowały twórców i wykładowców Pierwszych Kursów Lotniczych przed czterdziestu laty. Czytelnicy, którzy śledzili w naszych czasopiśmie lotniczych akcję Koła Lotniczego SIMP rozwijaną przez szereg miesięcy roku 1956 w sprawie planu rozwojowego polskiego lotnictwa i środków zaradczych dla szybkiego „dopędzenia” światowej techniki lotniczej i zlikwidowania naszego „zacofania” — podobny ton odnajdą na kartach Książki. Cytujemy najciekawsze zdania wybrane z Książki:

„...Świat będzie chciał odzyskać utracone podczas wojny lata swego rozwoju i ze zdwojoną szybkością i energią będzie musiało życie wypełniać poniesione w tym czasie szczyby. W tej pracy twórczej i odbudowującej człowiek będzie zmuszony oprzeć się na zdobycach technicznych, będzie rozszerzał granice ich działania i dążył do pozyskania nowych.

W olbrzymim zakresie tej pracy, Polak stający do dzieła odbudowania i urządzenia z nowa swojej wolnej już i niepodległej ojczyzny, większe ma przed sobą od innych narodów zadanie, bo dopędzić je musi na drodze postępu i zdobyć to, co inni już posiadają, doskonaląc równocześnie te zdobycze i szukając wraz z całą ludzkością nowych... (str. 25).

„...Trzy lata tej wojny wszechświatowej posunęły lotnictwo przynajmniej o kilkadziesiąt lat naprzód. Szkoła tylko, że genjusz ludzki w tym kierunku został wyczerpany dla celów zniszczenia. Obserwując jedną z dzisiejszą działalność i znaczenie lotnictwa, możemy śmiało powiedzieć, że kto będzie panem powietrza w obecnie toczącej się wojnie, będzie panem świata...” (str. 32).

„...my ludzie pracy ceniący święty trud, co ma nam odbudować wolną ojczyznę, musimy się zwracać przede wszystkim do podjęcia i wykonania realnych dla tej przyszłości zadań.” (str. 32).

Nie zawsze sąd naszych kolegów sprzed czterdziestu laty jest tak trafny. Zwłaszcza, gdy zajmują się przewidywaniem przyszłości lotnictwa, szczególnie zaś w dziedzinie komunikacji powietrznej. Musimy być jednak wyrozumiali, bo i my sami często teraz jeszcze nie potrafimy właści-

wie przewidywać naszych możliwości transportu lotniczego. Sięgnijmy do stosownego cytatu z Książki:

„...sterowiec lub płatowiec nie może zastąpić ani motocykla, ani samochodu, ani łodzi motorowej, nie zwalczą one również kolei żelaznej i statków. Płatowiec i sterowiec mają tę przewagę, że latają w przestrzeni, a więc nie są krepowane ciasnotą wytkniętego ściśle kierunku. Posiadają jednak bardzo poważne „ale”, i dlatego też płatowca nie można tak



Fotografia okładki Książki Pamiątkowej „Pierwsze Kursy Lotnicze P.T.Z.N.”. W nagłówku umieszczono fotografię znaku Kursów Lotniczych. Zdjęcia wykonał L. Michalak.

* Wszystkie cytaty zawierają oryginalną pisownię, nazwy, określenia i skróty.

spopularyzować, jak samochodu, lub kolei żelaznej. Da się zatem już dziś z pewną stanowczością twierdzić, że przyrządy lotnicze w przyszłości znajdą zastosowanie li tylko do szybkich przelotów przestrzeni." (str. 32).

Tyle uwag i porównań.

Z obowiązku kronikarskiego wypada podać zawartość samej Książki Pamiątkowej Pierwszych Kursów Lotniczych. Na 64 stronicach zamieszczono omówienie przebiegu powstania Polskiego Towarzystwa Żegluga Napowietrznej i powołania Kursów Lotniczych, sprawozdania z wydawnictw skryptów, działalności komisji organizacyjno-wykonawczej, organizacji warsztatów szkolnych i kreślarni, spis słuchaczy, podziękowania instytucjom i osobom współpracującym oraz szereg artykułów fachowych napisanych przez wykładowców. Oto ich wykaz: „Znaczenie i cel Kursów Lotniczych” — prof. por. Kazimierz Drewnowski, „Lotnictwo na usługach wojny wszechświatowej” — inż. Zygmunt Dekler, „Powstanie i rozwój silnika spalinowego” — inż. Karol Taylor, „Współczesna technika lotnicza” — inż. aeron. Michał Król, „Znaczenie aerodynamiki” — inż. aeron. ppr. Januariusz Bolesławski (pseudonim — właściwe nazwisko: Grzędziński), „Meteorologia i lotnictwo” — dr nauk fiz. Władysław Gorczyński, „Telegraf bez drutu a lotnictwo” — inż. Mieczysław Sikorski, „Lotnictwo a higiena” — dr Władysław Osmólski, „Doświadczalne badania i próby materia-

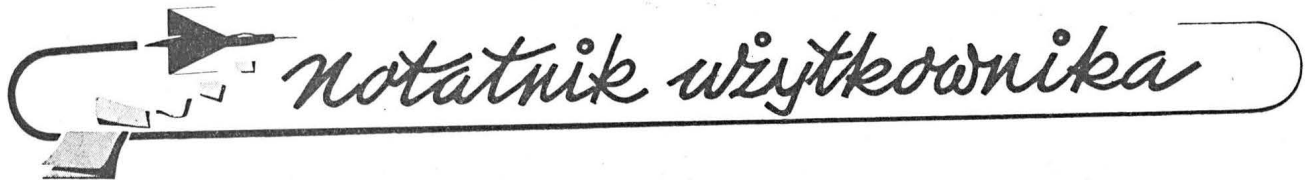
łów a budowa płatowców” — inż. Szczepan Szczeniowski, „Samochód” — inż. aeron. Jan Kawecki.

Wśród nazwisk osób współpracujących przy tworzeniu Polskiego Towarzystwa Żegluga Napowietrznej i Kursów, oprócz wymienionych powyżej, należy wymienić jeszcze wykładowców, których artykułów nie zamieszczono w Książce: prof. inż. Adolfa Winawera (przedmiot: „Wytrzymałość materiałów”), prof. mecenasa Feliksa Ochimowskiego (przedmiot: „Prawo lotnicze”); można wymienić również znanych w okresie późniejszym w polskim lotnictwie: Czesława Tańskiego, Czesława Witoszyńskiego, Leona Berbeckiego.

Wśród 260 nazwisk spisu słuchaczy również odnajdujemy i takich, którzy działali w lotnictwie polskim okresu międzywojennego: Ryszard Bartel, Witold Ehrenpreis, Henryk Kwieciński, Wawrzyniec Wielemborek, Adam Wojtyga.

Spodziewamy się, że zamieszczone powyżej uwagi i spostrzeżenia o Książce Pamiątkowej Pierwszych Kursów Lotniczych trafią do rąk twórców lub uczestników i pobudzą ich pamięć oraz ochotę do przelania na papier własnych przeżyć z tego okresu. Wspomnienia takie i ewentualnie zachowane pamiątki, wydawnictwa i fotografie, pozwolą na opracowanie krytycznej monografii, co leży w nakreślonych planach Lotniczej Komisji Historycznej. Wszelkie materiały nadsyłać można pod adresem naszej Redakcji.

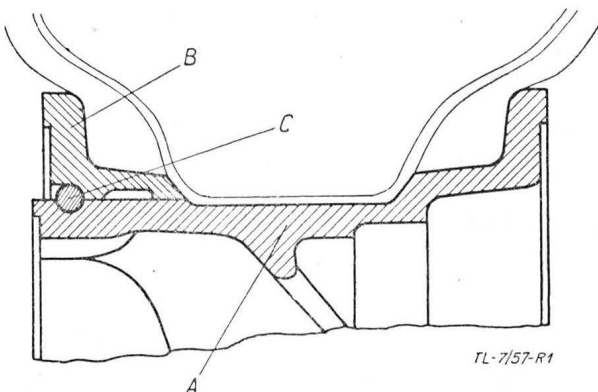
Artykuł wpłynął dnia 2 stycznia 1957 r.



Zapatrzeni w mikrony przeoczyli... dziesięć milimetrów

Obecny odcinek „Notatnika” jest tym razem nieco odmienny od poprzednich. Wada wykonawcza ujawniła się jeszcze przed użytkowaniem sprzętu. Opisany wypadek mógł nastąpić jednak nie podczas montażu, lecz w eksploatacji. Notatkę opracował mgr inż. J. Paczowski.

Koła podwozi lotniczych skonstruowane są zwykle w ten sposób (rys. 1), że ich piasta A, na której mocuje się ogumienie, posiada zdejmowany kołnierz B, zabezpieczony przeciwko zesunięciu się przez rozprężny pierścień zabezpieczający C.



TL-7/57-R1

jęcy C. Niezbędnym warunkiem zabezpieczenia przed zesunięciem się zdejmowanego kołnierza jest, aby wyjęcie w kołnierzu B miało średnicę nieznacznie tylko większą od zewnętrznej średnicy pierścienia zabezpieczającego.

Przy wykonywaniu prototypowego koła w jednym z naszych warsztatów tokarz, obrabiający kołnierz B, wykonał wyjęcie na pierścieniu zabezpieczającym o 10 mm większe na średnicę niż przewidywał to rysunek. Kontroler, który skrupulatnie sprawdził tolerowane wymiary piasty i obrzeża, nie zauważył błędów i w rezultacie piasta z niewłaściwym kołnierzem zdejmowanym dostała się na montaż podzespołów, gdzie nałożono ogumienie i przygotowano koło do pompowania powietrzem. Największą nieuwagą i bezmyślnością wykazał się monter, który nie tylko nie zauważył, iż poprzednio składane koła miały znacznie mniejszą szczelinę

między kołnierzem a pierścieniem zabezpieczającym, lecz również nie zastanowił się nad możliwością wyskoczenia tego pierścienia z rowka, pomimo nawet ostrzeżenia przez pomocnika, który zauważył, że pierścień się poruszył przy napełnianiu dętki powietrzem. Skutki tego montażu nie dały na siebie długo czekać. Szczęśliwym zbiegiem okoliczności wysliznięcie się kołnierza nastąpiło nie podczas pompowania, lecz w chwilę później, gdy pracownicy nie byli nachyleni nad kołem. Wyrzucony przez rozprężającą się dętkę kołnierz B uderzył w dach hali, rozbił zbrojoną szybę i spadł z wysokości około 6 m raniąc pomocnika w głowę.

Z powyższego wynikają następujące przestrogi:
Dla pracowników warsztatowych

a. Przy obróbce zwracaj baczność uwagę nie tylko na setki i dziesiątki milimetra, ale sprawdzaj przede wszystkim podstawowy wymiar.

b. W razie zauważenia błędów natychmiast melduj o tym kontrolerowi. W wielu przypadkach można przedmiot uratować lub może on być dopuszczony do pracy z odchyłką. Omyłka przeoczona lub świadomie ukryta może doprowadzić do wypadku.

c. Uważnie czytaj rysunki. Pamiętaj, że niektóre cyfry są do siebie podobne (np. 4 i 7, 5 i 6, 3 i 8). Przy niewyraźnym, zasmolonym lub pogiętym rysunku — przy słabym oświetleniu — można się łatwo omylić, biorąc jedną cyfrę za drugą (zapamiętajcie to też kreślarze).

d. Pamiętaj, że w niektórych suwmiarkach należy przy pomiarze średnicy wewnętrznej dodać 10 mm na szerokość szczęk suwmiarki.

e. Zawsze bądź świadom tego, że wykonujesz sprzęt lotniczy.

Dla kontrolerów

a. Przed kontrolą elementu zapoznaj się dokładnie z rysunkiem zestawieniowym celem uświadomienia sobie jak

dany zespół pracuje. Staraj się zawsze rozumieć pracę zespołu.

b. Wytypuj wymiary ważne ze względu na działanie zespołu. Te wymiary i wymiary tolerowane sprawdź szczególnie uważnie.

c. Wyciągnij wnioski dla siebie z przestroż dla pracowników warsztatowych.

Dla użytkownika

a. Musisz zawsze doskonale rozumieć działanie powierzonego ci sprzętu.

b. Bądź zawsze uważny i ostrożny. Jeśli zauważysz coś nieprawidłowego w funkcjonowaniu sprzętu, staraj się ustalić przyczynę tego i odpowiednio zareaguj.

c. Pamiętaj, że masz do czynienia ze sprzętem lotniczym

d. Pamiętaj, że sprzęt się zużywa a ludzie są omylni.

Lotnicze Słownictwo Techniczne

Mgr inż. STANISŁAW MADEYSKI

O rzetelność pracy autorów, tłumaczy i redaktorów lotniczych

W zeszycie nr 11 z 1956 r. czasopisma „Wojskowy Przegląd Lotniczy” ukazał się artykuł pod wskazanym powyżej tytułem, opracowany przez współredaktora naszego pisma. Ze względu na niedostępność wspomnianego czasopisma dla szerokiego rzesz naszych Czytelników, przedrukujemy tę pracę, przy czym zamieszczamy również kilka przykładów opuszczonych przez Redakcję „WPL”, z rękopisu autorskiego (oznaczonych w tekście kursywą).

Artykuł dyskusyjny mgr Z. Różbickiego, pt. „O właściwą terminologię w lotnictwie”, zamieszczony w „Wojskowym Przeglądzie Lotniczym” nr 7/1956, spotka się zapewne z licznymi wypowiedziami. Pragnę w dyskusji tej uczestniczyć, przedstawiając następujące spostrzeżenia poparte przykładami i proponując pewne rozwiązania zagadnień dotyczących właściwego mianownictwa słownictwa stosowanego w lotnictwie.

Od wielu już lat zajmuję się opracowywaniem recenzji technicznych książek z dziedziny lotnictwa i dziedzin pokrewnych. Recenzje te przeważnie zamieszczane są na łamach „Techniki Lotniczej”. Skrupulatne przewertowanie dużej liczby książek, jakie ukazały się na naszych półkach księgarskich, pozwala mi na uogólnienie niektórych spostrzeżeń.

Trzeba stwierdzić, że wśród wydanych w okresie minionym w Polsce książek z dziedziny lotnictwa, na każdym poziomie, nie da się znaleźć ani jednej, którą można by uważać, iż pod względem użytego mianownictwa i słownictwa jest nienaganna.

Jednakże należy również podkreślić, że prowadzona przez nasze czasopisma lotnicze akcja, mająca na celu ustalenie prawidłowego technicznego słownictwa lotniczego, daje już pewne rezultaty; można bowiem w okresie ostatnich lat dostrzec znaczną poprawę zarówno w wydawnictwach książkowych jak i periodycznych.

Dostrzeżone usterki w publikacjach o tematyce lotniczej można podzielić na kilka grup, przy czym grupy te oczywiście nie posiadają jednakowego stopnia ważności. Podział ten pozwoli jednak na pogrupowanie tych niedociągnięć i ułatwi ich analizę, a to już — przypuszczam — przyczyni się do dalszego poprawienia istniejącego stanu naszego piśmiennictwa lotniczego.

Grupa „a” obejmuje usterki wykazujące niezgodność z ustalonym i stosowanym obecnie powszechnie mianownictwem i słownictwem lotniczym. W grupie tej można zawrzeć wszystkie „nowotwory”, tworzone przez autorów lub tłumaczy wykazujących nieświadomość istnienia ustalonych określeń i oznaczeń. Do tej grupy trzeba również odnieść wszelkie wyrażenia gwarowe i archaiczne, które w pewnym okresie były nawet uznawane za właściwe, lecz z czasem uległy wyrugowaniu.

Grupa „b” zawiera usterki stwierdzające niezgodność z ustalonym i stosowanym mianownictwem naukowo-technicznym. W grupie tej znaleźć się muszą wszystkie wypaczenia używanych w lotnictwie określeń, opierających się lub wywodzących wprost z dziedzin fizyki, chemii, mechaniki i innych nauk.

Grupa „c” zawiera określenia, które wprowadzają czytelnika w błąd, stosując oznaczenia niewłaściwe, przynależne do urządzeń o innej budowie, przeznaczeniu itp., lub oznaczenia nieściśle.

Grupa „d” obejmuje usterki wykazujące niezgodność z obowiązującymi normami wydawanymi przez Polski Komitet Normalizacyjny. Przy czym trzeba stwierdzić, że w stosunku do tych norm bywają niekiedy wypowiedziane krytyczne uwagi, które z czasem powodują usuwanie pewnych niedomagań, również i dotyczących prawidłowości zastosowanego słownictwa.

