

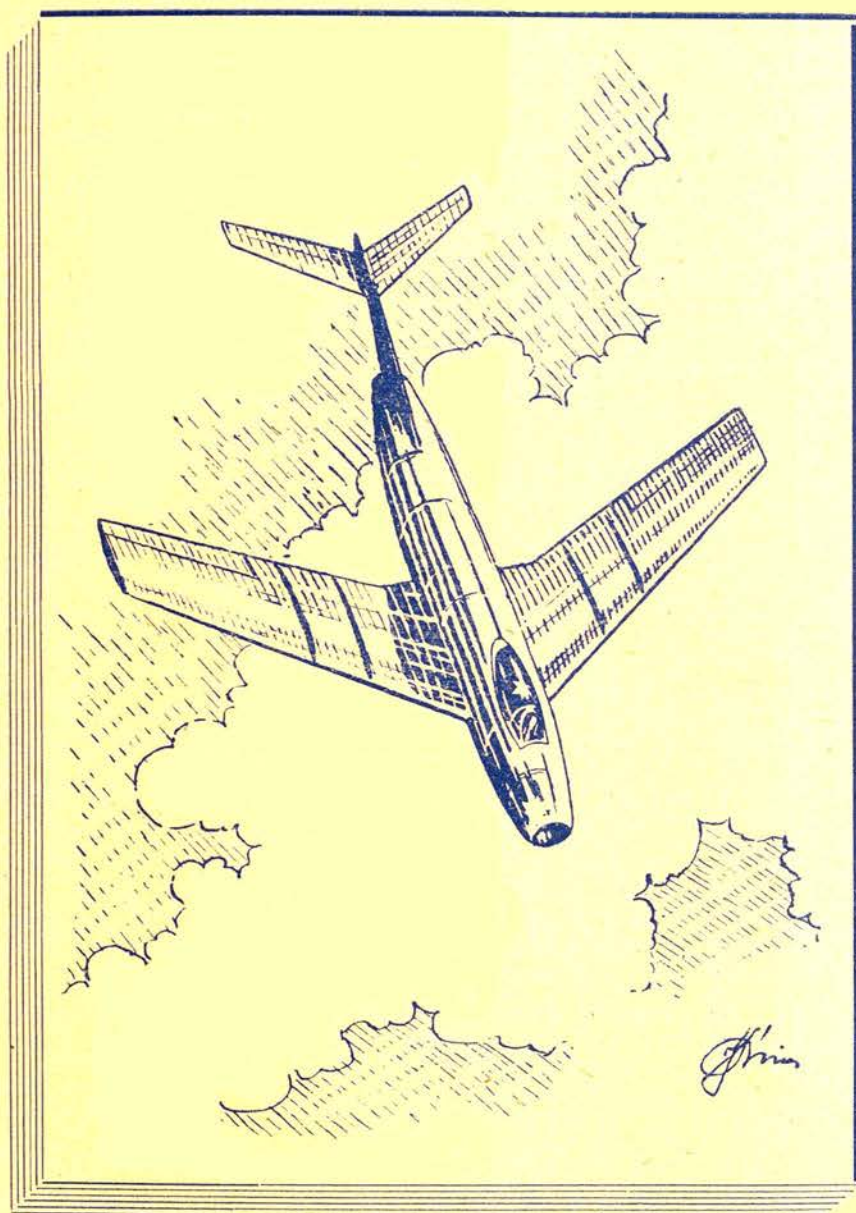
TECHNIKA LOTNICZA

MAJ—CZERWIEC

3

1953 r. ROK VIII

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



TREŚĆ ZESZYTU

	Str.
Zmarł Józef Stalin	65
J. Rościszewski: Zastosowanie napędu odrzutowego do śmigłowców, cz. II	67
K. Kubiński: Tunele aerodynamiczne na niskie i średnie prędkości	73
Produkcja — A. Prączyński: Zastosowanie rentgenografii w przemyśle lotniczym	76
Notatnik użytkownika — Sv. Zamechnik: Obsługa samolotów sportowych, cz. II	79
Skrzynka techniczna — Z. Burzyński: Polski stratostat z r. 1938	81
Lotnicze słownictwo techniczne — Klasyfikacja silników lotniczych	85
Nowości techniczne — R. L., L. P.	88
Przeglądamy usprawnienia — S. M.	89
Na półkach księgarskich	92
Nowe polskie normy lotnicze	94
Kronika	94
Przegląd dokumentacyjny lotnictwa	95
Pomoce konstruktorskie — S. Lasota: Nity i nitowanie w konstrukcjach lotniczych, część I	okł.

