

TECHNIKA LOTNICZA

DWUMIESIĘCZNIK ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW LOTNICZYCH
(KOŁO LOTNICZE SIMP)

TREŚĆ ZESZYTU

Zlot młodych przodowników — budowniczych Polski Ludowej		89
Nowe możliwości zastosowania drewna sosny w lotnictwie	R. SIEMIŃSKI	90
Stopy berylowe	A. TOWPIK	94
Rozważania nad wyborem typu instalacji elek- trycznej dla samolotów	K. ZUCHOWICZ	97
Obliczanie rozkładu wyporu wzdłuż rozpiętości skrzydła cz. II	J. TEISSEYRE	104
Przy rysownicy — Kompensacja termiczna przy- rządów pokładowych	K. GŁĘBICKI	111
Przeglądamy usprawnienia	S. M.	113
Na półkach księgarskich		115
Nowe normy		116
Przegląd bibliograficzny lotnictwa		117

II Kongres
Inżynierów i Techników Polskich
Wrzesień 1952 r. — Katowice
Inżynierowie i Technicy
w szeregach Narodowego Frontu walki
o Pokój i Socjalizm

1952

LIPIEC—SIERPIEŃ

ROK VII

WYDAWNICTWO NACZELNEJ ORGANIZACJI TECHNICZNEJ

ПОМОЩЕ КОНСТРУКТОРСКИЕ ТЕХНИКИ ЛОТНИЦЕЖ

Объяснения до выкresов и тaбeл на oклaдкaх

КОЛА И ОГУМИЕНИЕ ЛОТНИЦЕЖ

На oклaдкaх нинeйшeгo нумeрa пoдaнe сa дaнe констpукцyнe и експлoацyнe кoл сaмoлoтoв, зaчepпнeтe з ксaжкu Г. Е. Чзупuлкo „Сaмoлeтнyнe тoрмoзнyнe ycтpoнствa“, Oбoрoнгuз 1940, як рoвнeнж дaнe дoтyчaцe вcпoмoцннuкoв тaрцa.

Пpы вoбopжe кoл дo дaнeгo тyпa сaмoлoтa нaлeжыт впepв oкpeслuт цuснeнe в пнeмaтuкy зaлeжнe oд вapункoв експлoацuнe сaмoлoтa (нп. лaдoвaнe нa лoтнuскaх тpaвuстых $p = 2,5 \div 4$ атм, лaдoвaнe нa дpoгaх стaртoвых твaрдых $p > 4$ атм). Нaстeпнe, знaяч oбцaжeнe стaтuчнe пpыпaдaжe нa кoлo, дoбpaч вuмuяp кoлa oрaз спpaвдuч, чu мaкcымaлнe oбцaжeнe дuнaмuчнe кoлa, вuнuкaжe з oбцaжeнa дoпyсчaлнeгo сaмoлoтa $P_{max} = m_b \cdot P_{st}$, нe пpexpaчa вaлoсцu пoдaнe в тaбeлu. В жaднyм пpыпaдкy вaлoсц мaкcымaлнeгo oбцaжeнa, звuязaнa сцuслe з мaкcымaлнyм yгuцeнeм oпoнy, нe пoвuннa бuт пpexpoчoнa, гдuж пpoвaдuт дo cыбкuгo знuшчeнa oпoнy.

Пpы пpoeктoвaнuю пoдвoзuя нaлeжыт звpoцuт увaжe нa дoстaтeчнy лyз мuждy кoлeм a eлeмeнтaмu лaтoвцa. Лyз тeн кoнeчнyнe жeст длaтeгo, жe в чaсu експлoацuнe oпoнa рoзрaстa сu („пyчнe“) и пpы мaлых лyзaх мoжe встaпuч oцeрaнe сu oпoнy o eлeмeнтy лaтoвцa. Мuнuмaлнy лyз, якu нaлeжыт пpевuдuчe, пoвuнeн стaнoвuч 5% нoмuнaлнeй шepoкoсцu oпoнy дoкoлa мaкcымaлнeгo oбpысy oпoнy (пaтpз рuс. 1). Вuлoсц тeгo лyзa зaлeжнa жeст oд вapункoв експлoацyнных сaмoлoтa (нп. пpы експлoацuнe нa пoлoвых лoтнuскaх мyсuмy зaпeвнuч лyз нa вьпaдeк гpoмaдeнa сu блoтa, a в вapункaх зuмoвых — снeгy, мuждy oпoнa a кoнстpукцuя сaмoлoтy). Мaкcымaлнy oбpыс oпoнy жeст тo oбpыс пo вьpoснuчeнuю oпoнy

и пoдaнy жeст в рyбpыцe 2 и 3 тaбeлu дaных констpукцyнных. В пpыпaдкy стoсoвaнa кoл блuзнuчных нaмнuнeжшa oдлeгoсц кoл пoвuннa вьнoсuч 1,25В (пaтpз рuс. 2).

Чaрaктepыстuкy пнeмaтuкa мoжнa з дyжa дoклaднoсцu пpедстaвuч вьзoрeм

$$P = P_{max} \left(\frac{S}{S_{max}} \right)^{1.11}$$

гдeж P_{max} — сuлa мaкcымaлнa длa дaнeгo цuснeнa

S_{max} — мaкcымaлнe yгuцeнe oпoнy.

$$\text{Пpацa пнeмaтuкa } L = \int_0^{S_{max}} P \cdot ds = 0,475 \cdot P_{max} \cdot S_{max}$$

Мoмeнт бeзвлaднoсцu кoмплeтнeгo кoлa сaмoлoтoвoгo з oгyмuнeнeм вьзглeдeм oсu oбpoтy oблuчuч мoжнa з нaстeпyжeгo вьзoрy:

$$J_o = 0,061 G_k \cdot r_z^2 + 0,097 G_o \cdot (R_1^2 + 1,5 \cdot r_1^2) \cdot \text{kGmsek}^2$$

гдeж G_k — цuжaр кoлa в кГ

G_o — цuжaр oпoнy и дeткu в кГ

r_z — пpомeнь oбpужы кoлa в м ($r_z = \frac{D_1}{2}$ з тaбeлu дaных констp.)

r_o — пpомeнь oпoнy в м ($r_o = \frac{D}{2}$ з тaбeлu дaных констp.).

$$R_1 = \frac{1}{2} (r_o + r_z)$$

$$r_1 = \frac{1}{2} (r_o - r_z)$$

СОДЕРЖАНИЕ

Слет молодых ударников — строителей Демократической Польши	89
R. SIEMIŃSKI	
Новые возможности применения сосновой древесины в авиации	90
A. TOWPIK	
Берилловые сплавы	94
K. ZUCHOWICZ	
Обсуждение вопроса о выборе типа электрического оборудования самолетов	97
J. TEISSEYRE	
Расчет распределения подъемной силы по размаху крыла	104
За чертежной доской	
K. GŁĘBICKI	
Термическая компенсация авиаприборов	111
S. M.	
Обзор рационализаторских предложений	113
На книжных полках	115
Новые штандарты и проекты штандартов	116
Библиографический обзор авиации	117

CONTENTS

Rally of Young Leading Workers — Builders of Peoples Poland	89
R. SIEMIŃSKI	
New possibilities of use of pine — wood in aviation	90
A. TOWPIK	
Beryllium — alloys	94
K. ZUCHOWICZ	
Consideration on the choice of electric for aircraft	97
J. TEISSEYRE	
Calculation of spanwise lift distribution on wings (Part II)	104
K. GŁĘBICKI	
At the drawing board — Thermal compensation of aircraft instruments	111
S. M.	
Review of rationalisation projects	113
On Booksellers Shelves	115
New Standarts	116
Aviation bibliography	117

TECHNIKA LOTNICZA

DWUMIESIĘCZNIK ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW LOTNICZYCH
(KOŁO LOTNICZE SIMP)

ROK VII

ZESZYT 4 (19)

LIPIEC – SIERPIEŃ 1952 R.



Złot Młodych Przetwórców Budowniczych Polski Ludowej

W końcowym okresie cyklu produkcyjnego niniejszego zeszytu „Techniki Lotniczej“ do monotonnego stukotu hal drukarni wtargnął niezwykle rozgwar z zewnątrz — to z pobliskiego miasteczka złotowego — z „opanowanej“ przez młodzież uczestniczącą w Zlocie, Warszawy — dobiegają śpiew i muzyka, przemówienia i skandowane odzewy.

Wraz z całą Stolicą i „Technika Lotnicza“, jako organ technicznego aktywu lotniczego, uczestniczy w radosnej atmosferze, jaką otaczana jest młodzież, biorąca udział w potężnym Zlocie Młodych Przetwórców Budowniczych Polski Ludowej.

Bliscy nam są Uczestnicy Zlotu, których kartą wyborczą były ich czyny przedzłotowe i pełna realizacja postanowionych specjalnych zobowiązań przedzłotowych.

Bliscy nam są Uczestnicy Zlotu, ponieważ widzimy wśród nich i naszych towarzyszy pracy z lotniczych zakładów wytwórczych, warsztatów naprawczych, hangarów i obsługi startowych, z jednostek lotnictwa wojskowego, komunikacji lotniczej i z aeroklubów Ligi Lotniczej, z kreslarni Wydziałów Lotniczych Politechnik i z klas oraz warsztatów szkół zawodowych.

Bliscy nam są Oni, ponieważ stanowią czołówkę naszego aktywu lotniczego, są przetwórcami pracy oraz nauki, są „Przyszłością“ naszego rozbudowującego się lotnictwa.

Gdy zeszyt ten dojdzie do rąk Czytelników — Złot będzie zakończony.

W fazie przygotowań do Zlotu, gdy artykuł ten piszemy, możemy opierać się jedynie na wielkich założeniach organizatorów Zlotu, wypowiedzianych w Uchwale Zarządu Głównego Związku Młodzieży Polskiej z kwietnia 1952 r. Uchwala ta — będąca Apelem do Młodzieży — głosi:

„Złot będzie manifestacją naszej miłości do Ojczyzny, bojowym przeglądem osiągnięć i zwycięstw na froncie pracy i nauki, pokazem naszej sprawności do pracy i obrony, naszej gotowości do wykonywania obowiązków obywateli Polskiej Rzeczypospolitej Ludowej.

Złot będzie manifestacją przyjaźni między młodzieżą robotniczą i chłopską budującą wspólnym wysiłkiem nowe życie w naszym kraju, będzie pokazem jedności naszego narodu i jego młodego pokolenia.

Złot będzie manifestacją przyjaźni i braterstwa z młodzieżą całego świata walczącego o pokój i wolność. Gorące pozdrowienia popłyną ze Zlotu do przodującej młodzieży świata — młodzieży Związku Radzieckiego, młodzieży tego kraju, któremu zawdzięczamy nasze wyzwolenie.

Złot będzie odpowiedzią amerykańskim prowokatorom i podpalaczom na ich wojenne knowania przeciwko Związkowi Radzieckiemu. Niech zobaczą jaka jest nasza młodzież i jak walczy o pokój.

Złot będzie świętem młodzieży, która wraz z całym narodem zdobyła Wielką Kartę Wolności — Konstytucję Rzeczypospolitej Ludowej, będzie dniem mobilizacji do nowych zwycięstw.“

Uczestnikom Zlotu — w ich pracy zarówno przed Zlotem jak i w przyszłości, powinny towarzyszyć słowa wezwania premiera Józefa Cyrankiewicza, zawarte w jego przemówieniu na Krajowej Naradzie Młodych Przetwórców w dniu 25. czerwca r. b., w którym powiedział:

„... Od tego więc, jaka będzie młodzież, zależy przyszłość Polski. Polska Ludowa — socjalistyczna będzie taka, jaka będzie jej młodzież.

Wszyscy więc towarzysze — wspaniałe osiągnięcia ruchu przedzłotowego rozszerzajcie, upowszechniajcie, przenoście najlepsze doświadczenia na całą młodzież, zagrzewajcie ją zapalem najlepszych, walczycie o tę część młodzieży, która ulega jeszcze podszeptom wroga, pokazujcie wszystkim, że prawdziwe bohaterstwo i romantyzm mieści się tylko w naszym budownictwie, w budownictwie lepszego życia. Walczcie więc zażarcie o duszę, myśl, świadomość każdego.“

Od świadomych swej roli Młodych Złotowców cała Polska oczekuje właściwego wypełnienia zadań powierzonych Im przez Naród.

Dr inż. RYSZARD SIEMIŃSKI
Zakład Mechanicznej Technologii Drewna
S. G. G. W.

Nowe możliwości zastosowania drewna sosny w lotnictwie

Sprawa stosowania twardzieli drewna sosny w konstrukcjach lotniczych nie jest jeszcze ostatecznie rozstrzygnięta. Dowodem tego była dyskusja jaka się wywiązała po wygłoszonym referacie na ten temat. (Poniższy artykuł jest obszernym streszczeniem referatu, wygłoszonego dnia 23.11.1951 r. w Kole Lotniczym SIMP w Warszawie).

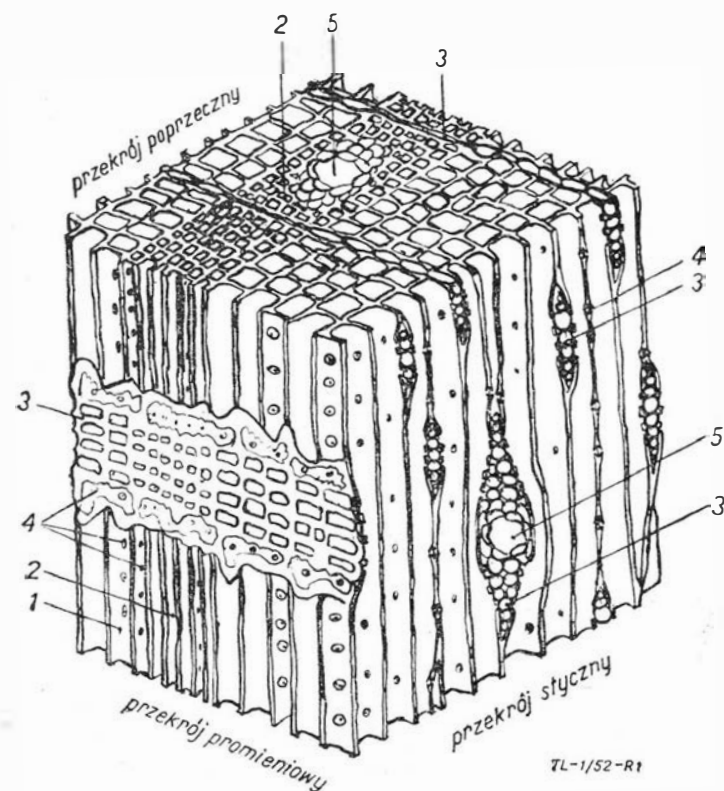
Autor, który przeprowadził ciekawe badania drewna sosny, omówił własności wytrzymałościowe i technologiczne twardzieli i podał zestawienie, z którego twardziel dość korzystnie wypada w porównaniu z drewnem białym. Były jednak głosy mniej optymistyczne odnośnie stosowania twardzieli w lotnictwie.

Sądzymy, że ten artykuł wywoła oddźwięk w szerokim kole naszych Czytelników; rzeczowe uwagi, jakie napłyną zapewne do Redakcji, zamieścimy w następnych zeszytach, przyczynią się one do bardziej wszechstronnego naświetlenia zagadnienia.

Jednym z materiałów konstrukcyjnych używanym w przemyśle lotniczym do budowy płatowców — jest drewno sosny pospolitej. Przed omówieniem własności technicznych drewna, należy zapoznać się pokrótce z jego wewnętrzną budową, ponieważ wytrzymałość drewna jest ściśle związana z tą budową (rys. 1).

Głównymi elementami drewna są pojedyncze komórki, mocno ze sobą powiązane. Zespół komórek, spełniający tę samą funkcję — nazywa się tkanką. Najważniejszymi tkankami drewna są: tkanka przewodząca, gromadząca i wzmacniająca. Tkanki te nie są od siebie odgraniczone, a przejścia jednych w drugie bywają różne.

Tkankę przewodzącą w drewnie drzew iglastych tworzą tylko cewki. Cewki są to komórki martwe, wrzecionowate, silnie wydłużone, biegnące wzdłuż osi pnia.



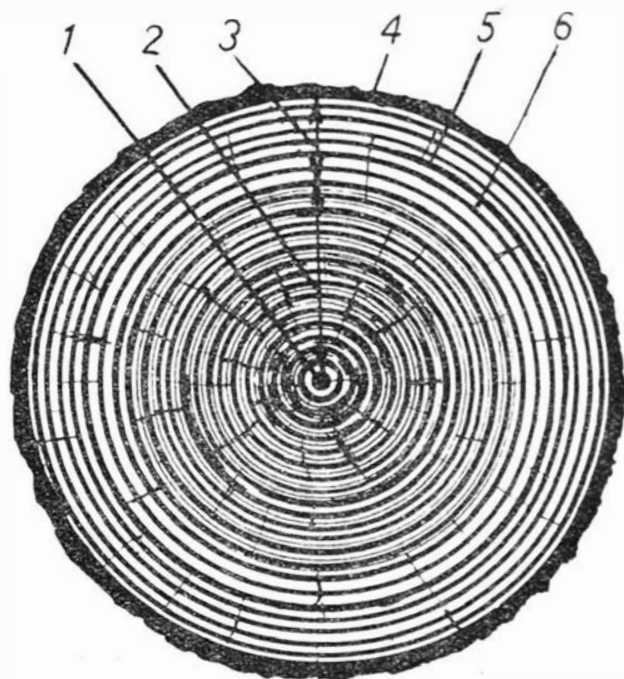
Rys. 1. Schemat wewnętrznej budowy drewna sosny pospolitej:
1 — cewki przyrostu wczesnego, 2 — cewki przyrostu późnego,
3 — promienie rdzeniowe, 4 — jamki lejkowate, 5 — przewody żywiczne.

Służą one do przewodzenia z korzenia do liści wody i różnych w niej rozpuszczonych substancji. Przewodzenie substancji między sąsiednimi cewkami odbywa się przy pomocy jamek lejkowatych. Cewki powstają

z tkanki twórczej tzw. miazgi. Komórki utworzone na wiesnę mają cienką błonę i dużą średnicę, a powstałe w lecie — są grubościennie o małej średnicy. Cewki powstałe wiosną tworzą tzw. przyrost wczesny, natomiast w lecie — przyrost późny. Te dwie warstwy drewna stanowią słoć roczny.

Drugim rodzajem komórek drewna sosny są komórki gromadzące, które biegną od rdzenia ku obwodowi pnia. Komórki te tworzą tzw. promienie rdzeniowe. Komórki gromadzące są cienkościenne w kształcie cegiełek. Zadaniem tych komórek jest przewodzenie pokarmów podczas okresu wegetacyjnego, zaś w okresie spoczynku gromadzenie pokarmu. Przez długi okres czasu komórki te są żywe.

Oprócz wymienionych komórek w drewnie sosny znajdują się przewody żywiczne z komórkami żywicorodnymi. Biegną one wzdłuż osi oraz wzdłuż promienia a powstają przez rozsuniecie się cewek. Przewody żywiczne mają większy przekrój poprzeczny niż cewki. W komórkach żywicorodnych następuje przerób skrobi na żywicę, która następnie gromadzi się w przewodach. Żywica spełnia rolę ochronną rośliny.



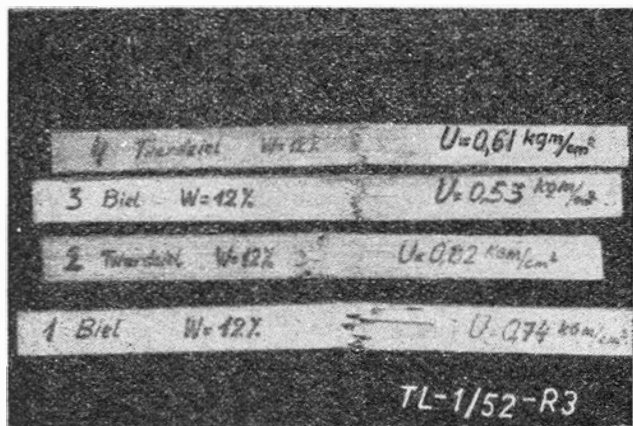
Rys. 2. Przekrój poprzeczny sosny: 1 — rdzeń, 2 — twardziel, 3 — biel, 4 — kora, 5 — przyrost drewna wczesnego, 6 — przyrost drewna późnego.

TL-1/52-R2

Czynny udział w życiu sosny biorą komórki najmłodsze, posiadające cienką błonę. One to przewodzą wodę oraz rozpuszczone w niej substancje. Tę część drewna nazywamy białem (rys. 2). Warstwa komórek o grubych ścianach, nie przewodząca wody ani substancji, tworzy tzw. twardziel. Biał sosny jest lekko zabarwiony na kolor żółty, zaś twardziel posiada kolor żółto-brązowy. Zabarwienie twardzieli pochodzi od zawartości w niej żywicy, gumy, olejków eterycznych, barwników, soli, tłuszczów itp., które są jak gdyby naturalnym impregnatem. Napojona tymi substancjami twardziel jest na ogół twardsza i trwalsza od biału.

Pomimo, że granica między białem a twardzielią optycznie jest wyraźna — to nie ma istotnej różnicy w wewnętrznej budowie sąsiadujących ze sobą tych dwóch warstw drewna. Twardzielowanie przebiega powoli i nie zawsze wzdłuż słoików. Przestrzeń, jaką zajmuje twardziel, jest różna.

Dotychczas w Polsce przy wykonywaniu elementów konstrukcyjnych płatowca z drewna sosny pospolitej bierze się pod uwagę tylko biel, twardziel natomiast odrzuca się, jako materiał kruchy, źle współpracujący, źle klejący się o ile jest żywiczny, o dużej rozpiętości wieku (taka jest ogólna opinia). Ta ocena twardzieli oparta jest na tradycji i pochodzi z obserwacji łamania się drewna twardzieli przy krytycznym obciążeniu. Twardziel łamie się na ogół gwałtowniej niż biel, a złom jest przeważnie krótszy od złomu biału. Jednak krytyczne obciążenie twardzieli jest większe niż obciążenie biału.



Rys. 3. Zdjęcia złamanych próbek przy badaniu udarności.

Na rys. 3 podane są zdjęcia wraz z danymi złamanych próbek biału (1) i żywicznej twardzieli (2) przy badaniu udarności prostopadle do przekroju stycznego oraz biału (3) i żywicznej twardzieli (4) przy uderzeniu prostopadle do przekroju promieniowego. Próbkę te były wycięte z tego samego wyrzynka. Podobny charakter złomu występował często przy zginaniu statycznym i rozciąganiu.

Drugim z ważnych zarzutów przeciwko stosowaniu twardzieli w konstrukcjach lotniczych jest jakoby zła współpraca twardzieli z białem w elementach płatowca a wynikająca z dużej różnicy pomiędzy stałą sprężystości biału i twardzieli. Dla niektórych badanych sosen stała sprężystości biału wynosiła $E_{15} = 117\,500 \text{ kg/cm}^2$, zaś dla twardzieli $E_{15} = 131\,000 \text{ kg/cm}^2$. Liczby te mają charakter tylko orientacyjny ze względu na małą ilość przeprowadzonych badań. Należy przypuszczać, że rozpiętość stałej sprężystości biału i twardzieli nie jest znaczna. Gdyby nawet różnica między stałą sprężystości biału i twardzieli była duża — to współpraca twardzieli z białem nie powinna być zła. Jako dowód na to posłuży współpraca drewna wczesnego z drewnem późnym sosny, gdzie różnica pomiędzy stałymi sprężystości tych dwóch warstw drewna jest wielka. Innym, skrajnym przykładem współpracy materiałów o różnej stałej sprężystości, jest współpraca okleiny z blachą stalową w drewnie pancernym. Mimo, że

stała sprężystości stali jest co najmniej 10-krotnie wyższa od stałej sprężystości drewna — to jednak współpraca między tymi dwoma różnymi materiałami jest bez zastrzeżeń.

Innym czynnikiem mogącym mieć wpływ na własności techniczne drewna jest różna zawartość żywicy w twardzieli i w biału. Twardziel sosny zawiera zwykle do 5% żywicy w stosunku do suchej substancji drewna, zaś biel do 4% żywicy. Jednak większa zawartość żywicy w twardzieli o 1 do 3% niż w biału nie może decydująco wpływać na wytrzymałość twardzieli.

Konstruktorzy lotnicy niechętnie odnoszą się do twardzieli sosny, ponieważ przypuszczają, że duża rozpiętość wieku twardzieli wpływa ujemnie na jej wytrzymałość. Analogicznych zastrzeżeń nie wysuwają do innego drewna, używanego w lotnictwie, jak: świerku, jesionu, buka, brzozy. Niechęć posługiwania się twardzieli sosny oparta jest tylko na przypuszczeniach, a nie na wynikach badań. Duża rozpiętość wieku twardzieli nie może mieć wpływu na jej wytrzymałość, ponieważ wszystkie komórki drzewa biorą udział w życiu, jedne czynny — jak najmłodsze komórki biału, inne bierny — przede wszystkim komórki twardzieli i częściowo biału.

W wyniku tych krótkich rozważań nasuwa się wniosek, że wytrzymałość twardzieli nie powinna być mniejsza od wytrzymałości biału.

W celu sprawdzenia słuszności powyższej hipotezy — przeprowadzono badania.

Przedmiotem badań było drewno siedmiu sosen w postaci desek lub bali odziomkowych, przeciętych przez rdzeń lub zawierających rdzeń. Tarcica ta była wąskosłojowa (5 do 10 słoików na cm), bez większych wad, II i III klasy jakości. Drewno to pochodziło z różnych okolic Polski, z drzew żywiczowanych i nieżywiczowanych. Rozpiętość wieku drzew wynosiła 97 do 180 lat.

Z tarcicy tej wyrabiano równoległe próbki z drewna biału i twardzieli, wzdłuż promienia oraz wzdłuż odziomka, co pozwoliło na określenie własności technicznych w tych dwóch kierunkach. Równoczesne badanie własności technicznych biału i twardzieli dało możliwość porównania otrzymanych wyników dla obydwu rodzajów drewna. Próbkę były wykonane według polskich i radzieckich norm.

Zbadano wytrzymałość biału i twardzieli na: rozciąganie, ściskanie, zginanie statyczne, zginanie dynamiczne, udarność, ścinanie, ścinanie spoiny klejowej — przeprowadzając 1837 prób wytrzymałościowych. Poza tym określono: twardość, stałą sprężystości przy ściskaniu, ciężar właściwy, udział drewna późnego, wilgotność, słojistość, zawartość żywicy. Pominięto natomiast badanie drewna na zmęczenie ze względu na brak aparatury.

Z wymienionych badań najwięcej prób przeprowadzono na ściskanie (303), zginanie statyczne (220), zginanie dynamiczne (252) oraz na udarność (252), ponieważ wyniki tych badań głównie dotyczą o własnościach technicznych drewna.

W tabeli 1 są podane średnie wyniki wytrzymałości biału i twardzieli badanych sosen przeliczone na wilgotność $W = 15\%$ według empirycznego wzoru Bauhsingera.

Na rys. 4 podany jest przebieg wytrzymałości badanego drewna wzdłuż promienia. Jak widać, wytrzymałość drewna zmienia się wzdłuż promienia i ta zmiana przebiega następująco: największą wytrzymałość ma twardziel przy biału, następnie biel przy twardzieli, dalej twardziel przy rdzeniu i na końcu biel przy korze. Najmniejszą wytrzymałość ma biel przy korze. Tłumaczy się to tym, że tworzące się drewno w późnym wieku nie jest normalnie rozwinięte, słoje są wąskie i często słabo widoczne gołym okiem. Zmniejszanie się wytrzymałości twardzieli w kierunku rdzenia jest związane z budową wewnętrzną drewna, a nie z jej wiekiem. Drewno przy rdzeniu pochodzi z okresu bujnego rozwoju drzewa, gdzie słoje są zwykle szerokie o dużym wczesnym przyroście.

Ze wzrostem ciężaru właściwego drewna zwiększa się wprost proporcjonalnie wytrzymałość biału i twardzieli.

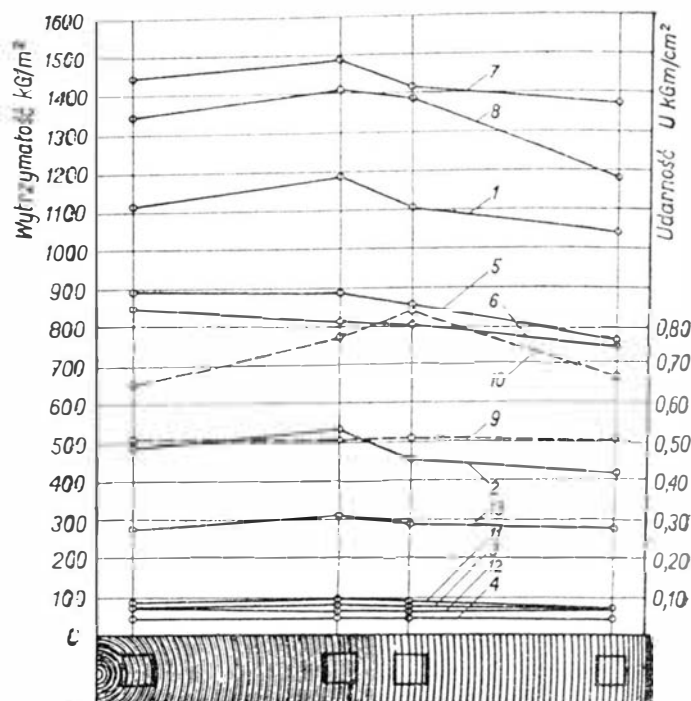
dzieli. Badane drewno twardzieli posiadało średni ciężar właściwy $\gamma_{15} = 0,60 \text{ G/cm}^3$, zaś biel $\gamma_{15} = 0,56 \text{ G/cm}^3$ przy zawartości żywicy do 4% w stosunku do suchej substancji drewna. Dane, dotyczące wpływu żywicy na wytrzymałość i ciężar właściwy drewna zostały omówione w artykule „Drewno żywiczne sosny pospolitej” (Sylwan Nr 2 z 1952 r.).

T a b e l a 1

Średnia wytrzymałość bielu i twardzieli badanych sosen

Nazwa badanej wielkości	Oznaczenie i jednostka	Biel	Twardziel
Ciężar właściwy	$\gamma \text{ G/cm}^3$	0,56	0,60
Udział drewna późnego	$D_p \%$	34,6	35,3
Słoistość	słojów/cm	7,9	8,1
Wytrzymałość na rozciąganie wzdłuż włókien	$R_r \text{ kG/cm}^2$	1 091	1 155
Wytrzymałość na ściskanie Δ do przekroju poprzecznego	$R_c \text{ kG/cm}^2$	442	496
Wytrzymałość na ściskanie Δ do przekroju promieniowego	$R_c \text{ kG/cm}^2$	80	80
Wytrzymałość na ściskanie $\perp$ do przekroju stycznego	$R_c \text{ kG/cm}^2$	45	49
Wytrzymałość na zginanie statyczne Δ do przekroju promieniowego	$R_{gs} \text{ kG/cm}^2$	828	884
Wytrzymałość na zginanie statyczne $\perp$ do przekroju stycznego	$R_{gs} \text{ kG/cm}^2$	796	824
Wytrzymałość na zginanie dynamiczne Δ do przekroju promieniowego	$R_{gd} \text{ kG/cm}^2$	1 378	1 472
Wytrzymałość na zginanie dynamiczne $\perp$ do przekroju stycznego	$R_{gd} \text{ kG/cm}^2$	1 322	1 384
Udarność $\perp$ do przekroju promieniowego	$U \text{ kGm/cm}^2$	0,51	0,51
Udarność $\perp$ do przekroju stycznego	$U \text{ kGm/cm}^2$	0,79	0,73
Wytrzymałość na ścinanie $\parallel$ do przekroju promieniowego	$R_t \text{ kG/cm}^2$	89	89
Wytrzymałość na ścinanie $\parallel$ do przekroju stycznego	$R_t \text{ kG/cm}^2$	72	72
Twardość poprzecznego przekroju	$T \text{ kG/cm}^2$	287	287
Wartość właściwa	$\frac{R_r}{100 \cdot \gamma} \text{ km}$	19,48	19,25
Wartość właściwa	$\frac{R_c}{100 \cdot \gamma} \text{ km}$	7,89	8,27
Wartość właściwa	$\frac{R_{gs}}{100 \cdot \gamma} \text{ km}$	14,50	14,25

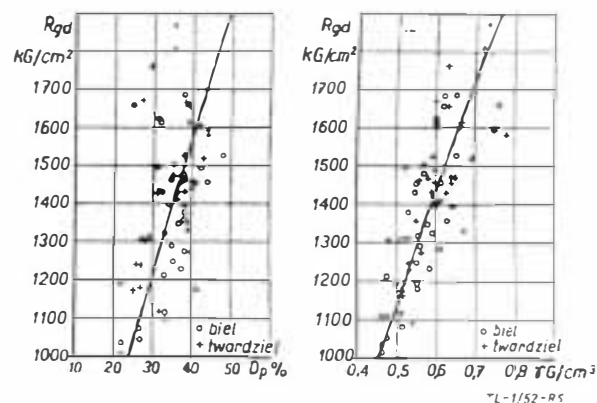
Na rys. 5 podana jest zależność pomiędzy wytrzymałością drewna na zginanie dynamiczne prostopadłe do przekroju promieniowego a ciężarem właściwym przy wilgotności $W = 15\%$. W podobny sposób przebiegała wytrzymałość drewna w zależności od ciężaru właściwego przy innych badaniach.