Grupa „e” obejmuje błędne określenia, zawierające niezgodność z obowiązującymi przepisami o jednostkach miar i ich skrótach ustalonych rozporządzeniem Rady Ministrów z dnia 1 lipca 1953 r. w sprawie prawnie obowiązujących jednostek miar (Dziennik Ustaw PRL nr 35, z dnia 17.7.1953 r., poz. 148).

Grupa „f” zawiera błędy ortograficzne sprzeczne z obowiązującymi zasadami pisowni polskiej według uchwały Komitetu Ortograficznego Polskiej Akademii Umiejętności z 1936 roku.

Grupa „g” obejmuje wyrażenia niezręczne, zbyt ciężkie do języka, z którego dokonano tłumaczenia.

Jako przykłady, ilustrujące w sposób dosadny wskazany powyżej podział na grupy, przytaczam błędy znalezione:

- w kilku technicznych książkach z dziedziny lotnictwa, wydanych przez: Wydawnictwo MON, PWT, PWN, WK;
- w przypadkowo wybranych numerach czasopism lotniczych: „Wojskowy Przegląd Lotniczy”, „Skrzydłata Polska” i „Technika Lotnicza”;
- w wydawnictwach innych, zasadniczo nielotniczych, ale omawiających tematykę lotniczą;
- w opracowaniach często nie drukowanych, przeznaczonych na użytek wewnętrzny, na przykład przemysłu lotniczego;
- w beletrystyce lotniczej.

Przytoczone błędy zostaną ugrupowane zgodnie ze wskazanym powyżej podziałem, przy czym ze względu na ograniczoną objętość

artykułu i brak kompetencji ograniczam się do podania jedynie samych określeń błędnych, często brak bowiem określeń prawidłowych lub nagminne stosowanie określeń błędnych — wymaga pracy znawców, zgromadzonych w zespole, posiadającym uprawnień do orzekania.

Przykłady zacierpnięte z książek.

J. W. Osokin i E. W. Rozenowicz, „Obsługa techniczna i eksploatacja samolotów z silnikami tłokowymi i odrzutowymi”, Wyd. MON, 1953 r. zawiera następujące, przykładowo tylko wybrane, błędy: w grupie „a”: silnik gwiaździsty, wentyl, konsola skrzydeł (w znaczeniu: skrzydła przyczepne), złącze niplowskie, rozkręt śmigła, uchwytnik powietrza; w grupie „b”: siła ciągu, pompa trybikowa, szybkość przelotowa, wibracja, ilość zwoi, walek krzywkowy, ilość obrotów, GMP, DMP; w grupie „c”: rozrzedzenie oleju benzyna, strzałka (w znaczeniu: wskazówka), ciężła (w znaczeniu zarówno linie jak i sztywnych popychaczy), licznik obrotów, koło ogonowe (składa się z... gołeni amortyzacyjnej, widelca, koła, ogumienia itp.), manowakometr, chowanie klap, wypuszczanie klap; w grupie „e”: kal, kg, kg/cm², km/godz, t, g; w grupie „f”: obr./min., sek., km/godz., at., w/g; w grupie „g”: autostarter, zgęstnienie oleju, tankowanie samolotu, stan organów lądowania, nipel.

J. W. Zeldis i K. D. Iliński, „Remont sprzętu lotniczego”, Wyd. MON, 1953 r. — w grupie „a”: śródołpacie, trimer, połączenie niplowe, mufa; w grupie „b”: ilość obrotów na minutę, wibracja, ilość drucików, szybkość samolotu; w grupie „d”: śrubokręty, wiertło spiralne, szabrowanie.

N. S. Pugaczew, „Silniki lotnicze”. Wyd. MON, 1953 r. — „a”: silnik gwiaździsty; „b”: chłodzenie płynowe, siła ciągu, GZP DZP, ilość topatek, kwadrat ilości obrotów, kondensat, szybkość lotu, pompy trybowe; „d”: standaryzowana atmosfera międzynarodowa, linia kreskowana, linia kreska-kropka, śmigło o skoku nastawnym; „e”: kg, kgm/KM godz, K. M.; „f”: km/godz, atm., obr./min., kal.; „g”: antyfruz, deflektacja silnika, reżym pracy silnika.

G. Sieniczkin i A. Musjenko, „Rozruch silników lotniczych”, Wyd. MON, 1952 r. — „a”: manetka gazu, dysza pędna; „b”: DZP GZP, płyn niskozamarzający, płyn chłodzący, ilość obrotów na minutę; „e”: kg/cm, kgm/kg, Kgm, km/godz, kgm, g; „f”: obr./min., min., sek., m/sek.; „g”: tankowanie.

W. S. Pysznow, „Aerodynamika samolotu”, Wyd. MON, 1953 r. — „a”: trymer, fletner; „b”: ilość ramion śmigła, topatki śmigła, ilość obrotów; „d”: śmigło rewersyjne; „e”: km/godz.

L. Prandtl, „Dynamika przepływów”, PWN, 1956 r. — „a”: samolot szybkościowy, propellery, helikopter, autożyro; „b”: siła ciągu, inżektor, topatki śmigieł, płynny olej; „d”: linia kreska-kropka, śmigła nastawne (w locie).

J. Kotliński, A. Lasek, S. Pilecki, J. Swidziński, J. Winiarski, „Najnowsze konstrukcje lotnicze”, PWT, 1956 r. — helikopter, ilość samolotów, siła ciągu, paliwo płynne, liczba Macha M, titan, kabiny hermetyczne, fotele katapultowe.

Z. Bentkowski, „Poradnik mechanika lotniczego, silnik tłokowy”, WK, 1956 r. — napęd licznika obrotów, siła ciągu śmigła, ilość wykorbień, waga tłoka, pompa paletkowa, pompa zębatkowa.

Z innych książek można przytoczyć następujące usterki: krzesło pilota, siedzenie pilota, rama silnikowa, zyroskop, skręt, wiraż, akcelerometr, martwa pętla, lot na widno, indykator, motor, samolot szybkościowy, kabina hermetyczna, silnik naporowy, rotor śmigłowca, kompresor, śmigło o zmiennym skoku, drzewo, smar, wyczynny, radiator, opierzenie, zegary, instrumenty, karburator, kompresja, hauba, wstrzyk paliwa, klapy otwarte.

Przy przeglądaniu czasopism lotniczych też dostrzegłem szereg objawów nieprzetargania zasad, o które walczy się na innym miejscu tego samego nawet zeszytu. I tak na przykład w cytowanym zeszycie „Wojskowego Przeglądu Lotniczego” (nr 7/56) znalazłem następujące usterki: tankowanie, siła ciągu, zyroskop, M (liczba Macha), km/godz., obr./min. itd. W zeszycie nr 10 „Skrzydłata Polska” z roku 1956, gdzie zamieszczony jest artykuł „W trosce o poprawność słownictwa lotniczego” napisany przez Romualda Flacha, na sąsiednich stronach znalazłem takie błędy: siedzenie pilota, miejsce pilota, strzałka oscyluje koło cyfry 90, runway, siła ciągu, opuszczenie lotek, wyposażenia standardowe, ilość kanałów. „Technika Lotnicza” w zeszycie nr 1/56 zamieściła w dziale „Lotnicze słownictwo techniczne” specjalny artykuł pt. „Jednostki miar” w innych miejscach tego samego zeszytu znalazłem usterki nawet właśnie z dziedziny skrótów jednostek: dm², f (jako skrót

jednostki pojemności elektrycznej „farad”, zamiast właściwego: F), cm., km/godz., min.; z innych wymienić można: adhezja klejów, ilość nitów, ilość skrętów.

Jako przykład usterek zachwaszczających polskie techniczne słownictwo lotnicze podaje zaczerpnięte z wydawnictwa „Biuletyn informacyjny CIDNT” opracowywanego przez Zakład Usług Dokumentacyjnych Centralnego Instytutu Dokumentacji Naukowo-Technicznej, przy czym opieram się na materiale pierwszych dwóch zeszytów z lutego 1956 r. W zamieszczonych opracowaniach o tematyce lotniczej znalazłem takie niedomagania: skrajnia silnika, moc trakcyjna, siła ciągu, waga przyrządu, wskazać szybkości wznoszenia i opadania, dwupiętrowa turbina, koło turbiny, kompresor, wibracja, trakcja statyczna — 15 000 funtów, zużycie materiału pędnego — 0,3 funta na funt trakcji na godzinę, krzemian fibry.

Sprawozdanie z pokazów podczas Święta Lotnictwa Polskiego w dniu 26 sierpnia 1956 r. zamieszczone w „Expressie Wieczornym” (nr 205 z 27.8.1956 r.) zawiera takie błędy: propelerok statecznikowy, estetyczne spirale, szybkość, ... na zasadzie samorotacji poziomych wiatraków..., ... dysze zaopatrzone w specjalne dopalacze dla wyzyskania całej energii paliwa...

Instrukcje obsługi sprzętu, opisy techniczne i tym podobne opracowania, wydawane do użytku służbowego bardzo często zawierają nazwy i określenia błędne. Cytuję najbardziej drastyczne: system sterowania klapkami, rączka sterowania, wyważenie wagowe, latornia, okapturzenie silnika, strzałka wskaźnika, rama silnikowa, wał wykorbiony, strzałka zegara, zawór rozrzedzenia oleju, stop magnesowy, rozmieszczenie pedałów i podnóżek hamulcowych, opuszczanie i chowanie kłap, voltomierz, mikroohm, korpus hermetyczny, wkreśl aerodynamiczny, w przerwie temperatur, karkas, lutowniczo łożem (zamiast prawidłowo: cyną!). Skróty jednostek: kg., mm., at., mtr., sek., W., V., v., kgr., min. itp.

W lotniczych wydawnictwach beletrystycznych można również znaleźć sporo wyrażen, które należy wytknąć przy omawianiu sprawy stosowania prawidłowych określeń w publikacjach lotniczych. I tak we wzmianowanej obecnie przez „Iskry” książce Arkadego Fiedlera „Dywizjon 303” znalazłem: szybkość, skręt, oliwa, pikował, zegary, tablica wysokościomierza. Książki Janusza Meissnera rów-

nież nie są wolne od usterek językowych, przez częste stosowanie określeń niewłaściwych obecnie, chociaż trzeba stwierdzić bardzo znaczną poprawę w stosunku do prac dawniejszych. W „Żądle Genowefy” znalazłem takie usterek: pompy oliwne, fletnery, tryby, posuwacze, wąż do gondoli, tablica zegarów, siedzenie, zwój korkociągu, upierzenie ogona, nafosforyzowane strzałki, smar, skręt przez plecy, wibracja przyrządów i zegarów. „Niebieskie drogi” zaś wykazują takie niedociągnięcia: licznik, czterotakt, motor, skręt, podziłka wariometru, szybkościomierz. „Trzy diamenty” — wiraż, stroma pika.

Materiał przedstawiony powyżej nie wyczerpuje naturalnie wszystkich niedomagań z dziedziny lotniczego słownictwa spotykanych w drukowanych w Polsce wydawnictwach; są one zebrane tu w sposób wyrzutowy i obejmują najbardziej typowe i popularne usterek oraz niedociągnięcia językowe. Ale już na podstawie tego materiału można wysnuć następujący wniosek mający na celu poprawę tego stanu rzeczy, jaki dostrzec może każdy uważny czytelnik naszych publikacji lotniczych.

Należy stworzyć komisję słownictwa lotniczego, która by miała do spełnienia następujące zadania:

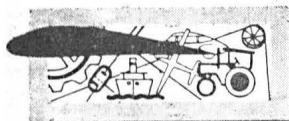
a) przygotowanie redakcyjne ilustrowanego polskiego słownika lotniczego, objaśniającego poszczególne urządzenia oraz zagadnienia z różnych dziedzin techniki i nauki lotniczej;

b) przygotowanie redakcyjne ilustrowanego obcojęzycznego słownika lotniczego (angielski, francuski, niemiecki, rosyjski);

c) bieżące ustalanie w porozumieniu z fachowcami z poszczególnych gałęzi techniki i nauki lotniczej poprawnych i właściwych określeń i nazw urządzeń oraz okresowe wydawanie ich drukiem w postaci biuletynów, będących częścią składową czasopism lotniczych;

d) stałe konsultowanie dla poszczególnych wydawnictw wszystkich przygotowywanych do druku lub wznawianych publikacji o tematyce lotniczej, nie tylko technicznych, lecz nawet beletrystycznych, pod względem stosowania poprawnego mianownictwa i słownictwa lotniczego;

e) prowadzenie permanentnej akcji szkolenia i uświadamiania autorów, dziennikarzy i publicystów, na przykład przez ogłaszanie sprostowań uchybień słownictwa lotniczego napotykanym w prasie codziennej i periodykach oraz wydawnictwach książkowych.



PRZEGLĄDAMY USPRAWNIA

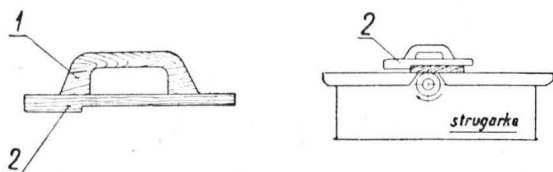
Pod wskazanym ogólnym tytułem zamieszczamy zarówno usprawnienia pracownicze, jak i udoskonalenia techniczne zaczerpnięte z wydawnictw Urzędu Patentowego PRL pod tytułem „Opisy udoskonaleń technicznych i usprawnień”. Wydawnictwo to ukazuje się w zeszytach, zawierających około stu opisów usprawnień pracowniczych i udoskonaleń technicznych, ułożonych według kolejności klas patentowych. Po tytule opisu umieszczamy w nawiasach następujące informacje: numer klasy patentowej, do której należy temat usprawnienia lub udoskonalenia według klasyfikacji patentowej, numer kolejny drukowanego opisu usprawnienia lub udoskonalenia, przy czym usprawnienia posiadają numer poprzedzony literą O, udoskonalenia zaś — numer z literami OU; numer kolejny zeszytu. Poza tymi informacjami w nawiasach umieszczono nazwisko twórcy pomysłu. Przy opisach ulepszeń, zaczerpniętych z czasopism i tym podobnych publikacji, poza tytułem w materiale podajemy nazwę tej publikacji i datę jej ukazania się oraz informacje znalezione w materiale źródłowym dotyczącym twórcy.

Przyrząd pomocniczy do pracy na strugarce do drewna

(Kl. 38 b; Nr 0-2139; Z. Nr 14) Józef Marcok

Praca na strugarce przy obróbce desek o małych wymiarach jest niebezpieczna dla obsługującego, ponieważ przy dociskaniu deski do stołu strugarki zachodzi niebezpieczeństwo ześlizgnięcia się ręki i dostania się jej pod noże strugarki.

Aby wykluczyć takie wypadki, przy obróbce krótkich desek na strugarce stosuje się w myśl usprawnienia przyrząd pomocniczy, uwidoczniony na rysunku. Przyrząd ten wykonany jest z drewna dębowego i składa się z uchwytu (rękojeści) 1 oraz płyty dociskowej 2.



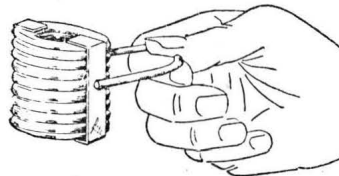
Za pomocą tego przyrządu, trzymanego ręką za uchwyt 1, dociska się struganą deskę do wirujących noży strugarki i przesuwa się ją w miarę obróbki do przodu. Przesuwanie deski jest możliwe dzięki istnieniu w płycie dociskowej 2 występu, o który opiera się krawędź deski.

Klamry do zakładania sprężyn przy naprawie silników spalinowych

(Kl. 46 c¹; Nr 0-2157; Z. Nr 14) Wilhelm Morgenstern (NRD)

Specjalne kleszcze do ściskania sprężyn zaworowych nie zawsze są w momencie potrzeby do dyspozycji.

Według usprawnienia zaprojektowano proste klamry do sprężyn, przedstawione na rysunku; ściśniętą nimi sprężynę można bez trudności założyć na miejsce.

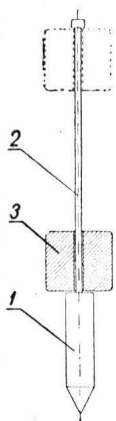


Po założeniu miseczki sprężyny z klinem, zdejmuje się klamry ze sprężyny przez pociągnięcie za druciany uchwyt przyspawany do klamer.