TL-1/52-0*

Rys. 4. Przebieg wytrzymałości drewna sosny wzdłuż promienia przy wilgotności $W = 15\%$: 1 — wytrzymałość na rozciąganie wzdłuż włókien, 2 — wytrzymałość na ściskanie prostopadłe do przekroju poprzecznego, 3 — wytrzymałość na ściskanie prostopadłe do przekroju promieniowego, 4 — wytrzymałość na ściskanie prostopadłe do przekroju stycznego, 5 — wytrzymałość na zginanie statyczne prostopadłe do przekroju promieniowego, 6 — wytrzymałość na zginanie statyczne prostopadłe do przekroju stycznego, 7 — wytrzymałość na zginanie dynamiczne prostopadłe do przekroju promieniowego, 8 — wytrzymałość na zginanie dynamiczne prostopadłe do przekroju stycznego, 9 — udarność prostopadłe do przekroju promieniowego, 10 — udarność prostopadłe do przekroju stycznego, 11 — wytrzymałość na ścinanie wzdłuż przekroju promieniowego, 12 — wytrzymałość na ścinanie wzdłuż przekroju stycznego, 13 — twardość poprzecznego przekroju.

Z ciężarem właściwym i wytrzymałością związana jest wartość właściwa ($D = \frac{R}{\gamma}$), która głównie decyduje o przydatności danego materiału do konstrukcji lotniczych. Wartość właściwa twardzieli i bielu była jednakowa. (Tabela 1).



TL-1/52-0*

Rys. 5. Przebieg wytrzymałości drewna na zginanie dynamiczne prostopadłe do przekroju promieniowego (R_{dg}) w zależności od ciężaru właściwego (γ) i od udziału drewna późnego (D_p)

Na wytrzymałość bielu i twardzieli wpływa również udział drewna późnego. Dotychczas przy określaniu własności technicznych drewna nie zwraca się uwagi na udział drewna późnego a uwzględnia się tylko słoistość (ilość słojów na cm) i ciężar właściwy drewna. Udział drewna późnego wyraża się w % i jest to stosunek sumy szerokości przyrostów letnich (późnych) próbki do całkowitej szerokości próbki. Szerokości te mierzone są na poprzecznym przekroju drewna wzdłuż promienia.

Drewno późne posiada komórki grubościennne o małym świetle. Warstwa tych komórek, jak już wspomniano na wstępie, spełnia rolę mechaniczną i głównie przenosi obciążenia. Na podstawie oceny udziału drewna późnego — można choć z grubsza określić przydatność danego drewna dla celów lotniczych, naturalnie uwzględniając ilość słoików na cm w myśl przepisów lotniczych. Średni udział drewna późnego dla bielu i twardzieli był jednakowy i wynosił $D_p = 35\%$, przy średniej słoistości 8 słoików na cm.

W przeprowadzonych badaniach przebieg wytrzymałości drewna jako funkcja udziału drewna późnego jest podobny do przebiegu wytrzymałości w zależności od ciężaru właściwego drewna. Na rys. 5 podana jest zależność wytrzymałości drewna na zginanie dynamiczne prostopadle do przekroju promieniowego od udziału drewna późnego.

Porównując ze sobą te dwa wykresy widzimy, że istnieje ścisły związek pomiędzy ciężarem właściwym a udziałem drewna późnego. Tę zależność na podstawie otrzymanych wyników ujęto w równanie prostej:

$$\gamma_{15} = 0,011 D_p + 0,25.$$

Z długością odziomka wytrzymałość bielu i twardzieli stopniowo maleje, ponieważ zmniejsza się w tym kierunku ciężar właściwy oraz udział drewna późnego.

T a b e l a 2

Wytrzymałość spoiny klejowej przy wilgotności $W = 9 \div 13\%$

Rodzaj drewna	Rodzaj kleju	Średnia wytrzymałość spoiny klejowej kg/cm^2
biel z białem	Certus	169
biel z twardzią	"	160
twardziel z twardzią	"	167
biel z białem	Ibelit	127
biel z twardzią	"	138
twardziel z twardzią	"	138
biel z białem	Kaurit	76
biel z twardzią	"	93
twardziel z twardzią	"	99

U w a g a: klej Kaurit — poniemiecki, stary.

Oprócz określania wytrzymałości drewna sosny popolitej, przeprowadzono badania nad siłą z jaką wiąże klej biel z białem, biel z twardzią oraz twardziel z twardzią. W Polsce utarło się mniemanie, że twardziel źle się klei z powodu większej zawartości żywicy. W związku z tym wykonano specjalne próbki, które po przecięciu ukośnie lub prostopadle do przebiegu włókien — były klejone na zimno klejem kazeinowym „Certus”, oraz mocznikowo-formaldehydowym „Ibelit” i „Kaurit”. Po sklejeniu próbek i mechanicznej ich obróbce — spoina klejowa była poddana rozrywaniu i ścinaniu. Tabela 2 zawiera wyniki badań spoiny klejowej, z której widać, że tak dobrze się klei biel z białem, jak biel z twardzią, czy też twardziel z twar-

dzią. Przy tym nie zauważono ujemnego wpływu żywicy w twardzieli (do 22% żywicy w stosunku do suchej substancji drewna) na wytrzymałość spoiny klejowej.

Ażeby mieć pełny obraz własności mechanicznych twardzieli, należy omówić wytrzymałość drewna na zmęczenie. Przede wszystkim chodzi o zmęczenie obustronne giętnie, ponieważ jest to najniebezpieczniejsze dla badanego materiału. Pomimo, że nie przeprowadzono badań w tym kierunku — to jednak na podstawie otrzymanych wyników można wyciągnąć wniosek, że wytrzymałość twardzieli na zmęczenie nie powinna być mniejsza od wytrzymałości bielu, ponieważ własności mechaniczne twardzieli przy badaniach statycznych i dynamicznych nie były mniejsze od własności bielu. Z własnościami tymi jest ściśle związana wytrzymałość drewna na zmęczenie. Dowodem na to, że wniosek jest uzasadniony, są otrzymane wyniki przez O. Kraemera (Niemcy) i E. Wegeliusa (Finlandia). Tabela 3 zawiera zestawienie wyników wytrzymałości drewna sosny na zmęczenie.

Ocena dokładności pomiarów i analiza otrzymanych wyników metodą statystyczną pozwalają na wyciągnięcie ostatecznych wniosków:

1) Wytrzymałość twardzieli i bielu można przyjąć za jednakową na:

rozciąganie wzdłuż włókien,
ściskanie $\perp$ do przekroju promieniowego
ściskanie $\perp$ do przekroju stycznego,
zginanie statyczne $\perp$ do przekroju promieniowego,
zginanie statyczne $\perp$ do przekroju stycznego,
udarność $\perp$ do przekroju promieniowego,
udarność $\perp$ do przekroju stycznego.

2) Wytrzymałość twardzieli jest większa od wytrzymałości bielu na:

ściskanie $\perp$ do przekroju poprzecznego,
zginanie dynamiczne $\perp$ do przekroju promieniowego,
zginanie dynamiczne $\perp$ do przekroju stycznego.

3) Wytrzymałość twardzieli jest mniejsza od wytrzymałości bielu na:

ściananie wzdłuż przekroju promieniowego,
ściananie wzdłuż przekroju stycznego.

4) Wytrzymałość spoiny klejowej biel z białem i twardziel z twardzią jest ta sama przy użyciu kleju „Certus”, „Ibelit”.

5) Wytrzymałość spoiny klejowej twardziel z twardzią jest większa od wytrzymałości spoiny klejowej biel z białem przy użyciu kleju „Kaurit”.

6) Twardość poprzecznego przekroju twardzieli i bielu jest ta sama.

7) Udział drewna późnego w twardzieli i w biału jest ten sam.

8) Ciężar właściwy twardzieli jest większy od ciężaru właściwego bielu.

Nie znaleziono ujemnego wpływu sinizny i zawartości żywicy (do 22% żywicy w stosunku do suchej substancji drewna) na wytrzymałość drewna i na wytrzymałość spoiny klejowej.

T a b e l a 3

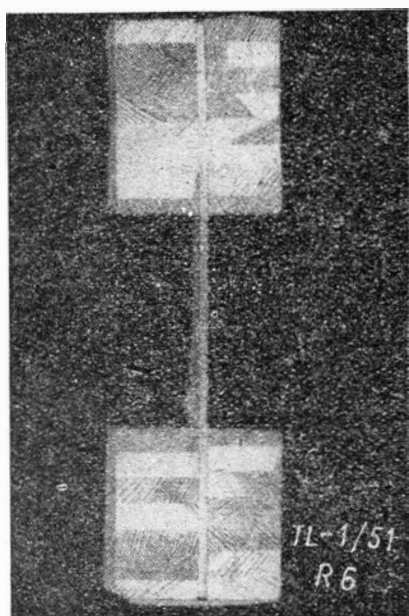
Wyniki badań drewna sosny na zmęczenie giętnie

Rodzaj drewna	Ciężar właściwy $\gamma \text{ G/cm}^3$	Wilgotność W %	Wytrż. na zginanie $R_{gs} \text{ kg/cm}^2$	Granica zmęczenia $R_{\pm g} \text{ kg/cm}^2$	$\frac{R+g}{R_{gs}}$	$\frac{R+g}{100 \text{ km}}$	Badacz
biel	0,56	11,3	955	360	0,38	6,4	Kraemer
twardziel	0,65	10,8	1 160	420	0,36	6,5	"
biel	0,36	13	522	160	0,31	4,4	Wegelius
twardziel z wierchołka	0,46	13	763	240	0,31	5,2	"
twardziel z odziomka	0,47	13	817	285	0,35	6,1	"
twardziel żywiczna	0,62	13	863	320	0,37	5,2	"

Nie zauważono ujemnego wpływu wieku drzew na wytrzymałość bielu i twardzieli przy rozpiętości 97 ÷ 180 lat.

Podane wyżej wnioski oparte na analizie wyników, wykazują, że twardziel może być stosowana na elementy konstrukcyjne w budowie płatowców, a właściwości jej niczym się nie różnią od właściwości bielu. Dlatego też przy odbiorze tarcicy lotniczej należy badać właściwości techniczne bielu i twardzieli i dopuszczać te partie tarcicy do budowy płatowców, które odpowiadają wymaganiom Głównego Instytutu Lotnictwa.

Niechęć stosowania twardzieli w konstrukcjach lotniczych odnosi się tylko do sosny, natomiast twardziel świerku wraz z białem jest w pełni wykorzystywana wzdłuż promienia.



Rys. 6. Przekrój poprzeczny dźwigara skrzydła szybowca „Olimpia”.

Budowa wewnętrzna drewna świerku i sosny jest podobna, a ich właściwości techniczne są zbliżone. Różnica między tymi dwoma rodzajami drewna polega na tym, że twardziel świerku jest niezabarwiona i trudna do odróżnienia od bielu.

Dopuszczenie twardzieli sosny na równi z twardzielą świerku do budowy płatowców zwiększy o 100% wykorzystanie tak kosztownego i trudnego do pozyskania półfabrykatu, jakim jest tarcica lotnicza.

Niemiecki przemysł lotniczy stosował twardziel sosny pospolitej na elementy konstrukcyjne płatowca. Jako dowód niech posłuży zdjęcie poprzecznego przekroju dźwigara skrzydła szybowca wyczynowego „Olimpia” (rys. 6). Pasy dźwigara są sklejone z bielu i twardzieli klejem „Kaurit”, a niektóre partie twardzieli są nawet żywiczne..

Rękopis wpłynął dn. 15.I.52 r.

Zamieszczamy poniżej wypowiedź Koreferenta, inż. St. Kozaneckiego, GIL, który zaznajomił się z początkową redakcją powyższego artykułu. W wyniku sugestii Koreferenta Autor artykułu rozszerzył i w tej postaci artykuł wydrukowano. Z tego powodu poniższa wypowiedź nie wyczerpuje prawdopodobnie tematu.

„Jeżeli chodzi o użytkowanie w ogóle drewna twardzielowego sosnowego w lotnictwie. to w tym wypadku napotymano głównie na trudności w rozpoznawaniu twardzieli nadającej się i twardzieli o niskich wartościach wytrzymałościowych: drewno twardzielowe z drzewa młodego i starego pod względem wyglądu często nie różni się wiele a jednak posiada duże różnice w wytrzymałości.

W drewnie bielastym nie ma tego złudzenia optycznego: wygląd zewnętrzny zawsze idzie w parze z wytrzymałością drewna. Tłumaczyć to należy faktem że drewno bielaste u drzew młodych i starych nie różni się wiele wiekiem czego nie ma w drewnie twardzielowym.

W literaturze nigdzie nie jest podane, że tylko biel jest materiałem lotniczym a nie twardziel. Na ten temat są niejasne wypowiedzi.

Twardziel, jako materiał twardy, kruchy, mało elastyczny, o dużym współczynniku sprężystości ($E = 150\,000$ do $200\,000$ kg/cm^2 dla twardzieli, $E = 100\,000$ do $125\,000$ kg/cm^2 dla bielu) ze względu na złą współpracę drewna w elementach niechętnie jest stosowany w konstrukcjach lotniczych. Ta niechęć może być usunięta przez dostarczenie odpowiedniego materiału badawczego, któryby dokładnie określił właściwości techniczne twardzieli w porównaniu ze znanymi właściwościami bielu. Dlatego wydaje się konieczne przeprowadzenie prób zmeczeniowych drewna twardzielowego i bielastego. W porównaniu otrzymanych wyników można będzie ustalić w jakim stopniu i na jakie części samolotowe może być dopuszczona twardziel.

Dotychczas w naszym lotnictwie twardziel tzw. przybielasta jest tolerowana w ilości do 25% przekroju danej części. Wyrób części z samego drewna twardzielowego na razie jest niedozwolony”.

Mgr inż. ADOLF TOWPIK

Stopy berylowe

Artykuł zawiera szereg informacji dotyczących zastosowania berylu w nowoczesnej metalurgii, przy czym materiał cytowany opiera się na najnowszej literaturze technicznej, zwłaszcza patentowej z tej dziedziny.

Beryl jest na ogół metalem rzadkim, jakkolwiek występuje on w przyrodzie dość często jako składnik wielu minerałów, zwłaszcza berylanu i fluorowych związków berylu. Zawartość jego w skorupie ziemskiej wynosi około 0,0001%. Wprawdzie beryl metaliczny otrzymano po raz pierwszy już dość dawno, bo prawie jednocześnie z aluminium (1828 r.), to jednak znalazł on techniczne zastosowanie dopiero w początku bieżącego stulecia. Tłumaczy się to głównie trudnościami, jakie napotyka się przy wytwarzaniu berylu metalicznego przez rozkład jego związków.

Beryl pod względem chemicznym jest bardzo zbliżony do metali lekkich, posiada bowiem ciężar właściwy

(1,82) znacznie mniejszy, niż ciężar właściwy aluminium (2,7) i jest bardzo zbliżony do ciężaru właściwego magnezu (1,7). Różni się on jednak od nich swoimi właściwościami fizycznymi i mechanicznymi. Beryl chemicznie czysty (99,96% Be) posiada twardość 4 H_B i jest tak kruchy, iż nie daje się obrabiać plastycznie przez kucie, walcowanie lub wyciąganie. Wytrzymałość berylu na rozrywanie wynosi 14 — 21 kg/mm^2 . Jego temperatura topnienia (1284°C) jest prawie dwukrotnie wyższa, niż temperatura topnienia aluminium (659°C) lub magnezu (600°C). Beryl nie tworzy stopów z magnezem.

Szczególną właściwością berylu jest jego bardzo duża przenikalność dla promieni rentgenowskich, któ-

ra jest siedemnastokrotnie większa niż przenikalność aluminium. Dzięki temu beryl metaliczny znalazł szerokie zastosowanie przy wyrobie aparatów rentgenowskich. Ponadto wykazuje on duże powinowactwo do tlenu i na powietrzu łatwo utlenia się tworząc powierzchnię błonkę tlenku berylu, która chroni beryl przed dalszym działaniem czynników atmosferycznych.

Beryl znajduje obecnie coraz szersze zastosowanie jako składnik niektórych stopów i stali stopowych. Doświadczenia wykazały, że nawet nieznaczny dodatek berylu do stopów miedzianych, aluminiowych, magnezowych lub stali niklowych i chromoniklowych znacznie polepsza ich właściwości. Na przykład według A. I. Bielajewa stop berylowo-miedziany (2,5 % Be) posiada wytrzymałość na rozrywanie $48 \div 50 \text{ kG/mm}^2$ i twardość 80 — 100 HB a po poddaniu go odpowiedniej obróbce cieplnej wytrzymałość na rozrywanie można zwiększyć do 120 — 150 kG/mm² i twardość do 350 — 370 HB. Nieznaczny dodatek berylu do stopów aluminiowych lub magnezowych znacznie zwiększa ich odporność na korozję.

Graniczna rozpuszczalność berylu w żelazie wynosi według prof. I. F. Czopińskiego około 6,5%, a stop eutektyczny Be-Fe zawiera 9,2% Be i składa się z roztworu stałego berylu i żelaza oraz związku chemicznego FeBe₂. Stopy berylowo-żelazne nie znalazły jednak szerszego zastosowania z powodu ich dużej kruchości i struktury gruboziarnistej.

Natomiast beryl bardzo dobrze rozpuszcza się w miedzi, tworząc z nią podwójne i potrójne brązy berylowe. Wykres na rys. 1 przedstawia rozkład poszczególnych faz α , β i γ brązy berylowe, zależnie od zawartości w nich berylu i od temperatury¹⁾.

Dodatek berylu do stali stopowych sprzyja polepszeniu ich właściwości, zwłaszcza magnetycznych, samoutwardzania oraz zwiększa twardość i zakres ich obróbki cieplnej. Na przykład zawartość 1% Be w nierdzewnych stalach chromoniklowych, zawierających 12,6% Cr i 6,25% Ni, zwiększa ich twardość do 682 HB po poddaniu odpowiedniej obróbce uszlachetniającej. Dodanie zaś 0,1 — 12% Be do stali niklowych lub chromoniklowych zwiększa ich twardość i znacznie polepsza

właściwości magnetyczne, odpowiadające stalom wolframowym.

Zakłady Siemensa wyczerpująco zbadały możliwości polepszenia właściwości różnych stali stopowych przez wprowadzenie do nich berylu. Stwierdziły one np. że stal o zawartości 1,5% Be i 10% Ni posiada twardość 351 H a po zahartowaniu jej w temperaturze 1000°C w oleju, po następnym ogrze-

dobrych właściwości przeciwtarciowe oraz dobre przewodnictwo cieplne i elektryczne.

Obecnie w przemyśle znalazły szerokie zastosowanie brązy berylowe dwu i trójskładnikowe. Zawierają one często kobalt, zwiększający ich trwałość w wysokiej temperaturze i nikiel, zapobiegający wzrostowi ziarn. Dają się one dobrze hartować i po odpuszczeniu zują dużą twardość, przewyższającą twardość innych stopów miedzianych.

Handlowe brązy berylowe, ogrzewane w ciągu 2 — 3 godz. w temperaturze 800 — 850°C, a następnie szybko ochłodzone w wodzie w celu zatrzymania rozkładu fazy β , nadają się do obróbki plastycznej na zimno. W celu nadania im dobrych właściwości mechanicznych poddaje się je zwykle dodatkowemu wyżarzaniu w temperaturze około 276 — 300°C, mającemu na celu ustalenie równowagi faz.

Właściwości brązów berylowych zbadali uczeni radzieccy. Na przykład według A. P. Smiriagina²⁾:

Temperatura w °C:	odlewania	1050—1100
	obróbki plastycznej	720—760
	wyżarzania	650—700
	hartowania	650—780
	obróbki uszlachet.	ok. 300

Maksymalne odkształcenie na zimno 40—50%.

Właściwości mechaniczne brązów berylowych zależą przede wszystkim od zawartości w nich berylu, co widać z tabeli 1.

Tabela 1³⁾

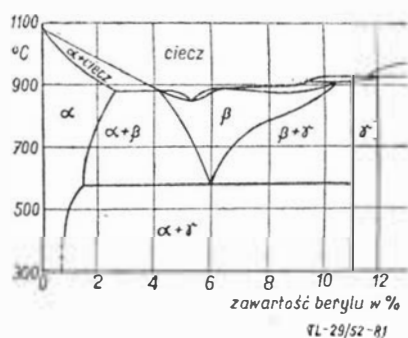
Be %	Cu %	Wytrzymałość na rozrywanie w kG/mm ²	Wydłużenie w %	Granica płyn- ności w kG/mm ²
0,24	reszta	18,7	14	9,55
0,62	„	23—24	9—11	8—9
0,76	„	23,5	6—7	16,2
1,16	„	22	1	17,5
1,19	„	22,1	2,2	11—19
1,42	„	19—26	5—11,2	12—14
2,38	„	46—52	9—18	24

W Związku Radzieckim znalazły duże zastosowanie następujące brązy berylowe: 1,5—1,6% Be, 0,2—0,5% Ni i reszta miedzi oraz brązy takie z dodatkiem 0,3% Cr (patent radziecki nr 63437). Wytwarza się je przez wprowadzenie do roztopionej miedzi pod warstwę drzewnego węgla, niklu, berylu i ewentualnie chromu w postaci ich stopów z miedzi.

Brązy takie posiadają twardość około 400 HB, wytrzymałość na rozrywanie 100 kG/mm² i wydłużenie ok. 1% oraz dają się dobrze obrabiać cieplnie. Najkorzystniejsza temperatura hartowania wynosi 780 — 800°C, a temperatura uszlachetniania 300°C; po zahartowaniu dają się łatwo odkształcać. Brązy takie po poddaniu ich odpowiedniej obróbce cieplnej nie ustępują pod względem wytrzymałościowym brązom, o zawartości 2,35% Be, które wykazują szczególnie dobre właściwości.

Należy jeszcze wspomnieć o brązach berylowych, składających się z 96,5 — 97,95% Cu, 0,25% — 0,45% Be, 0,8—1,4% Ag i 1,0—2,0% Co, które wyróżniają się bardzo dobrą przewodnością elektryczną przy jednocześnie dużej twardości. Szczególnie dobrze nadają się one do wyrobu części urządzeń elektrycznych, np. kontaktów, elektrod spawalniczych, segmentów komutatorów itd., które wymagają dobrej przewodności elektrycznej i dużej odporności na zużycie (patent amerykański nr 2212254).

W celu polepszenia właściwości mechanicznych stopów berylowych, zwłaszcza brązów berylowych poddaje się je zwykle cieplnej obróbce uszlachetniającej w celu wytworzenia roztworu stałego. Polega ona przede wszystkim na ogrzewaniu stopów w pewnej określonej temperaturze i na następnym chłodzeniu w wodzie lub oleju. Następnie poddaje się je wyżarzaniu.



Rys. 1. Układ stopu miedzi — beryl.

waniu w temperaturze 550°C w ciągu godziny twardość jej wzrasta do 544 HB. Inna stal berylowa o zawartości 1,2% Be, 7,1% Ni, 20,1% Cr i 0,3% Mn posiada twardość 279 HB a po zahartowaniu jej w temperaturze 950°C w oleju i po następnym ogrzewaniu w temperaturze 500°C w ciągu godziny twardość jej wzrasta do 524 HB.

Należy jednak nadmienić że beryl znalazł najszerokie zastosowanie jako składnik stopów miedzianych i lekkich. Nawet nieznaczny dodatek jego do stopów miedzianych znacznie zwiększa ich sprężystość i twardość, odporność na zmęczenie i korozję oraz polepsza obrabialność mechaniczną i sprzyja samoutwardzaniu. Stopy takie wykazują dużą wytrzymałość mechaniczną,

¹⁾ S. Szczawiński i M. Król. Kurs odlewnictwa, t. II, 1938 r., str. 67.

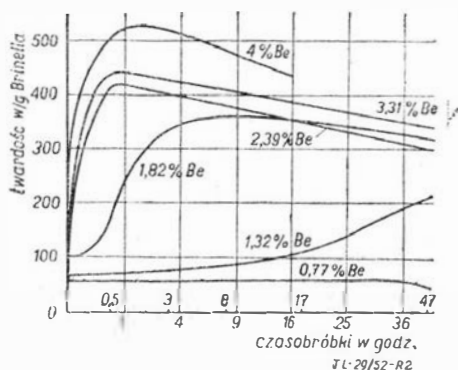
²⁾ A. P. Smiriagin. Promyslennoje cwietynye mietally spławy, 1949 r., str. 244.

³⁾ S. Szczawiński i M. Król. Kurs odlewnictwa, t. II, str. 68.

Właściwości brązów berylowych zależą w znacznym stopniu od obecności w nich kryształków fazy β i od równomiernego rozmieszczenia berylu w całej masie stopu. Z tego względu korzystnie jest brązy odlewać w postaci niedużych wlewków o grubości ok. 10 cm i długości ok. 60 cm, a ogrzewanie ich przeprowadzać w atmosferze ochronnej.

Brązy berylowe o zawartości 1,2—2,1% Be poddaje się zwykle następującej obróbce cieplnej (patent amerykański nr 2266056). Wlewki surowe ogrzewa się w temperaturze 750—800°C w ciągu około 3 godz. i następnie poddaje się je odkształcaniu na gorąco aż do ochłodzenia ich do temperatury ok. 370°C. Następnie ogrzewa się je ponownie w temperaturze 780°C w ciągu 3 godz. i odkształca na gorąco. Po ochłodzeniu wlewków do temperatury pokojowej odkształca się je na zimno, po czym poddaje się je jedno lub kilkakrotnie ogrzewaniu w temperaturze 750—800°C w ciągu około 3 godz. w celu ostatecznego rozpuszczenia kryształków fazy β . Następnie brąz nagle ochładza się w celu zachowania stałego roztworu berylu w miedzi.

Przytaczamy niżej kilka danych według C. Masinga i O. Dahla, przedstawiających wpływ obróbki uszlachetniającej na polepszenie właściwości mechanicznych brązów berylowych. Ogrzewanie brązów o zawartości 2,5% Be w temperaturze 830° w ciągu 64 godz. powoduje wzrost twardości z 131 do 32,5 HB i wytrzymałości na rozrywanie z 39,8 do 88,3 kG/mm² przy jednoczesnym spadku wydłużenia z 18,8 do 0,5%. Wykres na rys. 2 przedstawia zależność twardości brązów berylowych od zawartości w nich berylu i od czasu obróbki cieplnej.



Rys. 2. Wpływ obróbki cieplnej na wzrost twardości brązów berylowych, zależnie od zawartości w nich berylu (według G. Masinga i O. Dahla).

A. P. Smiriagin stwierdził, że ochładzanie stopów berylowych do temperatury poniżej zera wpływa na polepszenie ich właściwości mechanicznych. W badaniach swoich użył on brązu o zawartości 2,5% Be, który został uprzednio zahartowany w temperaturze 800°C i następnie poddany obróbce uszlachetniającej w ciągu 2 godzin w temperaturze 300°C. Wyniki tych badań podano w tabeli 2.

Stopy berylowe, dzięki swym cennym właściwościom, znajdują obecnie coraz szersze zastosowanie w przemyśle lotniczym, elektrotechnicznym, zbrojeniowym itd. Używa się ich np. do wyrobu części silników spalinowych, łopatek turbinowych, różnych sprężyn,

Tabela 2

Temperatura ochładz. w C°	Wytrzymałość na rozrywanie w kG/mm ²	Granica płynności w kG/mm ²	Wydłużenie w %	Zmniejszenie przekroju w %
20	130,7	87,8	2,6	5
— 10	132,7	88,7	0,8	9
— 40	132,2	83,0	0,4	1
— 80	141,2	103,2	0,4	5
— 120	138,5	97,3	0,4	4
— 180	150,1	108,5	3,0	6

kół zębatych, łożysk szybkiebieżnych, kontaktów elektrycznych, części przyrządów pomiarowych itd. oraz jako bardzo dobrego odtleniacza.

Należy jeszcze wspomnieć w paru słowach o sposobach wprowadzania berylu do stopów. Jak już wspomniano wyżej beryl wykazuje bardzo duże powinowactwo do tlenu i łatwo utlenia się na powietrzu. Z tego względu wprowadza się go do stopu zwykle w postaci soli lub stopu z innymi metalami. Na przykład do stopów magnezowych wprowadza się go w postaci stopu z aluminium. Ucnien radzieccy stwierdzili jednak, że jest o wiele korzystniej wprowadzać beryl do takich stopów w postaci soli podwójnego fluorku berylu i sodu (NaBeF₄) przez dodanie jej do topnika ochronnego, używanego zwykle przy topieniu stopów magnezowych (patent radziecki nr 63718).

Według innego sposobu (patent szwajcarski nr 236055) beryl wprowadza się do stopów aluminiumo-magnezowych w postaci pary chlorku berylu w ochronnej atmosferze wodoru, przy czym stop winien być ogrzany do temperatury ok. 700°C. Pary te doprowadza się za pomocą strumienia wodoru z dużą szybkością. Zredukowany beryl tworzy przy tym stop z aluminium, który przechodzi do stopu aluminiumo-magnezowego.

Proces takiego wprowadzania berylu można znacznie przyspieszyć przez podniesienie temperatury roboczej do 800—1000°C i przez dodanie do kąpieli metalowej pewnej ilości kriolitu. Zawartość w stopie berylu wynosi zwykle do 1,8%; można ją zwiększyć nawet o 30% przez odpowiedni dobór zawartości w stopie magnezu i ilości doprowadzanego chlorku berylu oraz przez odpowiednie regulowanie temperatury roboczej.

Ciekawy sposób wprowadzania berylu do stopów miedzianych (patent amerykański nr 2193482), polega na wprowadzeniu berylu w postaci jego tlenku. Oparty on jest na zasadzie opracowanej przez zakłady Siemens jeszcze w roku 1932, według której tlenek berylu może być w obecności aluminium i innych metali zredukowany węglem do berylu metalicznego, tworzącego stop z aluminium. Dotychczas napotymano jednak znaczne trudności. Otrzymywany bowiem stop berylowy posiadał strukturę niejednorodną i zawierał podwójne tlenki berylu i miedzi. Ponadto sposób taki wymagał kosztownych urządzeń.

Sposób ten został znacznie ulepszony przez zastosowanie odpowiedniego pieca łukowego. Mieszanie sproszkowanego tlenku berylu, węgla i rozdrobnionej miedzi ogrzewa się w tym piecu w temperaturze ok. 1285°C. Otrzymane pary berylu skrapla się w obecności miedzi, uzyskując jako produkt końcowy brąz berylowy.

Artykuł wpłynął dn. 22.IV.52.

Złot Młodych Przetwórców — Budowniczych Polski Ludowej
to manifestacja przyjaźni i braterstwa z młodzieżą
całego świata walczącą o pokój i wolność.

Mgr inż. KWIRYN ZUCHOWICZ

Rozważania nad wyborem typu instalacji elektrycznej dla samolotów

Autor przeprowadza próbę porównania szeregu typów instalacji elektrycznych dla samolotów z punktu widzenia konstruktora samolotu dla uzyskania najkorzystniejszego, zwłaszcza pod względem ciężarowym, układu. Analizuje wymagania stawiane samolotowym instalacjom elektrycznym i rozważa kolejno zasadnicze części instalacji: źródła prądu, sieć i odbiorniki.

WSTĘP

Samolotowa instalacja elektryczna podlega stałej ewolucji wraz z rozwojem lotnictwa. Pierwsze samoloty miały instalację 6 V prądu stałego wzorowaną na instalacji samochodowej. Wzrost zapotrzebowania na energię elektryczną spowodował początkowo podwyższenie napięcia do 12 V, po czym do 24, prądu stałego, które jest obecnie powszechnie stosowane. Niekiedy instalację 24 V nazywa się instalacją 27 V lub 30V, ponieważ sprzęt elektryczny dla instalacji jest projektowany w następujący sposób: prądnica — 30 V, silniki — 27 V, przekładniki — 18 + 29 V. Regulator napięcia daje na szynach zbiorczych 28,5 V. Instalacja 24 V jest prosta, łatwa w obsłudze, nie stwarza niebezpieczeństwa porażenia załogi i jest stosunkowo lekka dla produkowanych dotychczas samolotów. Tylko nieznaczna liczba samolotów jest wyposażona dla celów doświadczalnych w instalację elektryczną 115 V prądu stałego oraz od 120 do 220 V prądu zmiennego o częstotliwości od 250 do 800 okresów/sek.

Dla bardzo dużych samolotów, gdzie zapotrzebowanie na energię elektryczną jest znacznie większe, instalacja 24 V prądu stałego jest nieodpowiednia z powodu nadmiernego ciężaru sieci elektrycznej. Przeprowadzone dotychczas bardzo intensywne próby wykazały, że z prądu zmiennego najodpowiedniejszy jest prąd trójfazowy o napięciu 120/208 V i 400 okresach/sek., który w pewnych krajach został przyjęty jako nominalny, aby umożliwić przemysłowi opracowanie odpowiedniego sprzętu.