Punktak ciężarkowy

(Kl. 49 a; Nr 0-2162; Z. Nr 14) Ernest Ulbricht

Punktowanie zwykłym punktakiem za pomocą młotka przy precyzyjnym trasowaniu otworów, dokładnych wycięć itp., napotyka się na trudności w związku z ciągłym odrywaniem punktaka od płaszczyzny punktowanej.



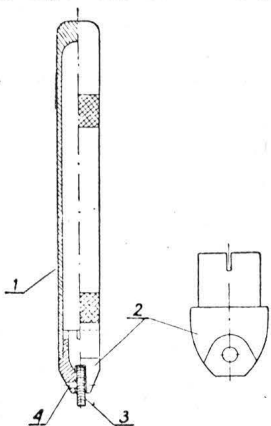
Usprawnienie polega na zastosowaniu punktaka ciężarkowego, składającego się z właściwego punktaka 1 z ostrzem, z pręta prowadzącego 2 oraz z ciężarka 3. Przy punktowaniu ostrze punktaka prowadzi się jedną ręką, a drugą ręką unosi się ciężarek 3, poruszający się po pręcie 2. Po opuszczeniu ciężarka uderza on w część 1 punktaka, powodując wybite znaku przez ostrze.

Zastosowanie punktaka ciężarkowego ułatwia pracę i zabezpiecza rękę od uderzenia młotkiem.

Przyrząd do wykonywania grubych linii tuszem

(Kl. 75 c; Nr 0-2187; Z. Nr 14) Wincenty Grobosz, Erwin Lorynczyk

Do wykonywania grubych linii tuszem zastosowano w myśl usprawnienia przyrząd uwidoczniony na rysunku.



Przyrząd ten składa się ze zbiornika 1 do tuszu zamykanego wkładką 2, posiadającą karbowane mosiężne kółeczko 3 na oście 4. Ażeby uzyskać różne grubości linii, stosuje się wymienne wkładki 2 z kółeczkami 3 o różnych szerokościach.

W przypadku gdy tusz jest za rzadki, uzyskuje się wolniejszy jego spływ do wkładki przez zastosowanie filtra z sukna.

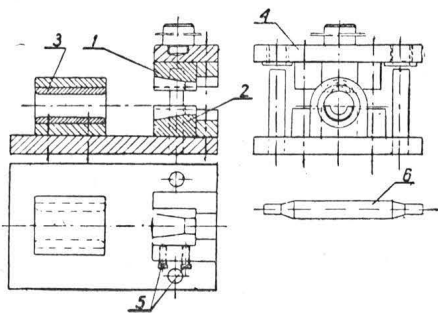
Przyrząd według usprawnienia po odpowiedniej zmianie wielkości można wykorzystać do wykonywania linii również w malstwie mieszkaniowym.

Przyrząd do przewężania rur

(Kl. 7c; Nr 0-2209; Z. Nr 15) Józef Sudek, Czesław Jaworski, Kazimierz Kerz, Leon Dulka

Wobec braku specjalnej obrabiarki „Kambela” do przewężania rur przeprowadzono próby zwężania rur przez wbijanie w matryce, rozwalcowywanie i przeciąganie, co jednak nie dało wyników dodatnich.

W myśl usprawnienia skonstruowano specjalny przyrząd do przewężania rur, składający się z tłoczni 1, matrycy 2 i tulei 3. Urządzenia te umieszcza się w prasie mimośrodowej 4 nastawionej na skok 10 mm, po czym



wprowadza się rurę przez tuleję 3 aż do wycucia oporu w matrycy 2. Wymiar przewężania reguluje się za pomocą śrub dociskowych 5. Następnie rurę posuwa się ruchem posuwisto-obrotowym w głąb matrycy, która równomiernie obciska końce rury 6 do oznaczonego wymiaru, jak uwidoczniono na rysunku.

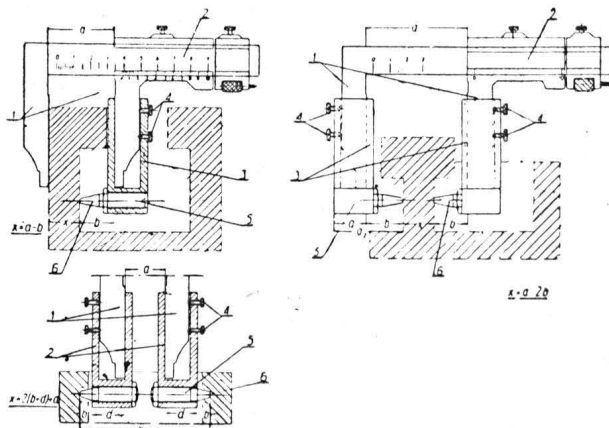
Urządzenia 1, 2 i 3 są wymienne, a wymiary ich są dostosowane do zwężania rur o różnych średnicach.

Suwmiarka z nasadką lub nasadkami do prowadzenia pomiarów w miejscach niedostępnych dla zwykłej suwmiarki

(Kl. 42b; Nr 0-2244; Z. Nr 15) Teofil Kupski

Prowadzenie pomiarów zwykłą suwmiarką w miejscach niedostępnych nie było rzeczą możliwą.

Aby umożliwić jednak wykonanie takich pomiarów, dokonano usprawnienia polegającego na zaopatrzeniu jednej lub obu łapek 1 zwykłej suwmiarki 2 w nasadki 3, umocowane na łapkach za pomocą śrubek 4. Na końcu



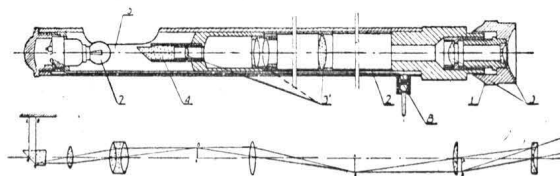
każdej nasadki 1 wkręcony jest trzpień 5 z końcówką 6. Za pomocą tak uzbrojonej suwmiarki można przeprowadzać pomiary grubości ścianek lub mierzyć wielkość wewnętrznych otworów w miejscach niedostępnych do przeprowadzenia pomiaru zwykłą suwmiarką.

Trzpień 5 mogą być osadzone na stałe lub też nastawnie z regulacją za pomocą wkrętaka. Przy dokładnym doszlifowaniu płaszczyzn nasadki i przy osadzeniu trzpieni na stałe można w suwmiarkach o dokładności pomiaru 0,02 mm uzyskać dokładność pomiaru 0,05 mm.

Wziernik do kontrolowania ścianek długich otworów

(Kl. 42h; Nr 0-2247; Z. Nr 15) Józef Mickiewicz, inż. Stanisław Dworakowski

Sprawdzanie ścianek długich otworów było dotychczas znacznie utrudnione, co ujemnie wpływało na jakość produkcji.



W celu usunięcia tych trudności wykonano wziernik długości 100 cm oparty na zasadzie peryskopu. Za pomocą tego wziernika można szczegółowo skontrolować ścianki otworu (np. otworu osiowego w wirniku turbiny) i wykryć zanieczyszczenia metalu oraz różne pęknięcia; można też sprawdzić gładkość ścianek i porowatość materiału.

Wziernik uwidoczniony na rysunku składa się z okularu 1 z kompletem soczewek 3, z podwójnej rury 2 wraz z kompletem soczewek 3' i z pryzmatu 4. Rura 2 ma otwór wziernikowy 5 oraz końcówkę 6 z wbudowaną żarówką 7, od której przewody biegną wzdłuż rury 2 pomiędzy dwiema ściankami aż do wyłącznika 8 znajdującego się przy okularze 1.

Układ soczewek 3, 3' i pryzmatu 4 jest przedstawiony na rysunku poniżej wziernika.

Wziernikiem według usprawnienia można sprawdzać otwory długości 2 m z tym, że najpierw sprawdza się otwór z jednego końca na przestrzeni 1 m, a następnie sprawdza się otwór z drugiego końca na przestrzeni drugiego metra.

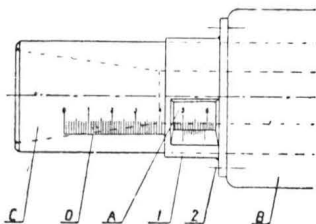
Przyrząd określający długość otworu wierconego na tokarce

(Kl. 49a; Nr 0-2261; Z. Nr 15) Zygmunt Opacki

Dotychczas w celu mierzenia długości otworu wierconego na tokarce wiertłem umieszczonym we wrzecionie konika należało zatrzymywać obrabiarkę i wyjmować wiertło z otworu.

W celu skrócenia czasu tych operacji i przyspieszenia wiercenia otworów zastosowano w myśl usprawnienia na wrzecionie C konika tokarki skalę milimetrową D, a na korpusie konika B tuleję 1 z okienkiem A, zaopatrzonym w skalę noniusza. Tuleja jest nałożona na wrzeciono konika i przytwierdzona śrubami 2 do korpusu konika.

Przy zagłębieniu się wiertła w otwór wiercony wrzeciono przesuwają względem tulei 1, a w okienku A można odczytać bezpośrednio głębokość wierconego otworu.

**Odswieżanie (regeneracja) pilników metodą chemiczną**

(Kl. 49c; Nr 0-2266; Z. Nr 15) mgr inż. Włodzimierz Feleńczak

Pilniki po pewnym okresie pracy stają się niezdadne do użytku, gdyż nacięcia wypełniają się zanieczyszczeniami; pilniki rdzewieją i zwykle niszczeją. Aby przedłużyć 2- lub 3-krotnie okres ich używalności, opracowano metodę odświeżania, to jest regeneracji pilników, która polega na traktowaniu ich środkami chemicznymi w sposób następujący: zużyte pilniki segreguje się na grupy według marek, nacięć (pojedyncze, podwójne lub potrójne) oraz stopnia zużycia. Każdą grupę odrabia się z osobna.

Pilniki zanurza się w kwasie solnym o ciężarze właściwym 1,2 na okres około 10 minut aż do rozpuszczenia się opiłek i rdzy. Zamiast kwasu solnego można użyć 20-procentowego wodnego roztworu kwasu siarkowego. Następnie pilniki płucze się dokładnie wodą, po czym zanurza się je w 10-procentowym roztworze sody kaustycznej na przeciąg około 10 minut. Roztwór sody kaustycznej powinien być podgrzany do temperatury 80–90°C. Ta kąpiel usuwa z pilników stare smary i tłuszcze. Tak oczyszczone pilniki poddaje się dalej traktowaniu roztworem „odmładzającym”, stanowiącym 12–16 procentowy roztwór wodny kwasu azotowego i siarkowego. Roztwór ten otrzymuje się przez wzięcie do 83–84 części ciężarowych wody, 6–8 części ciężarowych stężonego kwasu azotowego i 5–8 części ciężarowych stężonego kwasu siarkowego. Po upływie 3–4 minut pilnik wyjmuje się z tego roztworu, przemywa wodą i próbuje się stopień odświeżenia na płycie metalowej i w razie potrzeby proces odświeżania powtarza się.

Pilniki należycie odświeżone poddaje się następnie odkwaszeniu w ługu i wreszcie naoliwieniu w ciągu 15–20 minut w oleju ogrzanym do temperatury 110–120°C. W razie braku oleju można go zastąpić sproszkowanym węglem drzewnym, w którym zanurza się pilniki i dosusza nad płytą kuchenną, a następnie oczyszcza szotką włosiąną.

Odswieżanie w lecie najlepiej przeprowadzać na powietrzu, a w zimie w zamkniętym pomieszczeniu dobrze je wentylując. Z kwasami należy obchodzić się ostrożnie i wlewać je do wody, a nie na odwrót. Na 100 sztuk pilników zużywa się 360 G kwasu solnego o ciężarze właściwym 1,2, 380 G kwasu siarkowego o cięż. właśc. 1,84, 327 G kwasu azotowego o cięż. właśc. 1,4 oraz 327 G sody kaustycznej.

S. M.

„Radiokomunikacja lotnicza“**Konferencja naukowo-techniczna**

Z uwagi na ujawnienie trudności w służbach radiokomunikacji lotniczej w Polsce, a to:

1. Brak dostatecznej korelacji.
2. Nierównomierny rozwój tej służby w porównaniu z poziomem światowym.
3. Możliwe wykorzystanie wspólne urządzeń innych resortów oraz — co najważniejsze
4. Ożywienie przemysłu, zachodzi konieczność zwołania konferencji naukowo-technicznej dla:

1) podania stanu aktualnego i potrzeb radiokomunikacji lotniczej w Polsce, oraz dla

2) podania technicznych możliwości poprawy stanu aktualnego radiokomunikacji polskiej.

Konferencja odbędzie się w III dekadzie czerwca rb. przy udziale instytucji resortowych, instytutów naukowo-badawczych, wybitnych znawców i praktyków, oraz zaproszonych przedstawicieli następujących państw: CSR, FRJ, Indii, NRD i ZSRR. Redaktorem naukowym będzie prof. Stefan Manczarski.

Konferencja odbędzie się pod auspicjami Stowarzyszenia Elektryków Polskich, Sekcji Telekomunikacyjnej.

Mgr inż. ADAM MICZKOWSKI
Sekretarz Konferencji

**na półkach księgarskich**

Wyposażenie samolotu, część II — Hydrauliczne i pneumatyczne instalacje energetyczne na samolocie, Państwowe Wydawnictwo Naukowe, 1955 r., stron 388.

Omawiana praca stanowi drugą część skryptu, którego pierwszą część recenzowaliśmy w zeszycie 6/55 „Techniki Lotniczej”. Treść dzieli się na dziesięć rozdziałów, w których zawarto następujące tematy: ogólne wiadomości o energetycznych instalacjach na samolocie, hydraulika instalacji, źródła energii, mechanizmy wykonawcze, urządzenia rozdzielcze, zawory, różne zespoły instalacji energetycznej, elementy sieci instalacji energetycznych, zastosowanie instalacji energetycznych na samolocie, zasady projektowania instalacji energetycznych samolotu. W zakończeniu podano 10 tablic zawierających dane liczbowe dotyczące wymiarów różnego rodzaju uszczelnień gumowych, filtrów, pomp, ciężarów poszczególnych elementów i zespołów oraz przewodów giętkich. Wykaz literatury zawiera sześć pozycji. Przejrzyste rysunki i schematy w liczbie 271 ułatwiają przyswojenie materiału zawartego w skrypcie. Na podkreślenie zasługuje dbałość Autora o mianownictwo elementów i urządzeń. Niewielki nakład skryptu spowoduje rychłe jego wyczerpanie, spodziewamy się, że nakład drugi ukaże się drukiem. Dlatego też notujemy tutaj szereg uwag. Wydaje się, że przydałyby się rysunki zestawieniowe urządzeń oraz elementów, wykonane w skali z podanymi charakterystycznymi parametrami; pozwoliłyby one na pogłównie wskazanie użytkownikowi skryptu wzajemnych wynikających z konstrukcji zależności, przy doborze odpowiednich rozmiarów. Pożądane byłoby umieszczenie schematów półmontażowych, jakie są wykonywane przy projektowaniu konstrukcji, przez co ujawniłyby się napotymane bardzo często trudności przy prowadzeniu układów energetycznych nie w oderwaniu, lecz wspólnie z wszystkimi innymi instalacjami samolotowymi. Z tekstu na str. 292 i 293 można by błędnie wnioskować, że

złączka zapobiegająca wyciekaniu oleju z przewodu (rys. VIII-14) potrafi wytrzymać każde ciśnienie robocze, a tak nie jest. Instalacje pneumatyczne są potraktowane mniej szczegółowo w porównaniu do hydraulicznych. Z błędów, które powinny być wykazane w erracie (w ogóle brak jej) dostrzegliśmy: kg/cm², obr./min., Kg, zmiana skoku śmigła, ilość zębów, silicony, w tablicy VIII-5 brak danych o średnicy 4 mm, rys. VIII-13 nie zgadza się z tekstem. Omawiany skrypt jest cenną pozycją wydawniczą, służy on nie tylko studentom Wydziału Lotniczego Politechniki Warszawskiej, lecz także i pracownikom lotnictwa polskiego.

S. M.
Problemy mechaniki, sbornik statiev, pod red. R. Miziesa i T. Karmana, Izdatelstwo Inostrannoj Literatury, 1955 r., stron 584.

Powyższy zbiór prac wydany był w oryginale w języku angielskim kolejno w latach 1948, 1951 i 1953. Wydanie tłumaczone na język rosyjski przez zespół tłumaczy pod redakcją Wałandziera, Łojcianskiego i Łurje zawiera z ciekawych prac następujące: przegląd prac z dziedziny teorii sprężystości, zginanie rur z osi krzywoliniową, współczesny rozwój mechaniki warstwy przyściennej, zagadnienia burzliwego przepływu, zagadnienia ruchu płaskiego cieczy ściśliwej, powstawanie skoków ciśnienia w miejscowej strefie naddźwiękowej i aerodynamika fal wybuchów. W wydaniu rosyjskim pominięto pracę autorów rosyjskich umieszczoną w wydaniu drugim oryginale, gdyż znana jest ona czytelnikom radzieckim. Autorami poszczególnych prac są znani szeroko specjaliści, którzy w dużej mierze przyczynili się do rozwoju omawianych dziedzin mechaniki. Książka może być wykorzystana przez pracowników naukowych i inżynierów zajmujących się badaniami omawianych dziedzin mechaniki.

L. S.

Aerodynamika kryła samolota (nieszimajemaja židkost'), Je. Karafoli, Izdatelstwo Akademii Nauk SSSR, 1956 r., stron 480.

W pracy tej autor omówił tylko jedną stronę zagadnienia aerodynamiki skrzydła samolotu — prędkości małych, wychodząc przy tym z mechaniki cieczy nieściśliwej; dlatego też podany jest krótki wykład zasadniczych wyników hydrodynamiki klasycznej. Całość treści zawarta jest w dziesięciu rozdziałach. W jednym z pierwszych omówiona jest teoria skrzydła o nieskończonej rozpiętości, łącznie z wszechstronnie opracowanym zagadnieniem profiliów aerodynamicznych stosowanych bezpośrednio w locie. Podobnie w następnych rozdziałach opisana jest teoria dwupłata nieskończonej rozpiętości, oraz teoria skrzydła o skończonej rozpiętości dająca dodatnie wyniki praktyczne. Dalsze, to teoria profiliów zagiętych lub zniekształconych, teoria ruchów ustalonych nieliniowych, rozkład wirów na powierzchni skrzydła, teoria potencjalnego ruchu cieczy około skrzydła, teoria siły nośnej w ruchu nieustalonym i dwupłata o rozpiętości skończonej. W ostatnim rozdziale rozpatrzony jest wpływ ograniczenia strumienia doświadczalnego za pomocą sztywnych ścian lub swobodnych powierzchni na wyniki aerodynamicznych badań skrzydeł. W osobnym rozdziale podane są w uzupełnieniu poprawki wyników doświadczalnych uzyskane przy badaniach w tunelach aerodynamicznych. Książka tłumaczona z języka rumuńskiego jest cenną pozycją w dziedzinie aerodynamiki teoretycznej.

L. S.

Wiertłot, W. A. Zacharin. Oborongiz, 1956 r., stron 84.

Jest to jedna z popularnych broszur omawiających śmigłowce, ich konstrukcje i użytkowanie. W pierwszym rozdziale opisane są zasady lotu śmigłowców, w dalszych zaś opisy śmigłowców, ich szczegółów konstrukcyjnych, zasad sterowania i działania mechanizmów sterowniczych, stosowane przyrządy pokładowe i ich zasady działania, szczegóły i zasady działania wirników nośnych, zasady lotu i zachowania się śmigłowców w locie, opisy rozwoju historycznego konstrukcji śmigłowców, specjalne typy śmigłowców i przykłady różnorodnych sposobów wykorzystania śmigłowców. Treść uzupełniona jest licznymi poglądowymi rysunkami, umożliwiającymi zrozumienie treści przez czytelników nie mających specjalnego wykształcenia technicznego.

L. S.

Kratkij oczierk razwija samolotow w SSSR, R. I. Winogradow i A. W. Minojew, Oborongiz, 1956 r., stron 256.

W książce przedstawiony jest krótko rozwój samolotów radzieckich, począwszy od samolotu Możajskiego, a skończywszy na szybkich samolotach odrzutowych ostatnich dni. Książka napisana jest na podstawie materiałów archiwalnych, których część publikowana jest po raz pierwszy, oraz ilustrowana fotografiami dokumentalnymi. Kolejno opisane są początki budowy rosyjskich samolotów, pierwsze lekkie i ciężkie samoloty, powstanie samolotów łącznikowych, myśliwskich i ciężkich bombowych, początki budowy samolotów radzieckich, kształtowanie się radzieckiej szkoły budowy samolotów, powstanie samolotów szybkich, samoloty z okresu drugiej wojny światowej i ostatnie typy samolotów odrzutowych powojennych. Treść uzupełniona jest licznymi fotografiami radzieckich samolotów oraz czołowych konstruktorów i naukowców radzieckiego przemysłu lotniczego. Książka przeznaczona jest dla słuchaczy szkół lotniczych, załóg wojsk lotniczych i aeroklubów.

L. S.

Awtomatika awiacyjnych dwigatielej, W. A. Bodnier, Oborongiz, 1956 r., stron 400.

Szybki rozwój automatyki silników lotniczych spowodował ukazanie się drugiego wydania tej pracy, rozszerzonego specjalnie w dziedzinie automatyki silników odrzutowych. Na treść składają się zagadnienia teoretyczne, zasady budowy i charakterystyki schematów i konstrukcji automatycznych urządzeń silników oraz badania dynamiki kolejnych procesów, również i wskazówki oraz metody wyboru parametrów regulatorów silników. Szesnaście rozdziałów książki zawiera między innymi opis automatycznych regulatorów liczby obrotów na minutę silników tłokowych i odrzutowych, opis automatyki sprężarek, regulatorów zużycia paliwa, regulatorów temperatury gazów i mocy silników odrzutowych, regulacji silników odrzutowych w czasie rozruchu i rozbiegu, regulacji silników odrzutowych przelotowych, regulacji temperatury instalacji chłodzenia, instalacji gaśnic oraz synchronizacji silników. Książka może być wykorzystana przez studentów wydziału lotniczego, inżynierów i pracowników instytutów zajmujących się zagadnieniami automatyki silników lotniczych.

L. S.

Tablice pomocnicze do nauki spawalnictwa, mgr inż. Józef Biernecki, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1956 r., stron 64.

Wydawnictwo omawiane zostało zainicjowane przez Gabinet Metodyczny Centralnego Zarządu Szkolenia Zawodowego Ministerstwa Przemysłu Drobno- i Rzemiosła. Przedstawiono w nim za pomocą 34 poglądowych tablic rysunkowych podstawowe procesy spawalnicze i pokrewne oraz urządzenia stosowane (wytwornice, bezpieczniki, butle, zawory, palniki). Tekst zawiera omówienie znaczenia gospodarczego spawania, objaśnienia do tablic, wskazówki praktyczne dotyczące spawania różnych metali, opis dzia-

łania i obsługi wytwornic acetylenowych i bezpiecznika wodnego oraz przepisy bezpieczeństwa pracy spawacza przy instalowaniu i użytkowaniu urządzeń do spawania i cięcia metali.

S. M.

Technologie izgotowlenja dietalej awiacionnych priborow, A. N. Gawriłow, Oborongiz, 1956 r., stron 388.

Treścią tej pracy jest szczegółowy opis ogólnych i teoretycznych podstaw projektowania procesów technologicznych w budowie lotniczych przyrządów pokładowych. Rozpatrzone zostały najbardziej charakterystyczne procesy obróbki, stosowane w produkcji przyrządów pokładowych, oraz technologia wykonania typowych elementów. Treść podzielona została na trzy części zawierające łącznie trzydzieści trzy rozdziały. W części pierwszej, dotyczącej ogólnych i teoretycznych podstaw projektowania technologicznych procesów, opisane są między innymi zagadnienia doboru oprzyrządowania, dokładności obróbki, problemu baz i ustawienia elementów i jakości powierzchni. W części drugiej opisane są wszystkie typowe metody obróbki powierzchni stosowane przy wykonaniu przyrządów pokładowych. W części trzeciej natomiast opisana jest technologia wykonania takich typowych elementów, jak osi i wałków, tulejek, segmentów zębatych, elementów gwintowych, magnesów, sprężyn, tarcz ze skalami i korpusów. Książka przeznaczona jest dla technicznych szkół lotniczych; mogą z niej korzystać również pracownicy techniczni przemysłu, instytutów badawczych i biur projektowych.

L. S.

Komórki fotoelektryczne, teoria — budowa — zastosowanie, dr inż. Józef Rolinski, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1956 r., stron 264.

Książka jest pierwszą obszerniejszą pracą w języku polskim o zjawiskach fotoelektrycznych i komórkach fotoelektrycznych, zwanych popularnie „fotokomórkami”. W lotnictwie zastosowanie tych urządzeń ma już pewne osiągnięcia (urządzenia przeciwpożarowe, paliwomierze itp.), dlatego praca może być przydatna. W części pierwszej — Podstawy teoretyczne i rozwój badań nad zjawiskiem fotoelektrycznym — omówiono podstawy fizyczne zjawiska fotoelektrycznego zewnętrznego, analizę własności fotoelektrycznych substancji i własności poszczególnych metali oraz zjawisko fotoelektryczne wewnętrzne i jego zastosowanie. Część druga — Wykonania praktyczne i zastosowania komórek fotoelektrycznych — zawiera następujące tematy: rodzaje komórek fotoelektrycznych i ich parametry, praktyczne wykonanie komórek fotoelektrycznych, powielacze fotoelektronowe, przełączniki fotoelektryczne i układy pomiarowe, fotoelektryczne przyrządy pomiarowe, urządzenia fotoelektryczne w przemyśle i technice, wskazówki ogólne posługiwania się komórkami fotoelektrycznymi. Wykaz piśmiennictwa zawiera 152 pozycje.

S. M.

Poradnik radioamatora, wiadomości ogólne i części radiowe, mgr inż. Marian Szczurek, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1956 r., stron 470.

Omawiana praca zawiera liczne informacje, które mogą się przydać pracownikom sprzętu lotniczego. Dziesięć rozdziałów omawia następujące tematy: wiadomości ogólne, druty i oporniki; kondensatory i materiały izolacyjne; cewki, materiały magnetyczne, dławiki i transformatory i obwody drgań; fale elektromagnetyczne, elektroakustyka; prace mechaniczne i montażowe radioamatora; zasady prowadzenia korespondencji przez radioamatora-krótkofalowca. Praca zawiera 120 tablic, 351 rysunków, wykaz piśmiennictwa (53 pozycje).

S. M.

Elektrolityczne otrzymywanie aluminium, W. P. Maszowiec, i G. W. Forsblom, tłum. z ros. mgr inż. Zygmunt Syrczyński i mgr inż. Jędrzej Fuliński, Wydawnictwo Górniczo-Hutnicze, 1956 r., stron 168.

Książka zawiera wiadomości, które mogą zainteresować pracowników lotnictwa, które dotychczas było najpoważniejszym odbiorcą wyrobów z aluminium i jego stopów. Treść książki dzieli się na 14 rozdziałów, które zawierają omówienie następujących tematów: podstawowe wiadomości z chemii i elektrochemii oraz elektrotechniki; teoretyczne podstawy otrzymywania aluminium; surowce do produkcji aluminium; uruchomienie wanny, normalna praca wanny i zaburzenia w niej; montaż i remont waniei; opis wydziału elektrolizy i organizacja pracy w nim; technika bezpieczeństwa i ochrony pracy w wydziałach elektrolizy.

S. M.

Chemiczne oczyszczanie powierzchni metali, mgr inż. Aleksander Pokrasen, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1956 r., stron 118.

Książka zawiera szereg informacji, które mogą być z pożytkiem wykorzystane przez pracowników przemysłu lotniczego, gdzie wytrawianie metali przed nakładaniem powłok ochronnych jest powszechnie stosowane. W trzech rozdziałach zawarto opisy trawialni, technologii oczyszczania chemicznego i odtłuszczenia wyrobów z metali żelaznych oraz wytrawiania metali nieżelaznych (miedzi, aluminium, niklu, magnezu, cyny, srebra i ich stopów oraz ołowiu i cynku). Wykaz literatury zawiera dziewięć pozycji.

S. M.

UWAGA CZYTELNICY! Członkowie stowarzyszeń naukowo-technicznych zrzeszonych w NOT korzystają w prenumeracie czasopism technicznych z 30% rabatu. Cena naszego czasopisma wynosi w prenumeracie: normalnej zł. 72.— (roczn.), zł. 36.— (półroczn.), ulgowej zł. 50,40 (roczn.), zł. 25,20 (półroczn.). Termin wpłacania prenumeraty na II półrocze 1957 r. upływa dnia 10 czerwca br.

PRZEGLĄD DOKUMENTACYJNY LOTNICTWA

OPRACOWANY PRZEZ OŚRODEK DOKUMENTACJI I WYDAWNICTW INSTYTUTU LOTNICTWA

DODATEK DO DWUMIĘSIĘCZNIKA „TECHNIKA LOTNICZA”

ROCZNIK VII

WARSZAWA, STYCZEŃ – LUTY 1957

Z E S Z Y T 1

W Przeglądzie Dokumentacyjnym Lotnictwa stosowana jest klasyfikacja dziesiętna.

Gwiazdkami obok liczb porządkowych oznaczone są publikacje znajdujące się w Bibliotece Instytutu Lotnictwa.

SZYBOWNICTWO. LOTNICTWO CYWILNE

199* 533.6.015.3:629.135.15 I. Lot.
Nickel K.: Najkorzystniejsza prędkość w przelocie szybowcowym na fali. „Die günstigste Geschwindigkeit im Wellensegelflug“. Aero-Rev. suisse, r. 30, nr 6, czerw. 55, s. 216; A4, 1,5 str., 1 wykr., — Nawiązując do graficznego wyznaczania najkorzystniejszej prędkości przelotu szybowcowego w warunkach termicznych autor podaje analogiczną metodę dla przelotów na fali. Najkorzystniejsza prędkość w obu przypadkach różni się między sobą, ponieważ podczas przelotu na fali należy w obliczeniu uwzględnić wpływ wiatru. J. Sandauer.

200* 533.691.13:629.135.15 I. Lot.
Cener D.: Zastosowanie profili laminarnych w szybownictwie. „Die Anwendung der Laminarprofile bei Segelflugzeugen“. Aero-Rev. suisse, r. 30, nr 5, maj 55, s. 162; A4, 3 str., 6 wykr., 9 poz. bibl. — Omówienie wymagań stawianych nowoczesnemu szybowcowi wycyznowemu oraz wpływu profilu na jego osiągi. Porównanie charakterystyki aerodynamicznej dwu profili laminarnych serii NACA 6 — z najczęściej stosowanymi profilami konwencjonalnymi. J. Sandauer.

201* 533.6.015.5:629.135.15 I. Lot.
Kuettner J.: Badanie „strumieni powietrznych“ za pomocą szybowców. „The exploration of the jet-stream by sailplanes“. Soaring, t. 19, nr 3, maj-czerw. 55, s. 11; A4, 3,5 str., 1 rys., 3 wykr., — Zebrano i uporządkowano informacje o tzw. „strumieniach powietrznych“ (Jet-stream) tj. silnych zaburzeniach czystego powietrza na znacznych wysokościach, o prędkościach dochodzących do 400 km/h. Krótkie omówienie możliwości badania tych zaburzeń za pomocą szybowców. W. Narkiewicz.

202* 629.135.15 I. Lot.
Szybowiec do częściowej budowy w własnym zakresie dopuszczony przez C. A. A. „Build-it-yourself sailplane receives C. A. A. approval“. Sailplane and Glider, t. 23, nr 2, marz.-kw. 55, s. 3; B5, 4 str., 2 fot., 2 rys., 1 wykr. — Opis szybowca „SGSI-26“ produkowanego przez amerykańską firmę Schweizer w całości, lub w częściach. Produkcja szybowca w częściach obejmuje wszystkie elementy spawane i obrabiane maszynowo. Nabywca wykonuje tylko niedużą ilość elementów i montuje szybowiec. Szybowiec jest konstrukcją całkowicie metalowej, w partiach nienośnych kryty płótnem. Osiągi „SGS 1-26“ stawiają go w kategorii szybowców treningowo-wyczynowych. J. Sandauer.

203* 629.13 I. Lot.
Szapocznikow W. N.: Lotnictwo w gospodarce narodowej Związku Radzieckiego. „Awiacja w narodnom choziajstwie SSSR“. Wsiesojuzn. Obszcz. po Razpr. Polit. i Naucz. Znani, Sierja 4, nr 19, 1955, Izd. „Znanje“; A5, 30 str., 10 fot. — Krótka broszurka omawia w sposób przystępny znaczenie i zastosowanie lotnictwa cywilnego w gospodarce narodowej ZSRR jak: rolnictwo, leśnictwo, przemysł rybny, kartografia, służba sanitarna, sport i t. p. Podkreślono dominujące znaczenie uczonych rosyjskich dla rozwoju lotnictwa ZSRR, które obecnie jest najlepsze na świecie. W. Narkiewicz.