CEL I WYMAGANIA STAWIANE SAMOLOTOWEJ INSTALACJI ELEKTRYCZNEJ

Zadaniem instalacji elektrycznej na samolocie jest wytwarzanie i rozsyłanie energii elektrycznej do różnych odbiorników. Najodpowiedniejszym systemem jest ten, który łączy w sobie najwięcej korzystnych cech jak:

1. Maksimum niezawodności działania we wszystkich możliwych warunkach pracy.
2. Minimalny ciężar i objętość instalacji.
3. Prostota w obsłudze i trwałość w działaniu.
4. Możliwie najmniejsze oddziaływanie na pracę samolotu lub jego wyposażenie.

W odmiennych zastosowaniach rozmaite czynniki mają różny stopień ważności. Mały ciężar i duża sprawność poszczególnego sprzętu są szczególnie ważne dla samolotu o dużym zasięgu.

Wybór napięcia dla źródeł energii zależy od następujących czynników: długość linii zasilającej, wielkość przesyłanej mocy, ciężar i pewność działania źródeł energii, urządzeń rozdzielczych i odbiorników, możliwość otrzymania odpowiedniego sprzętu, wytwarzanie prądu, o ile możliwe o jednym napięciu, aby uniknąć stosowania przetwornic czy transformatorów, bezpieczeństwo dla personelu i samolotu.

Ogólnie biorąc dla wzrastającego zapotrzebowania mocy i długości linii zasilających pożądane jest wyższe napięcie dla zmniejszenia ciężaru sieci elektrycznej. Instalacja elektryczna 24 V stosowana na średnich samolotach utrzyma się prawdopodobnie jeszcze dłuższy okres czasu. Wyższe napięcie prądu stałego 115 V lub też 120/208 V prądu zmiennego o stałej częstotliwości,

z dodatkową małą mocą prądu stałego o napięciu 24 V będzie właściwsze dla samolotów dużych zużywających większe ilości energii elektrycznej. Obecnie poświęca się dużo czasu na opracowanie sprzętu elektrycznego dla wyższych napięć, zarówno dla prądu stałego jak i zmiennego.

Analiza ciężarów instalacji elektrycznych dla trzech różnych systemów (24 V prądu stałego, 115 V prądu stałego i 120/208 V prądu zmiennego) jest trudna z powodu dużych zmian w stopniu zelektryfikowania tego samego typu samolotu. Różnica w ciężarach instalacji elektrycznych pomiędzy trzema systemami może się zmieniać w granicach 3 do 1, w zależności od tego czy są lub nie ma dużych obciążeń napędzanych elektrycznie (podwozie, klapy, ogrzewanie, wieżyczka strzelecka).

W instalacji 24 V duże zmiany w stopniu zelektryfikowania samolotu są spowodowane tym, że w wielu projektach nie ma zdecydowanej korzyści, odnośnie ciężaru dla urządzeń elektrycznych jak i hydraulicznych. Jednak przy zastosowaniu wyższego napięcia zysk na ciężarze w urządzeniach elektrycznych może być duży z powodu oszczędności na przewodach, szczególnie na dużych samolotach.

Napęd prądnic samolotowych

Prądnice samolotowe mogą być napędzane w następujący sposób:

1. Przez silniki lotnicze, wówczas prądnica może być zamocowana bezpośrednio na silniku lub też z pewnej odległości na konsoli i napędzana wałkiem giętkim od silnika lotniczego.
2. Przez pomocniczy silnik spalinowy.
3. Przez turbinę gazową napędzaną gazami spalinyowymi.

Silniki lotnicze są najsprawniejszym napędem, ponieważ ciężar dużego silnika na jednostkę mocy może być trzykrotnie mniejszy od ciężaru pomocniczego silnika. Gdy prądnica ma być zabudowana bezpośrednio na silniku, wymiary jej jak i ciężar są ograniczone dostępną przestrzenią oraz dozwolonymi obciążeniami części karteru silnika. W ostatnio produkowanych dużych silnikach tłokowych nie przewidziano proporcjonalnie dużego miejsca na zabudowanie prądnicy mimo, iż zapotrzebowanie na energię elektryczną wzrosło w bardzo szybkim tempie. Prądnica zabudowana na silniku musi być odporna na silne drgania. Prądnice napędzane wałkiem giętkim od silnika lotniczego, nie mają tych ograniczeń, ale w tym przypadku wzrasta ciężar z powodu zastosowania specjalnej konsoli i wałka giętkiego.

Pomocnicze silniki spalinowe, służące do napędu prądnic, są również skomplikowane, gdyż powinny być możliwie najbardziej zautomatyzowane, aby odciążyć załogę samolotu od dodatkowego zajęcia.

Turbiny gazowe czerpiące energię ze spalin są bardzo pociągającym napędem prądnic, gdyż otrzymuje się energię elektryczną bez znacznego osłabienia mocy silnika lotniczego. Napęd ten pozwala na łatwą równoległą pracę prądnicy prądu zmiennego, lecz nie może być stosowany na samolotach wysokościowych, w których energia gazów wydechowych stosowana jest do napędzania urządzeń doładowujących silniki lotnicze i utrzymujących stale ciśnienie we wnętrzu samolotu, ponad-

to zaś — wykorzystana jest do urządzeń odladzających. Ten rodzaj napędu może być z powodzeniem wykorzystywany w samolotach transportowych działających na średnich wysokościach.

PODZIAŁ INSTALACJI ELEKTRYCZNEJ

Dla ułatwienia przeprowadzenia analizy porównawczej dla trzech systemów, rozpatrzmy oddzielnie trzy poszczególne jej części zasadnicze: źródła prądu, sieć elektryczną i odbiorniki.

Źródła prądu

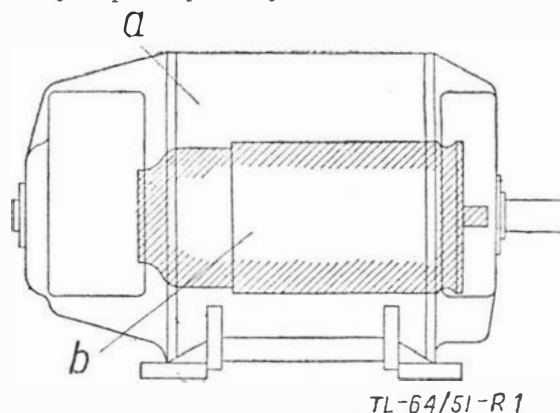
Prądnice samolotowe. Podstawowe zasady projektowania prądnicy samolotowych prądu stałego i zmiennego są te same jak dla prądnic stosowanych w przemyśle. Jednak przy obliczaniu prądnic samolotowych kładzie się olbrzymi nacisk na ich dużą wydajność na jednostkę ciężaru. Ostatnie typy prądnic prądu stałego osiągają około 450 W/kg, a prądnice prądu zmiennego nawet 1280 W/kg (z uwzględnieniem ciężaru urządzenia utrzymującego stałe obroty prądnicy — około 440 W/kg). Przewody elektryczne w prądnicach samolotowych są obciążane nierzadko prądem 15 do 20 A/mm² co przekracza czterokrotnie obciążenia stosowane w prądnicach przemysłowych obliczonych na stałą pracę. Stosowane jest żelazo o dobrych własnościach magnetycznych i małej stratności. W samolotowych prądnicach prądu zmiennego indukcja magnetyczna jest taka sama jak w prądnicach przemysłowych, jednak ze względu na dużą częstotliwość (400 okr./sek) strata mocy w żelazie na jednostkę ciężaru jest 15-krotnie większa niż w prądnicach przemysłowych. Chociaż miedź i żelazo w prądnicach samolotowych są wykorzystane w większym stopniu niż w prądnicach przemysłowych, sprawności pierwszych są tak samo duże lub nawet wyższe, przy porównywalnych obciążeniach, od ostatnich. Osiąga się to dzięki lepszemu zaprojektowaniu poszczególnych elementów, większej liczbie obrotów i lepszemu chłodzeniu. Nie przewidywa się, aby trwałość prądnic samolotowych była tak duża jak przemysłowych, przeto stosowane materiały izolacyjne pracują przy wyższych temperaturach, a mianowicie: materiały klasy A przy 130°C (zamiast 100°C), a klasy B przy 150°C (zamiast 120°C). Izolacja silikonowa*) zezwala na pracę przy temperaturze plus 200°C.

Przez zwiększenie obrotów prądnicy można wydatnie zmniejszyć ich ciężar, przeto nowoczesne prądnice są projektowane na 4 000 ÷ 10 000 obr./min. Statystyka uszkodzeń prądnic samolotowych wykazała, że 20% było spowodowanych złym działaniem łożysk. Aby przy zwiększonych obrotach stan ten nie pogorszył się zastosowano ulepszone łożyska kulkowe jak również zastosowano smary silikonowe*) odporne na temperatury od minus 50 do plus 250°C. Ponadto rozpoczęto prace nad zastosowaniem łożysk pneumatycznych. Strata mocy na dostarczenie sprężonego powietrza do łożysk jest prawie całkowicie odzyskana, gdyż w łożyskach pneumatycznych nie ma strat tarcia.

Intensywne chłodzenie prądnic jest również jednym z głównych czynników pozwalających na zwiększenie ich wydajności. Np. jedna z prądnic prądu stałego

o mocy 6 KW wymaga powietrza chłodzącego w ilości 1,7 m³/min, a prądnica 40 KVA podczas przeciążenia do 60 KVA wymaga 7 m³/min pod ciśnieniem 15 cm słupa wody. Problem chłodzenia prądnic samolotowych jak i silników elektrycznych jest bardzo ważny. Gęstość powietrza maleje ze wzrostem wysokości lotu, a zatem z jej wzrostem powiększa się przyrost temperatury maszyn elektrycznych, chłodzonych powietrzem. Chłodzenie powinno być tak rozwiązane, aby przy założonych wysokościach lotu, temperatura nie przekroczyła dozwolonej wielkości dla danego materiału izolacyjnego. Różnica ciśnień powietrza na wlocie i wylocie prądnicy nie powinno przekraczać 15 cm słupa wody. Zmniejszenie tego ciśnienia, przy dostatecznym chłodzeniu, powoduje wzrost wymiarów prądnicy, a zatem i jej ciężaru, natomiast powiększenie — zmniejsza ciężar, ale jednocześnie zmniejsza ilość chłodzącego powietrza na dużej wysokości — co prowadzi do nadmiernego nagrzewania się. Znany jest wypadek, gdy samolotowy silnik elektryczny prądu stałego na obciążenie trwałe, chłodzony wentylatorem, na wysokości 15 000 m grzał się nadmiernie już przy biegu luzem, ponieważ wentylator nie mógł dostarczyć odpowiedniej ilości powietrza do odprowadzenia ciepła wytwarzanego nawet przy pracy bez obciążenia.

W tabeli nr 1 podane są charakterystyczne wielkości nowoczesnych prądnic samolotowych. Rys. 1 podaje porównanie wymiarów dwóch prądnic prądu stałego, samolotowej i przemysłowej.



Rys. 1. Porównanie wymiarów dwóch prądnic prądu stałego, samolotowej i przemysłowej: a — przemysłowa prądnica prądu stałego 20 KW, 1500 obr./min, 396 kG; b — samolotowa prądnica prądu stałego 40 KW, 3 000 obr./min, 120 V, 91 kG.

Typy prądnic. Jako źródła energii elektrycznej na samolocie mogą być zastosowane następujące typy prądnic:

1. Prądnice wytwarzające prąd stały o napięciu 30 lub 115 V.
2. Prądnice prądu stałego, wytwarzające prąd o podwójnym napięciu: 30 V do zasilania mniejszych odbiorników i 115 V do zasilania większych odbiorników.
3. Prądnice wytwarzające prąd zmienny o stałym napięciu i stałej częstotliwości. Większa część energii zużyta zostaje w tej formie, reszta zaś po przetworzeniu na inne napięcie i wyprostowaniu — jako prąd stały.
4. Prądnice wytwarzające prąd zmienny trójfazowy o napięciu około 30 V i o zmiennej częstotliwości, który następnie jest prostowany na prąd stały o napięciu 28 V.

Istnieje więcej możliwych kombinacji, które były stosowane na samolotach doświadczalnych, lecz wymienionym wyżej typom poświęca się obecnie największą uwagę.

Prądnice 30 V prądu stałego i zmiennego są proste w budowie i nie stwarzają niebezpieczeństwa porażenia dla użytkującego personelu. Są one zupełnie odpowiednie dla samolotów małych i średnich wymiarów. Gdy zapotrzebowanie na energię elektryczną jest bardzo duże, lub gdy sieci zasilające w dużych samolotach są długie, wówczas zastosowanie prądnicy 30 V jest nie wskazane, gdyż ciężar przewodów byłby bardzo duży na

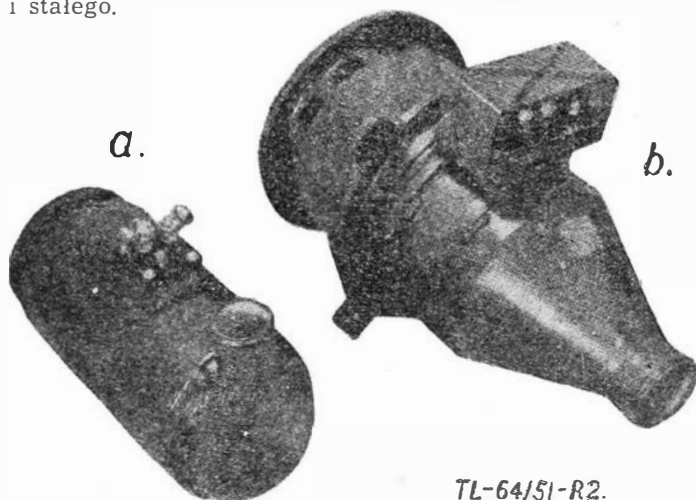
*) Materiały silikonowe produkowane są: z piasku, magnezu, węgla i ropy naftowej, podobnie jak pewne związki organiczne wysoko polimeryzujące, które pochodzą z węgla, powietrza i wody. Otrzymane dotychczas materiały silikonowe są stosowane jako izolatory stałe, plastyczne, płynne, olejowe, smary, emalie, lakiery itd. Jako materiały izolacyjne wyróżniają się dużą odpornością na temperaturę, wilgotność i starzenie się. Jako smary — małą zmianą lepkości z obniżeniem temperatury, posiadają niski punkt zamarzania, są niewrażliwe na wysoką temperaturę (−50, +250). Jako materiały płynne służą do impregnowania nieograniczonych substancji, jak tkanin szklanych i azbestowych oraz miki i ceramiki. Ponadto silikonów stanowią zabezpieczenie antykorozyjne dla metali, są niewrażliwe na kwasy i słoną wodę.

Bliższe szczegóły patrz artykuł „Silikony nowe materiały izolacyjne” Prof. I. Skowroński, „Przegląd Elektrotechniczny” 21.II.1948.

T a b e l a 1

Moc znamionowa	Napięcie znamionowe	Często- tliwość	Cos φ	Obroty znamionowe	Obroty maksymalne	Przebieżenie		Ciężar	Ciężarowa wydajność
						5 min 50%	5 sek 100%		
KVA lub KW	V	okr/sek		Obr/min	Obr/min	KVA lub KW	KVA lub KW	kg	W/kg
30 KVA	120/208	400	0,7	12 000	18 000	45 KVA	60 KVA	30	700
40 KVA	120/208	400	0,75	6 000	9 000	60 KVA	80 KVA	32,2	922
16 KVA	30	400 800	0,7	4 000 8 000				19	590
40 KVA	120/208	400	0,8	8 000	14 000			25	1 250
10 KW	28,5	—	—	4 500 10 000	11 000	15 KW		22,5	445
8,75 KW	120	—	—	5 400 11 200	12 000	14,5 KW	17,2 KW	35,4	250
6,75 KW 2 KW	120 28,5	—	—	4 000		10,12 KW 3,0 KW		56,5	155

skutek ograniczonego dozwolonego spadku napięcia i nagrzewania się przewodów. Na rys. 2 pokazane jest porównanie prądnic samolotowych prądu zmiennego i stałego.



TL-64/51-R2.

Rys. 2. Porównanie prądnic samolotowych: a — prądnica prądu stałego o mocy 8 KW i napięciu 28 V; b — prądnica prądu zmiennego trójfazowego, o mocy 40 KVA i napięciu 120/208 V.

Zastosowanie prądnic prądu stałego na 115 V przyczyniło się do wydatnego zmniejszenia ciężaru przewodów elektrycznych, lecz zwiększyło niebezpieczeństwo porażenia prądem załogi samolotu oraz w początkowym okresie stosowania, nastęrczało dużo trudności podczas wyłączania, na dużych wysokościach, odbiorników, mających dużą indukcyjność, ze względu na zmniejszającą się, z gęstością, opornością powietrza. W instalacjach 24 V stosowany jest akumulator jako rezerwowe źródło prądu. W instalacjach 115 V akumulator, jako rezerwowe źródło prądu, byłby znacznie cięższy od akumulatora stosowanego w układzie 24 V. Przy zastosowaniu prądnicy 115 V zwykle potrzebne jest również dodatkowo niskie napięcie (24 V) dla pewnych przyrządów, urządzeń kontrolnych, żarówek sygnalizacyjnych itp.

Prądnice prądu stałego o podwójnym napięciu łączą zalety prądnic opisanych wyżej, lecz komplikują nieco sieć rozdzielczą.

Prądnice prądu zmiennego trójfazowe, 120/208 V, są odpowiednim źródłem energii dla większości odbiorników. Zastosowanie ich zmniejsza ciężar przewodów, lecz również zwiększa niebezpieczeństwo porażenia prądem załogi samolotu. Przy porównaniu niebezpieczeństwa porażenia prądem 120 V prądu stałego i 120/208 V prądu zmiennego trójfazowego, 400-okresowego, systemów stosowanych obecnie na samolotach, decyduje wielkość napięcia i częstotliwość stosowanego prądu.

Działanie fizjologiczne prądu 400 okr/sek jest takie same, jak i 50 okr/sek przy dostatecznie dużej mocy źródeł zasilających. Wielkość wstrząsu elektrycznego zależy od wielkości przepływającego prądu. Oporność ciała ludzkiego waha się od 700 do 1000 omów, a opór powierzchniowy ciała, zależny od stanu skóry (mokra

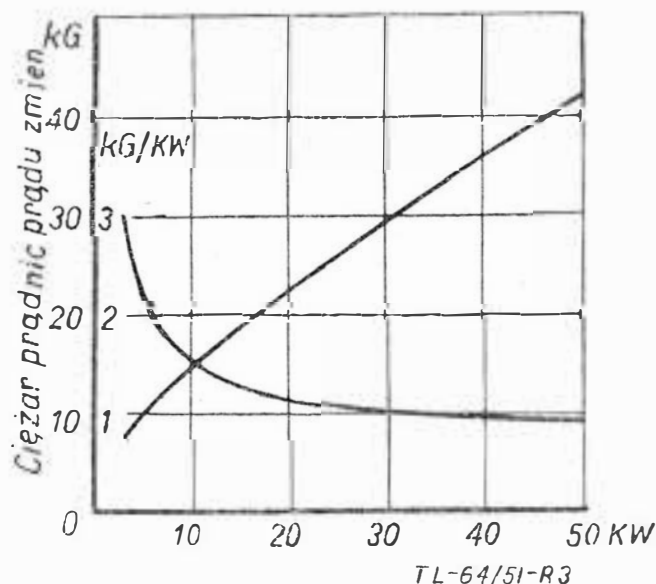
czy sucha) zmienia się od kilku do 50 000 omów lub więcej. Biorąc pod uwagę najmniejszy opór przy 120 V przez ciało może przepłynąć 120 mA. Największe natężenie prądu zmiennego, jakie może znieść zdrowy, dorosły człowiek, wynosi 9 mA, a przy prądzie stałym — 60 mA. Z powyższego widać, że prąd zmienny o napięciu 120/208 V jest 5 do 7 razy bardziej niebezpieczny niż prąd stały o napięciu 120 V.

Przy zastosowaniu wyższych napięć na samolotach, konstruktorzy sprzętu elektrycznego muszą zwrócić uwagę na właściwe zaprojektowanie, a użytkownicy na odpowiednie przeszkolenie personelu obsługującego.

Gdy prądnice prądu zmiennego mają być napędzane przez silniki lotnicze, to celem umożliwienia równoległej pracy, wymagają specjalnych urządzeń, utrzymujących ich stałe liczby obrotów, niezależnie od obrotów silników. Urządzenia te zwiększają znacznie ciężar instalacji elektrycznej, a z powodu skomplikowanej budowy nie są pewne w działaniu. Posiadają one niekiedy akumulator hydrauliczny, którego energią można obracać prądnice dostatecznie długo, aby uruchomić silnik lotniczy. Napędzanie tych prądnic pomocniczymi silnikami spalinowymi eliminuje potrzebę stosowania urządzeń utrzymujących stałe obroty choć urządzenia te są znacznie lżejsze od silników pomocniczych.

Ogólnie biorąc zastosowanie prądu zmiennego zmniejsza kłopoty, związane z komutacją na dużych wysokościach, przez co zmniejsza koszty eksploatacyjne. Nie eliminuje ich jednak całkowicie, gdyż wzbudnice mają komutatory, a pierścienie ślizgowe wymagają również szczotek.

Przy stosowaniu prądu zmiennego zachodzi również potrzeba używania prądu stałego niskiego napięcia do urządzeń kontrolnych itp. Prąd ten można łatwo otrzy-



Rys. 3. Ciężar prądnic samolotowych prądu zmiennego, sztucznie chłodzonych, w funkcji mocy.

mać przez zastosowanie transformatora i prostownika, sprzęt ten jednak powiększa ciężar instalacji elektrycznej.

Na rys. 3 pokazany jest wykres ciężarów prądnic prądu zmiennego chłodzonych sztucznie, w zależności od mocy.

Moc i liczba prądnic. O liczbie prądnic na danym samolocie decyduje ich niewrażliwość na uszkodzenie oraz wymagana rezerwa mocy. Pożądane jest, aby na każdym silniku lotniczym była jedna prądnica, aby w wypadku uszkodzenia jednego z nich, nie było zbyt dużego ubytku w wytwarzanej mocy elektrycznej. Z punktu widzenia ekonomii ciężaru, pożądane jest, aby samolot nie posiadał zbyt dużych źródeł energii elektrycznej. Jako górną granicę rezerwowej mocy przyjmuje się 100 procent, nawet dla samolotów wojskowych. Pożądane jest tak wybrać moc prądnic, by każda z nich była w stanie zasilić największy odbiornik, lub grupę odbiorników, które muszą być uruchomione jednocześnie. Przy równoległej pracy prądnic wymagane to wydaje się być zbędne, jest jednak pożądane na wypadek uszkodzenia jednej z prądnic.

Obciążenie elektryczne może być podzielone na dwie zasadnicze grupy: 1. obciążenia niezbędne podczas lotu, oraz 2. wszystkie pozostałe obciążenia.

Przy obliczaniu wielkości rezerwowej mocy, podział ten jak i stopień ważności poszczególnych odbiorników powinien być wzięty pod uwagę, gdyż odbiorniki mniej ważne mogą być wyłączane w wypadku niedziałania jednej z prądnic. W przybliżeniu można przyjąć, że moc prądnic dla danego samolotu wyrażona w kilowatach, powinna być równa całkowitemu jego ciężarowi, wyrażonemu w tonach. Przy wyznaczaniu mocy prądnic w zależności od mocy silników lotniczych, przewidywane, że 3% mocy silnika powinno być zarezerwowane do napędu prądnic.

Akumulator w instalacji niskonapięciowej prądu stałego jest bardzo pożyteczny, ponieważ można z niego czerpać w ciągu krótkiego czasu dużo prądu. Jego głównym zadaniem jest zasilanie odbiorników, gdy prądnice nie pracują, a ponadto pomaga prądnicom przy szczytowych obciążeniach oraz zmniejsza zakłócenia radiowe, wytwarzane przez komutatory maszyn, regulatory napięcia itp. Pojemność akumulatorów może być znacznie zmniejszona dla samolotów startujących i lądujących z lotnisk dobrze wyposażonych, wówczas rozrusznik silnika i urządzenia radiowe mogą być podczas postoju silników lotniczych zasilane z akumulatora lotniskowego. Nie dotyczy to samolotów wojskowych, które z reguły startują z lotnisk polowych, nie posiadających tych udogodnień. Na dużych samolotach często rolę akumulatora spełnia pomocniczy zespół spalinowo-elektryczny. W tym przypadku akumulator powinien mieć pojemność wystarczającą do uruchomienia silnika pomocniczego, a pracując równolegle z prądnicami zwiększa stabilizację układu oraz filtruje zakłócenia. Ogólnie biorąc pojemność akumulatora dla danego samolotu jest uwarunkowana wielkością prądu pobieranego przez rozrusznik silnika lotniczego. Przy wyznaczaniu pojemności akumulatora należy wziąć pod uwagę szereg czynników jak: moc rozrusznika, moc dodatkowych odbiorników, które muszą być zasilane z akumulatora oraz temperaturę otoczenia. Ten ostatni czynnik jest ważny, gdyż z obniżeniem się temperatury lepkość oleju smarującego silnik rośnie, a zatem wzrasta moc pobierana na pokonanie tarcia, ponadto zaś z obniżeniem temperatury maleje pojemność akumulatora.

Porównanie prądnic prądu stałego na napięcia 24 i 115 V. Prądnice na napięcie 115 V będą lepsze od prądnic 24 V dzięki mniejszemu komutatorowi i mniejszym szczotkom. Komutacja dużych prądów przy niskim napięciu jest trudniejsza i mniej pewna w działaniu od komutacji małych prądów przy 115 V.

Na samolotach bardzo dużych równoległa praca większej liczby prądnic 24 V o łącznej mocy około 60 KW, byłaby niepraktyczna. Niecelowe byłoby rów-

nież projektowanie prądnicy 28 V o mocy około 30 KW z powodu trudności jakie powstałyby przy komutacji tak dużych prądów. Obecnie prądnice 115 V są co najmniej o 15% lepsze od równoważnych prądnic 24 V.

Porównanie prądnic prądu zmiennego i stałego. Najważniejszymi zaletami prądu zmiennego są: prosta budowa prądnic i silników, łatwość zmiany użytkowego napięcia przy pomocy transformatorów (które są sprawniejsze i lżejsze od przetwornic), niższe koszty konserwacji (silniki nie mają komutatorów). Do zalet prądu stałego należą: prądnice mogą być napędzane bezpośrednio przez silniki lotnicze, bez stosowania urządzeń utrzymujących stałą liczbę obrotów; równoległa praca prądnic jest względnie łatwa; ciężar prądnicy prądu zmiennego o stałej liczbie obrotów jest mniejszy od ciężaru porównywalnej prądnicy prądu stałego, ale o zmiennej liczbie obrotów; jeśli jednak uwzględnić ciężar urządzenia utrzymującego stałe obroty prądnicy prądu zmiennego, to okaże się, że prądnica prądu stałego jest lepsza.

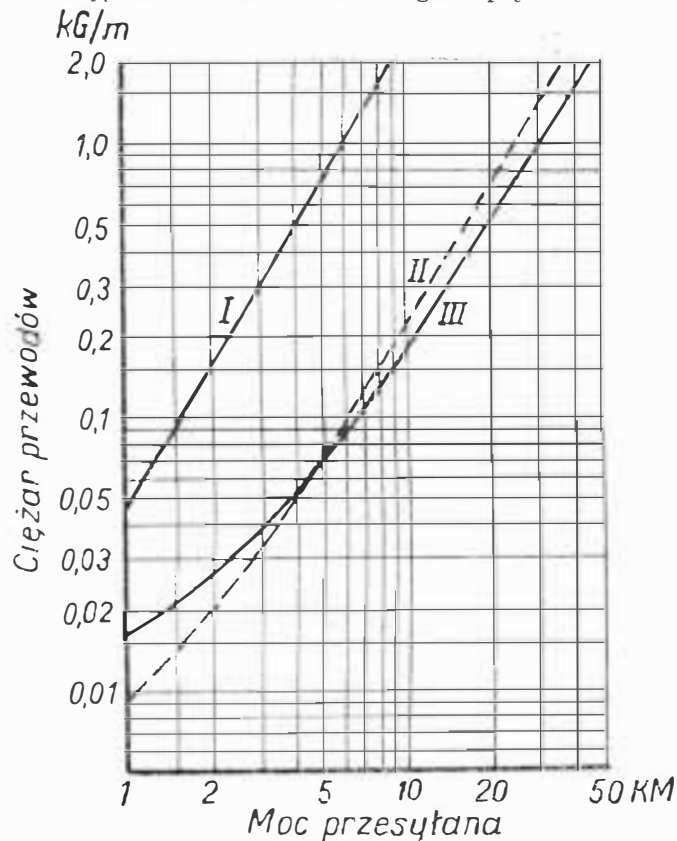
Przy prądzie zmiennym prócz skomplikowanego urządzenia utrzymującego stałą częstotliwość dochodzą jeszcze kłopoty z równoległą pracą prądnic, którą przy 400 okssek można osiągnąć przez zastosowanie bardzo złożonego urządzenia synchronizującego. Nie, kiedy dla uniknięcia równoległej pracy prądnic prądu zmiennego odbiorniki energii elektrycznej na samolocie są podzielone na poszczególne prądnice. Aby jednak w razie uszkodzenia jednej z nich wszystkie odbiorniki były zasilane, przewiduje się automatyczne urządzenia przełączające odbiorniki z uszkodzonej prądnicy na inne. W tym przypadku moc każdej prądnicy musi być dwukrotnie większa, aby móc zasilać również odbiorniki prądnicy uszkodzonej. Wymiary takiej prądnicy łącznie z urządzeniem utrzymującym stałą częstotliwość nie pozwolą jej zabudować bezpośrednio na silniku, a zatem dojdzie jeszcze ciężar wałka napędzającego oraz dodatkowej konsoli. Urządzenia przełączające powinny działać szybko, aby nie było przerwy w pracy poszczególnych odbiorników. Pewność działania instalacji elektrycznej tego typu jest wątpliwa i nie może być porównywana z instalacją elektryczną na prąd stały.

Prądnice prądu zmiennego napędzane przez silniki spalinowe pomocnicze pracują równolegle dobrze. Na dużych samolotach zespoły takie są używane jako rezerwowe źródło na wypadek uszkodzenia zasadniczej instalacji elektrycznej. Zespoły spalinowo-elektryczne mogłyby być korzystnym rozwiązaniem wielu problemów elektrycznych, lecz sprawne wykorzystanie ich mocy jest niemożliwe gdy silnik spalinowy ma pracować przy stałych obrotach. Średnie obciążenie prądnicy podczas długiego lotu może wynosić mniej niż 30% szczytowego obciążenia. Gdy obciążenie elektryczne zostanie zmniejszone o 75%, zużycie paliwa zmniejszy się zaledwie o około 36%. Drugą przyczyną niewłaściwego wykorzystania paliwa w silnikach pomocniczych jest utrata ich mocy wraz z wysokością lotu oraz konieczność przewidywania, na wysokości, wystarczającej mocy silnika, aby można było brać z prądnicy jej chwilową maksymalną moc. Z powyższych powodów moc pomocniczego silnika musi być znacznie większa od mocy nominalnej prądnicy. Np. dla szczytowej mocy prądnicy 50 KW, pracującej na wysokości 6500 m, wymagana moc silnika pomocniczego wynosi 175 KM. Z tych 175 KM średnio podczas lotu będzie zużywane 15 KM (30% mocy prądnicy), silnik zaś będzie zużywał 64% paliwa, potrzebnego przy pełnym wykorzystaniu silnika (175 KM). Zużycie paliwa w silnikach pomocniczych może być znacznie zmniejszone przez zmianę obrotów przy zmianie obciążenia. Oszczędność ta może być osiągnięta po zastosowaniu dla silnika pomocniczego regulatora obrotów bardzo czułego na zmianę obciążenia. Ze względu na zmieniające się obroty, oszczędność na paliwie może być osiągnięta przy zastosowaniu prądnicy prądu stałego, przystosowanej do zmiany obrotów.

Sieć elektryczna

Sieć elektryczna na samolocie składa się z przewodów elektrycznych i z całego szeregu urządzeń pomocniczych, jak tablic rozgałęźnych, wyłączników, urządzeń zabezpieczających itp. Sieć elektryczna prócz zasadniczej funkcji tj. przewodzenia prądu od źródeł do odbiorników bez nadmiernego nagrzewania przewodów lub dużych spadków napięć, powinna być dostatecznie mocna mechanicznie, elastyczna oraz mieć izolację niewrażliwą na paliwo, oleje i wysokie temperatury.