HYDROAEROMECHANIKA

1* 533.6 I. Lot.
Stalder J., Goodwin G., Creager M.: Przechodzenie ciepła do ciał opływanych bardzo szybkim strumieniem rozrzedzonego gazu. „Tieplopieriedacz k tielam, obteikajemym vysokoskorostnym potokom razriezennowo gaza“. Miecchanika nr 2 (30), 1955, s. 60; B5; 14 str., 2 fot., 1 rys., 4 wykr., 4 tabl., 22 poz. bibl. (Tłum. z NACA Rep. nr 1093, 1952 r.). Studium teoretyczne i doświadczalne dotyczące procesu wymiany ciepła między ciałem i b. szybkim strumieniem gazu rozrzedzonego. Głównym celem było zbadanie parametrów wymiany ciepła w obszarze przepływu z poślizgiem (obszar pośredni między przepływem continuum (ośrodką ciągłego) i przepływem swobodnie molekularnym) oraz przybliżone wyznaczenia kryterium granic tego obszaru. Stwierdzono, że przepływ swobodnie — molekularny występuje przy liczbie K (iloraz długości swobodnej drogi molekuł przez charakterystyczny wymiar ciała) większej od 2. Dla liczb $K > 0,2$ współczynnik odzyskania temperatury przekracza 1, a w ogólności — przy dużych prędkościach i silnych rozrzedzeniach — zależy on tylko od K. Jeżeli współczynnik akomodacji zostanie przyjęty jako równy 0,9, wtedy dane odnośnie wymiany ciepła pokrywają się dobrze z wywodami teorii swobodnie — molekularnego strumienia. A. Jakubowski.

2* 533.6 I. Lot.
Schaaf S., Sherman F.: Tarcie powierzchniowe w obszarze przepływu z poślizgiem. „Powierchnostnoje trienie w oblasti tieczenja so skalzenjem“. Miecchanika, nr 1(29), 1955, s. 130; B5, 10 str., 1 fot., 2 wykr., 3 tabl., 34 poz. bibl. (Tłum. z czasop. J. aero. Scien., t. 21, nr 2, 1954, s. 85—90; 144). Zestawienie wyników pomiaru oporu płaskiej płytki, ustawionej pod zerowym kątem natarcia w strumieniu z poślizgiem. Przebadano następujące zakresy liczb Re i M: $3 < Re < 500$ przy $M \approx 0,2$ i $0,6$ oraz $34 < Re < 2020$ przy $2,5 < M < 3,8$. Porównanie z wynikami teoretycznymi. A. Jakubowski.

3* 533.6 I. Lot.
Dorrance W., Dore F.: Wpływ wymiany masy na tarcie powierzchniowe i wymianę ciepła w ściślej burzliwej warstwie przyściennej. „Wlijanje podaczj massy na powierchnostnoje trienie i tieplopieriedacz w szimajemom turbulentnom pogranicznom sloje“. Miecchanika, nr 3(31), 1955, s. 31; B5, 12 str., 1 rys., 6 wykr., 10 poz. bibl. (Tłum. z czasop. J. aero. Scien., t. 21, nr 6, 1954, s. 404—410). Zanalizowano wpływ, jak i nieduży ilościowo wpływ masy (z powierzchni opływanej do strumienia) wywiera na wymianę ciepła między burzliwą ściśłą warstwą przyścienną (o dużej prędkości) i gładką porowatą powierzchnią. Wzory dla lokalnego i średniego współczynnika tarcia powierzchniowego, w zależności od liczb Re i M, stosunku temperatury ściany do temperatury swobodnego strumienia i stosunku prędkości podawania masy do lokalnej masowej prędkości strumienia swobodnego. Wykresy. A. Jakubowski.

RADIOLOKACJA

4* 621.396.9 I. Lot.
Uproszczona radiolokator do ślepego lądowania. „Uproszczennaja radiolokacjonnaja stanca slepój pasadzki samolotow“. Wopr. Radiolokac. Tiechn., nr 1(31), 1956, s. 444; 26 × 17 cm; 1,5 str., 1 rys. — (Tłum. z czasop. Wireless World, t. 61, nr 9, s. 451, wrzes. 1955). W USA opracowano uproszczoną konstrukcję radiolokatora do ślepego lądowania, która otrzymała oznaczenie PAR. Artykuł zawiera: fotografię urządzenia, krótki opis i jego zasadnicze dane techniczne. R. Trojanowski.

5* 621.396.9 I. Lot.
Lotniczy radiolokator pokładowy do celów meteorologicznych. „Samolotnaja radiolokacjonnaja stanca dla nabludienja za pagodoj“. Wopr. Radiolokac. Tiechn., nr 1(31), 1956, s. 138; 17 × 26 cm; 5 str., 3 fot., 1 rys. — (Tłum. z czasop. Electrical J., t. 155, nr 7, s. 546—548, sierp. 1955). — Fizyczne warunki powstawania na ekranie radiolokatora obrazu, na podstawie którego można ocenić odległość i położenie obszaru burzowego. Korzyści wynikające z zastosowania radiolokatora do obserwacji pogody. Zasadnicze dane techniczne dwóch radiolokatorów przeznaczonych do tego celu: 1) Urządzenia AVQ-10 firmy RCA pracującego na fali 5,6 cm oraz 2) Urządzenia RDR-1 firmy Bendix pracującego na fali 3,2 cm. Kryteria wyboru długości fali i przyczyny, dla których urządzenia pracują na wymienionych wyżej długościach fal. R. Trojanowski.

6* 621.396 I. Lot.
Angielski, radiowy sprzęt pokładowy. Wystawa lotnicza 1955 r. w Farnborough. „Anglijskoje samolotnoje radiooborudowanje. Awiacjonnaja wystawka 1955 r. w Farnborough“. Wopr. Radiolokac. Tiechn., nr 1(31), 1956, s. 132; 17 × 26 cm; 6 str., 8 rys. — (Tłum. z czasop. Wireless World, t. 61 nr 10, s. 491—494 paźdz. 1955). Pod powyższym tytułem zamieszczono przegląd przyrządów pokładowych radiowych pokazanych na wystawie z podaniem zasadniczych charakterystyk technicznych. Uwzględniono następujące przyrządy: 1) Subminiaturowy radiokompas Marconi (model AD 722). 2) Radiolatarnia bezkierunkowa pracująca w zakresie mikrofal. 3) Odbiornik komunikacyjny Marconi AD704, pracujący również w systemie ślepego lądowania. 4) Odbiornik Standard Telephone SR32/33 wchodzący w układ ślepego lądowania i radiokompasu. 5) Zespół dwóch nadajników f-my Plessey pracujących w zakresie 225—400 Mc — do pracy naziemnej. 6) Zespół nadawczo-odbiorczy f-my Bendect typ BE234 pracujący w zakresie 238—248 Mc. 7) Naziemny automatyczny radiopelengator Standard Telephone typ FGRI1340 pracujący w zakresie 225—400 Mc. 8) Układ określania kierunku Standard Telephone z anteną CADF opiera się na zmianie fazy sygnału wyjściowego w zależności od zmiany kierunku. 9) Pokładowy radiolokator do wykrywania pogody na kursie samolotu, f-my EKCO. 10) Naziemne urządzenie ILS (do ślepego lądowania) f-my Pye. 11) System nawigacyjny „Tacan“ przedstawiony przez firmę Standard Telephone. 12) Radiolokator Decca MR-75 pracujący w zakresie 3 cm. 13) Teleprinter Redifon AFS10. 14) Nadajnik do radiolatarni naziemnej Redifon T1918 pracujący w czterech pasmach zakresu 110—1500 kc. 15) Blok zasilania do radiostacji ratowniczej f-my Ultra. 16) Telefon pokładowy Ultra pracujący na tranzystorach. 17) Miniaturowe akumulatory. 18) Przyrządy pomiarowe f-my Marconi Instrument. R. Trojanowski.

MATERIAŁY

7* 669.7 I. Lot.
Stopy lekkie o wysokiej wytrzymałości. „High — strength light — alloys“. Aircr. Prod., t. 17, nr 11, list. 55, s. 462; A4; 3 str., 5 wykr. — Stopy lekkie o dużej wytrzymałości — w porównaniu do stopów o wytrzymałości małej — są bardziej plastyczne, bardzo czułe na zjawisko karbu, posiadają większą skłonność do korozji, po obróbce cieplnej w większym stopniu zmieniają wymiary. Ogólnie podczas wytwarzania należy z bardzo dużą dokładnością przestrzegać dyscypliny technologicznej. Wyniki przeprowadzonych prób zginania przy różnej poprzedzającej obróbce cieplnej i mechanicznej. Kolejność operacji dla otrzymywania dobrych wyników. J. Lubiński.

- 8* 669.14.018.296:629.13.002.3 I. Lot.
Irvine K. I.: **Stale najwyższej wytrzymałości**. „Ultra-high — strength steels“. Aircr. Prod., t. 18, nr 3, marz. 56, s. 34; A4, 5,5 str., 13 wykr., 12 poz. bibl. — Autor omawia budowę, własności i problemy stali o wytrzymałości $R_r = 160 \text{ kg/mm}^2$ do 240 kg/mm^2 , ilustrując je odpowiednimi wykresami. Stale o wysokiej wytrzymałości stosowane w przemyśle lotniczym w większości na konstrukcje podwozi i na okucia przysparzają wiele trudności konstruktorom i wytwórcom. Jako najlepiej odpowiadające warunkom technicznym wymienia autor stale nikielo-chromo-molibdenowe o wytrzymałości $R_r = 160 \text{ kg/mm}^2$ do 225 kg/mm^2 , względnie do powszechnego stosowania stal nisko-węglową o martenzytowej budowie i o wytrzymałości $R_r = 125 \text{ kg/mm}^2$ do 160 kg/mm^2 . J. Luboński.
- 9* 669.14. I. Lot.
Dietz J., Mc Creery L. H.: **Stal o wysokiej wytrzymałości**. „High-strength Steel“. Aircr. Prod., t. 18, nr 2, luty 56, s. 74; A4, 3,5 str., 4 fot., 1 rys., 4 tabl. — Opis wyników doświadczeń dwuletniego stosowania i wytwarzania części ze stali o wytrzymałości od 190 do 200 kg/mm^2 . Szerzeg warunków, które należy zachowywać w konstrukcji i w technologii części z tej stali. Konieczność wykończenia powierzchni i wszelkiego rodzaju zaokrąglenia ze względu na zjawisko karbu. Dobre wyniki otrzymano z materiału wg specyfikacji 4340 wykonanych jako odlew skorupowy z odpowiednią obróbką cieplną. J. Luboński.
- PRODUKCJA**
- 10* 629.13.002:668.3 I. Lot.
Stender W.: **Klejenie w budowie samolotów metalowych**. „Das Kleben im Metall-Flugzeugbau“. Weltluftfahrt, t. 7, nr 6, czerw. 55, s. 143; A4, 2,5 str., 2 fot., 2 rys. — Opis technologii klejenia klejami Redux i Araldit oraz możliwości zastosowania połączeń klejonych w metalowych konstrukcjach lotniczych. Porównanie połączeń klejonych z nitowanymi pod względem wytrzymałościowym, ciężarowym i aerodynamicznym (kształt i gładkość pokrycia samolotu). J. Sandauer.
- 11* 621.791:669.295 I. Lot.
Levy A., Wickham R.: **Spawanie blach z czystego tytanu (blach niestopowych)**. „Fusion welding unalloyed titanium sheet“. Aircr. Engng., t. 27, nr 317, lip. 55, s. 216; A4, 4 str., 9 fot., 2 tabl. — Wyniki wypróbowanych metod spawania bez materiału dodatkowego. Wiele trudności i kosztów poniesiono na znalezienie takiej metody spawania blach z czystego tytanu, która by dała prawidłowy szew. Przeprowadzono próby spawania w atmosferze argonu w różnych warunkach badając: wpływ podkładki pod szewem, stopień przygotowania krawędzi spawanych, szybkość spawania, oraz wpływ ilości gazu. Wykonane w różnych warunkach próbki poddawane były badaniom wytrzymałościowym na twardość, na zginanie prostopadłe i równoległe do kierunku szwu oraz badaniom metalograficznym. W wyniku prób stwierdzono, że najważniejsze jest spawanie bez materiału dodatkowego i obecnie spawanie tytanu przestało być problemem. Praktycznie opracowana metoda zrealizowana została przy wykonywaniu pierścienia silnika odrzutowego. J. Luboński.
- 12* 621.791.753 I. Lot.
Dyskusja o zimnym spawaniu żeliwa. „K diskussji o chłodnoej swarkie czuguna“. Wiestn. Maszynostr., r. 35, nr 7, lip. 55, s. 39; A4, 7,5 str., 3 fot., 4 rys., 1 tabl., 7 poz. bibl. — Szerzeg artykułów omawiających doświadczenie różnych zakładów przy stosowaniu zimnego spawania żeliwa, tj. elektrosparwania elektrodą miedziano-stalową, pozwalającą na spawanie żeliwnych przedmiotów, bez nagrzewania całości. W szczególności omówiono metodę spawacza Nazarowa. W. Narkiewicz.
- 13* 621.791.343.4 I. Lot.
Gorochow W. A., Skripow M. I.: **Lutowanie żaroodpornym lutowaniem**. „Pajka żaroprocnymi pripojami“. Wiestn. Maszynostr., r. 35, nr 7, lip. 55, s. 47; A4, 4,5 str., 8 fot., 1 rys., 4 wykr. — Obszerne omówienie prób twardego lutowania stali żaroodpornych Ja 1T specjalnym lutowaniem o temp. topnienia $800\text{--}1200^\circ\text{C}$. Takie lutowanie jest praktycznie równoważne spawaniu pod względem wytrzymałości i korozji i ma szerzeg zalet produkcyjnych. W. Narkiewicz.
- 14* 621.9-415:629.13.002.5 I. Lot.
Obróbka mechaniczna części o cienkich ściankach. „Machining thin sections“. Aircr. Prod., t. 17, nr 12, grud. 55, s. 472; A4, 4 str., 4 fot., 6 rys. — Obróbka mechaniczna części o wymiarach około 300 mm i o grubości ścianek poniżej 5 mm przedstawia szerzeg trudności, jakimi są wibracje, zniekształcanie, a nawet wyoblanie się przedmiotu obrabianego. Po przeprowadzeniu szeregu prób uznano za najskuteczniejszą metodę obróbki jednoczesnej z obu stron, podając dla niej odpowiednie parametry. Ilustracje i opisy przedstawiają szerzeg rozwiązań konstrukcyjnych obrabiarek, oprzyrządowania, narzędzi tnących i pomiarowych oraz przykłady samej obróbki kół kompresora. J. Luboński.
- 15* 621.914:629.13.002.5 I. Lot.
Fine L., Menelaus F.: **Frezowanie tytanu frezem czołowym**. „Face-milling titanium“. Aircr. Prod., t. 18, nr 3, marz. 56, s. 116; A4, 1 str., 2 rys. — Opis prób wykonanych frezem doświadczalnym dla obróbki stopu tytanowego 150 A. Frez ten wykonano z ostrzami z węgliku tungstenu i ustalono na podstawie doświadczeń następujące parametry: szybkość skrawania około 75 m/min , posuw 250 mm/min , $0,0125 \text{ mm}$ na 1 ostrze, głębokość $0,62 \text{ mm}$ — $0,75 \text{ mm}$. J. Luboński.
- 16* 621.9:669.295. I. Lot.
Holt J. T. D., Purcell J.: **Obróbka mechaniczna tytanu**. „Machining titanium“. Aircr. Prod., t. 17, nr 7, lip. 55, s. 279; A4, 3 str., 2 rys., 2 wykr., 1 tabl. — Problemy obróbki mechanicznej stopu tytanu wg specyfikacji 150 A. Wyniki przeprowadzonych prób nad trwałością ostrza przy stosowaniu chłodzenia i smarowania różnymi środkami podczas zachowania stałej szybkości skrawania i posuwu. Pierwsza część tego artykułu jest opublikowana w Aircraft Production, luty 1955. J. Luboński.
- 17* 621.9-47:629.13.002.53 I. Lot.
Obróbka gniazd półokrągłych. „Spherical boring“. Aircr. Prod., t. 17, nr 7, lip. 55, s. 287; A4, 1 str., 3 rys. — Opis specjalnej maszyny skonstruowanej do wykonywania półokrągłych gniazd o wysokiej klasie gładkości powierzchni. Maszyna po nastawieniu działa półsamoczynnie, jest bardzo wydajna przy zastosowaniu narzędzia z węglików spiekanych. Na rysunku pokazano przekrój głowicy nożowej oraz wrzeciona. J. Luboński.
- 18* 621.98:629.13.002.5 I. Lot.
Ridder E. J.: **Nowa technika wyciskania**. „New extrusion techniques“. Tool Engineer, t. 34, nr 1, stycz. 55, s. 69; A4, 5,5 str., 1 fot., 11 rys. — Omówiono szereg odmian metody wyciskania w zastosowaniu do lotnictwa. Oprzyrządowanie, przykłady wykonywanych części i profil. Z ciekawszych przykładów — to zastosowanie wykonywania odkuwek z profili wyciskanych zwykłych, zbieżnych i stopniowych. Sposoby wykonywania profili zbieżnych, kombinowane metody odkuwania z wyciskaniem, profile wyciskane o cienkich ściankach. Przykłady współczesnej konstrukcji oprzyrządowania. Wszystkie nowe odmiany wyciskania są oparte o oszczędność wytwarzania. J. Luboński.
- 19* 621.97:629.13.002.5 I. Lot.
Odkuwki o wąskich tolerancjach. „Close — tolerance forgings“. Aircr. Prod., t. 17, nr 12, grud. 55, s. 478; A4, 2,5 str., 3 fot., 4 rys. — Znacznym postępem w wytwarzaniu dużych odkuwek o wysokiej dokładności, znajdujących ostatnio duże zastosowanie w lotnictwie USA. Przykłady odkuwek wykonywanych dla samolotów Convair F 102 i Super-Sabre F 100. Odkuwki te wykonywane są na obrzytnych prasach. Opisano szereg procesów związanych z produkcją: wykonywanie matryce, podgrzewanie ich w czasie procesu, smarowanie i skurcze. Odkuwki te są dużymi częściami integralnymi ze stopów lekkich; dokładnie wykonane zmniejszają obróbkę mechaniczną, zaś w końcowym efekcie znacznie zmniejszają koszty wykonania płatowca. J. Luboński.
- 20* 621.97:629.13.002.5 I. Lot.
Horn J. A.: **Technika odkuwania**. „Forging techniques“. Aero Dig., t. 71, nr 3, wrzes. 55, s. 36; A4, 5 str., 9 rys., 1 tabl. — Nowoczesna technika wykonywania odkuwek ze stopów aluminium stosowanych w lotnictwie; zalety: zmniejszenie kąta zbieżności kuźnicznej ścianek, zmniejszenie dodatków na obróbkę, oszczędność na materiale i robociznie. Konstrukcja oprzyrządowania, materiał wykończony, ciśnienie robocze, grubość ścianek, tolerancje wykonawcze, porównawcza kalkulacja kosztów, oraz zjawiska metalograficzne. J. Luboński.
- 21* 621.98:629.13.002.5 I. Lot.
Potthoff W. J., Reed A. E.: **Projektowanie oprzyrządowania do pras**. „Process planning for presswork tooling“. Tool Engineer, t. 34, nr 1, stycz. 55, s. 95; A4, 6,5 str., 6 rys., 1 tabl. — Omówiono sposób przeprowadzania kompleksowej analizy przy projektowaniu oprzyrządowania do pras. Należy w niej uwzględnić i skoordynować wszystkie elementy. Zaś o wyborze winna zdecydować metoda najbardziej ekonomiczna. Podano rozwiązania przebiegu procesu, jak wybór podstawy wyjściowej do następnych operacji, przygotowanie rozwinięć, wybór prasy, sposób ułożenia wykroju w stosunku do kierunku walcowania blachy lub płaskownika. Całość ilustrowana przykładami. J. Luboński.
- 22* 621.984.33:629.13.002.53 I. Lot.
Wyoblanie hydrauliczne. „Hydraulic spinning“. Aircr. Prod., t. 17, nr 7, lip. 55, s. 282; A4, 4,5 str., 4 fot., 7 rys. — Wyoblanie jest jedną z najstarszych metod kształtowania blach cienkich. Ograniczeniem jej rozwoju była mała siła dociskania. Artykuł omawia nową odmianę wyoblania i opis specjalnej obrabiarki, mającej hydrauliczne posuwu suportów oraz dociski konika. Ogólnie konstrukcja maszyny jest ciężka, moc silnika od 20 KM do 40 KM . Przykłady wykonywanych prac ze stali nierdzewnej o zmiennej grubości ścianki. Znaczące zalety ekonomiczne tej metody. J. Luboński.
- 23* 621.97:629.13.002.53 I. Lot.
Kształtowanie obciążaniem. „Tangential stretch-forming“. Aircr. Prod., t. 17, nr 7, lip. 55, s. 290; A4, 2,5 str., 4 fot., 2 rys. — Opis nowej maszyny produkowanej przez firmę Müller (Niemcy). Prasa o układzie poziomym posiada kinematykę ruchów stołu i szczęk podobną do maszyny do obciążania z owijaniem. Maszyna ta posiada ruch stołu pionowy, zaś ruchy szczęk składają się z szeregu ruchów, co umożliwia wykonywanie kształtowania obciążaniem części o złożonych kształtach. Ciężar maszyny 28 T ; siła docisku 125 T ; powierzchnia stołu $350 \text{ mm} \times 1250 \text{ mm}$; stół obraca się w płaszczyźnie poziomej o 90 stopni. J. Luboński.
- 24* 621.98:629.13.002.5 I. Lot.
Obciążanie obrotowe. „Stretch — forming“. Aircr. Prod., t. 18, nr 3, marz. 56, s. 106; 4 str., 11 fot., 10 rys. — Opis nowej konstrukcji maszyny do kształtowania obrotowego ilustrowany zdjęciami oraz schematami możliwości wykonania prac. Maszyna — o stole stałym, dookoła niego obracają się ramiona o 360° — służy do kształtowania profili, które można wykonać tą metodą, z następującymi odmianami: obciążanie z owijaniem, obciążanie z owijaniem z dobijaniem, kształtowanie podwójne lit. „S“ oraz prostowanie przez pociąganie. Konstrukcja maszyny jest znacznym krokiem w rozwiązaniu, względnie wielostronnym, szeregu problemów obróbki plastycznej stosowanej w lotnictwie. J. Luboński.
- 25* 621.97:629.13.002.53 I. Lot.
Kształtowanie obciążaniem obrotowym. „Radial draw-forming“. Aircr. Prod., t. 17, nr 7, lip. 55, s. 255; A4, 5,5 str., 10 fot., 2 rys. — Sposoby kształtowania obrotowego na zimno w zastosowaniu do części silnikowych odrzutowych, wykonywanych ze stopów tytanu wg specyfikacji Rem-Cru A55 i A70. Artykuł zawiera ilustracje z przykładami odmian obciążania obrotowego z jednoczesnym dociskaniem kształtowanego przedmiotu. J. Luboński.