Przy prądzie stałym sieci elektryczne mogą być jedno- lub dwuprzewodowe. W sieciach jedнопrzewodowych, na samolotach o konstrukcji metalowej, od odbiorników prowadzi się tylko przewody plusowe, przewody zaś minusowe źródeł energii jak i odbiorników łączy się z masą samolotu, a konstrukcja samolotu wykorzystana jest jako przewód powrotny. Sieć jedнопrzewodowa w porównaniu z dwuprzewodową daje duże oszczędności na przewodach i innych materiałach instalacyjnych. Oszczędność ta będzie tym większa, im bardziej jest rozbudowana instalacja elektryczna. Średnio można przyjąć, że oszczędność na ciężarze materiałów instalacyjnych na samolocie w sieci jedнопrzewodowej może wynosić od 10 do 35%. Jest to dość dużo, jeśli się weźmie pod uwagę, że ciężar przewodów na samolocie wynosi około 25% całego ciężaru instalacji elektrycznej. Oszczędności na ciężarze przewodów wzrastają ze wzrostem stosowanego napięcia.



TL-64/51-R4

Rys. 4. Zmiany ciężaru przewodów w zależności od przesyłanej mocy w KM; I — Instalacja jedнопrzewodowa 28 V prądu stałego (z jednym przewodem umasionym), II — Instalacja jedнопrzewodowa 120 V prądu stałego (z jednym przewodem umasionym), III — Instalacja 200 V prądu zmiennego trójfazowego, $\cos \varphi = 0,8$.

Na rys. 4 pokazany jest ciężar porównawczy przewodów elektrycznych w kg/m w zależności od przesyłanej mocy w KM dla trzech różnych systemów. Charakterystyczną cechą jest wielka różnica w ciężarze przewodów przy porównaniu wysokiego i niskiego napięcia oraz korzyści, ze stosowania prądu zmiennego trójfazowego 208 V w stosunku do prądu stałego 115 V w sieci jedнопrzewodowej, gdy moc przenoszona przekracza 4,5 KM. Na dużych samolotach oszczędności na

ciężarze przewodów przewodzących duże prądy (do rozrusznika, silnika chowającego podwozie, silnika do napędu wieżyczki strzeleckiej itp.), mogą wynosić około 80%, gdy zamiast instalacji 24 V zastosować 115 V prądu stałego.

Ciężar przewodów elektrycznych. Większość przewodów na obecnych samolotach jest obliczona na dozwolony spadek napięcia. Ciężar żyły przewodu obliczonej dla danego spadku napięcia teoretycznie zmienia się odwrotnie proporcjonalnie do kwadratu napięcia, a obliczonej na grzanie zmienia się odwrotnie proporcjonalnie do napięcia. Zwiększając napięcie można osiągnąć zysk na ciężarze przewodów, ale tylko do pewnej granicy, gdyż najmniejszy przekrój przewodu uwarunkowany jest względami wytrzymałości mechanicznej. Co więcej, gdy przekroje przewodów maleją na skutek podwyższenia napięcia, wzrasta liczba przewodów, których przekroje obliczane są na grzanie, zamiast na dozwolony spadek napięcia.

Izolacja większości przewodów samolotowych jest wystarczająca dla dozwolonego wyższego napięcia, które są obecnie proponowane. Z dużym przybliżeniem można przyjąć, że ciężar izolacji przewodów oraz rurek do prowadzenia przewodów zmienia się odwrotnie proporcjonalnie do napięcia, natomiast ciężar przewodów o minimalnym przekroju (ze względu na wytrzymałość mechaniczną), ich izolacja i rurki są niezależne od wielkości stosowanego napięcia.

Sieć elektryczną dla pewnego ośmiosilnikowego samolotu obliczono w dwu wariantach: a) przy maksymalnym stopniu zelektryfikowania — ciężar przewodów i szyn zbiorczych dla instalacji 24V wynosił 1000 kG, a dla instalacji 115 V — 410 kG; b) przy minimalnym stopniu zelektryfikowania całkowity ciężar przewodów dla instalacji 24 V wynosił 500 kG, a dla 115 V — 270 kG. Zysk na ciężarze przewodów w pierwszym przypadku wynosił 590 kG, a w drugim — 230 kG. Z powyższego zestawienia widać, iż dla dobrego wykorzystania przewodów elektrycznych pod względem ciężarowym instalacja elektryczna na samolocie powinna mieć dostatecznie wysokie napięcie, tak, aby większość przewodów była obliczona na grzanie, lub też miała minimalny przekrój.

Porównanie ciężaru przewodów prądu stałego i zmiennego. Sieć elektryczna prądu zmiennego trójfazowego, dla obecnie budowanych samolotów, wypada znacznie cięższa od ciężaru sieci prądu stałego o podobnym, pod względem wielkości, napięciu z następujących powodów:

1. Prąd zmienny wymaga trzech przewodów dla każdego trójfazowego obwodu. Przy prądzie stałym, gdy konstrukcja metalowego samolotu wykorzystana jest jako przewód powrotny — tylko jednego. Zastosowanie prądu zmiennego trójfazowego do sieci, w której przewody przy napięciu 115 V prądu stałego mają minimalne przekroje (ze względu na wytrzymałość mechaniczną), spowoduje trzykrotny wzrost ciężaru w tych obwodach.

2. Silniki elektryczne prądu zmiennego 400 okr/sek mają współczynnik mocy w granicach od 40 do 70%. Kondensatory poprawiające współczynnik lub zwiększenie przekrojów przewodów dla przenoszenia mocy bezwzględnie spowodują powiększenie ciężaru przewodów od 5 do 10%.

3. Ciężar tablic rozgałęźnych, gniazd i wtyczek, rurek na przewody itp. będzie większy dla prądu zmiennego trójfazowego trzyprzewodowego niż dla prądu stałego, mającego jeden przewód, gdyż drugim jest konstrukcja samolotu.

W rezultacie ciężar sieci prądu trójfazowego na napięcia 120/208 V jest znacznie wyższy od ciężaru sieci prądu stałego. Dla samolotów przyszłości, które będą prawdopodobnie potrzebowały kilkunastu kilowatów mocy elektrycznej może nawet zaistnieć potrzeba zastosowania prądu stałego 230 V lub 230/115 V.

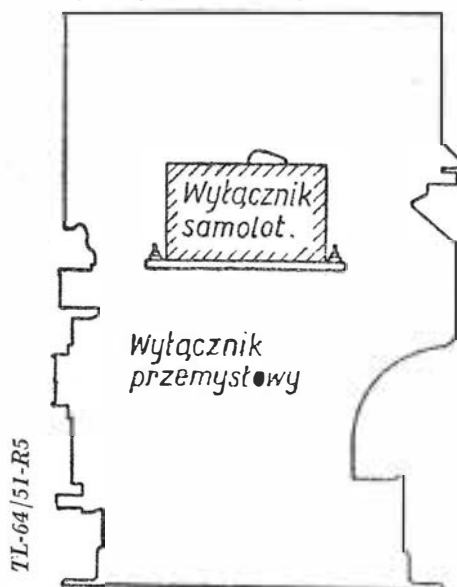
Pewność działania instalacji elektrycznej w dużym stopniu zależy od jej prostego wykonania. Jednoprze-

wodowa sieć elektryczna prądu stałego z pewnością pod tym względem osiągnęła maksimum, dzięki czemu załoga samolotu może szybko poznać jej działanie i usuwać ewentualne mniejsze uszkodzenia podczas lotu. Proste wykonanie ułatwia produkcję, zmniejsza koszty montażowe jak i eksploatacyjne.

Wprowadzenie prądu zmiennego trójfazowego skomplikowałoby znacznie instalację elektryczną i dla zapewnienia ciągłości jej pracy podczas lotu personel obsługujący musiałby być dłużej szkolony. Zastosowanie prądu stałego o napięciu 115 V nie wprowadza natomiast, w porównaniu do napięcia 28 V, zasadniczo nowej techniki użytkowania.

Sprzęt wyłączający. Zasady projektowania wyłączników lotniczych na prąd stały 24 V i 115 V oraz na prąd zmienny 120/208 V są zasadniczo różne. Szeroko rozpowszechnione mniemanie, że wyłączanie prądu stałego o napięciu 115 V jest trudne, spowodowane jest niezadawalającym działaniem wyłączników, zaprojektowanych na 24 V, a stosowanych w obwodzie na 115 V. Gęstość powietrza ma znaczny wpływ na łuk i powinna być brana pod uwagę, gdy samolot ma latać na dużych wysokościach. Wyłącznik migowy, mający szczelinę międzykontaktową 1,8 mm, obliczony na 10 A przy 24 V, może wyłączyć mniej niż 1 A przy 115 V. Prąd stały o napięciu 115 V i natężeniu 3 A w obwodzie indukcyjnym, podtrzymuje łuk elektryczny w szczelinie międzykontaktowej, wynoszącej 3,2 mm. Z tego powodu konstruktorzy sieci pokładowej obawiali się stosowania na samolotach prądu stałego o napięciu 115 V. Problem ten został jednak pomyślnie rozwiązany przez zastosowanie środków do gaszenia łuków, jak: wielokrotna przerwa iskrowa, magnetyczne gasiki łuku, wkładanie stałej izolacji pomiędzy kontakty, hermetyczne obudowanie przerwy iskrowej z zastosowaniem próżni lub gazu obojętnego.

Obecnie są już produkowane wyłączniki jednobiegunowe z dwiema przerwami, do odłączania prądu stałego 110 ÷ 220 V o natężeniach 2,5 A, 5 A i 10 A do wysokości 13 000 m. Wyłączniki te są wykonane w ten sposób, że izolator stały jest wstawiany jako przegroda między kontaktami i skutecznie gasi łuk. Przy jednakowej mocy odłączanej, wyłączniki te są lżejsze od wyłączników wykonanych na 28 V. Na rys. 5 pokazany jest szkic porównawczy wymiarów wyłącznika elektrycznego lotniczego i przemysłowego.



Rys. 5. Porównanie wielkości wyłącznika samolotowego i przemysłowego.

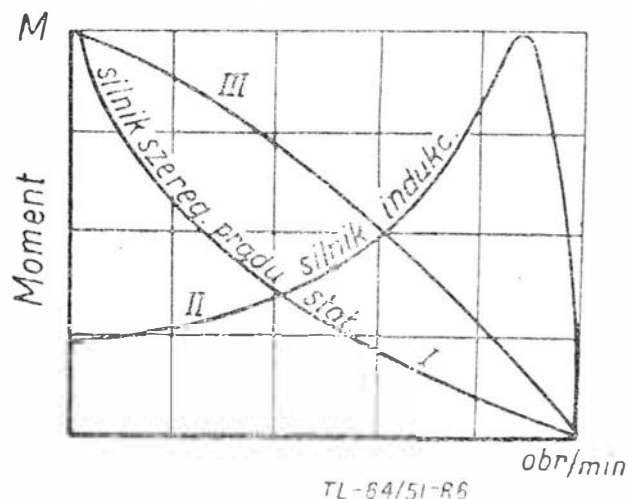
Są również produkowane wyłączniki z magnetycznym gasikiem łuku na obciążenie 10 A przy 115 V prądu stałego, przystosowane do pracy na wysokości do 13 000 m. Ciężar magnesu gaszącego łuk na wyłączniku wynosi około 3 G.

Wyłączniki trójbiegunowe na prąd zmienny są cięższe i bardziej skomplikowane niż wyłączniki jednobiegunowe, stosowane w obwodach prądu stałego.

Ostatnio poświęcono dużo czasu na opracowanie i wykonanie wyłączników hermetycznych. Wyłącznik taki z kontaktami zamkniętymi w komorze z wodorem lub innym odpowiednim gazem pod ciśnieniem, posiada dodatkową zaletę, że nie podlega niszczącemu działaniu przy zmianie wysokości, wilgotności, kurzu. Jego kontakty nie utleniają się. Wykonano np. mały hermetycznie zamknięty wyłącznik o średnicy 6,5 mm i długości 50 mm. Kontakty są zamknięte w atmosferze wodoru i uruchamianie zewnętrznym magnesem. Wyłącznik ten wyłącza zadawalająco więcej niż 1 A przy 115 V prądu stałego, którego stosunek indukcyjności do oporności wynosi 0,2. Ten sam wyłącznik przystosowany jest do elektromagnetycznego działania jako przełącznik.

Odbiorniki energii elektrycznej

Silniki elektryczne znalazły bardzo szerokie zastosowanie na samolotach do takich celów jak: rozruch silników lotniczych, chowanie i wysuwanie podwozia, napęd wieżyczki strzeleckiej, zmiana położenia klap, napęd pomp, urządzeń odladzających, chowanie i wysuwanie reflektorów do oświetlenia terenu lądowania itp. Większość z nich pracuje tylko dorywczo, to też materiały w nich są jeszcze w większym stopniu wykorzystane niż w prądnicach. Chociaż silniki stanowią



Rys. 6. Zależność momentu w funkcji obrotów dla silnika szeregowego prądu stałego oraz dla silnika indukcyjnego zwartego.

zaledwie 20% ogólnego wyposażenia elektrycznego na samolocie, to mogą pobierać około 75% całkowitego obciążenia. Silniki elektryczne stosowane na samolotach muszą być lekkie. Cel ten można osiągnąć przez: a) zastosowanie dużych obrotów, b) użycie materiałów izolacyjnych, odpornych na wysokie temperatury, c) zastosowanie lekkich stopów na części konstrukcyjne. Obroty rzędu 10 000 obr/min są bardzo często stosowane, a w małych silnikach do pomp paliwowych dochodzą do 20 000 obr/min.

Silniki prądu stałego nadają się do wszechstronnego zastosowania, są pewne w działaniu, mają łatwą regulację obrotów, a silniki szeregowo mają duży moment rozruchowy. Główną wadą silników prądu stałego jest to, że posiadają komutatory, które iskrząc powodują zakłócenia w odbiorze radiowym.

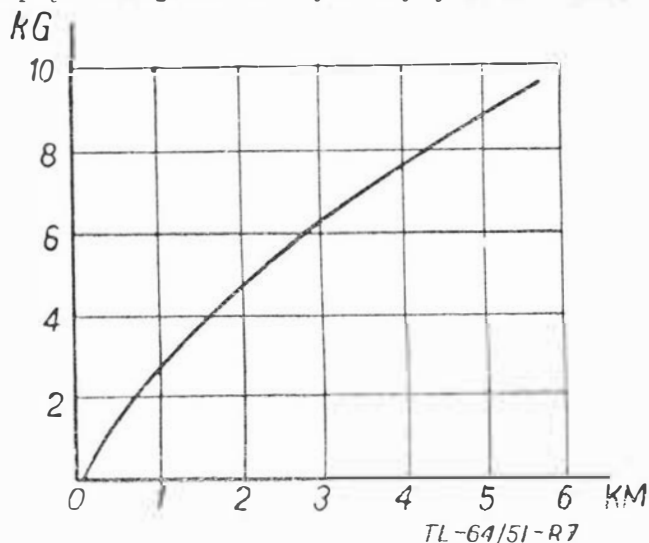
Silniki prądu zmiennego są proste w budowie, nie posiadają komutatorów, a więc nie powodują zakłóceń w odbiorze radiowym, są szczególnie odpowiednie w urządzeniach, wymagających dużych obrotów, a gdzie wielkość momentu rozruchowego nie odgrywa dużej roli, mają dużą sprawność. Do wad ich można zaliczyć brak regulacji obrotów oraz mały moment rozruchowy.

Na rys. 6 pokazane są typowe zależności momentu w funkcji obrotów dla silnika szeregowego prądu stałego oraz dla silnika prądu zmiennego. Z krzywych

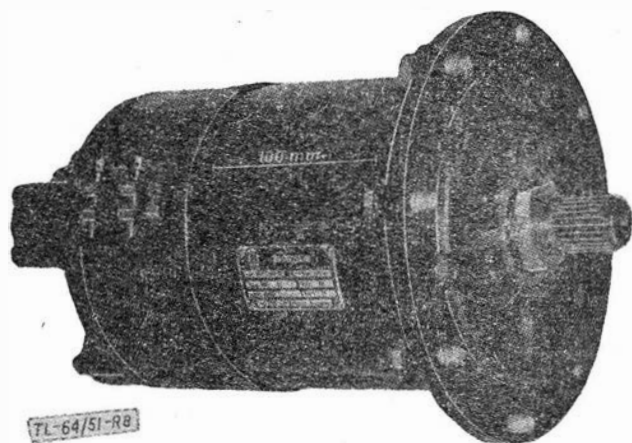
tych widać, że silnik szeregowy ma największy moment przy rozruchu, który następnie stopniowo maleje ze wzrostem obrotów. Silnik indukcyjny prądu zmiennego ma przy rozruchu względnie mały moment, który stopniowo rośnie ze wzrostem obrotów i osiąga wielkość maksymalną nieco poniżej obrotów synchronicznych, po czym gwałtownie spada do zera przy obrotach synchronicznych. Wprawdzie silnik prądu zmiennego nie może mieć charakterystyki podobnej do silnika szeregowego prądu stałego, jednakże wirnik może być tak wykonany, że jego moment będzie maksymalny przy rozruchu i będzie spadał ze wzrostem obrotów (krzywa III na rys. 6). Rozwiązanie takie pogarsza jednak sprawność silnika.

Ogólnie biorąc ciężary silników prądu stałego dla dużych momentów rozruchowych i momentów szczytowych podczas pracy będą mniejsze niż dla silników prądu zmiennego. Np. silnik prądu stałego o mocy 2 do 3 KM może dać moc szczytową około 8 KM, podczas gdy silnik prądu zmiennego musiałby mieć dla takiej mocy szczytowej moc około 4 KM.

Dla silników pracujących dorywczo sprawność nie jest ważna, ponieważ strata mocy z tego powodu jest znikoma. Ciężar sprzętu pracującego dorywczo może być zmniejszony przez zaprojektowanie na małą sprawność i uzyskana oszczędność na ciężarze w zupełności usprawiedliwia takie zaprojektowanie. Tylko w przypadku, gdy szczytowa moc silnika zbliża się do szczytowej mocy prądnicy, sprawność silnika jest czynnikiem decydującym przy projektowaniu. Sprawność silników prądu stałego na napięcie 115 V jest wyższa od odpowiednich silników na napięcie 24 V z powodu mniejszych strat pod szczotkami. Dla danej mocy silnik prądu stałego na 115 V jest lżejszy od równoważne-



Rys. 7. Zależność ciężaru samolotowych silników indukcyjnych czterobiegunowych trójfazowych w zależności od ich mocy.



Rys. 8. Silnik prądu stałego 35 KM, 120 V, ciężar 25 kG.

go silnika na niskie napięcie z powodu mniejszego komutatora i szczotek. Na rys. 7 pokazany jest wykres ciężaru silników indukcyjnych czterobiegunowych, trójfazowych, w zależności od ich mocy. Na rys. 8 pokazany jest silnik prądu stałego 35 KM, 120 V.

Na rys. 8 pokazany jest silnik prądu stałego 35 KM, 120 V.

Urządzenia radiowe. Często spotyka się opinię, że prąd zmienny jest najodpowiedniejszy do zasilania urządzeń radiowych, natomiast prąd stały nie nadaje się z powodu trudności, jakie występują przy otrzymywaniu różnych napięć. Opinia ta jest niesłuszna, ponieważ sprzęt radiowy zasadniczo wymaga prądu stałego, który otrzymuje się z prądu zmiennego po wyprostowaniu i przefiltrowaniu. Konstruktorzy samolotowych urządzeń radiowych, w większości przypadków, nie korzystają z dostępnych lamp radiowych na niskie napięcie i wobec tego muszą stosować ciężkie i mało sprawne przetwornice, dające wyższe napięcie. Obecnie pewna liczba samolotowych odbiorników radiowych, a nawet niektóre nadajniki posiadają lampy radiowe, pracujące przy napięciu 24 V prądu stałego prócz lamp mocy wyjściowej, które wymagają wyższego napięcia. Urządzenia w ten sposób zaprojektowane wykazały, że są równie dobre jak i zasilane z przetwornic. Napięcie 115 V prądu stałego może być wykorzystane z jeszcze większą łatwością.

Oświetlenie. Przy projektowaniu żarówek małej mocy na napięcie 24 V włókno było wyciągane na minimalną średnicę, a w pewnych przypadkach było wytrawiane dla zmniejszenia średnicy. Gdy zaproponowano przejście na wyższe napięcie, konstruktorzy żarówek twierdzili, że włókno będzie za słabe. W wielu przypadkach moce żarówek były za małe i dążono do ich powiększenia. Przy zastosowaniu wyższego napięcia, dla zwiększenia moce żarówek, należało powiększyć tylko długość włókna. Żarówka 50 W na 115 V może mieć tę samą średnicę włókna jaka jest stosowana

Tabela 2

Części składowe instalacji	Typ instalacji		
	24 V prąd stały, prądnice samouzbuź.	120 V prąd stały, prądnice samouzbuź.	120/208 V 400 okr/sek 3 fazy ze wzбудnicą
	kG	kG	kG
1. Prądnica	68,0	51,0	36,0
2. Regulator napięcia	2,6	2,6	1,0
3. Wyłącznik główny prądnicy	2,6	2,6	2,2
4. Wałek napędzający od silnika	6,8	6,8	6,8
5. Urządzenie utrzymujące stałe obroty prądnicy	—	—	11,0
6. Ciężar pozycji od 1 do 5	80,0	66,0	90,0
7. Całkowity ciężar czterech jednostek	320,0	264,0	360,0
8. Całkowity ciężar akumulatora	25,0	25,0	25,0
9. Dwie prądnice prądu stałego 6 KW 28 V	0	45,0	45,0
10. Dwie prądnice jednofazowe 12 KVA 400 okr/sek	135,0	135,0	—
11. Cztery komplety autom. urządzeń synchr.	—	—	18,0
12. Ciężar głównych przewodów zasilających	190,0	25,0	30,0
13. Całkowity ciężar bez odbiorników	670,0	500,0	478,0

w żarówkach 15 W przy napięciu 24 V. Po przejściu na wyższe napięcie będą trudności przy produkcji włókien dla żarówek o małej mocy. Przy produkcji żarówek na 115 V do reflektorów pokładowych, występują raczej trudności przy wykonaniu wsporników włókien. Przeprowadzone próby z pewną liczbą żarówek na 115 V w warunkach zbliżonych do pracy na samolocie, wykazały, że żarówki mające odpowiednie zamocowanie włókien, pracowały co najmniej 250 godzin. Dla zwiększenia trwałości żarówek, spełniających specjalnie ważne zadania, można je zabudować na podstawie amortyzującej wstrząsy. Przy zastosowaniu prądu zmiennego dla otrzymania równomiernego obciążenia faz, żarówki dzieli się na różne fazy. Dla żarówek o dużej mocy, dla otrzymania równomiernego obciążenia stosuje się włókna trójfazowe.

PORÓWNANIE CIĘŻAROWE RÓŻNYCH TYPÓW INSTALACJI ELEKTRYCZNYCH

Ponieważ ciężar elektrycznego sprzętu odgrywa bardzo dużą rolę w lotnictwie, przeto w tabeli nr 2 są podane porównawcze ciężary trzech różnych typów instalacji elektrycznych, obliczonych dla dużego bombowca o ogólnym ciężarze około 70 000 kG. Pobierana moc stała wynosiła 60 KW.

Z powyższego zestawienia wynika, że pod względem ciężarowym dla bardzo ciężkich samolotów najodpo-

wiedniejszy jest prąd zmienny, trójfazowy o napięciu 120/208 V. Prąd zmienny można dzięki transformatorom łatwo zmieniać na wyższe napięcie i po wyprostowaniu zasilac niektóre urządzenia, pracujące pewniej przy prądzie stałym niskiego napięcia.

WNIOSKI

Silniki indukcyjne są proste i silne w budowie, nie mają komutatorów. Najpoważniejszą przeszkodą stosowania prądu zmiennego jest brak zadawalających środków, zapewniających równoległą pracę prądnic, napędzanych przez silniki lotnicze.

Stosowanie prądu stałego o napięciu 115 V posiada wiele zalet, szczególnie po opanowaniu trudności komutacji na dużych wysokościach. Prąd stały daje pewną kontrolę różnych urządzeń, łatwą regulację obrotów silników elektrycznych, łatwą równoległą pracę prądnic.

Dla dużych samolotów, niezależnie od wysokości, na których mają one latać, napięcie prądu stałego 115 V jest praktyczniejsze od napięcia 24 V i od prądu zmiennego trójfazowego, 120/208 V, 400 okr./sek.

Wprawdzie istnieje pewna ilość problemów przy stosowaniu wysokiego napięcia prądu stałego i zmiennego, to jednak te dla prądu stałego nie są trudne, podczas gdy zadawalające rozwiązanie dla wielu problemów prądu zmiennego jest kwestionowane.

Artykuł wpłynął dnia 20 listopada 1951 r.

Prof. J. H. TEISSEYRE
Wrocław

Obliczenie rozkładu wyporu wzdłuż rozpiętości skrzydła

Część II.

W pierwszej części niniejszej pracy określony został rozkład wyporu wzdłuż rozpiętości płata dla trzech rodzajów skrzydeł, nieskręconych aerodynamicznie lub geometrycznie. W szczególności obliczono rozkład wyporu dla skrzydła eliptycznego, prostokątnego i trapezowego.

Druga część niniejszej pracy zajmuje się dalszymi przykładami rozkładu wyporu wzdłuż rozpiętości na skrzydłach skręconych geometrycznie i aerodynamicznie, z omówieniem przykładów skrzydła skręconego trapezowego, skrzydła skręconego trapezowego z gondolami, skrzydła skręconego z wychylonymi kłanami lub lotkami. Podaje również obliczenie współczynnika momentu i położenie wypadkowej wzdłuż rozpiętości. Treść uzupełniona jest przykładem liczbowym.

1. Wstęp

Obecnie zajmujemy się problemem skrzydła skręconego (geometrycznie lub aerodynamicznie), który to przypadek bardzo często zachodzi w praktyce. Skreślenie takie polega na tym, że kolejne przekroje płata (idąc od nasady ku końcowi skrzydła) mają stale zmieniający się kąt natarcia, już to na skutek obrotu jednego przekroju względem drugiego (skręcenie geometryczne) już to na skutek obu tych czynników razem wziętych. Z tego powodu współczynnik wyporu każdego z kolejnych „przekrojów” płata (przy pewnym określonym kącie natarcia przekroju środkowego) jest stopniowo zmienny w porównaniu do takiego samego współczynnika wyporu przy skrzydle nieskręconym. Oczywiście i całkowity wypór skrzydła skręconego różni się od wyporu skrzydła nieskręconego — biorąc za podstawę kąt natarcia profilu środkowego (nasadowego) taki sam, jak dla płata nieskręconego. Stosowany najczęściej układ skrzydła składający się z jednej rodziny profili o różnej grubości — na skutek zmniejszenia na nich cięciwy zerowego wyporu — należy do typu o skręceniu aerodynamicznym.

Jako przykład rozpatrzmy skrzydło skręcone trapezowe, o takiej samej charakterystyce jak w przykładzie podanym w części pierwszej.

Następnie rozpatrzmy wpływ gondol silnikowych, względnie kadłuba na rozkład wyporu na płacie, efekt wywołany wychyleniem lotki, oraz podamy zarys bardziej ogólnej metody, podanej przez dr I. Lotz.

2. Skrzydło trapezowe skręcone

Wartości współczynników $m_{\varphi} = \frac{k c_{\varphi}}{4b}$ są te same

co dla skrzydła nieskręconego.

W szczególności dla skrzydła trapezowego mieliśmy:

$$m_{\varphi} = \frac{k}{2\lambda} \cdot \frac{[1 - (1-E) \cdot \cos \varphi]}{(1+E)} \quad (\text{gdzie } k \approx 1.8 \pi)$$

Skręcenie płata (występujące zwykle na całej jego rozpiętości) może być uważane jako liniowa zmiana (zmniejszenie) kąta natarcia α' wzdłuż rozpiętości.

Zakładając w płaszczyźnie symetrii (przy nasadzie skrzydła) kąt natarcia α'_R , otrzymujemy na końcu płata kąt natarcia α'_T , przy czym zachodzi związek:

$$\alpha'_R - \alpha'_T = \varepsilon \quad (34)$$

gdzie ε oznacza kąt skręcenia płata.

Zakładamy, że kąt rośnie liniowo od wartości zerowej przy nasadzie skrzydła do wartości ε na jego końcu.

W dowolnej zatem odległości „y” od płaszczyzny symetrii będziemy mieli:

$$\varepsilon_{\varphi} = \frac{2y}{b} \varepsilon = -\varepsilon \cos \varphi$$

a zatem odpowiedni kąt natarcia będzie:

$$\alpha'_{\varphi} = \alpha'_R - \varepsilon \cos \varphi \quad (40)$$

Przyjmijmy (dla przykładu) kąt skrzywienia skrzydła $\varepsilon = 30^\circ$, to wg równania 40 będziemy mieli odpowiednie kąty natarcia na poszczególnych przekrojach:

$$\begin{aligned} \varphi = 180^\circ \text{ odpowiednio } \alpha'_1 &= \alpha'_R - 3 \cdot \cos 18 = \alpha'_R - 2,85^\circ \\ \varphi = 360^\circ \text{ „ } \alpha'_2 &= \alpha'_R - 3 \cdot \cos 36 = \alpha'_R - 2,43^\circ \\ \varphi = 540^\circ \text{ „ } \alpha'_3 &= \alpha'_R - 3 \cdot \cos 54 = \alpha'_R - 1,76^\circ \quad [41] \\ \varphi = 720^\circ \text{ „ } \alpha'_4 &= \alpha'_R - 3 \cdot \cos 72 = \alpha'_R - 0,90^\circ \\ \varphi = 900^\circ \text{ „ } \alpha'_5 &= \alpha'_R - 3 \cdot \cos 90 = \alpha'_R \end{aligned}$$

Przyjmijmy jeszcze, dla przykładu, (jak poprzednio), że $\alpha' = 10^\circ$, to otrzymamy:

$$\begin{aligned} \alpha'_1 &= 7,15^\circ = 0,125 \text{ radj.} \\ \alpha'_2 &= 7,57^\circ = 0,132 \text{ „} \\ \alpha'_3 &= 8,24^\circ = 0,144 \text{ „} \quad \dots \dots \dots [41a] \\ \alpha'_4 &= 9,10^\circ = 0,1585 \text{ „} \\ \alpha'_5 &= 10,0^\circ = 0,1745 \text{ „} \end{aligned}$$

Jeżeli teraz (na podstawie równania 24b, względnie równań 30) ustalimy układ pięciu równań analogicznych do równań 37, to widzimy, że z powodu zmienności kąta α'_φ nie możemy podzielić wszystkich równań przez ten kąt (jak to czyniliśmy poprzednio, gdy kąt był stały), czyli wielkości po prawej stronie równań będą teraz różne od jedności.

Ponieważ mamy ten sam kształt trapezowy skrzydła to wielkości m_φ pozostaną te same, jak w równaniach 36a. W rezultacie otrzymujemy poniższy układ równań, gdzie po prawej stronie figurują wielkości α'_φ :

$$\begin{aligned} 3,33A_1 + 13,93A_3 + 23,67A_5 + 24,38A_7 + 11,32A_9 &= 0,125 \\ 4,82A_1 + 11,0A_3 - 17,48A_7 - 12,82A_9 &= 0,132 \\ 5,3A_1 + 2,78A_3 - 11,5A_5 + 4,31A_7 + 13,3A_9 &= 0,144 \quad [42] \\ 5,12A_1 - 4,41A_3 + 6,88A_7 - 13,12A_9 &= 0,1585 \\ 4,59A_1 - 6,59A_3 + 8,59A_5 - 10,59A_7 + 12,59A_9 &= 0,1745 \end{aligned}$$

Rozwiązując powyższy układ równań, otrzymujemy:

$$\begin{aligned} A_1 &= 0,0311 \\ A_3 &= -0,001445 \\ A_5 &= 0,00178 \\ A_7 &= -0,000198 \\ A_9 &= 0,000395 \end{aligned}$$

Teraz możemy już wyznaczyć całkowity współczynnik wyporu i oporu indukowanego.

Na podstawie równań 32 względnie 38 mamy:

$$c_z = \pi \lambda A_1 = \pi \cdot 7 \cdot 0,0311 = 22 \cdot 0,0311 = 0,685 \cdot \dots \cdot [43]$$

Na podstawie zaś równań 32a:

$$\text{gdzie} \quad c_{xi} = \frac{c_z^2}{\pi \lambda} (1 + \delta) \dots \dots \dots [44]$$

$$\delta = \frac{3A_3^2 + 5A_5^2 + 7A_7^2 + 9A_9^2}{A_1^2} = 0,0247$$

czyli

$$c_{xi} = \frac{0,685^2}{22} (1 + 0,0247) = 0,0419 \quad \dots \dots \dots [44a]$$

podczas gdy dla skrzydła nieskręconego mieliśmy $\delta = 0,015$ (38a).

Rozkład wyporu wzdłuż rozpiętości znajdujemy analogicznie jak poprzednio, obliczając z równania 33 wartości:

$$\frac{K_\varphi}{2bv} A_1 \sin \varphi + A_3 \sin 3\varphi + A_5 \sin 5\varphi + A_7 \sin 7\varphi + A_9 \sin 9\varphi$$

Otrzymujemy zatem:

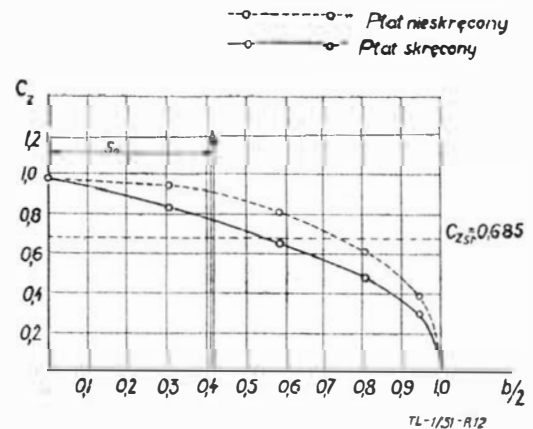
$$\begin{aligned} \text{dla } \varphi = 180^\circ \quad \frac{K_\varphi}{2bv} &= 0,010222 \\ \text{„ } \varphi = 360^\circ \text{ „} &= 0,0169 \\ \text{„ } \varphi = 540^\circ \text{ „} &= 0,02323 \\ \text{„ } \varphi = 720^\circ \text{ „} &= 0,02986 \\ \text{„ } \varphi = 900^\circ \text{ „} &= 0,03482 \end{aligned}$$

Odpowiednie c_z liczymy wg równania 34

$$\begin{aligned} \text{czyli} \quad c_z &= 47 \cdot \frac{K_\varphi}{2bv} \\ \varphi = 180^\circ, c_z &= 47 \cdot 0,01022 = 28,0,0102 = 0,286 \\ \varphi = 360^\circ, c_z &= 28,0,0169 = 0,474 \\ \varphi = 540^\circ, c_z &= 28,0,02323 = 0,65 \\ \varphi = 720^\circ, c_z &= 28,0,02986 = 0,838 \\ \varphi = 900^\circ, c_z &= 28,0,03482 = 0,99 \end{aligned}$$

Wykres nr 12 podaje nam odpowiedni rozkład wyporu wzdłuż rozpiętości. Widzimy, że całkowity wypór (średni dla całego wykresu) jest dokładnie taki, jak obliczony poprzednio $c_z \text{ średn} = 0,685$ (równ. 43).

Dla porównania naniesiono na wykresie rozkład wyporu dla skrzydła trapezowego nieskręconego — jak na rys. 10.



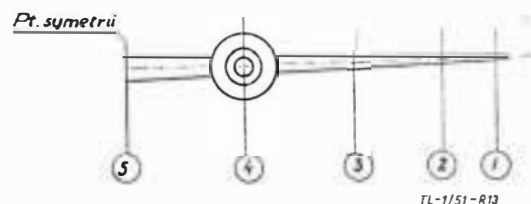
Rys. 12. Rozkład wyporu wzdłuż rozpiętości dla płata skrzywionego i nieskręconego.

Rachunek taki, jaki przeprowadziliśmy dla geometrycznie skrzywionego skrzydła trapezowego, możemy oczywiście przeprowadzić również dla skrzydła skrzywionego aerodynamicznie (lub kombinacji obu tych skrzyweń). Należy tylko znać charakterystykę poszczególnych profilów, które stosujemy dla płata wzdłuż jego rozpiętości, co umożliwi nam dla każdego poszczególnego przekroju znaleźć zastępczy kąt natarcia jaki musiałby zaistnieć, gdybyśmy mieli stały profil (nasadowy), a chcieli uzyskać taki sam wypór, jaki mamy przy rzeczywistym profilu, zastosowanym w danym przekroju. Znając ten kąt dla każdego wybranego przekroju liczymy dalej jak skrzydło geometrycznie skrzycone.

3. Skrzydło trapezowe, skrzycone z gondolami silnikowymi

Gondola silnikowa zamocowana na skrzydle (dotyczy to i kadłuba) może być uważana jako część tegoż skrzydła i jako taka posiada znaczny wpływ na rozkład wyporu wzdłuż rozpiętości. Możemy uważać gondolę jako pewien profil (kształt skrzydła w danym przekroju, gdzie kąt natarcia jak i cięciwa jest różna od tej, jakaby istniała przy „czystym” skrzydle).

Zatem problem polega na znalezieniu rozkładu wyporu dla skrzydła zniekształconego w pewnym przekroju obecnością gondoli. Należy oczywiście jeden (przynajmniej) z obranych przekrojów umieścić w płaszczyźnie symetrii gondoli, jak to wskazuje rys. 13 i wtedy obecność tejże gondoli jest uwzględniona odpowiednią zmianą cięciwy i kąta natarcia w punkcie np. 4 — jak na rys. 13.

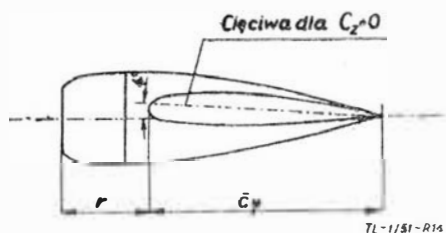


Rys. 13. Skrzydło z gondolą

Jako pierwsze przybliżenie założono tu (milcząc), że szerokość (średnica) gondoli, która może być różnych wymiarów (mała lub duża) nie ma wpływu na przekroje leżące w sąsiedztwie danego przekroju tj. 4-tego. Średnica bowiem gondoli nie jest tu uwzględniona i jej wymiary w niczym nie zmieniają rezultatu przeliczeń. Nie można oczywiście spodziewać się osiągnięcia tym sposobem dokładnego rozwiązania problemu — jednak uzyskujemy dość dobre przybliżenie zmiany rozkładu wyporu, spowodowanej obecnością gondoli.

Niedogodności tej nie posiada metoda dr I. Lotz (Lit. 4), gdzie nie tylko cyrkulacja (K), ale i cięciwa płata (c) oraz kąt natarcia (α') są dla każdego położenia (y) rozwinięte w szereg Fourier'a — (patrz dalej).

Przyjmijmy, że przekrój 4 poprzez gondolę silnikową wygląda schematycznie jak na rys. 14 i traktujemy obrys (boczny) gondoli jako profil symetryczny, nachylony pod kątem np. $4,0^\circ$ do cięciwy zerowego wyporu płata „czystego”. Punkt 4 na rys. 13 odpowiada kątowi $\varphi = 72^\circ$ i wobec tego kąt natarcia profilu w tym punkcie wyniesie $\alpha'_1 = 9,10^\circ - 4^\circ = 5,1^\circ$ czyli $0,089$ radj. (patrz równanie 41a). Inne kąty pozostaną nie-



Rys. 14. Położenie gondoli względem profilu skrzydła.

zmienione i zgodne z równaniami 41a, ustalonymi dla przykładowego kąta natarcia $\alpha'_R = 10^\circ$.

Z tych samych powodów (obecność gondoli) zmienia się również wyraz m_φ (dla $\varphi = 72^\circ$) w równaniach 36a, podczas gdy pozostałe wyrazy zostaną niezmienione.

Zatem będziemy mieli (w myśl rys. 14 i równań 36a)

$$m_\varphi = 0,231 (1 + r)$$

Założmy, że długość gondoli wystająca przed skrzydło wynosi np.

$r = 0,60$ cięciwy (w danym przekroju) to nowa wartość na m_φ będzie: $m_\varphi = 0,231 \cdot 1,60 = 0,37$.

Zatem układ równań 42 będzie miał obecnie następującą postać:

$$\begin{aligned} 3,33A_1 + 13,93A_3 + 23,67A_5 + 24,38A_7 + 11,32A_9 &= 0,125 \\ 4,82A_1 + 11,00A_3 - 17,48A_7 - 12,82A_9 &= 0,132 \\ 5,30A_1 + 2,78A_3 - 11,50A_5 + 4,31A_7 + 13,3A_9 &= 0,144 \quad [45] \\ 3,56A_1 - 3,45A_3 + 5,92A_7 - 11,56A_9 &= 0,089 \\ 4,59A_1 - 6,59A_3 + 8,59A_5 - 10,59A_7 + 12,59A_9 &= 0,1745 \end{aligned}$$

Rozwiązując powyższy układ równań, otrzymujemy:

$$\begin{aligned} A_1 &= 0,028 \\ A_3 &= 0,000236 \\ A_5 &= 0,00111 \\ A_7 &= -0,00024 \\ A_9 &= 0,000715 \end{aligned}$$

Analogicznie do równania 43 mamy:

$$c_z = \pi \lambda A_1 = 22,0,028 = 0,617 \text{ (średni wsp. wyporu)}$$

[46]

Współczynnik δ obliczony jak w równaniu 28 daje:

$$\delta = 0,0145$$

Czyli c_{xi} — analogicznie do równania 44a wyniesie:

$$c_{xi} = \frac{0,617^2}{22} (1,0145) = 0,0175$$

[47]

Rozkład wyporu wzdłuż rozpiętości znajdujemy jak poprzednio. Otrzymujemy:

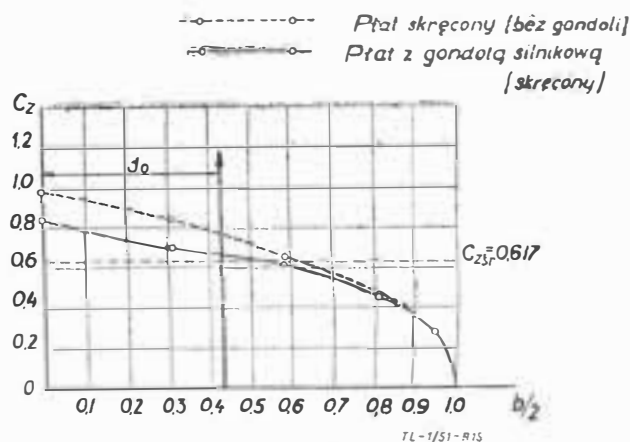
$$\begin{aligned} \text{dla } \varphi = 18^\circ, \frac{K_\varphi}{2bv} &= 0,01 \\ \varphi = 36^\circ, &= 0,0165 \\ \varphi = 54^\circ, &= 0,02217 \\ \varphi = 72^\circ, &= 0,0256 \\ \varphi = 90^\circ, &= 0,0300 \end{aligned}$$

Odpowiednio c_z (wg. równania 34) $c_z = 4 \frac{K_\varphi}{2bv}$

$$\begin{aligned} \varphi = 18^\circ, c_z &= 28 \cdot 0,01 = 0,28 \\ \varphi = 36^\circ, c_z &= 28 \cdot 0,0165 = 0,463 \\ \varphi = 54^\circ, c_z &= 28 \cdot 0,02217 = 0,62 \\ \varphi = 72^\circ, c_z &= 28 \cdot 0,0256 = 0,715 \\ \varphi = 90^\circ, c_z &= 28 \cdot 0,03 = 0,84 \end{aligned}$$

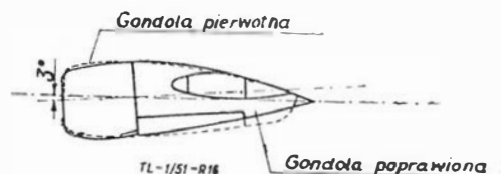
Rysunek 15 pokazuje rozkład wyporu dla skrzydła z gondolą. Dla porównania wkreślono też to samo skrzydło (z rys. 12) bez gondoli.

Jak widać wpływ gondoli może być bardzo duży i powodować zepsucie wyporu na znacznej części płata. Dla dokładniejszego przeliczenia należałoby obrać dodatkowo dwa przekroje przez skrzydło po obu stronach gondoli. Otrzymalibyśmy wtedy 7 równań (zamiast 5-ciu), co nie przedstawia żadnych specjalnych dodatkowych trudności, wymaga jedynie nieco więcej czasu. Wpływ gondoli nie musi być oczywiście tak silnie zaakcentowany jak w naszym przykładzie. Obrano tu umyślnie odpowiednie wartości (kąt między osią gondoli a cięciwą zerowego wyporu) tak, aby ten wpływ dla przykładu dobrze uwydatnić.



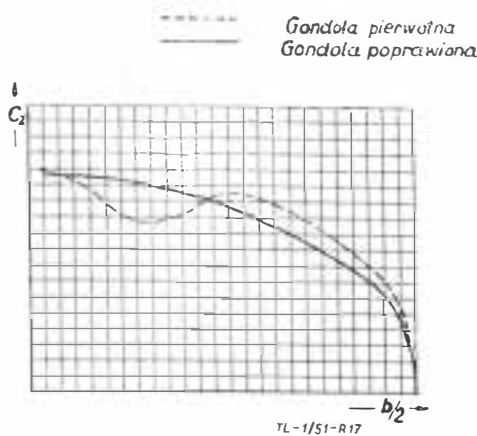
Rys. 15. Rozkład wyporu dla skrzydła z gondolą.

Odnośnie wpływu gondoli na rozkład wyporu przytoczyć wypada rezultaty badań wykonanych na samolocie Lockheed P2V. Jest to patrolowy samolot przeciw łodziom podwodnym, górnopłat dwusilnikowy o ciężarze ponad 30 ton w locie. Moc każdego silnika (podwójna gwiazda cylindrów) 2700 do 3200 KM. Wykres rys. 16 przedstawia kształt gondoli silnikowej pierwotnej (linie kreskowane) i zmodyfikowanej (linie pełne), celem poprawienia rozkładu wyporu wzdłuż rozpiętości (Lit. 13). Wykres rys. 17 przedstawia rozkład wyporu z gondolą pierwotną (linia kreskowana) i gondolą zmodyfikowaną (linia pełna).



Rys. 16. Przykład zmiany kształtu gondoli w celu poprawienia rozkładu wyporu.

Gondola pierwotna posiadała poziomą linię ciągu i tylne zakończenie w kształcie dzioba łodzi. Badania tunelowe wykazały, że gondola ta dawała bardzo niekorzystny rozkład wyporu na płacie (rys. 17) oraz powodowała zaburzenia stateczności. Gondola ulepszona otrzymała oś ciągu nachyloną 3° w dół do poziomu o pewnej krzywiznie (osi średniej) i szerokie płaskie zakończenie spływu (rys. 16). Gondola ta poprawiła całkowicie rozkład wyporu i usunęła trudności związane ze statecznością. Maksymalny moment gnący (przy nasadzie skrzydła) zmalał przy nowej gondoli około 60%. Doświadczenia powyższe wykazują, że przy



Rys. 17. Rozkład wyporu wzdłuż rozpiętości płata dla dwóch wersji gondoli pokazanej na rys. 16.

nałężycie ukształtowanej gondoli otrzymać można prawidłowy rozkład wyporu na płacie; do tego samego wyniku można dojść (z dostateczną dokładnością) drogą obliczeniową, wstawiając do rachunku odpowiedni kształt i kąt nastawienia gondoli — traktowanej jako pewnego rodzaju profil.

4. Rozkład wyporu przy wychylonych kłapach.

Równania wyprowadzone poprzednio dla skrzydła bez kłap są zasadniczo ważne dla skrzydła z wychylonymi kłapami. Wychylenie kłapy można traktować jako pewnego rodzaju skręcenie płata i obliczyć efektywny kąt natarcia profilu dla odpowiedniego współczynnika siły nośnej — c_z .

Skręcenie to ma oczywiście pewną określoną wartość wzdłuż rozpiętości kłapy i kończy się nagle tam, gdzie kończy się kłapa.

Jeżeli przez α_0 oznaczmy kąt zerowego wyporu profilu bez kłapy, zaś przez β kąt wychylenia kłapy, natenczas mamy:

$$c_{z1} = a_1 \alpha \quad [48]$$

wypór profilu (bez kłapy) w zależności od kąta natarcia α mierzonego od α_0 ($c_z = 0$).

W równaniu tym jak wiadomo:

$$a_1 = \frac{dc_z}{d\alpha} = f \frac{a_0}{1 + \frac{57,3a_0}{\pi\lambda}} \quad [49]$$

gdzie $a_0 = k \approx 0,9$ (2π) — patrz równanie 23a, zaś współczynnik „f” wyraża różnicę między skrzydłem eliptycznym (nieskręconym) a dowolnym innym kształtem skrzydła (Lit. 3). Poniższa tabelka podaje wartości tego współczynnika dla skrzydeł trapezowych

o różnym stosunku $E = \frac{cT}{cR}$, przy różnych wydłużeniach $\lambda = \frac{b^2}{s}$.

skrz. elipt.	skrzydło trapezowe (lub prostokątne)				
	E=0,2	0,4	0,6	0,8	1,0 (prostok.)
$\lambda = 2$	0,995	1,0	1,0	1,0	1,0
4	0,9955	0,999	0,999	0,998	0,995
6	0,996	0,998	0,998	0,994	0,9875
8	0,9965	0,998	0,9975	0,993	0,9845
10	0,997	0,998	0,9965	0,992	0,983
14	0,997	0,998	0,996	0,990	0,982
20	0,997	0,997	0,995	0,9895	0,982

Oznaczając $a_2 = \frac{dc_z}{d\beta}$ mamy: $\Delta_2 c_z = a_2 \beta \quad [50]$

Czyli całkowity współczynnik wyporu:

$$c_{z \text{ całkow.}} = c_{z1} + \Delta_2 c_z = a_1 \alpha + a_2 \beta = c_z \quad [51]$$

Stosunek a_2/a_1 jest niezależny od wydłużenia i jest w zasadzie funkcją $\frac{c_k}{c} = \frac{\text{ciężarówka kłapy}}{\text{ciężarówka płata}} = r$.

Poza tym wpływ na $\frac{a_2}{a_1}$ ma szczelina między skrzydłem a kłapą. Szczelina ta redukuje wartość stosunku $\frac{a_2}{a_1}$ a zatem efektywność kłapy (steru).

$$\text{Ponieważ } \frac{a_2}{a_1} = \frac{dc_z}{d\beta} \cdot \frac{d\alpha}{dc_z} = \frac{d\alpha}{d\beta}$$

to wartość ta jest stosunkiem zmiany kąta natarcia płata (przy stałym kącie kłapy) do zmiany kąta wychylenia kłapy (przy stałym kącie natarcia), dającym ten sam współczynnik wyporu.

Wartości $\frac{a_2}{a_1}$ zostały teoretycznie wyznaczone przez Glauert'a dla kłap krokodylowych lub pełnych kłap bez kompensacji) — jednak praktycznie nie osiągają nigdy teoretycznych wielkości. Typowe doświadczalne wielkości (obok teoretycznych) podaje poniższa tabelka i wykres rys. 18. Wartości dla kłap i lotek wyznaczono z równania (Lit. 5):

$$\frac{a_2}{a_1} = \frac{4}{\pi} \sqrt{r_1} \left(1 - \frac{r_1}{6} \right) \quad [52]$$

gdzie $r_1 = r - 0,38r(1-r)$

Jak widać r_1 przedstawia pewne zmniejszenie rzeczywistego stosunku $r = \frac{c_k}{c}$, przez co uwzględniony jest wpływ szczeliny itp.

r	0,1	0,15	0,25	0,30	0,35	0,40	0,45	0,50	0,55	
$\frac{a_2}{a_1}$	0,32	0,40	0,52	0,57	0,62	0,668	0,71	0,755	0,79	Lotki i kłapy
$\frac{a_1}{a_1}$	0,30	0,36	0,46	0,49	0,512	0,548	0,585	0,627	0,672	Usterz dośw.
	0,40	0,48	0,615	0,66	0,71	0,75	0,785	0,815	0,85	Teor.

Znając wartość stosunku $\frac{a_2}{a_1}$ można od razu wyliczyć skręcenie skrzydła jakie należy wstawić w równanie 23a względnie 30. na całej długości kłapy. Będziemy mieli mianowicie kąt zerowego wyporu profilu z kłapą wychyloną (rys. 19):

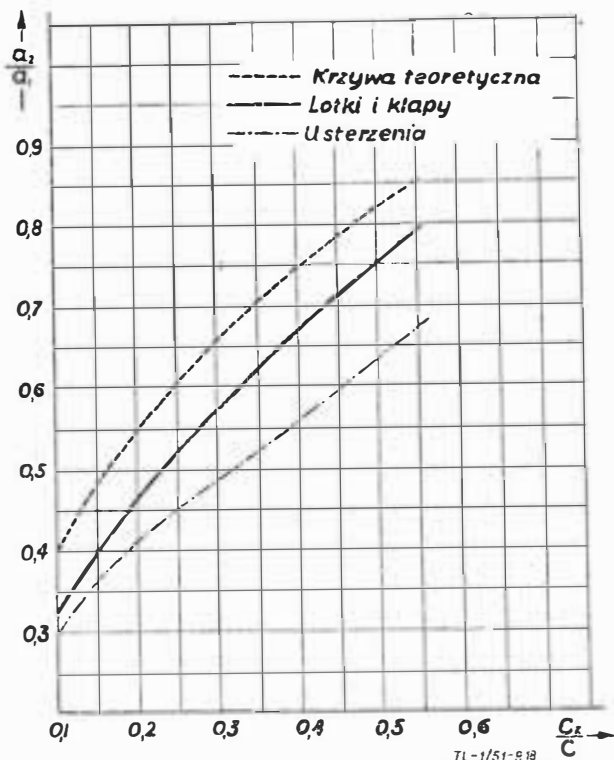
$$\alpha_{ok} = \alpha_0 - \frac{a_2}{a_1} \beta \quad [53]$$

Różnica $\alpha_{ok} - \alpha_0 = \frac{a_2}{a_1} \beta$ przedstawia bezwzględną

wartość „skręcenia” jakie należy wstawić na całej długości kłapy w równaniu 30. Wartość ta jest stała

wzdłuż rozpiętości kłapy o ile stały jest stosunek $r = \frac{c_k}{c}$, co zwykle ma miejsce. Do obliczeń należy

obrać jeden przekrój bezpośrednio przy końcu kłapy, zaś drugi (dla części skrzydła bez kłapy) tuż obok, co prowadzi zwykle do większej ilości równań liniowych niż dla skrzydła bezkłapowego. Dla przykładu jednak, aby nie komplikować zagadnienia, założmy tę samą ilość równań (pięć) co poprzednio.

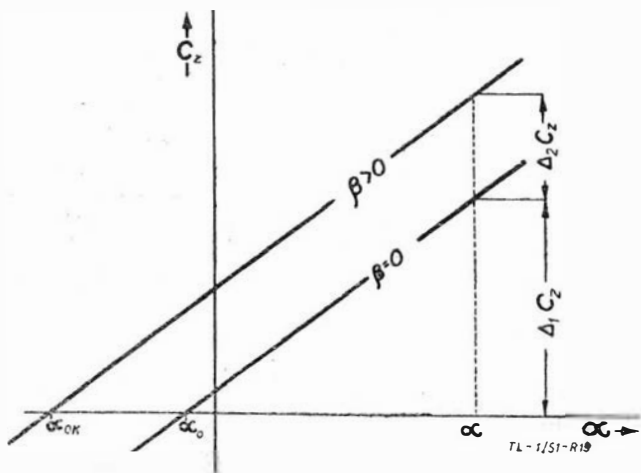


Rys. 18. Współczynniki uwzględniające wpływ łatek, kłap i usterzeń na rozkład wyporu.

Rozpiętość kłapy weźmy od płaszczyzny symetrii do punktu 4 na rys. 13 — czyli wpływ kłapy obejmie tylko kąty α'_4 i α'_3 w równaniach 41a. Założmy ponadto, iż skrzydło jest trapezowe skrócone (jak poprzednio), oraz kąt natarcia skrzydła wynosi analogicznie do poprzednich przykładów $\alpha = 10^\circ$ (skrzydło bez gondoli). Ponadto przyjmijmy cięciwę kłapy równą 0,25 cięciwy skrzydła (wzdłuż całej rozpiętości kłapy) oraz kąt wychylenia kłapy $\beta = 40^\circ$

$$\Delta_1 c_z = a_1 \alpha$$

$$\Delta_2 c_z = a_2 \alpha$$



Rys. 19. Zmiana kąta zerowego wyporu i współczynnika nośności dla profilu z kłapą.

Dla $\frac{c_k}{c} = 0,25$ mamy według wyżej podanej tabelki wartość $\frac{a_2}{a_1} = 0,52$, czyli przyrost kąta zerowe-

go wyporu (kąt „skręcenia”) wyniesie w danym wypadku:

$$\alpha_{ok} - \alpha_0 = \frac{a_2}{a_1} \beta = 0,52 \cdot 40 = 20,8^\circ \quad [54]$$

Zakładając, iż dla naszego profilu (i wydłużenia 7) $a_1 = 0,08$, otrzymamy:

$$a_2 = 0,08 \cdot 0,52 = 0,0416$$

oraz przyrost nośności profilu z powodu wychylenia kłapy:

$$\Delta_2 c_z = a_2 \beta = 0,0416 \cdot 40 = 1,66$$

Dla wyznaczenia rozkładu wyporu wzdłuż rozpiętości zauważmy, że kąt natarcia w trzech skrajnych (zewnątrznych) przekrojach płata ($\alpha'_1, \alpha'_2, \alpha'_3$) będą identyczne jak w równaniach 41a. Natomiast

$$\alpha'_1 = 9,10^\circ + 20,8^\circ = 29,9^\circ = 0,523 \text{ radj.}$$

$$\alpha'_3 = 10,0^\circ + 20,8^\circ = 30,8^\circ = 0,5375 \text{ radj.}$$

Na skutek tego układ równań 42 będzie o tyle zmieniony, że ostatnie dwa równania (dla 72° i 90° tj. tam, gdzie rozciąga się kłapa) będą miały po prawej stronie wartości 0,523, względnie 0,5375. Zatem zmodyfikowany, na skutek wychylenia kłapy, układ równań będzie:

$$\begin{aligned} 3,33A_1 + 13,93A_3 + 23,67A_5 + 24,38A_7 + 11,32A_9 &= 0,125 \\ 4,82A_1 + 11,00A_3 - 17,48A_7 - 12,82A_9 &= 0,132 \\ 5,30A_1 + 2,78A_3 - 11,50A_5 + 4,31A_7 + 13,30A_9 &= 0,144 \quad [55] \\ 5,12A_1 - 4,41A_3 + 6,88A_7 - 13,12A_9 &= 0,523 \\ 4,59A_1 - 6,59A_3 + 8,59A_5 - 10,59A_7 + 12,59A_9 &= 0,5375 \end{aligned}$$

Rozwiązując powyższy układ równań otrzymujemy:

$$\begin{aligned} A_1 &= 0,073 \\ A_3 &= -0,0239 \\ A_5 &= 0,01085 \\ A_7 &= 0,0000 \\ A_9 &= -0,0036 \end{aligned} \quad [55a]$$

Analogicznie jak poprzednio (równ. 43) mamy:

$$c_{z \text{ średn}} = \pi \lambda A_1 = \pi \cdot 7,0 \cdot 0,073 = 22,0 \cdot 0,073 = 1,61 \text{ (0,685 bez kłap)} \quad [56]$$

$$\text{Wg. równania 44; } \delta = \frac{3A_3^2 + 5A_5^2 + 7A_7^2 + 9A_9^2}{A_1^2} = 0,455$$

$$c_{xi} = \frac{c_z^2}{\pi \lambda} (1 + \delta) = \frac{1,61^2}{22} (1,455) = 0,171 \text{ (0,0219 bez kłap)}$$

Dla znalezienia rozkładu wyporu wyliczamy (równ. 33) wartości:

$$\frac{K_\varphi}{2bv} A_1 \sin \varphi + A_3 \sin 3\varphi + A_5 \sin 5\varphi + A_7 \sin 7\varphi + A_9 \sin 9\varphi$$

i otrzymujemy:

dla $\varphi = 18^\circ$	$\frac{K_\varphi}{2bv} = 0,012985$
„ $\varphi = 36^\circ$	„ $= 0,02242$
„ $\varphi = 54^\circ$	„ $= 0,038$
„ $\varphi = 72^\circ$	„ $= 0,0870$
„ $\varphi = 90^\circ$	„ $= 0,1113$

Odpowiedni współczynnik wyporu c będzie (wg równania 34)

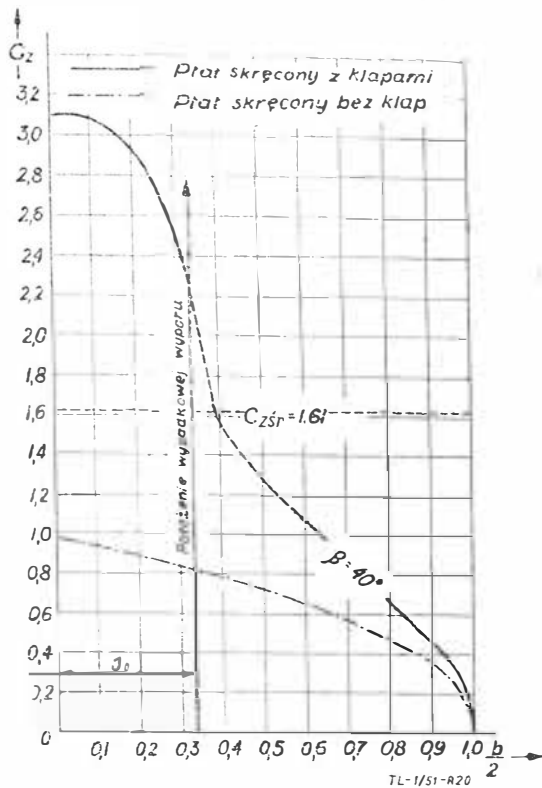
$$c_z = 4 \lambda \frac{K_\varphi}{2bv} \text{ czyli:}$$

$\varphi = 18^\circ$	$c_z = 28 \cdot 0,012985 = 0,364$
$\varphi = 36^\circ$	$c_z = 28 \cdot 0,02242 = 0,628$
$\varphi = 54^\circ$	$c_z = 28 \cdot 0,038 = 1,065$
$\varphi = 72^\circ$	$c_z = 28 \cdot 0,087 = 2,43$
$\varphi = 90^\circ$	$c_z = 28 \cdot 0,1113 = 3,10$

Wykres nr. 20 podaje nam odpowiedni rozkład wyporu wzdłuż rozpiętości. Dla porównania naniesiono rozkład dla skrzydła bez kłap (z rys. 12). Celem dokład-

niejszego wyznaczenia rozkładu wyporu przy wychylo-
nych klapach należałoby przyjąć do obliczeń jeszcze dwa

(przynajmniej) przekroje np. dla $0,4 \left(\frac{b}{2} \right)$.



Rys. 20. Rozkład wyporu wzdłuż rozpiętości płata dla profilu z klapą.

5. Położenie wypadkowej wzdłuż rozpiętości.

Oznaczając połowę rozpiętości przez (s) otrzymujemy odległość wypadkowej wyporu od płaszczyzny symetrii płata w postaci równania (Lit. 7 i 8)

$$s_0 = \frac{4s}{\pi A_1} \left[\frac{A_1}{3} + \frac{A_3}{5} - \frac{A_5}{21} + \frac{A_7}{45} - \frac{A_9}{77} + \dots \right] + \frac{A_n}{4} \left[\frac{\sin \left[\left(n-2 \right) \frac{\pi}{2} \right]}{(n-2)} - \frac{\sin \left[\left(n+2 \right) \frac{\pi}{2} \right]}{(n+2)} \right] \dots \quad [57]$$

Wyprowadzenia tego wzoru nie podajemy, ponieważ zajęło by to zbyt dużo miejsca.

Dla skrzydła eliptycznego współczynniki A_3, A_5, A_7, A_9, A_n są równe zeru, czyli:

$$s_{0(elipt)} = \frac{4s}{3\pi} = \frac{2b}{3\pi} = 0,212 b = 0,424 s \quad [57a]$$

Odpowiednie wielkości (s_0) przeliczono dla trzech przykładowych rozkładów wyporu, a mianowicie:

a) dla skrzydła skręconego (rys. 12) bez gondoli:

$$s_0 = \frac{4s}{\pi \cdot 0,0311} \left[\frac{0,0311}{3} + \frac{0,001335}{5} - \frac{0,00178}{21} + \frac{0,000198}{45} - \frac{0,000395}{77} \right] = 40,8s (0,01035 + 0,00029 - 0,000085 + 0,0000044 - 0,00000513) = 40,8s (0,010573) = 0,432s \quad [57b]$$

Wielkość tę naniesiono na rys. 12.

b) Dla skrzydła skręconego z gondolą odpowiednie s_0 obliczone analogicznie wynosi

$$s_0 = 0,424s$$

c) Dla skrzydła skręconego (bez gondoli) z wychyloną klapą

$$s_0 = 0,33s$$

Wielkości te naniesiono na rys. 15 wzgl. 20.

Położenie tej wypadkowej określa automatycznie położenie średniej cięciwy aerodynamicznej (wzdłuż rozpiętości płata) dla danego kąta natarcia.

6. Wychylenie łotek.

Równań poprzednio zastosowanych w naszych przykładach nie możemy użyć, gdyż jak widzieliśmy (równ. 24a i 24b) tylko wyrazy nieparzyste (A_{2n+1}) wchodziły wtedy w grę. Przy wychyleniu łotek (obciążenie niesymetryczne) wejdą do równań również wyrazy parzyste (A_{2n}) czyli równania będą teraz typu (20 c) względnie (23), względnie (23a). Otrzymujemy wtedy układy równań o dwukrotnie prawie większej ilości niewiadomych, rozwiązanie których wymaga sporo pracy i czasu. Sam układ jednak równań pozostaje analogiczny tak, że nie przytaczamy tutaj przykładu liczbowego.