Niniejszy Przegląd Dokumentacyjny zawiera jedynie część analiz dokumentacyjnych publikacji z zakresu lotnictwa. Pełna dokumentacja ukazuje się w postaci kart dokumentacyjnych wydawanych przez Centralny Instytut Dokumentacji Naukowo-Technicznej (Warszawa, al. Niepodległości 188). CIDNT przyjmuje prenumeratę kart dokumentacyjnych, która może obejmować zarówno całą dokumentację naukowo-techniczną, jak i oddzielne jej działy lub poszczególne zagadnienia i tematy techniczne. Cena karty dokumentacyjnej wynosi w prenumeracie 20 gr. CIDNT wykonuje (za zwrotem kosztów) fotokopie i mikrofilmy publikacji objętych zarówno Przeglądem Dokumentacyjnym jak i kartami dokumentacyjnymi.

PRZEGLĄD DOKUMENTACYJNY LOTNICTWA

OPRACOWANY PRZEZ OŚRODEK DOKUMENTACJI I WYDAWNICTW INSTYTUTU LOTNICTWA

DODATEK DO DWUMIESIĘCZNIKA „TECHNIKA LOTNICZA”

ROCZNIK VII

WARSZAWA, MARZEC – KWIECIEŃ 1957

Z E S Z Y T 2

Gwiazdkami obok liczb porządkowych oznaczone są publikacje znajdujące się w Bibliotece Instytutu Lotnictwa.

HYDROAEROMECHANIKA

26* 533.6.011.6 ILot
Denison R. M., Levy S.: **Temperatura krawędzi natarcia ciał przewodzących ciepło, opływanych strumieniem gazów z prędkością naddźwiękową.** „Temperatura pieriedniej kromki ciepłoprowadzących ciał, omywanych potokom gaza s bolszimi swierchzrukowymi skorostiami”. Wopr. rakieln. Tiechn., r. 6, nr 2 (32), 1956, s. 48; B5; 6 str., 1 wykr., 5 poz. bibl. (Tłum. z czasop.: J. aero. Scien., t. 21, nr 12, 1954, s. 858; t. 22, nr 6, 1955, s. 440–441). — Opracowano równania matematyczne temperatury krawędzi natarcia klina i stożka, przy odpływie ciepła z podstawy. Dowiedziono, że nawet przy założeniu nieskończone cieniowej warstwy granicznej na krawędzi natarcia — temperatura będzie niższa od teoretycznej temperatury stagnacji. W. Narkiewicz.

27* 533.6.011.6 ILot
Kinsler: **Aerodynamiczne nagrzewanie samolotu i nagrzewanie od zespołu silnikowego.** „Aerodynamiczskoje nagriewanie i nagriewanie ot silowoj ustanowki skorostnych samolotow. Wopr. rakieln. Tiechn., r. 6, nr 2 (32), 1956, s. 38; B5; 9 str., 4 rys., 6 wykr. (Tłum. ze sprawozdania: Report at the symposium for Aeronautical Research, Univ. California, Los Angeles, dec. 1954). — Krótki przyrząd mechaniki nagrzewania aerodynamicznego samolotu w zależności od czasu i prędkości lotu. Krótkie omówienie zagadnień bariery cieplnej. W. Narkiewicz.

28* 533.6.07 ILot
Łukasiewicz J.: **Projektowanie dużych tuneli aerodynamicznych o działaniu okresowym.** „Razrabotka bolszich aerodinamiczeskich trub pieriodiczeskowo diejstwia”. Wopr. rakieln. Tiechn., r. 6, nr 1 (31), 1956, s. 94; B5; 35 str., 2 fot., 2 rys., 16 wykr., 7 tabl., 18 poz. bibl. (Tłum. z czasop.: J. Royal Aeronaut. Soc., t. 59, nr 532, s. 259 — 278, 1955 r.). — Źródłowy artykuł omawiający różne schematy tuneli aerodynamicznych, ich zalety i wady w eksploatacji. Podano dużo danych porównawczych z użytkowniami różnych istniejących tuneli o działaniu okresowym i ciągłym. W. Narkiewicz.

29* 629.136.1 ILot
Tkačenko N.: **Zimowe skoki spadochronowe.** „Seskokj w zimě”. Křídla Vlasti, nr 1, styc. 55, s. 14; A4; 1 str., 1 fot. — Tłumaczenie z rosyjskiego, rozważania radzieckiego mistrza sportu dotyczące warunków wymaganych od skoczka i sprzętu przy wykonywaniu skoków spadochronowych w zimie. Omówienie szczegółów lądowania na śniegu i wymaganych zabiegów w celu ochrony spadochronu. S. Madeyski.

KONSTRUKCJA PŁATOWCÓW

30* 629.135 ILot
Stender W.: **Konstrukcja samolotu ze skrzydłem o dużej skuteczności.** „Design for wing efficiency”. Aeroplane t. 90, nr 2327, kw. 56, s. 226; A4; 3 str., 2 fot., 1 rys., 2 wykr., 1 tabl. — Tłumaczenie artykułu z zachodnio-niemieckiego czasopisma Luftfahrt-technik (sierpień 1955). Omówienie rozwiązania — firmy Société des Avions Hurel — Dubois — samolotu ze skrzydłem o dużym wydłużeniu — i jego przydatności jako samolotu komunikacyjnego. Porównanie typu Hurel HD32 z samolotami podobnymi o układzie zwykłym (Ambasador, Super DC 3). Samolot DC 3 wykazuje zwiększony koszt na tonę i milę ang. w porównaniu do HD32: 1,46 raza dla zasięgu 620 mil. ang. (ok. 1000 km), 1,73 raza dla zasięgu 1240 mil. ang. (ok. 2000 km). S. Madeyski.

31* 629.135 ILot
Darby R. A.: **Samoloty o krótkim starcie i lądowaniu. Nowe możliwości dla transportu powietrznego.** „STOL airplanes — a new approach to air transport”. Aero. Engng. Rev., t. 15, nr 3, marz. 56, s. 48; A4; 7 str., 6 fot., 8 rys., 1 wykr. — Definicja tych samolotów (STOL-Short Take-Off and Landing) opiera się na wymaganiu przelecenia nad przeszkodą wysokości 50 ft. (ok. 15 m) na starcie z odległości mniejszej niż 500 ft. (ok. 150 m), przy czym proporcja prędkości maksymalnej do minimalnej powinna być większa od 10. Wiadomości o dawniejszych rozwiązaniach: Crouch — Bolas Dragonfly I (1934 r.), Vought V-173, Pancake (1942 r.), Dow Stalker BLC L1 (1944 r.). Próba systematki sposobów uzyskiwania dużej nośności przy małych prędkościach. Nowe konstrukcje samolotów o krótkim starcie i lądowaniu — będące w budowie: Breguet 940, Fairchild, Sensenich. S. Madeyski.

32* 629.138.4/5:629.135.211 ILot
Rosyjski samolot komunikacyjny z dwoma silnikami odrzutowymi — krytyczna ocena. „Russia's twin jetliner — a critical survey”. Aeroplane, t. 90, nr 2327, kw. 56, s. 211; A4; 5 str., 11 fot., 1 rys. — Spostrzeżenia i uwagi o samolocie Tu 104, z okazji jego wizyty

w Londynie; dokonanie porównań z brytyjskim odrzutowym samolotem komunikacyjnym „Comet”. Ciekawy sposób określania przypuszczalnych ciężarów, osiągnięć i tym podobnych parametrów charakterystycznych, na podstawie zewnętrznych tylko i powierzchniowych oględzin samolotu, podczas jego postoju w londyńskim porcie lotniczym. Wskazanie podobieństwa z radzieckim odrzutowym bombowcem, nazywanym przez Anglików „Badger”. S. Madeyski.

SILNIKI ODRZUTOWE

33* 621.431.75 ILot
Lindsey W. H.: **Śmigłowe silniki turbinowe dla lotnictwa Marynarki Królewskiej.** „Turboprop for the Navy”. Aeroplane, t. 90, nr 2328, kw. 56, s. 257; A4; 3 str., 4 fot., 4 rys. — Odczyt Głównego Inżyniera Wytwórni Armstrong Siddeley Motors Ltd o drogach rozwojowych silników Pythou, Double Mamba i Mamba stosowanych w samolotach Wyvern, Gannet i Seamew lotnictwa Królewskiej Marynarki Wojennej. Wymagania stawiane silnikom samolotów startujących i lądujących na lotniskowcach oraz związana z tym konieczność opracowania układów sterowania silnikiem i przestawialnych śmigieł. Dyskusja z udziałem pracowników firmy Rolls-Royce ujawniła szereg szczegółów silnika Coupled Tweed tej firmy. S. Madeyski.

34* 621.431.75:621.45 ILot
Armstrong Siddeley Screamer. Rakietyowy silnik dużej mocy z Coventry. „Armstrong Siddeley Screamer. A powerfull rocket motor from Coventry”. Flight, t. 70, nr 2479, lip. 56, s. 160; A4; 4,5 str., 1 fot., 4 rys. — Historia przebiegu rozwoju prac nad silnikiem „Screamer” w dziale silników rakietyowych firmy Armstrong Siddeley Motors Ltd. Założenie koncepcyjne: silnik powinien zawierać własny napęd pomp — w celu umożliwienia zastosowania jako jedynego silnika do napędu samolotu. Rozwiązanie: turbina uruchamiana przez wytwornicę gazu napędza pompy: paliwowa, cieplego tlenu i wody — dostarczające te składniki do głównej komory spalania. Szczegółowy opis rozruchu i pracy silnika. Maksymalny ciąg na wysokości 40 000 stóp (12 000 m) wynosi 9500 lb (4350 kG). S. Madeyski.