7. Metoda dr. I. Lotz.

Metoda ta polega na rozwinięciu w szereg Fourier'a nie tylko krzywej rozkładu cyrkulacji wzdłuż rozpiętości, lecz również rozkładu kątów natarcia i kształtu skrzydła. Otrzymujemy wtedy odpowiednie układy równań w postaci:

$$K_\varphi = 2bv \sum A_n \sin n\varphi \quad (\text{dla cyrkulacji})$$

$$\alpha \sin \varphi = \sum B_{2n+1} \sin (2n+1)\varphi \quad (\text{dla kąta natarcia}) \quad [58]$$

$$\frac{c_R}{c} \sin \varphi = C_{2n} \cos 2n\varphi \quad (\text{dla kształtu skrzydła})$$

Rachunek dla wyznaczenia współczynników (B) musi być oczywiście powtórzony dla każdego kąta natarcia, przy którym chcemy wyznaczyć rozkład wyporu. Współczynniki (C) natomiast wyznaczamy tylko jeden raz. Jakkolwiek metoda ta jest bardziej ogólna i dokładna (zwłaszcza w wypadkach bardziej złożonych, np. gondol na skrzydłach) wymaga jednak dużej pracy rachunkowej i z tego powodu jest trudna do zastosowania. Interesujących się tym zagadnieniem Czytelników odsyłam do literatury fachowej, podanej w załączeniu.

8. Współczynnik podłużnego momentu.

Całkowity wypór (dla skrzydła skręconego) — w dowolnym przekroju płata — jest sumą dwóch składowych: wyporu wywołanego kątem natarcia ($c_{z\alpha}$) i wyporu wywołanego kątem skręcenia (c_{zz}). Rozkład c_{zz} zależy głównie od skręcenia skrzydła i odpowiada zerowej sile wypadkowej skrzydła, niezmiennej z kątem natarcia. Całkowity współczynnik momentu, w danym przekroju płata, jest sumą współczynników wywołanych przez $c_{z\alpha}$ i c_{zz} . Czyli:

$$c_m = c_{m\alpha} + c_{mz} \quad [59]$$

Jeżeli oznaczmy przez γ (patrz równanie 62) kąt odchylenia prostej, łączącej wzdłuż rozpiętości punkty położone w 25% cięciwy każdego poszczególnego przekroju płata, od prostej prostopadłej do płaszczyzny symetrii samolotu — to mamy następujące równania na poszczególne współczynniki momentów:

$$c_{m\alpha} = \frac{2b}{S^2} \int_0^{\frac{b}{2}} c_{mp} \cdot c^2 \cdot dy + \frac{2b}{S^2} \int_0^{\frac{b}{2}} \Delta c_m \cdot c^2 \cdot dy \quad [60]$$

gdzie c_{mp} jest współczynnikiem momentu profilu w danym przekroju płata. Δc_m jest przyrostem współczynnika momentu przy wychylonej klapie. c — cięciwa płata w danym przekroju. $\Delta c_m = m\beta^0$ (β — kąt wychylenia klapy lub steru).

Współczynnik (m) zależy zasadniczo od stosunku cięciwy klapy (steru) do całej cięciwy $E = \frac{\text{cięciwa klapy}}{\text{cięciwa profilu}}$.

Doświadczenie wartości (m) podaje poniższa tabelka.

$E =$	0,10	0,15	0,20	0,25	0,30	0,35	0,40	0,45	0,50
$m =$	0,0055	0,0085	0,0089	0,009	0,00897	0,0087	0,0082	0,0076	0,0070

Współczynnik c_{mp} i Δc_m liczymy względem 1/4 cięciwy profilu, zaś położenie środka parcia ($S. P.$) określa równanie:

$$x_{SP} = 0,25 + \left(\frac{c_{m0} + m\zeta^0}{c_z} \right) \quad [61]$$

Dla profilu symetrycznego jak wiadomo $c_{m0} = 0$, czyli

$$x_{SP} = 0,25 + \frac{m\zeta^0}{c_z} \quad [61a]$$

Współczynnik $c_{m\epsilon}$ wyraża się równaniem (Lit. 8):

$$c_{m\epsilon} = G \cdot \Delta c_z \cdot \lambda \cdot \tan \gamma = G \epsilon a_0 \lambda \tan \gamma \quad [62]$$

gdzie $a_0 = \frac{dc_z}{d\alpha}$ dla dwuwymiarowego przepływu.

Współczynnik (G) określa równanie (Lit. 8):

$$G = \frac{c_R}{2b} \left[\left(\frac{A_{3k}}{5} - \frac{A_{5k}}{21} + \frac{A_{7k}}{45} - \frac{A_{9k}}{77} \right) - \frac{A_{1k}}{A_1} \left(\frac{A_3}{5} - \frac{A_5}{21} + \frac{A_7}{45} - \frac{A_9}{77} \right) \right] \quad \cdot \cdot \cdot \text{(porównaj równanie 57)} \quad [63]$$

gdzie $A_1, A_3 \dots A_n$ są to współczynniki poprzednio wyznaczone z szeregu Fouriera dla skrzydła bez klapy, zaś $A_{1k}, A_{3k} \dots A_{nk}$ oznaczają te same współczynniki lecz dla skrzydła z klapami. W równaniach (55) współczynniki te nie mają znaczka „k”, gdyż wiadomo było, że jest to przykład przeliczany dla skrzydła z klapami. Wyprowadzenia współczynnika „G” nie podajemy ze względu na brak miejsca, odsyłając Czytelnika do odpowiedniej literatury.

W równaniu (62) „ ϵ ” oznacza kąt skreślenia (w stopniach) od nasady ku końcowi skrzydła, mierzony między liniami zerowego wyporu profilu nasadowego i końcowego. Kąt ten ma znak (+), jeżeli skreślenie zwiększa kąty natarcia profili ku końcowi płata.

9. Uwagi końcowe.

1) W niniejszej pracy podano: $a_0 = \left(\frac{dc_z}{d\alpha} \right)_{\infty} = 2\pi\gamma$

gdzie $\gamma \cong 0,9$. Wartość ta, dla różnych profili, waha się w wąskich granicach — normalnie jednak (a_0) mamy dane z badań tunelowych dla wybranego profilu skrzydłowego, tak, że nie musimy się uciekać do przybliżonego przyjęcia γ .

2) Metodę powyższą można oczywiście z łatwością zastosować do skrzydła składającego się częściowo z pro-

stokąta, częściowo z trapezu. Cały rachunek będzie wyglądał analogicznie, z tym, że cięciwy profili na pewnej długości rozpiętości wstawiamy do równań jako stałe (patrz skrzydło prostokątne), zaś na pozostałej rozpiętości jako zmienne (patrz skrzydło trapezowe). Normalnie wypadnie jednak wtedy obrać więcej przekrojów do przeprowadzenia obliczeń.

3) Jeżeli końce płata są zaokrąglone, rachunek można przeprowadzić analogicznie, należy tylko na końcu obrać 2 do 4 dodatkowe przekroje — zależnie od charakteru zaokrąglenia płata i pożądanej dokładności obliczenia rozkładu wyporu.

4) Wartości a_2/a_1 podane w tabeli i na rys. 18 (też równ. 52) odnoszą się zasadniczo do powierzchni sterowych bez kompensacji (przesunięcia osi zawiasów do tyłu). Przy stosowaniu ich do sterów kłap lub lotek posiadających kompensację, należy liczyć się z pewnym (niedużym) błędem. Brak ścisłych danych odpowiednich wartości.

5) Skrót postępowania do praktycznych obliczeń:

ostateczna wielkość poszukiwana: $c_{z\varphi} = \frac{4b}{c_\varphi} A_\varphi \alpha'$ (równ. 34)

b — rozpiętość całkowita płata,

c_φ — cięciwa przekroju,

α' — geometryczny kąt natarcia profilu (porównaj równ. 3).

Wartość $A_\varphi = \frac{K_\varphi}{2b v \alpha'}$; (względnie $A_\varphi \alpha'$)

wyznaczamy z równania 33 — zaś współczynniki $A_1, A_3 \dots A_n$, występujące w równaniu (33), wyznaczamy z układu równań (23a), względnie (24b).

We wzorach tych $m_\varphi = \frac{kc_\varphi}{4b}$

przy czym $k = a_0 = \left(\frac{dc_z}{d\alpha} \right)_{\infty} \cong 2\pi\gamma$.

L i t e r a t u r a

- 1) A. L. Niekrasow „Teoria kryła w niestacjonarnym potoku” Moskwa 1947.
- 2) S. Kudrin „O razpredeleniji podjomnoj sily i tiagi po krylu maszuszcziemu czastiu powierchnosti.” Trudy Leningr. Inst. inżynierow gražd.-wozd. flota. L. 1940 No 21.
- 3) I. E. Koczin „Teoria kryła koniecznowo razmacha krugowej formy w planie”. — Prikładnaja matematika i mechanika t. w. 1940.
- 4) Dr. I. Lotz, Berechnung des Auftriebsverteilung beliebiger Flügel Z. F. M. 1931.
- 5) Fuchs-Hopf-Seewald, Aerodynamik, Bd. II 1935.
- 6) H. Glauert, The Elements of Aerofoil and Airscrew Theory — 1948.
- 7) R. F. Anderson, NACA, Rep. 572—1936, Determination of the Characteristics of Tapered Wings.
- 8) H. A. Pearson & R. F. Anderson, NACA, Rep. 665—1939, Calculation of Aerodynamic Characteristics of Tapered Wings with partial — Span Flaps.
- 9) C. F. Toms, Introduction to Aeronautics — 1947.
- 10) R. v. Mises Theory of Flight — 1944.
- 11) NACA Rep. 688 — 1940.
- 12) NACA Report 572 „Determination of the Characteristics of Tapered Wings” 1936.
- 13) Aircraft Engineering, June 1950.

CZYTAJCIE I PRENUMERUJCIE

PRACE GŁÓWNEGO INSTYTUTU LOTNICTWA

Abonament przyjmuje Księgarnia Techniczna „Domu Książki” Warszawa, ul. Bracka 20.

Szczegóły — patrz „Informacja” — Technika Lotnicza nr. 3/1952, strona 88.



Mgr. inż. KAZIMIERZ GŁĘBICKI

Kompensacja termiczna przyrządów pokładowych

Autor zajmuje się sprawą kompensacji błędu termicznego, wywołanego zmianą modułu sprężystości elementów pomiarowych lotniczych przyrządów pokładowych. Podaje wzory dla obliczenia ugięcia bimetalu oraz szereg typowych rozwiązań konstrukcji.

Przyrządy pokładowe zabudowane na samolocie, podlegają w czasie eksploatacji zmianom temperatury. Przyjmuje się, że zakres zmian temperatury obejmuje obszar od $+50^{\circ}\text{C}$ do -60°C , przy czym temperatura wysoka odpowiada warunkom startu w upalny dzień, niska zaś, lotom wysokościowym. Zmiany temperatury otoczenia nie powinny powodować zmiany wskazań przekraczających dopuszczalne tolerancje. Tolerancje wskazań w temperaturze niskiej i wysokiej są naogół wyższe od tolerancji w temperaturze normalnej ($20^{\circ}\pm 5^{\circ}\text{C}$), w której przyrządy są skalowane.

Zmiany temperatury wywołują szereg zjawisk wpływających na działanie przyrządów. Zjawiska te można podzielić następująco:

1. Zmiany wymiarów części składowych przyrządu. W przyrządach mechanicznych wywołą to zmianę przekładni mechanizmu, zmianę luzów w łożyskach i przegubach, zaś w zespołach, składających się z różnych materiałów, może wywołać znaczny wzrost naprężeń. Usunięcie szkodliwych wpływów tych zjawisk przez odpowiedni dobór materiałów i tolerancji, nie nasuwa trudności. W przyrządach żyroskopowych, w szczególności w żyroskopach kierunkowych, zmiana wymiarów części powoduje bądź wzrost oporów tarcia w łożyskach, co z kolei wywołuje zmianę prędkości precesji, bądź też wzrost luzu poosiowego, co prowadzi do przypadkowej utraty astatyczności i wywoływać może chwilowe i nieprzewidziane ruchy precesyjne. Z tego powodu w przyrządach żyroskopowych stosuje się specjalne urządzenia kompensacyjne.

2. Zmiana modułu sprężystości materiału, sprężystych elementów pomiarowych. Membrany i rurki Bourdona stosowane w przyrządach ciśnieniowych, wskutek zmiany modułu pod wpływem temperatury mają inne ugięcie jednostkowe, niż w temperaturze normalnej. Zważywszy, że przekładnie przyrządów są rzędu jeden do kilkudziesięciu, lub jeden do kilkuset, bardzo niewielka zmiana ugięcia wywołuje znaczne błędy wskazań, które przekraczają dopuszczalne tolerancje. Zmiana modułu sprężystości materiału jest głównym powodem termicznych błędów przyrządów ciśnieniowych i musi być skompensowana.

3. Zmiana lepkości olejów smarnych. Większość przyrządów pokładowych pracuje na sucho. W przypadku potrzeby smarowania łożysk, stosowane są oleje specjalne o temperaturze krzepnięcia rzędu -70°C i malejącej lepkości z temperaturą. W temperaturze -50°C lepkość tych olejów jest rzędu $1,5^{\circ}$ Englera.

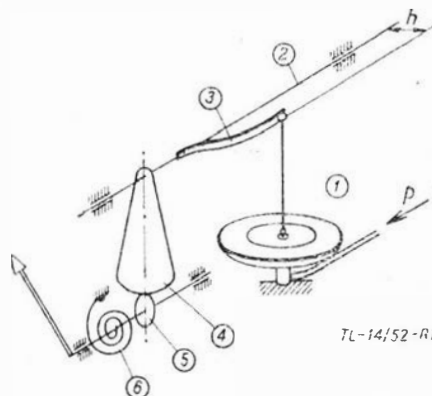
4. Zmiana oporności przewodów elektrycznych i magnetycznych. W przyrządach elektrycznych zmiany oporności obwodu w funkcji temperatury prowadzą oczywiście do zmian wskazań. Błędy stąd wynikające muszą być kompensowane, co jest dokonywane przez przyjęcie odpowiednich schematów elektrycznych, włączenie oporów o ujemnym współczynniku termicznym itp. Metody te zmniejszają na ogół czułość przyrządów i ich moment jednostkowy. Wskutek zmiany oporności magnetycznej magnesów trwałych i rdzeni zmienia się wielkość indukcji magnetycznej. Zmiany te są poważnie kompensowane przez bocznikowanie magnesów i odpowiedni dobór materiałów. Metoda ta jednak zmniejsza czułość przyrządów i nie pozwala na pełną

kompensację w całym obszarze temperatur, a jedynie dla jej dwóch wartości.

Zagadnienie kompensacji termicznej przyrządów pokładowych jest bardzo obszerne. W niniejszym artykule zostanie poruszona jedynie sprawa kompensacji błędu termicznego, wywołanego zmianą modułu sprężystości elementów pomiarowych, a więc zagadnienie dotyczące podstawowych przyrządów pilotażowych, jakimi są wysokościomierze, prędkościomierze, wariometry, machometry oraz wśród przyrządów silnikowych — manometr ciśnienia ładowania. W przyrządach ciśnieniowych, w których stosuje się rurki Bourdona, a które mają wobec tego znacznie mniejsze przekładnie niż przyrządy membranowe, błędy termiczne przy odpowiednim doborze materiału rurek, mieszczą się na ogół w granicach tolerancji i kompensacja termiczna jest w nich rzadko spotykana.

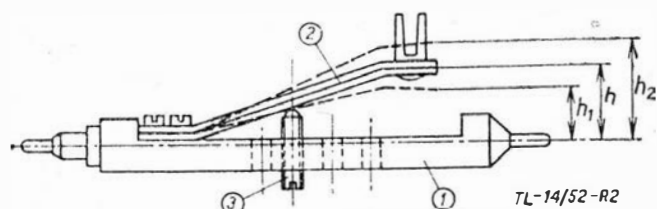
Materiałem stosowanym do produkcji membran są najczęściej brązy fosforowe i berylowe. Obecnie wchodzi w użycie elinwar ($\text{C} = 0,7 \div 0,8\%$, $\text{Ni} = 33 \div 35\%$, $\text{Cr} = 7 \div 9\%$, reszta Fe). Elinwar oznacza się bardzo małym współczynnikiem termicznym dzięki czemu nadaje się bardzo dobrze do wyrobu membran lotniczych, gdyż pozwala na usunięcie elementów kompensacyjnych, co znacznie upraszcza konstrukcję przyrządów.

Charakterystyczną cechą błędu termicznego przyrządów membranowych jest to, że dla pewnej temperatury błąd nie jest stały, a rośnie wraz z obciążeniem membrany. Charakterystyki membrany w różnych temperaturach (jeżeli np. charakterystyka ugięcie - ciśnienie w temperaturze $+15^{\circ}\text{C}$ jest prostą) będą pękami prostych, przechodzących przez początek układu współrzędnych.



Rys. 1. Schemat prędkościomierza: 1 — membrana, 2 — wałek 3 — bimetal, 4 — sektor, 5 — zębniak, 6 — włos kasujący luzy.

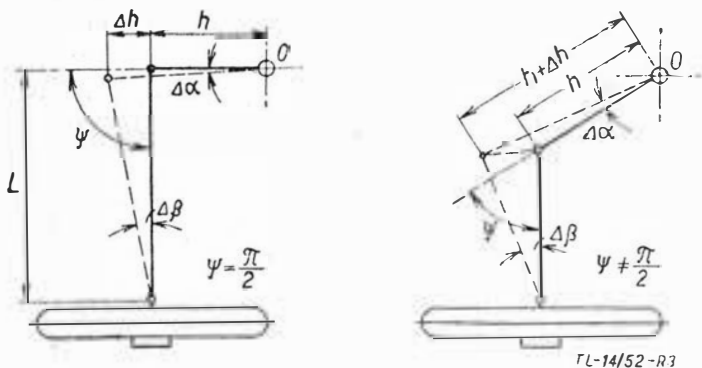
Ponieważ zmiana ugięcia jednostkowego membrany zmienia się z temperaturą, wpływ zjawiska na wskazania przyrządu jest analogiczny do tego, jaki nastąpiłby wskutek zmiany przekładni mechanizmu. Metoda kompensacji termicznej polega na wprowadzeniu do mechanizmu przyrządu elementu reagującego na zmianę temperatury, przy czym zmieniona zostaje jego przekładnia w kierunku kasującym wpływ zmiany ugięcia membrany. Elementem tym jest pasek bimetalu, umieszczony zwykle na wałku mechanizmu napędzanym przez membranę.



Rys. 2. Wałek główny z bimetalem; 1 — wałek, 2 — bimetal, 3 — wkręt regulacyjny.

Przy zmianie temperatury ugięcie bimetalu powoduje zmianę ramienia dźwigni h , a więc zmianę przekładni mechanizmu. Dla dokonania regulacji przyrządu służy wkręt regulacyjny 3 na rys. 2. Zależnie od umieszczenia wkrętu 3 w jednym z gwintowanych otworów w wałku można regulować wielkość kompensacji termicznej.

Kompensacja umieszczona na wałku jest nazywana kompensacją drugiego stopnia i kompensuje ona błąd termiczny w czasie ruchu przyrządu. Kompensacja przy obciążeniu zerowym przyrządu będzie jednak zapewniona tylko w przypadku, gdy ramię dźwigni h jest prostopadłe do cięgiła łączącego membranę z bimetalem.



Rys. 3. Wpływ położenia dźwigni przy obciążeniu zerowym.

Jeżeli $\Psi = \frac{\pi}{2}$ (rys. 3), to wówczas ugięcie bimetalu praktycznie nie wpływa na wskazanie przyrządu. Kąt $\Delta\alpha$ będzie

$$\Delta\alpha = \frac{L(1 - \cos \Delta\beta)}{h}$$

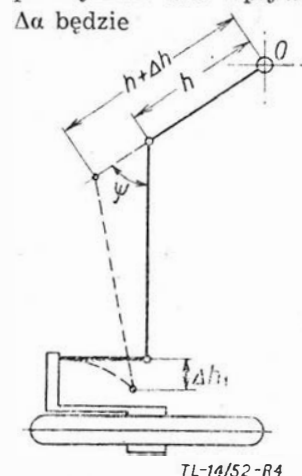
Ponieważ L jest zwykle znacznie większe od h (10-krotnie, a czasem więcej), $\Delta\beta$ będzie bardzo małe i $\cos \Delta\beta \approx 1$.

Jeżeli jednak $\Psi \neq \frac{\pi}{2}$

wydłużenie ramienia dźwigni powoduje obrót wałka O o kąt $\Delta\alpha = \frac{\Delta h}{h} \operatorname{ctg} \Psi = \frac{L}{h} \Delta\beta \operatorname{ctg} \Psi$

Obrót wałka, a więc i wskazówki, zależy od kąta Ψ .

Ponieważ ze względu na wymagane rozłożenie działania na regulację przyrządu zachowanie kąta



Rys. 4. Kompensacja pierwszego stopnia.

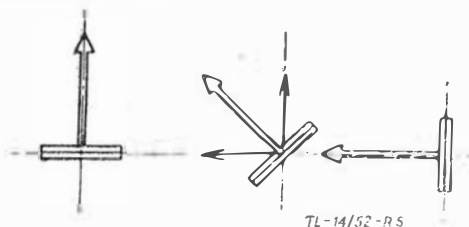
$\Psi = \frac{\pi}{2}$ nie jest zawsze możliwe, należy powstający błąd skompensować drugim bimetalem, umieszczonym na membranę, nazywanym kompensacją pierwszego stopnia. Działanie tej kompensacji wyjaśnia rys. 4.

Kompensacja 1-go i 2-go stopnia może być otrzymana przy użyciu jednego bimetalu. Metodę tę stosowano w niektórych przyrządach produkcji niemieckiej. Na wałku mechanizmu jest umieszczony bimetal, który może być obracany dookoła osi podłużnej.

Przez zmianę położenia całkowite ugięcie bimetalu rozkłada się na dwa kierunki prostopadłe. Ugięcia

w tych kierunkach mogą być wykorzystane jako kompensacja 1-go i 2-go stopnia.

Element bimetalowy jest paskiem, złożonym z dwóch spojonych warstw metali o różnych współczynnikach rozszerzalności termicznej. Materiałami stosowanymi są: inwar-stal, stal-mosiądz, inwar-mosiądz oraz stale o różnej zawartości niklu. Stosuje się materiały o zbliżonej wartości modułu E .

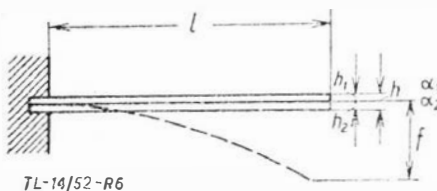


Rys. 5. Bimetal o regulacji obrotowej.

Wielkością, która interesuje konstruktora, jest wielkość ugięcia bimetalu f oraz jego wymiary. Dla otrzymania bimetalu o maksymalnej czułości musi być spełniony warunek

$$\frac{h_1}{h_2} = \sqrt{\frac{E_2}{E_1}}$$

Stosunek ten dla bimetalu stal-mosiądz wynosi 1,414*).



Rys. 6. Schemat bimetalu.

Ugięcie końca bimetalu o długości l wynosi:

$$f = k \cdot \Delta t \frac{l^2}{2}$$

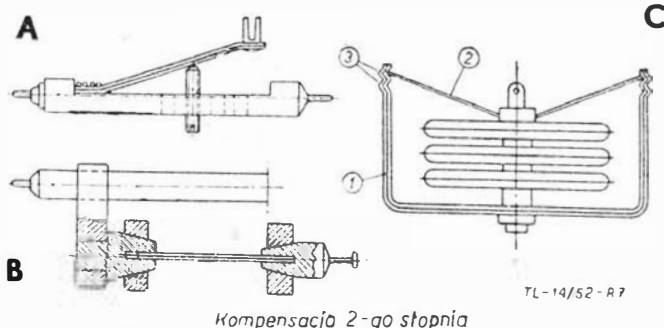
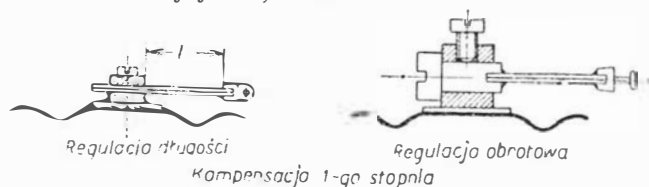
Współczynnik k zależny od wymiarów bimetalu wynosi dla przypadku gdy

$$\frac{h_1}{h_2} = \sqrt{\frac{E_2}{E_1}} \quad k = \frac{3}{2} \cdot \frac{\alpha_1 - \alpha_2}{h}$$

wówczas

$$f = \frac{3}{4} \cdot \frac{\alpha_1 - \alpha_2}{h} \cdot l^2 \cdot \Delta t$$

Całkowita grubość bimetalu h nie może być zbyt mała ze względu na sztywność mechanizmu; w praktyce wynosi nie mniej jak 0,5 mm.



Rys. 7. Rozwiązania konstrukcyjne kompensacji termicznej.

* Teoria bimetalu jest omówiona w książce: Drozdow „Detali priborow” Oborongiz, 1948 r.

Regulację wielkości ugięcia końca bimetalu dokonuje się przez zmianę jego długości czynnej l , bądź też w kompensacji 1-go stopnia przez jego obrót dookoła osi podłużnej.

Na rys. 7 podane są typowe rozwiązania konstrukcyjne kompensacyjnych elementów bimetalowych. Typ A kompensacji 2-go stopnia jest stosowany w przyrządach radzieckich, umożliwia on jednocześnie łatwą regulację przyrządu. Typ B jest stosowany w przyrządach niemieckich (np. wysokościomierz Fuess, różnicowy manometr ciśnienia ładowania). Typ C stosowany

w przyrządach amerykańskich, odbiega od typów poprzednich. Kompensacja nie jest otrzymana przez zmianę przekładni mechanizmu, a przez zmianę dodatkowego obciążenia membrany siłami skupionymi, pochodzącymi od sprężystego strzemięcia bimetalowego 1, które jest połączone ze środkową częścią mechanizmu dwoma drążkami 2. Regulacja odbywa się przez zmianę pochyleń drążków, po przełożeniu ich końca (zakończonych iglicą) w inne gniazda 3, wytłoczone w bimetalu.

Artykuł wpłynął dnia 6 marca 1952 r.

Przeglądamy usprawnienia...

Po tytule usprawnienia zaczerpniętego z Wydawnictw Urzędu Patentowego, zamieszczamy w nawiasach: numer klasy, do której należy temat usprawnienia według klasyfikacji patentowej; numer serii, to jest dziedziny techniki, do której zaliczone jest usprawnienie oraz numer kolejny drukowanego opisu usprawnienia. Umieszczone dalej nazwisko oznacza twórcę pomysłu.

Szlifowanie oraz cięcie narzędzi z węglików spiekanych za pomocą prądu stałego i obracającej się tarczy metalowej (Klasa 67a; Seria 1; Nr. 0—183), Piotr Wrzosek, Tadeusz Rożałowski, Stanisław Rapacki, Antoni Jędrusik.

Znane ogólnie trudności napotymane przy ostrzeniu tarczami karborundowymi narzędzi z węglików spiekanych, usunięto częściowo przez opracowanie ekonomicznego sposobu szlifowania narzędzi za pomocą prądu stałego i obracającej się tarczy metalowej. Szybkość szlifowania przy stosowaniu tego sposobu jest wielokrotnie większa niż przy użyciu zwykłych tarcz szlifierskich.

Schemat urządzenia do ostrzenia narzędzi wspomnianym sposobem przedstawia rys. A. W zwykłej ostrzarce zastąpiono tarczę karborundową — tarczą ze stali węglowej 4 odizolowaną od wrzeciona silnika. Biegun dodatni prądu 7 agregatu spawalniczego dołączony jest do czterech szczotek 6 ślizgających się po tarczy 4. Biegun ujemny źródła prądu dołączony jest giętym przewodem do zaopatrzonego w izolację 5 uchwyty 8, w którym umocowane jest szlifowane narzędzie 9. Po dosunięciu szlifowanego narzędzia 9 do obracającej się tarczy 4 i włączeniu prądu, następuje — na skutek przepływu prądu o dużym natężeniu i dużej oporności miejsca styku — silne wydzielanie się ciepła w miejscu zetknięcia narzędzia z tarczą stalową. Narzędzie w miejscu styku nagrzewa się tak silnie, że obracająca się tarcza zbiera bez trudności zmiękczoną warstwę materiału narzędzia. Natomiast tarcza stalowa stykająca się z płytką z węglików spiekanych coraz to innym miejscem nie nagrzewa się tak silnie oraz jest intensywnie chłodzona przez otaczające powietrze na skutek swego szybkiego ruchu obrotowego.

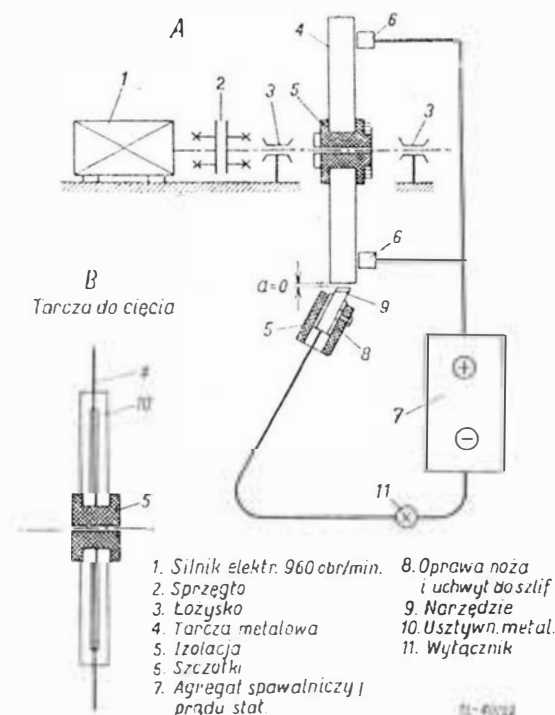
Ostrzenie narzędzi ze spiekanych węglików metali tarczą stalową przy zachowaniu układu połączeń podanego na schemacie przebiega najkorzystniej (ze względu na wydajność procesu, przy naciskach mniejszych od 1 kg/cm^2 , napięciu prądu 10 V i natężeniu 150 — 200 A, przy zachowaniu stałego styku narzędzia ostrzonego z tarczą ostrzarki. Gładkość szlifowanej powierzchni będzie tym większa, im mniejsza będzie gęstość prądu.

Omawiany sposób nadaje się do stosowania przy zgrubnym ostrzeniu narzędzi z węglików spiekanych, zwłaszcza w przypadkach silnych wykruszeń narzędzi, które z uwagi na nieopłacalność ich ostrzenia tarczami karborundowymi uległyby zabrakowaniu.

Ostateczne wygładzanie ostrzy tą metodą nie zostało jeszcze całkowicie opanowane.

Cięcie płytek z węglików spiekanych przeprowadza się przy użyciu wyżej opisanego urządzenia, stosując duże natężenie prądu i cienką tarczę (1,5 — 2 mm) dostatecznie usztywnioną oraz izolowaną od wrzeciona (rys. B).

Zarówno przy cięciu, jak i szlifowaniu należy mieć na uwadze bezpieczeństwo pracy, stosując ochronę oczu i skóry przed działaniem intensywnego promieniowania oraz przed wdychaniem wydzielających się szkodliwych gazów. Wobec możliwości bezpośredniego zetknięcia się z przewodami prądu elektrycznego pożądana jest odpowiednia ochrona rąk i płyty izolacyjne pod stopy.

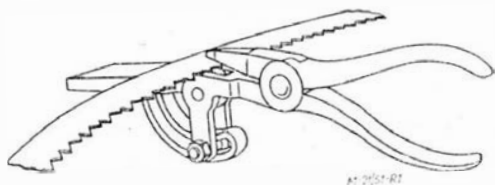


Opisany sposób jest odmianą opracowanej w Związku Radzieckim metody „elektrokontaktowego ostrzenia“, w której zastosowano prąd zmienny. Można go stosować do wszelkich materiałów przewodzących prąd elektryczny. Przedmiot obrabiany może być trzymany ręcznie, mocowany w suporcie lub może się obracać.

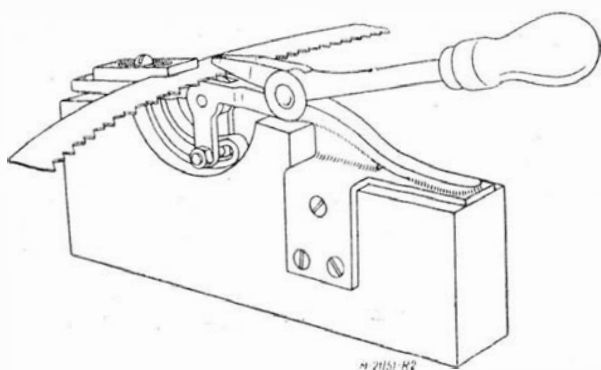
Sposób powyższy nadaje się również do stosowania w pewnych przypadkach w zastępstwie obróbki wiórowej, szczególnie do spiekanych węglików metali. Ponieważ tarcza stalowa pokrywa się warstwą materiału zbieranego z części obrabianej — otwiera się możliwość opracowania metody pokrywania metali, opartej na tej zasadzie.