35* 532.517.6:532.570.8 ILot
Oppenheim A. K., Chilton E. G.: **Pomiar wydatku pulsującego strumienia.** „Izmierienie raschodow pulsirujuszczich potokow”. Wopr. rakieln. Tiechn., r. 6, nr 2 (32), s. 73; B5; 32 str., 10 rys., 11 wykr., 77 poz. bibl. (Tłum. z czasop.: Transactions of the ASME, t. 77, nr 2, 1955, s. 231–248). — Obszerna i wnikliwa analiza matematyczna błędów przy pomiarze pulsującego strumienia za pomocą kryzy lub zwężki dla ściśliwych i nieściśliwych cieczy. W szczególności przeanalizowano prace prof. Schultz Grunow i J. Hodgson. Krótki przegląd innych typów mierników przepływu. Podano obszerną bibliografię tego zagadnienia. W. Narkiewicz.

36* 621.43.037 ILot
Clare H., Radcliffe A.: **Pneumatyczny rozpylacz dla paliw o znacznej lepkości.** „Pniewmaticszkaja forsunka dla raspyliwanja wiazkich topliw”. Wopr. rakieln. Tiechn., r. 6, nr 2 (32), 1956, s. 54; B5; 7 str., 1 rys., 11 wykr. (Tłum. z czasop.: J. Institute of Fuel, t. 27, nr 165, 1954, s. 510–515). — Opis pneumatycznego rozpylacza i jego badań z paliwami ciężkimi. Podano szereg wykresów obrazujących pracę rozpylacza w różnych warunkach oraz wzory na wydatek powietrza i paliwa. W. Narkiewicz.

37* 621.438.082 ILot
Winter: **Warunki wymiany ciepła na ściankach rury ogniowej komory spalania lotniczego silnika turbinowego.** „Usłowja tieploobmiena na stienkach żarowoj truby kamierj sgoranja awiacionno-gazoturbinowo dwigatiela”. Wopr. rakieln. Tiechn., r. 6, nr 3 (33), 1956, s. 92; B5; 18 str., 1 fot., 3 rys., 2 wykr., 6 tabl., 9 poz. bibl. (Tłum. z czasop.: Fuel, t. 34, nr 4, 1955, s. 409–428). — Zakładając, że na temperaturę ścianek rury ogniowej ma duży wpływ promieniowanie płomienia, wykonano szereg prób z ceramicznym pokryciem ścianek. Szczegółowy opis i analiza doświadczeń wykazują, że pokrycie ceramiczne powinno posiadać wysoki współczynnik odbicia, żeby wpływał na temperaturę ścianek. W. Narkiewicz.

38* 621.45 ILot
Bjerkle J.: **Metoda obliczania komór spalania silników strumieniowych i dopalaczy na podstawie charakterystyki ustalczenia płomienia i rozdziału paliwa.** „Mietodika rasczota kamier sgoranja PWRD i forsaznych kamier na osnovie charakteristik ustojcziwosti gorienja i raspriedielenja topliwa”. Wopr. rakieln. Tiechn., r. 6, nr 2 (32), 1956, s. 25; B5; 12 str., 6 rys., 4 wykr., 5 poz. bibl. (Tłum. z czasop.: Jet Propulsion, t. 25, nr 5, s. 227–234, 1955 r.). — Krótki przegląd teorii stosowanych do obliczeń komór spalania i rozpracowanie nowej metody rozdziału paliwa, pozwalającej na znaczne skrócenie obliczeń i prób przy projektowaniu nowych komór spalania. W. Narkiewicz.

39* 621.45.01:536.46 ILot
Wójcicki S.: **Zagadnienia spalania w silnikach odrzutowych.** Techn. Lot., r. 11, nr 3, maj-czerw. 56, s. 66; A4; 9 str., 15 rys., 10 wykr., 10 poz. bibl. — W oparciu o najprostszy model komory spalania

przeanalizowano najważniejsze zagadnienia dotyczące tworzenia mieszanek, rozchodzenia się płomienia oraz jego stabilizacji. Omówiono niektóre zjawiska wtórne, a przede wszystkim twarde spalanie.

40* 621.438-71 ILOt
Eckert E., Livingood N.: **Porównanie sprawności chłodzenia konwekcyjnego, porowatego i warstwowego przy użyciu powietrza jako czynnika chłodzącego.** „Sprawienie efektywności konwekcyjnowo, poristowo i plenocznowo metodach ochładzania przy ispolzowanji wożducha w kaczestwie ochładzajuszczej sriedy“. Wopr. rakieln. Tiechn., r. 6, nr 3 (33), 1956, s. 42; B5; 27 str., 3 rys. 7 wyk., 12 poz. bibl. (Tlum. z NACA Report nr 1182). — Obszerna analiza teoretyczna tych trzech metod chłodzenia w zastosowaniu do łopatek turbin spalinowych i krawędzi zewnętrznych samolotów łopadźwiokowych. Z analizy wynika, że chłodzenie porowate pozwala na znaczną oszczędność powietrza w porównaniu z innymi metodami chłodzenia. W. Narkiewicz.

41* 621.438:621.717 ILOt
Burke E., Kemeny G. A.: **Nowa metoda chłodzenia turbin spalinowych.** „A novel cooling method for gas turbines“. Trans. Amer. Soc. Mech. Engrs., t. 77, nr 2, luty 55, s. 187; A4; 8 str., 1 fot., 2 rys., 8 wyk., 23 poz. bibl. — Szczegółowe sprawozdanie z badań chłodzenia łopatek turbiny bezpośrednim natryskiem wody. Metoda ta pozwala znacznie obniżyć temperaturę łopatek i jest szczególnie interesująca dla turbin spalinowych napędu okrętów. W. Narkiewicz.

42* 621.438.081 ILOt
Stokes M., Mech E.: **Pierścieniowa komora spalania turbin spalinowych.** „Kolcewaja kamiera sgoranja dla gazoturbinnych riektiwnych dwigatielej“. Wopr. rakieln. Tiechn., r. 6, nr 2 (33), s. 111; B5; 10 str., 2 fot., 6 rys. (Tlum. z czasop.: Aeroplane, t. 88, nr 2269, 1955, s. 48—52). — Obszerne omówienie zalet komory pierścieniowej i historia rozwoju tego rodzaju komory w wytwórni Armstrong Siddeley oraz krótki opis stoisk i metod badawczych stosowanych w tej wytwórni. W. Narkiewicz.

43* 621.45 ILOt
Hagen H.: **Próby silnika odrzutowego BMW-003A na hamowni wysokościowej.** „Ispytanie awiacionnoj gazowej turbiny BMW-003A na wysotnom stieidie“. Wopr. rakieln. Tiechn., r. 6, nr 2 (32), 1956, s. 62; B5; 10 str., 2 rys., 7 wyk. (Tlum. z czasop.: MTZ, t. 16, nr 7, 1955, s. 199—202). — Krótki opis hamowni wysokościowej silników odrzutowych wybudowanej w fabryce BMW w 1939—42 r. Szczegółowy opis badań silnika i dyskusja rezultatów prób w zakresie prędkości lotu do 900 km/godz. i wysokości 14000 m. W. Narkiewicz.

44* 629.13:621.039:621.384 ILOt
Buñata O.: **Wykorzystanie energii atomowej w lotnictwie.** Využití atomové energie v letectví“. Křídla Vlasti, nr 8, kw. 55, s. 170; A4; 2 str., 1 fot., 3 rys. — Krótkie omówienie możliwości zastosowania energii atomowej w lotnictwie. Schematy układów silników odrzutowych-atomowych, różniących się sposobem doprowadzania do silnika ciepła, uzyskanego w reaktorze. S. Madeyski.

PRODUKCJA

45* 621.725.29:629.13.002 ILOt
Kramer J. D.: **Modele z rtęci zamrożonej.** „Frozen-mercury patterns“. Aircr. Prod., t. 17, nr 12, grud. 55, s. 494; A4; 3 str., 1 fot., 5 rys. — Technika wykonywania modeli z rtęci zamrożonej jest jakby pewną odmianą woskowych modeli wykonywanych dla odlewów „metodą wosku traconego“ — (wyjaśnienie streszczenia). Cały szereg przykładów wykonywania odlewów o skomplikowanych kształtach metodą „rtęci traconej“. Podano technologię wykonywania modeli i formy skorupowej. Technika ta posiada następujące zalety: kompleksowe rozwiązywanie zawiłych odlewów z metali trudnoobrabialnych, lub trudno spawalnych, zmniejszenie dzięki dokładności omawianej metody kosztów obróbki mechanicznej; jest ekonomicznie uzasadniona. J. Luboiński.

46* 621.9:629.13.002.5 ILOt
Badania w dziedzinie obróbki mechanicznej. „Machining research“ Aircr. Prod., t. 18, nr 3, marz. 56, s. 118; A4; 6 str., 2 rys., 11 poz. bibl. — Autorzy sprawozdania z Czwartej Konferencji Produkcji Lotniczej omawiają ogólnie i w zastosowaniu do lotnictwa zagadnienia obróbki mechanicznej. Ostatnio zagadnienia te występują bardzo wyraźnie w lotnictwie przy produkcji części integralnych, oraz przy obróbce części o bardzo cienkich ściankach z wysoko wytrzymałych stali. Autorzy poruszają zagadnienia materiałów obecnie stosowanych jak stopy aluminium, tytanu, stali wysokowytrzymałych. Stwierdzają brak programu budowy obrabiarek dla potrzeb lotnictwa. Podają parametry obróbki stali o dużej wytrzymałości. J. Luboiński.

47* 629.13.002:621.791.352 ILOt
Smellie W. J.: **Lutowanie twarde.** „Hard soldering“. Aircr. Prod., t. 17, nr 5, maj 55, s. 181; A4; 4,5 str., 10 fot., 2 rys., 2 tabl., 4 poz. bibl. — Opis procesu lutowania twardego aluminium i jego stopów. Analiza własności mechanicznych i chemicznych połączeń tego typu. Zastosowanie lutowania może mieć miejsce w płatowcu dla części pomocniczych przy łączeniu części z aluminium i jego stopów, również z innymi metalami, oraz naprawy odlewów, w niektórych przypadkach pozwala na zastosowanie cieńszych blach z stopów aluminium, zamiast aluminium, co daje w efekcie oszczędność na ciężarze. — J. Luboiński.

48* 629.13.014.3:629.13.002.612 ILOt
Konstrukcje przekładkowe („sandwichowe“), stosowane w samolocie „Herald“ firmy Handley Page. „Sandwich-skin construction in the Handley Page Herald“. Aircr. Prod., t. 18, nr 3, marz. 56, s. 90; A4; 4 str., 8 fot., 1 wyk., 7 rys. — Konstrukcja przekładkowa jest ostatnio szeroko stosowana dla części nośnych samolotów. Artykuł omawia jej stosowanie przez firmę Handley Page Herald dla samolotów „Herald“ i „Victor“. Konstrukcję „sandwichową“ — gdzie wypełnieniem między dwoma pokryciami jest blacha falista — zgrzewa się punktowo z jedną blachą a z drugą się nituje. Oprzyrządowanie, wymiary blach falistych i ich kształty. J. Luboiński.

49* 621.753.39:621-226:629.13.002.56 ILOt
Sprawdzanie profilu. „Profile-inspection“. Aircr. Prod., t. 18, nr 3, marz. 56, s. 112; A4; 3,5 str., 10 rys. — Opis aparatu „PROBOPGRAPH“ elektryczno-elektronowego służącego do pomiaru krzywizny konturu łopatek turbin jak również nasady służącej do jej zamocowania. Aparat mierzy łopatkę w szeregu punktów wymiarowanych na rysunku. Zalety przyrządu: wykluczenie subiektywnych błędów pomiarowych człowieka, prąd nie wywołuje uszkodzeń. Kontakty pomiarowe nie wymagają ciśnienia i nie odkształcają się. Przyrządy te wykonywane są dla pomiarów pojedynczych i dla wielołopatkowych. J. Luboiński.

50* 621.793:669.71 ILOt
Spooner R. C., Loucks J.: **Wykończenie powierzchni aluminium.** „Finishing aluminium“. Mod. Metals, t. 12, nr 6, lip. 56, s. 62; A4; 4,5 str., 4 rys., 1 wyk., 3 tabl. — Metody wykończenia powierzchni i pokryć ochronnych dla aluminium i jego stopów podzielone są na cztery klasy, zaś każda z klas na szereg rodzajów. Klasy te są następujące: mechaniczna, chemiczna, elektrochemiczna, pokrycia. Szereg patentów ostatnio stosowanych w Niemczech i Kanadzie. Technologia procesów i odporność poszczególnych zabezpieczeń na korozję. Wyniki z przeprowadzonych prób odporności na korozję. J. Luboiński.

51* 621.915:629.13.002.53 ILOt
Wallace G. F.: **Długa frezarka.** „Long mill“. Aircr. Prod., t. 18, nr 2, luty 56, s. 78; A4; 5 str., 5 fot., 3 rys. — Opis frezarki — stosowanej w Zakładach Duglas — służącej do frezowania dużych integralnych dźwigarów. Długość frezarki — 100 metrów. Posiada ona 8 przesuwanych głowic, z których każda wyposażona jest w dwa wrzeciona. Wrzeciono osiąga 3600 obr/min, silnik ma moc 40 KM. Do wyposażenia specjalnego należy zaliczyć 1200 zacisków hydraulicznych oraz pompy do płynu chłodzącego. J. Luboiński.

52* 668.39:629.13.002.5 ILOt
Stevens J. H.: **Klejenie metali.** „Metal — bonding“. Aircr. Prod., t. 18, nr 4, kw. 56, s. 150; A4; 6 str., 11 fot., 6 rys. — Metoda łączenia klejem „Redux“ w Zakładach Fokkera w Danii przy produkcji samolotu F 27 Friendship. Spośród zalet wymienione są: zmniejszenie koncentracji naprężeń, większa trwałość konstrukcji, zmniejszenie kosztów produkcji, łatwość w uszczelnianiu kabiny oraz zbiorników integralnych w skrzydle. Opisana jest technologia wykonywania oraz przykłady wykonywanych zespołów i stosowanego oprzyrządowania. J. Luboiński.

53* 621.915:629.13.002.53 ILOt
Stosowanie dużych posuwów. „High Feed — rates“. Aircr. Prod., t. 18, nr 2, luty 56, s. 47; A4; 2 str., 1 rys., 1 wyk., 1 tab. — Wyniki prób przeprowadzonych frezami Rollodur. Próby przeprowadzono na podstawie sześciogodzinnej trwałości ostrza. Frezowanie polegało na stosowaniu względnie niedużych szybkości skrawania, natomiast znacznych posuwów, dopuszczając duże obciążenie na ostrzu. J. Luboiński.

54* 621.916:629.13.002.5 ILOt
Burnard L. G.: **Frezowanie szybkoobrotowe na lekkich frezarkach.** „Heavy-duty routing“. Aircr. Prod., t. 17, nr 11, list. 55, s. 428; nr 12, grud. 55, s. 493; A4; 8 str., 9 fot., 9 rys. — Artykuł omawia powiększanie zakresu zastosowania w lotnictwie frezowania szybkoobrotowego. Oryginalny wzór tego rodzaju frezarki został dostosowany przed 20 laty do lotnictwa — z obróbki drzewnej. Obecnie do tej konstrukcji wprowadzono cały szereg zmian i udoskonaleń. Początkowo frezarkę wykorzystano do wycinania zarysów blach wg odpowiednich szablonów, obecnie znajduje duże zastosowanie do frezowania dużych i grubych części integralnych. Ilustracje obrazują przykłady oprzyrządowania, narzędzi i wykonywanych części. Frezarki są bramowe, sterowane ręcznie i hydraulicznie po szablonie, który może być umiejscowiony w bezpośredniej bliskości materiału obrabianego lub w górze nad wrzecionem. Frezarki te służą w lotnictwie do wyrobu dużych części integralnych, ze stopów lekkich i posiadają następujące dane charakterystyczne: powierzchnia stołu 750×3600 mm, moc 12 KM, 12000 i 18000 obr/minutę. Ilość usuniętego materiału 315 cm³/min. J. Luboiński.

Niniejszy Przegląd Dokumentacyjny zawiera jedynie część analiz dokumentacyjnych publikacji z zakresu lotnictwa. Pełna dokumentacja ukazuje się w postaci kart dokumentacyjnych wydawanych przez Centralny Instytut Dokumentacji Naukowo-Technicznej (Warszawa, al. Niepodległości 138). CIDNT przyjmuje prenumeratę kart dokumentacyjnych, która może obejmować zarówno całą dokumentację naukowo-techniczną jak i oddzielne jej działy lub poszczególne zagadnienia i tematy techniczne. Cena karty dokumentacyjnej wynosi w prenumeracie 20 gr. CIDNT wykonuje (za zwrotem kosztów) fotokopie i mikrofilmy publikacji objętych zarówno Przeglądem Dokumentacyjnym jak i kartami dokumentacyjnymi.

22. Lotność paliwa.

Od lotności paliwa zależy skład mieszanki palnej i równomierność jej rozdzielenia na cylindry; ponadto lotność paliwa wywiera wpływ na wszystkie stadia procesu uruchomienia silnika. Od lotności zależy szybkość i niezawodność uruchomienia silnika, dokładność spalania, co jest związane z kolej z zużyciem paliwa i z rozcieńczeniem się oleju smarującego. Lotność paliwa określa się z przebiegu destylacji ustalonej normą, oraz na podstawie wyniku pomiaru prężności pary paliwa. Z punktu widzenia eksploatacji silnika dla charakterystyki lotności paliwa konieczna jest znajomość temperatur, przy których przedestylowuje się 10, 50, 90 i 98% paliwa.

Temperatura destylacji 10% paliwa określa zawartość lekkich składników paliwa, od których zależy uruchomienie silnika. Została ustalona następująca zależność pomiędzy temperaturą uruchomienia silnika, a temperaturą, przy której uzyskuje się 10% destylatu z paliwa:

$$t_s = \frac{t_{10}}{1,25} - 60$$

gdzie

t_s = temperatura uruchomienia silnika w °C;
 t_{10} = temperatura destylacji 10% paliwa.

Temperatura, przy której destyluje 50% paliwa charakteryzuje średnią lotność paliwa; zależy od niej szybkość ogrzewania się silnika oraz równomierność jego pracy.

Według temperatury, przy której oddestylowuje 90% paliwa i według końcowej temperatury wrzenia sędzić można o ilości ciężkich frakcji paliwa, mających wpływ na rozcieńczenie oleju resztkami nie spalonego paliwa.

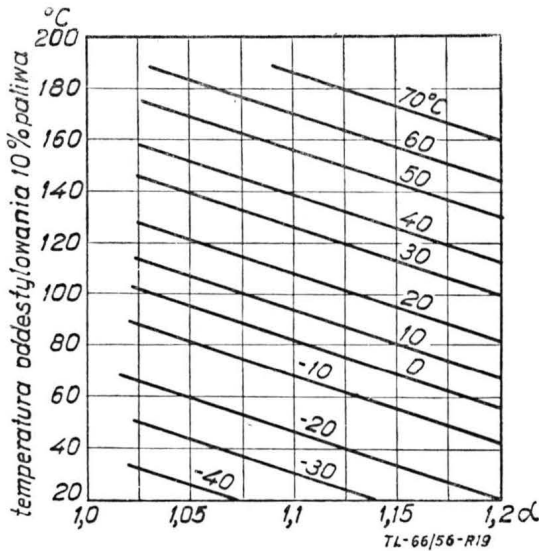
23. Korki paliwowe.

Skłonność paliwa do tworzenia korków parowych w układzie paliwowym oceniana jest na podstawie pomiaru prężności par paliwa. Korki gazowe tworzą się wtedy, gdy prężność par paliwa staje się wyższa od ciśnienia zewnętrznego, które z kolei jest zależne od wysokości lotu.

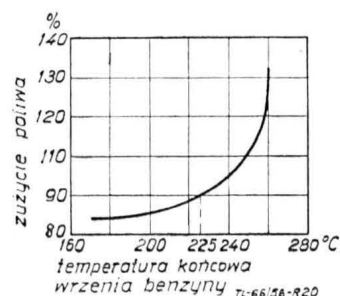
Pojawienie się pęcherzyków gazów i par w części zasysającej układu paliwowego zmniejsza napełnienie silnika, wywołując przerwy w pracy. Przy napełnieniu całego przekroju rur parami paliwa i powietrzem wydzielonym z paliwa, praca silnika ustaje zupełnie.

Wraz ze wzrostem wysokości lotu ciśnienie atmosferyczne maleje i w związku z tym obniża się temperatura wrzenia paliwa oraz rozpuszczalność powietrza w paliwie. Ochłodzenie spowodowane obniżeniem temperatury powietrza przy lotach na dużych wysokościach powinno przeciwdziałać parowaniu paliwa, jednakże zachodzi ono bardzo powoli ze względu na dobrą izolację zbiorników. Warunki najbardziej sprzyjające tworzeniu się korków par istnieją w chwili szybkiego wznoszenia się samolotu, ze względu na powstawanie dużych różnic pomiędzy temperaturami powietrza i paliwa i ze względu na wzmoczone podciśnienie zasysania paliwa.

24. Zależność temperatury koniecznej do uruchomienia silnika od 10% punktu destylacji paliwa i od składu mieszanki.

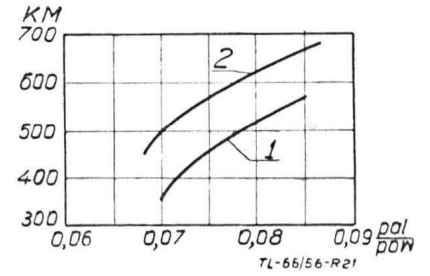


25. Zależność zużycia benzyny od jej końcowej temperatury wrzenia.



26. Wpływ temperatury destylacji 90% paliwa na moc silnika.

- 1) 90% paliwa destyluje w temperaturze 138°C;
- 2) 90% paliwa destyluje w temperaturze 109°C.



27. Wpływ temperatury, przy której oddestylowuje 10% benzyny, na jej zużycie przy uruchomieniu silnika i na czas potrzebny do uruchomienia silnika.

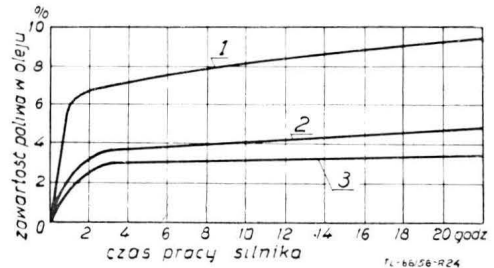
Temperatura powietrza w silniku °C	Czas potrzebny na uruchomienie silnika na benzynie, - 10% której oddestylowuje w temperaturze:		Zużycie benzyny przy uruchomieniu silnika na benzynie, - 10% której oddestylowuje w temperaturze:	
	79°C	72°C	79°C	72°C
0	10,5 sek	9,4 sek	10 ml	8,7 ml
-6	45	29	48	30
-16	513	225	678	399

28. Wpływ składu frakcyjnego paliwa na moc i zużycie paliwa.

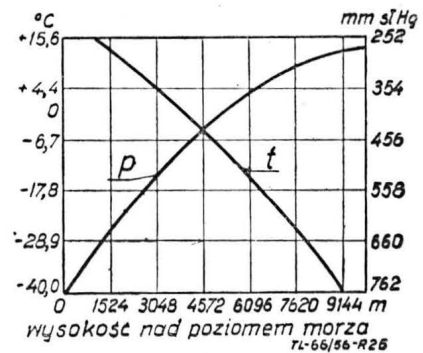
Skład frakcyjny					Moc KM		Zużycie g/KM.godz	
10%	50%	90%	koniec	α = 0,8	α = 0,9	α = 0,8	α = 0,9	
60	87	107	139	170	4,5, 4,4, 4,3, 4,2	3,14	2,90	
68	94	108	160	200	4,4, 4,3, 4,2, 4,1	3,20	2,83	
76	103	133	174	200	4,3, 4,3, 4,3, 4,2	3,22	2,88	
99	132	154	183	200	4,3, 4,2, 4,2, 4,1	3,26	2,90	

29. Rozrzedzenie oleju paliwem w zależności od temperatury destylacji 90% paliwa.

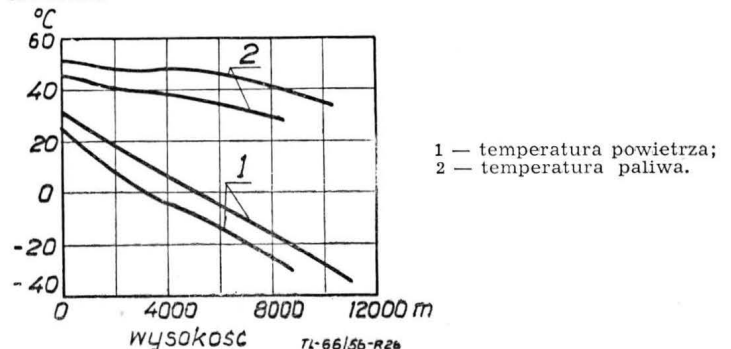
- 1) paliwo, którego 90% destyluje w temperaturze 200° ... 210°C;
- 2) paliwo, którego 90% destyluje w temperaturze 170° ... 180°C;
- 3) paliwo, którego 90% destyluje w temperaturze 145° ... 150°C.



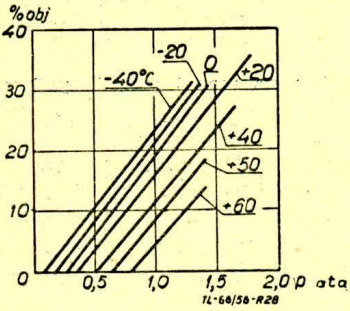
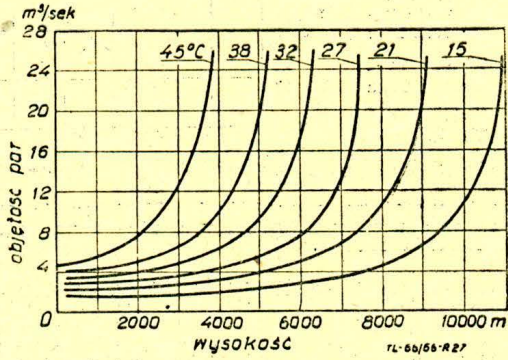
30. Zależność ciśnienia i temperatury powietrza od wysokości nad poziomem morza.



31. Spadek temperatury powietrza i paliwa przy wznoszeniu się samolotu.



32. Zależność objętości pary wydzielonej w ciągu 1 minuty ze 100 części objętościowych paliwa przy prędkości wznoszenia 10,2 m/sek — od wysokości i temperatury.



33. Zależność rozpuszczalności powietrza w benzynie od ciśnienia.

36. Nagary w silniku zależne są od temperatur panujących w silniku oraz od składu chemicznego paliwa. W paliwach zawierających związki nienasycone tworzą się w czasie magazynowania nielotne ciała żywiczne, które pozostają w układzie paliwowym silnika po odparowaniu benzyny tworząc osad, w komorze zaś spalinalnej ulegają trudno spalaniu pozostawiając nagary.

W silnikach pracujących na paliwach z czterocylnikiem łożiwu nagary spowodowane są odkładaniem się bromków i tlenków łożiwu, które nigdy całkowicie nie dadzą się usunąć z silnika.

Wpływ stopnia sprężania i składu mieszanki na odkładanie się nagaru w komorze spalania

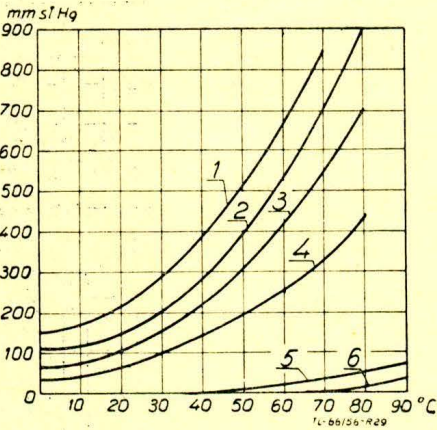
Warunki próby	Ilość Pb w komorze spalania G	Nagar w komorze spalania %				
		zawór wlotowy	zawór wylotowy	łtok	głowica cylindra	
$\epsilon = 6,5$	$\alpha = 0,6$	5,38	28,4	2,0	22,0	47,6
$\epsilon = 6,5$	$\alpha = 0,8$	4,08	37,3	1,3	24,7	36,7
$\epsilon = 6,5$	$\alpha = 1,0$	3,63	34,7	3,0	23,0	39,3
$\epsilon = 7,5$	$\alpha = 0,6$	4,95	31,1	2,3	21,9	44,7
$\epsilon = 7,5$	$\alpha = 0,8$	3,71	44,2	1,0	8,8	46,0
$\epsilon = 7,5$	$\alpha = 1,0$	2,97	46,0	2,5	16,8	34,7

Ilość osadzonych związków łożiwu na poszczególnych częściach układu spalania

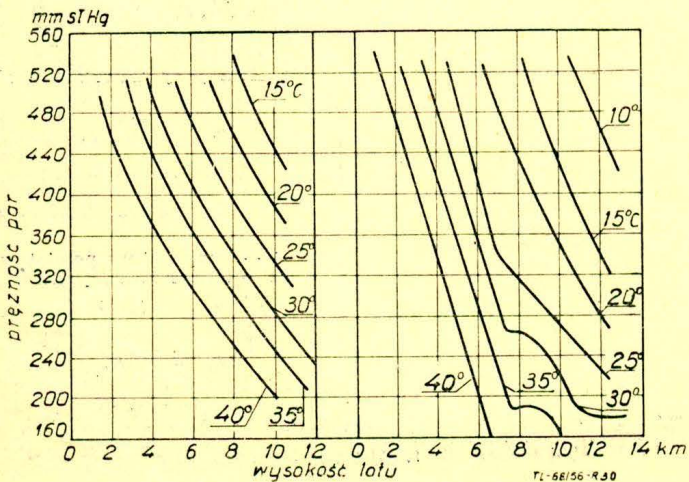
Nazwa części	Ogólna zawartość łożiwu w nagarze %	Zawartość łożiwu w %, w stosunku do całej ilości nagaru			
		pod postacią związku z chłodziwem	jako tlenek	metaliczny	inne domieszki
łtok	60,22	45,26	14,89	12,76	27,09
Powierzchnia grzybka zaworu wydechowego	85,60	4,20	88,4	0,0	7,80
Pozostała część zaworu wydechowego	84,80	6,32	72,22	13,09	8,37
Głowica cylindra	69,36	60,20	16,66	9,01	14,13
Świeca	81,50	38,20	51,10	5,62	5,08

34. Zależność prędkości pary paliw od temperatury.

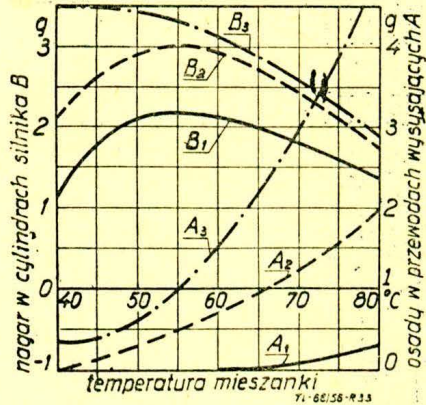
- 1, 2, 3, 4 benzyny;
- 5 lekka nafta;
- 6 ciężka nafta.



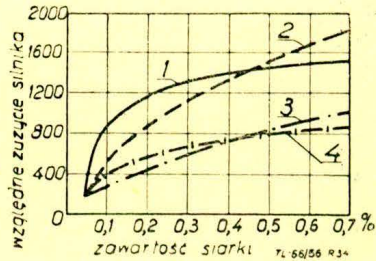
35. Graniczna wysokość lotu zależna od prędkości par paliwa i od temperatury w zbiorniku. a — sprężarka za gaźnikiem b — sprężarka przed gaźnikiem



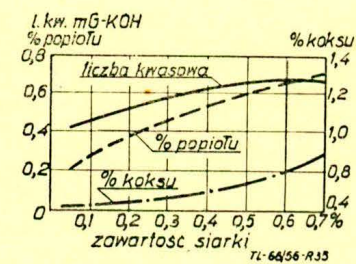
37. Wpływ temperatury mieszanki na ilość osadów i nagarów.



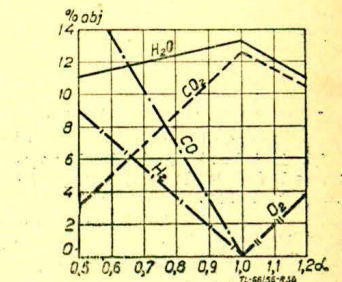
A₁ i B₁ przy benzynie zawierającej żywiec 3 mg/ml;
A₂ i B₂ przy benzynie zawierającej żywiec 18 mg/ml;
A₃ i B₃ przy benzynie zawierającej żywiec 35 mg/ml;



38. Siarka w paliwie. Wpływ siarki zawartej w benzynie na zużycie silnika.



39. Wpływ siarki zawartej w paliwie na właściwości oleju.



40. Wpływ składu mieszanki na skład produktów spalania.