Przyrząd do rozginania zębów piły taśmowej (Klasa 38a; Seria 1; Nr. 0-284), Franciszek Holisz.

W celu ułatwienia pracy rozginania zębów piły taśmowej do drewna zamiast powszechnie stosowanych kleszczy ręcznych jak na rys. 1, które dawały nierównomierny kąt ustawienia zęba skonstruowano prosty przyrząd pokazany na rys. 3.

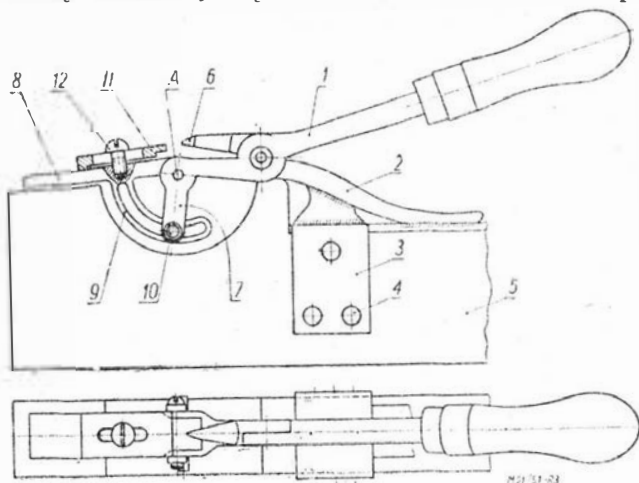


Rys. 1.



Rys. 2.

Przyrząd taki składa się z podstawy drewnianej przymocowywanej do stołu oraz przykręconych do niej kleszczy. Prowadnicę znajdującą się na tejże podstawie ustawia się pod pewnym kątem nachylenia w stosunku do kleszczy za pomocą śruby nastawczej. Prowadnicę umocowuje się w zależności od szerokości piły



Rys. 3.

taśmowej, przy pomocy drugiej śruby nastawczej. Po zamocowaniu prowadnicy i kleszczy śrubami nastawczymi zakłada się taśmę piły do prowadnicy i wykonuje operację rozginania zębów, przy czym ustalony kąt pochylenia kleszczy względem prowadnicy zapewnia jednakowe pochylenie zębów piły.

Rys. 2 obrazuje wykonywanie pracy rozginania zębów piły za pomocą przyrządu.

Klucz dwustronny kalibrowy wielowymiarowy do nakrętek (Klasa 87a; Seria 14; Nr. 0-371), Piotr Jurgielewicz, Jan Rymszo.

W zakładach stosowane są zazwyczaj do nakrętek klucze kalibrowe dwuwymiarowe. Posługiwanie się kluczami tego rodzaju zmusza nieraz do operowania większą liczbą kluczy w zależności od wymiarów nakrętek, co pochłania wiele czasu na wyszukiwanie odpowiednich kluczy w magazynie.

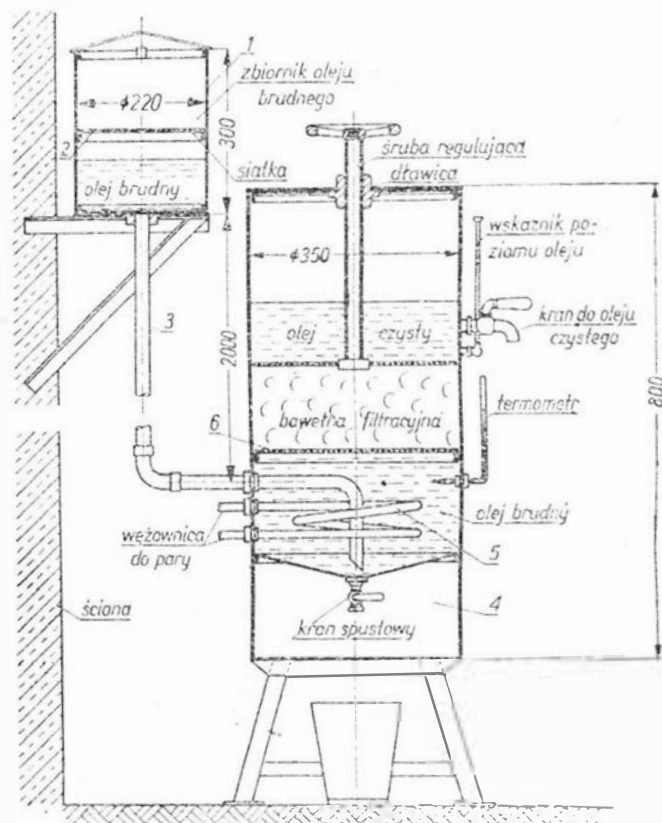


Poza tym zachodzi konieczność przewożenia większej liczby kluczy w skrzyniach np. na montażu poza zakładem, a przenoszenie skrzyń z kluczami wymaga niejednokrotnie dużego wysiłku fizycznego.

W celu usprawnienia pracy zastosowano klucze kalibrowe dwustronne wielowymiarowe, wykonane jak na rysunku. Każdy z tak wykonanych kluczy zastępuje kilka kluczy zwyczajnych i jest łatwy w użyciu przy wszelkich czynnościach montażowych.

Urządzenie do regeneracji oleju smarowego (Klasa 23c; Seria 4; Nr. 0-326), Wacław Matejczuk.

Stosując racjonalną gospodarkę olejami maszynowymi w zakładach należy regenerować zanieczyszczone oleje.



W tym celu zbudowano specjalne urządzenie do mechanicznego oczyszczania oleju przedstawione na rysunku. Urządzenie to składa się z dwóch zbiorników: zbiornika 1 na olej brudny umieszczonego wyżej oraz zbiornika 4 z odpowiednim filtrem. W zbiorniku 1 olej przechodzi przez siatkę 2, zatrzymującą grubsze zanieczyszczenia mechaniczne, a następnie rurą 3 spływa do dolnej komory zbiornika 4. W komorze tej zostaje podgrzany do temperatury 60° — 70°C za pomocą pary, która doprowadzana jest przez węzownicę 5. Pod wpływem ciśnienia hydrostatycznego olej w zbiorniku 4 wznosi się do góry i przechodzi przez siatkę 6 i bawełną filtracyjną do górnej komory zbiornika 4. Olej w ten sposób oczyszczony posiada właściwości oleju świeżego.

S. M.

Na półkach księgarskich

Awiacjonnyje porszniewyje dwigatieli. M. M. Maslennikov i M. S. Rapiort, Oborongiz, 1951 r., stron 847.

Treść tej obszernej pracy podzielona została na siedem części, z których każda zawiera kilka rozdziałów. Specjalnie szczegółowo zostały opracowane pierwsze trzy części, zawierające kolejno: teorię cyklu pracy w cylindrze silnika, teorię pracy silników różnych układów i dynamikę silników. Cztery następne części, a mianowicie: wymagania stawiane tłokowym silnikom lotniczym, cechy konstruowania i zasady obliczeń wytrzymałościowych; konstrukcja zasadniczych węzłów i detali: instalacje pomocnicze, paliwa i oleje; silniki lotnicze na paliwo ciężkie — zostały potraktowane mniej szczegółowo, mimo to zawierają materiał wystarczający do wykonania podstawowych obliczeń i rozwiązań konstrukcyjnych. Poszczególne rozdziały trzech pierwszych części obejmują między innymi: cykl idealny; rzeczywisty cykl silnika; sprawność indykowana, moc i średnie ciśnienie; zagadnienie ciśnienia, temperatury i wymiany ciepła; moc zużycia na tarcie; silniki z jednobiegową sprężarką; silniki z dwubiegowymi i dwustopniowymi sprężarkami; odrzut rur wydechowych; sprężarki z turbiną gazową; kinematyka i siły bezwładności korbowodu; ciśnienia i siły działające w silniku; wyważanie silników. Części, omawiające konstrukcję, składają się z rozdziałów: wstępne uwagi o konstruowaniu: konstruowanie cylindrów, bloków, tłoków, korbowodów i wałów, drgania skrętne wałów; konstrukcje karterów, reduktorów, rozrządu i napędów; sprężarki odśrodkowe i turbiny gazowe; instalacje smarowania i oleje; chłodzenie silników: układ zasilania paliwem; paliwa lotnicze. Ostatnia część omawia teorię i szczegóły konstrukcji silników na paliwo ciężkie. Całość może służyć jako cenne źródło wiadomości dla projektujących na wyższych uczelniach, jak i dla biur konstrukcyjnych silników lotniczych. L. S.

Samolietnyje gidrawliczeskie priwody i agriagaty (konstrukcii i rasczety). T. M. Baszta, Oborongiz, 1951 r., stron 640.

W podręczniku tym podane zostały szczegółowe obliczenia składowych części roboczych zespołów hydraulicznych i ich charakterystyki hydrauliczne. Podane zostały zasady hydrauliki cieczy lepkich, a także obliczenia i dane eksperymentalne badań przepływu cieczy lepkich w przewodach i węzłach. W dalszych częściach zawarte są charakterystyki zasadniczych zespołów instalacji hydraulicznych samolotów, jak — pomp, silników hydraulicznych, urządzeń rozdzielających, przewodów i armatury, a także podstawowe dane do obliczenia kinematyki i dynamiki tych zespołów. W rozdziale opisującym konstrukcję zespołów hydraulicznych podano opisy typowych zespołów, analizę ich pracy i wskazania dotyczące ich konstruowania, wykonania i eksploatacji. Całość podzielona została na dziesięć części, zawierających łącznie dwadzieścia osiem rozdziałów. Książka przeznaczona jest dla konstruktorów samolotów i instalacji hydraulicznych, inżynierów przemysłu i eksploatacji samolotów, jak również dla studentów instytutów i wydziałów lotniczych. L. S.

Wykłady z dokumentacji naukowo-technicznej, praca zbiorowa Głównego Instytutu Dokumentacji Naukowo-Technicznej, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1951 r., stron 144.

Omawiana książka stanowi wynik badań, doświadczeń i rozważań pracowników naukowych GIDNT i jest próbą przedstawienia teorii, metodyki i praktyki zagadnień dokumentacji naukowo-technicznej. Na treść książki składa się dziewięć artykułów (opracowanych przez poszczególnych autorów), poruszających następujące zagadnienia: znaczenie dokumentacji dla postępu technicznego, założenia i rola dokumentacji naukowo-technicznej, metoda i technika pracy dokumentacji naukowo-technicznej, klasyfikacja dziesiętna, przedmiot i zadania bibliografii, przeglądy bibliograficzne naukowo-techniczne, uwielokrotnianie dokumentacji naukowo-technicznej, rozpowszechnianie dokumentacji a ustrój gospodarczo-polityczny, o bibliotekarstwie. Książka jest przeznaczona zarówno dla opracowujących jak i dla użytkujących dokumentację, może być z pożytkiem wykorzystana przez pracowników naukowych i technicznych lotnictwa. S. M.

Każdy może i powinien korzystać z dokumentacji naukowo-technicznej, Zygmunt Dobrowolski, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1951 r., stron 62.

Broszura omawiana jest przeznaczona dla wszystkich interesujących się postępem techniki, niezależnie od poziomu wykształcenia lub specjalności. Czytelnik znajdzie w niej informacje dotyczące istoty i przeznaczenia dokumentacji naukowo-technicznej oraz wskazówki jak należy z dokumentacji korzystać. Treść broszurki podzielona jest na dwadzieścia jeden rozdziałów, omawiających w przystępny i ciekawy sposób tematy informujące o sprawach związanych z dokumentacją naukowo-techniczną. S. M.

Zwukowyye wołny w wozdudhie, wodie i twiordych tietach, W. A. Krasnikow, Gostiechizdat, 1951 r., stron 372.

W przystępny sposób podane zostały w książce zasadnicze zagadnienia fizyczne, dotyczące rozchodzenia się fal dźwiękowych i ultradźwiękowych w powietrzu, wodzie i ciałach twardej, jak również liczne przypadki zastosowania tych fal. Większa liczba rozdziałów opisuje fale ultradźwiękowe i ich zastosowanie i rozchodzenie się dźwięków w atmosferze (akus-

tyka atmosfery), w morzu (hydroakustyka) i w ziemi (sejsmologia). Wszystkie te zagadnienia, w odróżnieniu od istniejących popularnych książek o dźwiękach, omówione są na podstawie ostatnich osiągnięć w dziedzinie nowoczesnej akustyki. Książka przeznaczona jest dla czytelników o średnim wykształceniu, wykładowców średnich szkół, słuchaczy wyższych uczelni, techników, inżynierów i hydroakustyków na morzu. L. S.

Kurs mieteorologii (fizika atmosfery), A. S. Zwieriew, B. W. Kiriuchin, K. J. Kondratjew, J. S. Sieliczniewa, P. N. Twierskoj, M. J. Judin, Gidromieteoizdat, 1951 r., stron 888.

Obszerny ten podręcznik powstał z materiałów, które przez szereg lat były wykładane w hydro-meteorologicznym instytucie i zawiera całokształt zagadnień, za wyjątkiem wchodzących w skład specjalnych kursów meteorologii synoptycznej i dynamicznej, aerologii i klimatologii. Główny nacisk położony został na przedstawienie strony fizycznej omówionych tu zagadnień. Całość podręcznika podzielono na dziewięć części, składających się łącznie z czterdziestudziestą pięć rozdziałów oraz z dodatkami, zawierającym tablice fizyczne atmosfery i dane pomocnicze. Części te, to ogólne wiadomości o atmosferze, energia promieniowania, stan cieplny atmosfery, woda w atmosferze, podstawy dynamiki atmosfery, pogoda i jej przepowiadanie, optyczne zjawiska w atmosferze, elektryczność atmosferyczna i akustyka atmosfery. Podręcznik przeznaczony jest dla studiujących ogólny kurs meteorologii w hydro-meteorologicznych instytutach, albo na wydziałach fizyczno-matematycznych uniwersytetów. Może też służyć jako cenna pomoc pracownikom służby meteorologicznej. L. S.

Gidrodinamika, D. S. Kuźniecowa, Gidrometeoizdat, 1951 r., stron 391.

Na treść tej pracy składa się krótki lecz ścisły wykład wszelkich zasadniczych zagadnień hydrodynamiki. W pierwszym rzędzie książka przeznaczona jest dla słuchaczy hydrometeorologicznych instytutów, dlatego też specjalną uwagę poświęcono tym zagadnieniom hydrodynamiki, które bezpośrednio wiążą się z meteorologią i hydrologią. W poszczególnych rozdziałach omawiane są kolejno: kinematyka cieczy, dynamika cieczy idealnej, hydrostatyka, powierzchnie nieciągłości, ruch falowy cieczy i dynamika cieczy lepkich. L. S.

Metody podobija i razmiernosti w miechanike, Ł. J. Siedow, Gostiechizdat, 1951 r., stron 195.

Książka ta rozwija obszerne zagadnienie wykonywania pomiarów na modelach i przenoszenia wyników pomiarów ze skali modelowej na naturalną. Ten typ zagadnień występuje przy budowie samolotów, okrętów, tam, specjalnych budynków, samochodów i szeregu innych. Pomiaru takie można wykorzystać przy zachowaniu pewnych warunków. Na treść pracy składają się następujące rozdziały: ogólna teoria wymiarów różnych wielkości; podobieństwo, modelowanie i różne przykłady zastosowania teorii wymiarów; zastosowanie w teorii ruchu cieczy lepkiej i w teorii ruchu burzliwego; jednowymiarowy niestabilny ruch gazu. Treść książki wykorzystana może być w laboratoriach i instytutach badawczych, wykonujących pomiary w skali zmniejszonej. L. S.

Technisches Wissen-Technische Stoffe I, Dipl. Ing. Karl Quak, Fachbuchverlag Leipzig, 1951 r., stron 270.

Treść podzielona jest na cztery części omawiające: budowę materii, kamienie i ziemie, drewno i masy plastyczne. Treść każdej części podana w przystępnej formie zawiera liczne dane techniczne. Część pierwsza omawia: masę i energię, izotopy, układ periodyczny pierwiastków z szeregami promieniotwórczymi, budowę atomu i jego jądra, przemianę pierwiastków, energię atomową, połączenia i reakcje chemiczne, podział materiałów technicznych. Część druga zawiera: kamienie naturalne, ziemie, kamienie sztuczne, zaprawy i betony, szkło i materiały ceramiczne. Część trzecia omawia: gatunki drewna, budowę wewnętrzną, zabezpieczenie drewna przed gniciem i ogniem, suszenie drewna, ulepszanie drewna, użycie, chemiczna przeróbka, wyrób papieru drzewnego. Część ostatnia, zawierająca masy plastyczne, podaje: budowę mas, wytwarzanie, materiały wyjściowe, gatunki mas sztucznych, materiały syntetyczne, własności i zastosowanie, kauczuk syntetyczny, fenole. Całość zaopatrzonego licznymi tabelami i zestawieniami danych technicznych do bezpośredniego użytku w praktyce. L. S.

Rasczety tiepłowych procieissow pri swarkie, N. N. Rykalin, Masgiz, 1951 r., stron 296.

Książka zawiera systematyczny wykład metod obliczeń termicznych procesów spawania. Kolejno rozpatrzone zostały: rozchodzenie się ciepła przy nagrzewaniu metali łukiem elektrycznym i płomieniem acetylenowym, wpływ charakteru rozchodzenia się ciepła na proces topienia się elektrod i metalu podstawowego, a także cykl termiczny i zachodzące w podstawowym metalu zmiany struktury. Książka przeznaczona jest dla pracowników instytutów badawczych, laboratoriów fabrycznych i studentów wyższych uczelni technicznych, zajmujących się zagadnieniami spawalniczymi. L. S.

Osnowy stroitielnoj miechaniki, A. M. Afanasjew, N. G. Kalinin, W. A. Marin, Oborongiz 1951 r., stron 524.

W pracy tej zawarty jest całokształt zasad wytrzymałości materiałów i mechaniki budowy — bez użycia wyższej matematyki. Zawartość książki obejmuje materiał całkowicie wystarczający do wykonania zasadniczych obliczeń inżynierskich z zakresu wytrzymałości. Teoretyczne zasady są wyjaśnione przykładami wziętymi przede wszystkim z praktyki lotniczej. Książka przeznaczona jest jako pomoc szkolna dla średnich szkół technicznych lotniczych, przy czym służyć może tak słuchaczom jak i samodzielnie pracującym technikom. Piętnaście rozdziałów zawiera: obliczanie krat płaskich, rozciąganie i ściskanie, naprężenia złożone, ścinanie, skręcanie, skracanie cienkościennych konstrukcji lotniczych, zginanie, naprężenia przy gięciu, zginanie cienkościennych konstrukcji lotniczych, odkształcenia przy zginaniu, układy statycznie niewyznaczalne, wytrzymałość złożona, stateczność prętów i płyt oraz kraty przestrzenne.

L. S.

Przeciąganie, Jerzy Miracki, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1950 r., stron 118.

Omawiana książka zawiera zwięzły lecz wyczerpujący wykład metod przeciągania, zasad konstrukcji przeciągaczy oraz opisy maszyn do przeciągania. Praca podzielona jest na cztery rozdziały, poruszające następujące tematy: przeciąganie, przeciągarki, projektowanie przeciągaczy oraz wyrób przeciągaczy. Dwadzieścia dwie tablice, kilka wykresów, liczne przykłady oraz obszerny wykaz literatury stanowią cenne dopełnienie tej ciekawej książki. Treść pracy jest zwłaszcza interesująca dla pracowników lotnictwa, ponieważ z tematem szeregu przykładów są części silników lotniczych, jak np. przeciwwaga wału, łopatkę turbiny, korbowody, dźwignie zaworowe itp. Książka jest przeznaczona dla konstruktorów narzędzi i techników warsztatowych.

S. M.

Ciągnięcie stali, inż. Marian Schneider, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1951 r., stron 224.

Tematem omawianej książki są procesy przeróbki plastycznej na zimno stosowane przy produkcji prętów, rur, a przede wszystkim różnego gatunku drutów. Treść książki jest ujęta w ośmiu rozdziałach, poruszających następujące zagadnienia: wiadomości ogólne z metaloznawstwa wraz z klasyfikacją drutów, przygotowanie powierzchni drutu do ciągnięcia, teoretyczne podstawy procesu ciągnięcia, ciągnięcie drutów i prętów, narzędzia do ciągnięcia, tarcie i smarowanie w procesie ciągnięcia, ciągarki, zmiana własności materiału wskutek ciągnięcia, regeneracja odkształconego metalu oraz patentowanie. Obszerny wykaz literatury zawierający 81 pozycji, liczne (138) rysunki oraz 51 tablic z danymi technicznymi i charakterystykami — uzupełnia książkę. Praca przeznaczona jest dla inżynierów i techników.

S. M.

Kłepalszczyk, P. B. Gołdowski, Oborongiz 1951 r., stron 131.

Jest to książeczka broszurowa z cyklu „Biblioteczka roboczej awiacyjnej promyslności” opisująca nitowanie konstrukcji z lekkich stopów aluminium przy jej wykonywaniu i montażu. Kolejno podane zostały dane o nitach, narzędziach do nitowania, eksploatacji ręcznych i stałych niciarek i pras. Główny rozdział książki opisuje technologiczny proces nitowania i organizację pracy przy nitowaniu konstrukcji. Do każdej operacji procesu technologicznego podane jest oprzyrządowanie i przygotowanie miejsca pracy. Osobne rozdziały omawiają rodzaje nitów, wykonywanie otworów, wykonywanie wgłębień dla łbów wpuszczanych, specjalne rodzaje nitowania, kontrolę jakości nitowania i zasady bezpieczeństwa w czasie pracy. Jak wskazuje tytuł cyklu, książeczka przeznaczona jest jako podręcznik do szkolenia i podwyższania kwalifikacji pracowników wykonujących nitowania.

L. S.

Wykaz materiałów stosowanych do wyrobu urządzeń odpornych na korozję, mgr inż. Stanisław Wołoszyn, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1952 r., stron 144.

Książka zawiera alfabetyczny wykaz materiałów odpornych na najważniejsze ośrodki korozyjne oraz wykaz tych ośrodków. Spotykanych głównie w przemyśle chemicznym, przy czym określone są granice temperatur w stopniach Celsjusza i stężeń w procentach, w jakich można dane materiały stosować. Ponadto wymienione są materiały, które dla danych ośrodków są niezdatne. Spis materiałów zawiera jedynie te, które przeszły już próbę w praktyce przemysłowej. Praca omawiana może być z pożytkiem wykorzystana w przemyśle lotniczym.

S. M.

Katalog stali konstrukcyjnych, inż. Stanisław Przegląski, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1951 r., stron 131.

Książka przeznaczona jest dla konstruktorów, odbiorców i użytkowników stali konstrukcyjnych i zawiera zestawienie produkowanych przez krajowe huty gatunków stali konstrukcyjnych. Treść książki podzielona jest na pięć obszernych rozdziałów: ogólne wskazówki dotyczące właściwego wyboru stali przez jej użytkowników, charakterystyki szczegółowe stali konstrukcyjnych, wskazówki technologiczne, wskazówki dotyczące zamawiania i odbioru stali konstrukcyjnych oraz różne zestawienia. Charakterystyki stali zawierają następujące dane: oznaczenia (cyfrowe i barwne) według PN, cech hutniczą, określenie gatunku, skład chemiczny, temperatury kucia, obróbkę cieplną, hartowność, własności wytrzymałościowe, przykłady typowego zastosowania, odpowiedniki norm GOST, czeskich i DIN. Książkę dopełnia dwadzieścia tablic zawierających szereg cenowych danych porównawczych.

S. M.

Walcowanie blach na zimno, J. Gałaj i D. Górewicz, tłum. z ros. mgr inż. W. Nowakowski i mgr inż. A. Stanisławski, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1952 r., stron 167.

Książka jest tłumaczeniem pracy „Chłodnaja prokátka listow” i przeznaczona jest dla wykwalifikowanych walcowników i mistrzów, zatrudnionych w walcowniach. Stanowi również pomoc zarówno dla uczniów szkół technicznych jak i dla pracowników przemysłu maszynowego. Książka podzielona jest na cztery części: część pierwsza — ogólne pojęcie o produkcji blach — omawia produkcję blach, technikę bezpieczeństwa pracy, półwyroby wsadowe; część druga — urządzenia walcownicze i zasady teorii walcowania — porusza problemy wskazane w jej tytule; część trzecia — proces technologiczny — objaśnia właściwości procesu walcowania na zimno oraz procesy technologiczne; część czwarta — kontrola techniczna i organizacja pracy — porusza zagadnienie rodzajów wybraków i kontroli technicznej oraz organizację pracy i miejsca pracy. Na zakończenie każdego rozdziału umieszczone są pytania do powtórzenia, które bardzo ułatwiają czytelnikowi przyswojenie materiału.

S. M.

Technologija szinnogo proizvodstwa, J. F. Liubaczewskij, Ł. G. Margulis, B. J. Nisiełowski, Goschimizdat, 1951 r., stron 485.

W książce tej omówiono szczegółowo technologiczny proces produkcji opon i dętek, przy czym znaczną uwagę zwrócono na wyjaśnienie nowych metod pracy, stosowanych w przemyśle radzieckim. Prócz tego podano dane dotyczące przeprowadzania prób i badań opon, jak i podstawowe założenia projektowania opon i dętek. Osobne rozdziały zawierają materiały stosowane w produkcji i produkcję opon pełnych i rowerowych. Książka jest przeznaczona dla personelu technicznego przemysłu gumowego i samochodowego, jak i dla studentów wyższych szkół specjalnych.

L. S.

Nowe normy i projekty norm

W miesiącu lutym 1952 r. wydano drukiem następujące normy lotnicze:

PN/L — 02080 — Gwinty śrub dwustronnych lotniczych stalowych. Wymiary.
PN/L — 82121 — Śruby dwustronne lotnicze, podtoczone, nacinane, wkręcane w stopy lekkie.

PN/L — 82130 — Śruby lotnicze ze łbami sześciokątnymi, nacinane.

W lutym 1952 r. wprowadzono zmiany do następujących norm:

PN/L — 36002, PN/L — 36003, PN/L — 36007.

TECHNIKA LOTNICZA — Dwumiesięcznik Związku Polskich Inżynierów i Techników Lotniczych (Koło Lotnicze SIMP) Wydawnictwo NACZELNEJ ORGANIZACJI TECHNICZNEJ

Redaguje Komitet Redakcyjny w składzie: Redaktor Naczelny — mgr inż. Jan Paczoski, Redaktorzy Działowi — mgr inż. St. Lassota, mgr inż. R. Lewandowski, mgr inż. St. Madeyski, Redaktor Techniczny — Czesław Piekarski.

Adres Redakcji: Warszawa 1, Nowowiejska 24.

Redaktor Naczelny przyjmuje we wtorki i piątki godz. 17.30—18.30.

Adres Administracji: Administracja Czasopism Technicznych NOT, Warszawa, Czackiego 3/5, tel. 8-95-10 do 16. Kolportaż: PPK „Ruch”. Konto PKO I-19890/110

Cena pojedynczego zeszytu 9.— zł.

Prenumerata roczna 54.— zł.

Półroczna 27.— zł.

Drukarnia im. Rewolucji Październikowej, Warszawa, Mińska 65. Zam. nr 644/52. 3-B-24326.

Nakł. 1100. Papier druk. sat. 86 × 122, V kl, 60 gr.

Rękopis otrzymano dn. 13. VI. 52. Podpisano do druku 18. VIII. 52. Druk ukończono 25. VIII. 52.

PRZEGŁĄD BIBLIOGRAFICZNY LOTNICTWA

OPRACOWANY PRZEZ DZIAŁ DOKUMENTACJI I WYDAWNICTW GŁÓWNEGO INSTYTUTU LOTNICTWA

DODATEK DO DWUMIESIĘCZNIKA „TECHNIKA LOTNICZA”

ROCZNIK II

WARSZAWA, MAJ-SIERPIEŃ 1952

ZESZYT 3

W Przeglądzie Bibliograficznym Lotnictwa stosowana jest klasyfikacja dziesiątna.

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

47x 388.9 : 656.7(438) C4-3.52
Minorski S.: Polskie lotnictwo komunikacyjne w 1951 r. Trans-
port, r. 4, Nr 5, maj 52, s. 176; A4, 1 str. — Zmiany organiz-
acyjne w polskim lotnictwie cywilnym. Nowe linie komunika-
cyjne. Czynniki poprawy wykorzystania sprzętu. System akor-
dowy i rozwój współzawodnictwa. Sukcesy planowania odcin-
kowego. (St. Witk.).

48x 388.9 : 656.7 C4-3.52
Baltensweiler A.: Sposoby przeprowadzania i koszty bezpo-
średnio przelotów. „Flugführung und direkte Betriebskosten”.
Interavia, r. 6, Nr 5, 1951, s. 271; 33x25 cm, 4 str.; 1 rys.; 14 wykr.
— Przystępna analiza techniki wykonywania przelotów na
przykładzie nowoczesnego samolotu komunikacyjnego, zaopa-
trzonego w 4 silniki tłokowe. Omówione są następujące spo-
soby przeprowadzania przelotu: przy stałej mocy, przy stałej
prędkości, dla warunków największego zasięgu i dla stałego
kąta natarcia. Przedstawiono wykresy, na podstawie których
łatwo ocenić wpływ wiatru — na ekonomię przelotu. Podano
sposób obliczenia kosztów bezpośrednich, przy czym przepro-
wadzono analizę wpływu różnych parametrów na koszt tonoki-
lometra. (R. L.).

49x 518.5 : 681.143 C4-3.52
Lunc M., Janik F.: Logoplan. Biul. Gł. Inst. Lotnictwa (Przy
Techn. lotn., r. 6, Nr 3, wrześ. 51), r. 1, Nr 3: wrześ. 51; A4;
2,5 str.; 3 fot., 1 rys. — Konstrukcja, cechy i zastosowanie lo-
goplanu. Sposób użycia logoplanu, operowanie skalą mnożenia
i dzielenia oraz skalą funkcyjną. (B. Kitzman).

50x 518.5 : 681.14 C4-3.52
Artobolewskij I. I.: Mechanizm do wyznaczania potęg sześciennych.
„Miechanizm dla wozwiedzenia w kub”. Dokł. Akad. Nauk
SSSR, t. 79, Nr 6, 1951, s. 923; 26x17 cm, 2,5 str., 1 rys.; 1 poz.
bibl. — Autor podaje opis przyrządu do wyznaczania potęg i pier-
wiastków sześciennych w zakresie od 0 do 1. Mechanizm składa
się z dwu dźwigni osadzonych w przegubach i prowadnicy; jest
prosty w użyciu; dokładność zależy od wymiarów, jak na su-
waku. (F. Janik).

51x 532.5 C4-3.52
Minc D. M.: O hydrodynamicznym oporze warstwy ziarnistej
zawieszanej w strudze. „O gidrodinamiczeskom soprotiwlenii
wzwieszennowo w potokie ziarnistowo słoja”. Dokł. Akad. Nauk
SSSR, t. 83, Nr 4, 1952, s. 541; B5; 2,5 str., 4 wykr., 7 poz. bibl.
— Rozważania i wzory określające wielkość oporów (z uwzględnie-
niem liczby Reynoldsa) występujących podczas przepływu plynu
przez warstwę ziarnistą. (St. Witk.).

52x 532.5 C4-3.52
Kalinuszkin M. P.: O ruchu śrubowym w rurach. „O wintowom
dwiżenii w truboprowodach”. Izw. Akad. Nauk SSSR Otd.
techn. Nauk, Nr 3, marz. 52, s. 359; B5; 7 str., 6 rys.; 8 wykr.;
6 poz. bibl. — Metody, aparatura i urządzenia pomiarowe do
badania takiego ruchu. Szereg wykresów ilustrujących wyniki
pomiarów. (St. Witk.).

52x 533.6 C4-3.52
Hayes W. D.: O podobieństwie w strumieniu naddźwiękowym.
„O podobii w swierchzukunftowom potokie”. Mechanika. Sbornik
sokraszczonnych pieriewodow i riefieratow inostrannojo pierio-
diceskoj literatury. Nr 2, 1950, s. 26; B5, 2 str. — Zagadnienie
podobieństwa naddźwiękowych opływów ($M > 1$) dookoła
smukłych ciał. Główny parametr podobieństwa. Ustalona przez
Tsienę reguła podobieństwa dla przepływów dwuwymiarowych
i osiowosymetrycznych zostaje rozszerzona na przepływ trój-
wymiarowy z falami uderzeniowymi i zawirowaniami. (A. Ja-
zubowski).

54x 533.6 : 629.13.014 C4-3.52
Reissner E.: Warunki brzegowe powierzchni nośnych przy ru-
chu nieustalonym. „Graniczne zadacz aerodynamiki niesusz-
czich powierzchniojst pri nieustanowiwiszemsia dwiżenii”. Mie-
chanika. Sbornik sokraszczonnych pieriewodow i riefieratow
inostrannojo pieriodiceskoj literatury. Nr 2, 1950, s. 7; B5;
19 str., 2 rys., 78 poz. bibl. — Teoria powierzchni nośnej o za-
danych wymiarach w ruchu nieustalonym w idealnej cieczy
nieściśliwej i ściśliwej — tak jak w teorii Zukowskiego dla
płata o nieskończonej rozpiętości. Przez zliniowanie tej teorii
i wynikających z niej problemów matematycznych, które
przedstawiają się jako warunki brzegowe dla równań cząstko-
wych, przechodzi autor od zagadnień dwuwymiarowych do
wyższej formy zagadnień trójwymiarowych. (Z. Brodzki).

55x 533.6 : 629.13.001.5 C4-3.52
„Czterowiatrowy tunel”. „A four winds” tunnel. Flight, t. 61,
Nr 2252, marz. 52, s. 320; A4, 0,5 str., 1 rys. — W Linköping;
Szwecja, zbudowano pierwszy duży tunel przydźwiękowy,
w którym powietrze jest napędzane nie wentylatorem lecz in-
żektorowo, spaliniami czterech silników odrzutowych „Goblin”.
Przestrzeń pomiarowa znajduje się w przewodzie ssącym;
zbyt niemu obniżeniu temperatury zapobiega mieszanie powie-
trza zasysanego z częścią spalin mającą obieg zamknięty. (F. Ja-
nik).

56x 533.6 : 629.13.001.5(44) C4-3.52
Brocard I.: Przegląd wyposażenia francuskiego w tunelach ae-
rodynamicznych. „Note sur l'équipement français en souffle-
ries aérodynamiques”. Techn. Scien. Aéro. (Paryż), Nr 1, 1951,
s. 46; 27x21 cm, 12 str., 1 rys., 1 wykr., 3 tabl. — Po zdefinio-
waniu zakresów małych prędkości do $M=0,5$, dużych poddźwię-
kowych do $M=0,95$, przydźwiękowych do $M=1,1$ i naddźwięko-
wych powyżej $M=1,1$ oraz po krótkim przeglądzie tuneli ame-
rykańskich podaje autor w zestawieniach tabelarycznych cha-
rakterystykę tuneli francuskich. (F. Janik).

57x 533.6 : 629.13.07 C4-3.52
Sznee R.: Opory szybkich samolotów (wg Goroszczenki). Techn.
Lotn., r. 6, Nr 4, grud. 51, s. 95; A4, 6 str., 2 rys.; 6 wykr.; 2 tabl.
— Na początku rodzaje oporów samolotu i ich rozkład wg elemen-
tów płatowca. Dalej wpływy nierówności i szorstkości po-
wierzchni, falistości, pojedynczych nierówności, rodzaju łączenia
blach pokrycia — na wzrost współczynnika oporu szkodliwego.
Wpływy te, ujęte we wzorach, zilustrowane są dwoma przykła-
dami obliczeniowymi. (B. Kitzman).

58x 539.4 : 534 C4-3.52
Bołotin W. W.: O parametrycznie wzbudzonych drganiach łuk-
ków sprężystych. „O paramietriczeski wozbuzdaemym kole-
banjach uprugich arok”. Dokł. Akad. Nauk SSSR, t. 83, Nr 4,
1952, s. 537; B5, 3 str., 4 wykr., 4 poz. bibl. — Definicja pojęcia
parametrycznych drgań wzbudzonych. Równania różniczkowe
takiego ruchu drgającego — dla łuku sprężystego. Oscylogram
potwierdzający słuszność przyjętej metody rachunku. (St.
Witk.).

59x 539.4 : 629.13.014 C4-3.52
Nowiński J.: Naprężenia i odkształcenia skrzydła dwudźwiga-
rowego osadzonego sztywno. Techn. Lotn., r. 6, Nr 1, marz. 51,
s. 2; A4, 11 str., 5 wykr., 9 poz. bibl. — W artykule wyprowa-
dzono wzory dla naprężeń w skrzydle dwudźwigarowym o sta-
łym przekroju trapezowym. Autor zakłada, że pokrycie skrzydła
przenosi tylko naprężenia ścinające. Dźwigar obciążony jest
w wolnym końcu przez wypadkową siłę poprzeczną, przyłożoną
w przekroju końcowym. Omówiono wpływ osadzenia sztyw-
nego na naprężenia w dźwigarze oraz na oś skręcania i oś ści-
niania w tym przypadku. (B. Kitzman).

60x 539.4 C4-3.52
Nowiński J.: Teoria dźwigarów cienkościennych zbieżnych. Pr.
Gł. Inst. Lotnictwa, Nr 1, 1951, s. 3; A4, 44 str., 8 rys., 5 wykr.,
14 poz. bibl. — Na podstawie analizy przemieszczeń cząstek dźwi-
gara w zewnętrznej powierzchni stożkowej — naprężenia zostają
uzależnione od trzech składowych przesunięcia oraz jednej skła-
dowej obrotu, które wyznaczają się z równań równowagi przy
uwzględnieniu warunków dodatkowych. Wprowadzenie układów
naprężeń samoczównoważonych (zerowych) pozwala uwzględnić
wpływ zamocowania oraz wpływ dowolnie rozłożonego obciąże-
nia wzdłuż rozpiętości dźwigara. Rozpatrzone czyste skręcanie
zmiennym momentem oraz zginanie połączone ze skręcaniem.
(St. Witk.).

61x 539.41 : 539.413 C4-3.52
Nowiński J.: Zginanie zakrzywionej rury cienkościennej zaopa-
trzonej we wręgi. Pr. Gł. Inst. Lotnictwa, Nr 1, 1951, s. 49; A4,
7,5 str., 5 rys., 5 wykr., 6 poz. bibl. — W oparciu o rozwiązanie
Th. Karmana, dotyczące zginania zakrzywionej rury cienko-
ściennej o przekroju kołowym, wyznaczono odkształcenie sprę-
żyste w przypadku, gdy końce rury są zaopatrzone w doskonałe
sztywne wręgi. (St. Witk.).

62x 551.5 : 629.13.06 C4.3.52
Filippow W.: Przygotowanie instalacji przeciwbłędzeniowej sa-
moliotu do lotu. Techn. Lotn., r. 6, Nr 3, wrześ. 51, s. 69; A4,
3 str., 3 rys. — Użytkowanie i działanie urządzeń przeciwbłę-
dzeniowych cieplnych, mechanicznych i elektrycznych. Sposoby
odlodzenia śmigieł, szyb kabiny i gaźników. (B. Kitzman).

63x 621.43.05 C4-3.52
Siergiel O. S.: O teorii faz procesu spalania w silniku. „O teoriji
faz processa sgorania w dwigatiele”. Izw. Akad. Nauk SSSR
Otd. Techn. Nauk, Nr 2, luty 52, s. 289; B5, 8 str., 1 rys., 3 poz.
bibl. — W ramach dyskusji nad artykułem Sokolika, Wojnowa

i Swiridowa pt. „Wpływ czynników chemicznego i turbulencji na proces spalania w silniku” autor krytykuje i wytyka błędy, a nawet szkodziłoby wyżej wymienionej pracy, zwracając jednocześnie uwagę czytelników na wartościowe jej fragmenty. (M. Ł.)

64x 621.396.91 : 551.508.19 C4-3.52

Jones F. E., Hooper J. E. N.: Sonda radarowa dla pomiarów meteorologicznych na dużych wysokościach. „The radar-sonde system for the measurement of upper wind and air data”. Proc. Inst. Electr. Engrs., t. 98, część 2, Nr 64, sierp. 51, s. 461: A4, 9 str., 2 fot., 8 rys., 1 tabl.; 10 poz. bibl. — Podany jest opis nowej metody pomiarów meteorologicznych dużych wysokości za pomocą sond radarowych. Ciśnienia, temperatura i wilgotność są przekazywane na ziemię z dokładnością 4,1% zakresu. Poza tym mierzone są prędkości i kierunek wiatru. Maksymalny zakres wynosi obecnie 160 km wysokości, ograniczony pękaniem balonów unoszących przyrządy pomiarowe. (W. Roth).

65x 621.431.75 C4-3.52

Madeyski S.: Skrzynka techniczna. Techn. lotn., r. 6, Nr 3, wrześ. 51, s. 75; A4, 3 str., 2 fot., 2 rys. — Zestawienie danych silnika birotacyjnego inż. Brzeskiego. Geneza projektu silnika i historia pracy nad nim od 1917—1939. Rysunki i opis działania. (B. Kitzman).

66x 621.431.75 C4-3.52

Skrzynka techniczna. Techn. lotn., r. 7, Nr 2, marz.—kw. 52, s. 52; A4, 1 str., 2 rys., 1 wyk. — Podano rysunek schematyczny i opis działania doświadczalnego silnika dwutłokowego o podgrzewaniu zewnętrznym, w którym czynnikiem wykonującym obieg (zamknięty) jest powietrze lub inny gaz. Brak bliższych danych technicznych i szczegółów konstrukcyjnych. Wykonanie firmy „Philips”. (St. Witk.).

67x 621.431.75 : 621.438 C4-3.52

Christian G. L.: Sprężony zespół tłokowo-turbinowy o oszczędnym zużyciu paliwa. „Turbo-compound transport fuel saver”. Aviat. Week, t. 56, Nr 7, luty 52: s. 55; A4, 2,5 str.: 2 fot.: 1 rys. — Omówienie ciekawych trudności rozwojowych, pokonanych przez f. Wright przy opracowywaniu zespołu R-3350 dwugwiazdowego silnika tłokowego sprężonego z trzema turbinami, napędzanymi spalinami z tegoż silnika i oddającymi moc poprzez sprzęgła hydrauliczne na wał korbowy w. w. silnika. Przynosi to oszczędność 20%. Moc startowa na poziomie morza wynosi 3500 KM, a ciężar jednostkowy 0,48 kg/KM. W. w. zespół wejdzie do służby na samolotach w grudniu 1952 r. (St. Witk.).

68x 621.92 C4-3.52

Sudakowicz D. I., Szeftinski N. N.: Elektroszlifierka taśmowa do wygładzania powierzchni części drewnianych, typ I-193. „Lentocznaja elektroszlifierka po dieriewu, tip I-106”. Mechaniz. Stroit., r. 9, Nr 4; kw. 52; s. 30, A4, 1 str., 1 fot.: 1 rys. — Przypiesza pracę 10-krotnie w porównaniu z pracą ręczną. Można ją włączyć do sieci oświetleniowej. Na 100 m² powierzchni wygładzonej zużywa się 0,6 m² taśmy o szerokości 75 mm. Klejenie taśmy ścierniej — klejem bakelitowym, na miejscu pracy. Silniczek kolektorowy prądu zmiennego pobiera moc 585 watów przy 14250 obr./min.; ma chłodzenie. (St. Witk.).

69x 629.13.012.3 : 534 C4-3.52

Roth W.: Drgania tablic pokładowych. Techn. Lotn., r. 6, Nr 3, wrześ. 51, s. 72; A4, 2,5 str.: 4 rys., 2 wyk.: 1 tabl. — Wymagania techniczno-konstrukcyjne odnośnie przyrządów i tablic. Zasada doboru amortyzacji. Rodzaje amortyzatorów używanych obecnie w Polsce. Przykład obliczenia amortyzacji tablicy pokładowej. (B. Kitzman).

70x 629.13 : 92 (Kuźmiski) C4-3.52

Kostienkow W. I., Jakowlew Je. A.: P. D. Kuźmiski — uczony, inżynier, nowator. „P. D. Kuźmiski — uczony, inżynier, nowator”. Izw. Akad. Nauk SSSR, Otd. Techn. Nauk, Nr 2, luty 52, s. 225; B5, 22 str., 2 fot., 9 rys., 33 poz. bibl. — W artykule poświęconym twórczej pracy tego uczonego (koniec XIX stulecia) zamieszczono rozdziały omawiające liczne jego wynalazki i pomysły, m. in. promieniową turbinę gazową, dynamometr, „rusoid” i skrzydłowiec, które były interesujące, bądź wprost przeznaczone dla lotnictwa. Dla uwypuklenia wielkości zasług Kuźmiskiego podkreślono, że pomimo nieprzychylnych dla początku nowatorskich — konserwatywnych uprzedzeń w carskiej Rosji, prace P. D. Kuźmiskiego wyprzedziły epokę i poziom światowej techniki. (M. Ł.).

71x 629.13.015 C4-3.52

Serwo-kierowanie. „Power steering”. Flight, t. 61, Nr 2249; luty 52, s. 247; A4, 0,5 str. — Głosy w dyskusji nad kierowaniem samolotu na ziemi. Problem drgań typu „shimmy” przedniego koła podwozia oraz kierowanie i hamowanie tego koła. (B. Kitzman).

72x 629.13(47) C4-3.52

Leja W.: Lotnictwo Związku Radzieckiego. Techn. Lotn., r. 6, Nr 4, grud. 51, s. 87; A4, 8 str., 5 fot., 2 rys. — Szkic rozwoju lotnictwa rosyjskiego od pierwszych prób latania w Rosji carskiej do obecnych osiągnięć ZSRR. Sporo miejsca poświęcono takimi pionierom wiedzy lotniczej jak Łomonosow, Zuckowski, Czapiżyn. Omówienie osiągnięć lotnictwa przed drugą wojną, w czasie wojny i po wojnie zawiera najważniejsze daty wydarzeń, rekordy i osiągnięcia techniczne oraz m. in. wzmiankę o pomocy lotniczej ZSRR dla Polski. (B. Kitzman).

73x 629.13.03 : 533.6 C4-3.52

Milner H. L.: Wyważanie aerodynamiczne (łopatek śmigła). „Aerodynamic balancing”. Aircr. Prod., t. 13, Nr 151; maj 51; s. 157; A4, 4 str., 1 fot., 7 rys. — Opis urządzenia pozwalającego na określenie średniego błędu w kątach nastawienia poszczególnych profili łopaty śmigła. Pomysłowy szablon określa położenie linii zerowego wyporu na profilu łopaty. Uwzględnienie błędu wykonania łopat zmniejsza niewyważenie aerodynamiczne gotowego śmigła, zapewniając spokojne warunki pracy zespołu napędowego. Opisane urządzenie pozwala na szybkie wykonanie pomiaru dając znaczną oszczędność na czasie w porównaniu z normalnie stosowanymi metodami bezpośredniego pomiaru geometrii śmigła. (R. L.).

74x 629.13.07 : 533.65 C4-3.52

Rożciszewski J.: Podłużna stateczność dynamiczna w locie z dużą prędkością (poddźwiękową). Techn. Lotn., r. 6, Nr 1, marz. 51, s. 13; A4, 10 str., 1 rys., 8 wyk. — Pojęcia ogólne. Równania ruchu i ogólne równanie stateczności. Wpływ ściśniętości na stateczność: współczynnik siły nośnej, pochylenie krzywej — siły nośnej, współczynnik oporu, współczynnik momentu, współczynniki aerodynamiczne steru, pochodne i współczynniki w równaniach stateczności oraz uproszczone równanie stateczności dynamicznej. (B. Kitzman).

75x 629.135 C4-3.52

Postęp w dziedzinie samolotów ze skrzydłem trójkątnym. „Delta wings progress”. Aeroplane, t. 81, Nr 2091, sierp. 51, s. 178; A4, 2 str., 4 fot. — Omówienie cech charakterystycznych samolotu Avro 707B ze skrzydłem trójkątnym, zaopatrzonego w silnik odrzutowy Derwent, który wykonał już ponad 100 godzin lotu. Szczególną uwagę zwrócono na omówienie zmian w wyważeniu, stateczności i sterowności, jakie zachodzą zwłaszcza przy małych prędkościach lotu, a które w tym układzie skrzydła następczą wiele trudności. Artykuł jest zaopatrzony 4 dobrymi fotografiami samolotu w locie. (R. L.).

76x 629.135.001.5 C4-3.52

Badania bardzo szybkich modeli. „Research with high-speed models”. Aeroplane, t. 81, Nr 2091, sierp. 51, s. 190; A4, 3 str.: 7 fot. — Omówienie zakresu i metod pracy stacji doświadczalnej, mieszczącej się na wyspie Wallops, prowadzącej badania nad bardzo szybkimi samolotami-robotami (bez załogi). Badania mają na celu pomiar współczynników aerodynamicznych, stateczności i innych własności lotnych przy bardzo wielkich prędkościach. Ten materiał jest potrzebny do projektowania przyszłych samolotów. Modele osiągają prędkość do 4000 km/h i wysokość do 30 000 m, przy czym przy badaniach szeroko stosuje się urządzenia radarowe oraz radiowe przekazywanie pomiarów. (R. L.).

77x 656.7 C4-3.52

Zagadnienie pojemności w przewozie lotniczym. Transport, r. 4, Nr 3, marz. 52, s. 97; A4, 2,5 str. — Określenie 8 rodzajów ciężaru samolotu komunikacyjnego — z punktu widzenia rentowności transportu lotniczego. Analiza zależności pomiędzy poszczególnymi składnikami ciężaru a długością trasy przelotu. (St. Witk.).

78x 656.704 C4-3.52

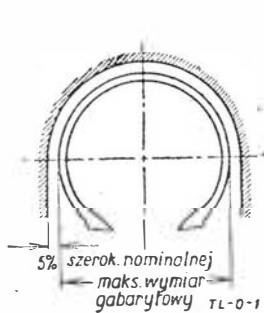
Wright T. P.: Jak zwiększyć bezpieczeństwo na rozkładowych liniach lotniczych. „How to increase safety in scheduled air operations”. SAE J., t. 59, Nr 1, stycz. 51, s. 35; A4, 5 str. — Skróć odczytu wygłoszonego na Konferencji Lotniczej S. A. E. w r. 1950, omawia trzy czynniki wpływające na bezpieczeństwo lotu: samolot, atmosferę i element ludzki. Wyczerpujące badania nowych typów samolotów komunikacyjnych (powyżej 700 godz. lotu) zmniejszają do minimum ryzyko ze strony sprzętu. Jakość i wyszkolenie elementu ludzkiego ma zasadnicze znaczenie i jest w pełni doceniane, jeżeli chodzi o bezpieczeństwo lotu. Środki zwiększające szanse przeżycia przez pasażerów wypadku lotniczego. (R. L.).

79x 665.1 : 621.431.75 C4-3.52

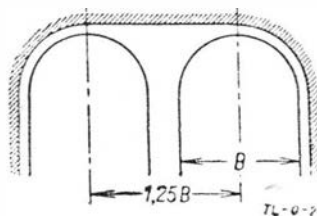
Dodatki polepszające właściwości olejów smarowych. Wiad. Urz. Pat., Nr 1, stycz.—luty 52, s. 143; A4, 4 str., 1 wyk.: 2 tabl., 8 poz. bibl. — Dodatki podnoszące temperaturę zapłoniczenia, obniżające punkt krzepnięcia, polepszające lepkość, zmniejszające tarcie, zapobiegające korozji i pienieniu się. Szerzej omówiono środki zapobiegające utlenianiu. (St. Witk.).

Niniejszy Przegląd Bibliograficzny 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, Ligocka 8). 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 10 groszy.

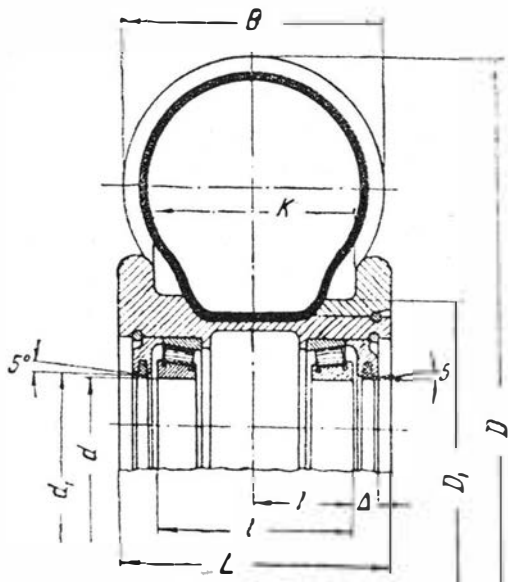
CIDNT wykonuje (za zwrotem kosztów) fotokopie i mikrofilmy publikacji objętych zarówno Przeglądem Bibliograficznym jak i kartami dokumentacyjnymi.



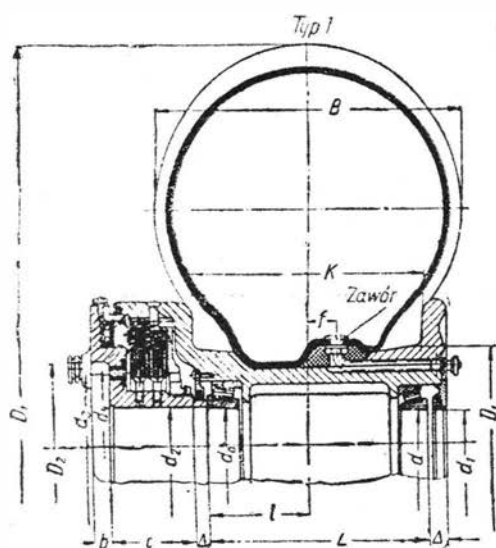
Rys. 1.



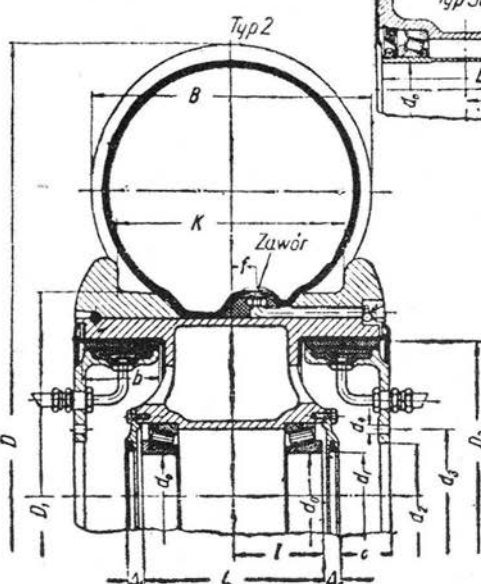
Rys. 2.



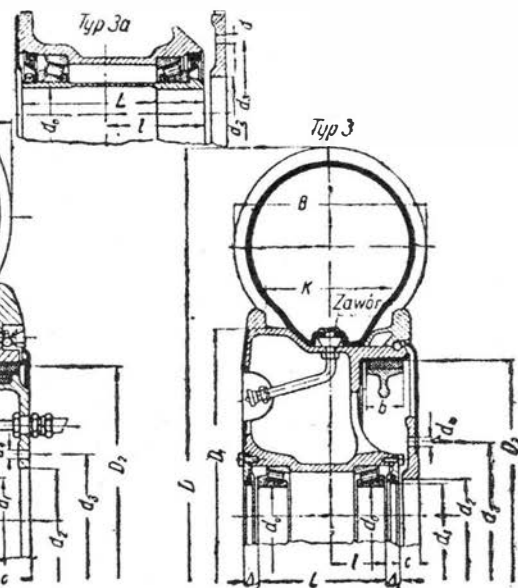
Rys. 5.



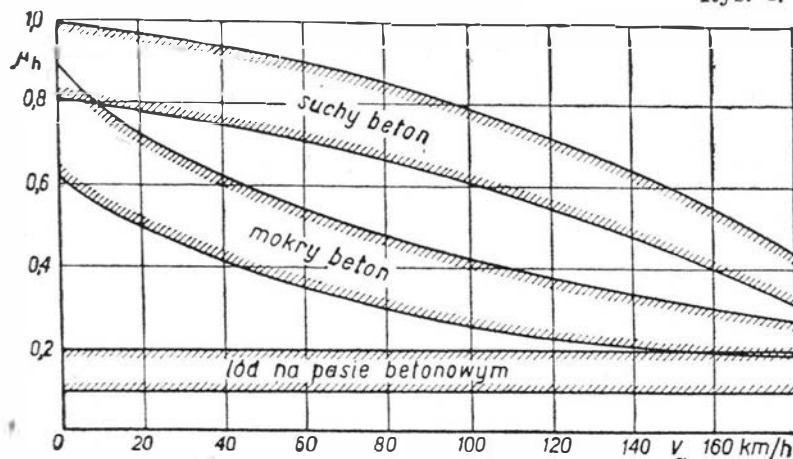
Rys. 4.



Rys. 4.



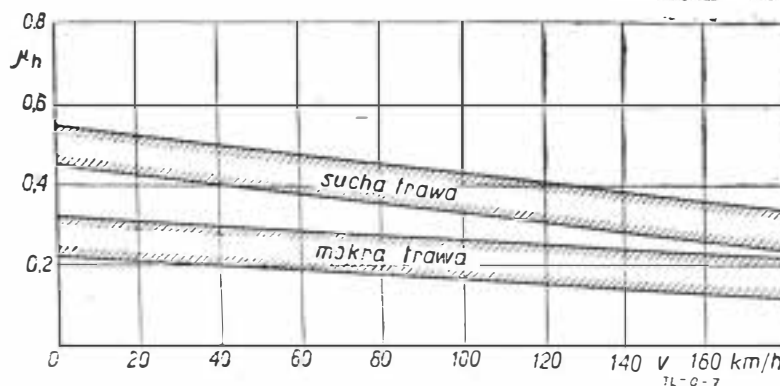
Rys. 4.



Rys. 6.

TABELA 1

Podłoże	μ_t
Sztuczna, twarda, gładka powierzchnia (np. pas betonowy), stan suchy	min. 0,02
średn. 0,03 ÷ 0,04	
średn. 0,03 ÷ 0,05	
Lotnisko trawiaste, bardzo twarde	min. 0,04
Zwykłe lotnisko, trawa krótka, sucha	średn. 0,05
Zwykłe lotnisko, trawa długa, sucha	średn. 0,10
Zwykłe lotnisko, trawa mokra	min. 0,06
średn. 0,10 ÷ 0,12	
Teren miękki, piaszczysty	0,10 ÷ 0,30
Śnieg lub lód	min 0,02
średn. 0,10 ÷ 0,12	



Rys. 7.

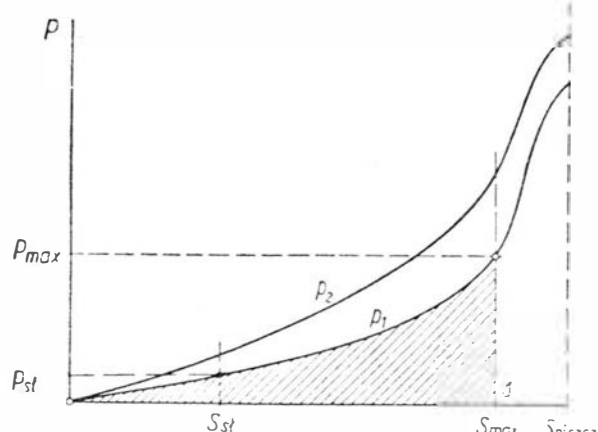
Święto Lotnictwa Polski Ludowej to coroczny przegląd wyszkolenia i rozwoju naszych Sił Powietrznych, stojących na straży naszego Państwa budującego nowe, socjalistyczne jutro.

Koła z hamulcami **Dane konstrukcyjne kół samolotowych** Tabela IIa. (Rys. 4)

Wymiary nomin.	Maks. wymia- ry gabaryt.		Typ Nr	D ₁	K	L	I	△ ₁	△ ₂	d ₀	d	d ₁	d ₂	d ₃	d ₄	D ₂	b	c	Łoży- sko OTS 6451	Ilość śrub
	D	B																		
500×125	505	125	3	300	107	105	47,5	8,5	10	45	45	52	55	120	—	250	30	15,5	7509	8
500×150	512	156	3a	230	105	161	79,0	—	—	30	—	—	—	140	M10x1,25	178	40	—	7507	—
600×180	620	198	3	280	125	139	55,0	9	9	50	50	58	50	90	8	230	50	23	7510	6
600×250	608	252	1	150	180	175	80,0	—	—	60	50	66	70	120	M10x1,5	140	—	78	7512	6
700×150	705	160	3a	400	100	144	67,0	—	—	45	—	—	62	120	—	350	30	13	7510	12
700×220	712	231	3	300	155	147	50,0	9	9	55	55	63	55	90	M10x1,25	250	60	62	7511	6
700×300	710	318	1	160	210	216,5	102,0	—	22,5	60	60	70	60	120	10	250	—	78	7512	6
750×250	754	253	2	300	180	166	83,0	9	—	70	—	80	82	130	6	250	50	18	7514	8
800×260	814	276	3	330	180	146	73,0	9	9	65	65	72	82	130	6	250	60	44	7513	8
900×300—370	926	324	2	370	230	215	107,5	9	—	65	—	72	83	150	10	300	70	32,5	7513	6
1100×400	1135	425	2	560	378	250	125,4	9	—	80	—	90	96	140	10	400	75	28,5	7516	12
1200×450	1240	472	2	430	350	343	171,5	10	—	80	—	90	96	140	10	350	75	28,5	7516	12

Koła bez hamulców Tabela IIb. (Rys. 5)

Wymiary nomin.	Maks. wymia- ry gabaryt.		D ₁	K	L	I	I ₁	△	d	d ₁	Łoży- sko OST 6451
	D	B									
200×80	202	84	70	65	90	62	31	7,5	17	22	6017
250×95	252	98	70	65	90	62	31	7,5	17	22	6017
300×125	310	134	90	100	130	102	51	8,0	20	28	7304
350×140	360	144	90	65	90	62	31	7,5	17	22	7304
400×150	408	155	115	112	140	112	56	9,0	35	42	7507
450×200	450	208	90	140	170	146	73	8,5	30	37	7506
470×210	469	209	127	174	204	152	76	8,0	40	50	7508
500×200	504	200	140	150	180	153	76,5	12,5	40	50	7508
600×250	650	250	150	180	218	179,5	89,8	8,0	50	58	7510
700×300	704	312	160	210	260	240	120	10,0	65	74	7513
800×350	814	358	170	240	270	252	126	9,0	65	74	7513



Charakterystyka pneumatyka

Rys. 3.

Dane eksploatacyjne kół samolotowych Tabela III.

Wymiar nominalny	Statyczne obciąż. koła w kG przy ciśn. w dętce atm.						Praca pneumatyka przy pełnym ugięciu w kGm przy ciśnieniu w dętce atm.				Ugięcie statyczne mm	Maksym. ugięcie mm	P _{max}	P _{stat}	Użytkowy moment hamulc. kGm	Ciężar w kG				
																Dętka	Opona	Koło	Hamul.	Całk.
	1,5	2,0	2,5	3,0	3,5	4,0	2,5	3,0	3,5	4,0										
Koła z hamulcami	500×125		365	430	500	575		43	48	51		24	60	3,1	47,0	1,4	3,0	4,6	1,7	10,7
	500×150	500	600	700	800		105	119			40	88	3,0	56,0	1,0	4,3	5,5	1,2	12,0	
	600×180	750	900	1050	1200		218	250			52	124	3,3	70,2	2,0	7,1	6,7	2,0	17,8	
	600×250	1050	1300	1550	1800		337				65	156	3,2	131,8	2,8	11,0	7,0	5,4	26,2	
	700×150		785	925	1050	1125	96	117	166	182	37	96	3,3	88,4	1,7	8,2	6,0	2,4	18,3	
	700×220	900	1200	1500	1800		367	412			66	162	3,0	114,0	2,6	12,0	9,8	2,6	27,6	
	700×300	1600	2050	2500			831				85	209	3,3	226,5	3,2	15,0	6,4	6,7	31,3	
	750×250	1350	1700	2050	2400		551	613			73	172	3,0	109,0	3,7	14,0	14,5	1,9	36,0	
	800×260	1475	1825	2175	2525		340	628			76	178	2,9	106,0	3,6	16,0	16,7	2,0	40,3	
	900×300—370	1750	2200	2650	3100	3550	861	955	1103		88	209	3,0	158,0	5,3	26,2	21,2	4,3	62,0	
Koła bez hamulców	1100×400		3250	4000	4750	5500	1952	2318	2680		92	250	3,2	390,0	10,6	45,0	24,8	4,8	90,0	
	1200×450		3865	4580	5300	6050	2100	2445			102	272	3,3	459,0	11,1	51,8	33,0	4,4	104,7	
	200×80	120	150	180	210		7				18	34	2,4	—	0,2	0,8	0,7	—	1,7	
	250×95	145	185	225	265			24			24	65	3,0	—	0,4	1,2	0,7	—	2,3	
	300×125	225	300	375	450		48				27	61	3,4	—	0,3	1,4	1,7	—	3,4	
	350×140		300	350	400	450			57		35	86	3,0	—	0,65	2,85	1,7	—	5,2	
	400×150	385	485	585	685	785		97			38	108,5	2,7	—	0,95	3,5	2,65	—	7,1	
	450×200	600	800	1000	1200		198				52	146	3,3	—	1,3	5,8	1,9	—	9,0	
	470×210	785	1100	1275			214				53	121	2,5	—	1,8	8,8	4,1	—	14,7	
	500×200	575	670	785	860			155			46	130	3,0	—	1,5	5,2	4,2	—	10,9	
Koła bez hamulców	600×250	950	1200	1450			387				57	156	3,5	—	2,8	11,0	5,7	—	19,5	
	700×300	1475	1925	2375			831				75	209	3,5	—	3,2	15,0	5,8	—	24,0	
	800×350	1850	2375	2900			1213				90	250	3,5	—	4,5	23,0	9,0	—	36,5	