WYDAWNICTWO NACZELNEJ ORGANIZACJI TECHNICZNEJ

POMOCE KONSTRUKTORSKIE TECHNIKI LOTNICZEJ

Nity i nitowania w konstrukcjach lotniczych

Część I

Jednym z poważniejszych zagadnień produkcji współczesnych samolotów metalowych jest nitowanie. Wszystkie prawie zespoły, jak: zebrak, dźwigary, wręgi, podłużnice, kesony, pokrycie zewnętrzne, osłony silników i podwozi, drzwi itp. wykonywane są przy pomocy nitowania. Miarą powagi zagadnienia nitowania jest ilość nitów, występująca w całym samolocie i czas potrzebny na wykonanie nitowania, co obrazuje tabela obok.

Przy projektowaniu nitowania dla danej konstrukcji należy posługiwać się odpowiednimi normami państwowymi lub fabrycznymi. W bieżącym cyklu „Pomocy Konstruktorskich” zebrano i porównano charakterystyczne dane nitów i nitowania lotniczego, ułatwiające właściwe zaprojektowanie konstrukcji oraz dobór i prawidłowe zastosowanie nitów. W pierwszej części „Pomocy...” podane są: A. Typy nitów (tab. I), B. Oznaczenia na rysunkach (tab. II), C. Rozmieszczenie nitów (tab. III...V), D. Wymiary nitów (tab. VI... XVIII).

W następnym numerze TL podane będą: dział E — Dobór nitów, F — Wytrzymałość połączeń nitowych.

Zebrał mgr inż. St. Lassota

typ konstrukcji i samolotu	ogólna ilość nitów	Udział w całości czasu wykonania
1-silnikowy, konstr. mieszanej	50 000 — 80 000	11%
1-silnikowy, $v = 700$ km/godz, metalowy	100 000 — 150 000	35%
2-silnikowy, metalowy, $G = 12$ ton	175 000 — 250 000	37%
4-silnikowy, metalowy, $G = 25$ ton	500 000 — 1 000 000	40%
4-silnikowy, metalowy, $G = 40$ ton	1 000 000 — 3 000 000	43%

I. Oznaczenie nitów

L. p.	Rysunek	Oznaczenie polskie		Oznaczenie radzieckie		Oznaczenie niemieckie		Oznaczenie angielskie
		skrót	nazwa	skrót	nazwa	skrót	nazwa	
1		NKz PN.M-82952	z łbem półokrągłym	3K	полукруглая головка	R	Halbrundniet DIN L-71	Round Head
2		NG PN.M-82958	z łbem płasko-wypukłym	3PB	плосковыпуклая г.	FR	Flachrundniet DIN L-177	Brazier H.
3		NPz PN.M-82954	plaskie	3Y	потайная (уплотненная) г.	S	Senkniet	Countersink H.
4				3Г	потайная для гладкой обшивки			
5				3Б	бочкообразная г.			
6			zakuwek	3Пл	плоская г.	F	Flachkopfniet Schliesskopf	Flat H.
7			soczewkowe	3П	полупотайная г.			Oval Csk. H.
8		NSz PN.M-82956	soczewkowe (150°)	1ДЗУ	плоская головка и сфера	L	Linsensenkniet DIN L-175	
9			wpuszczane	2ДЗУ	плоская головка без сферы	FS	Flachsenkniet DIN L-175	Flat Csk. H.
10			rurkowe	3Тр	з. трубчатая	Ro	Rohniet	
11			grzybkowe			P	Pilzniet DIN L-174	Mushroom H.
12			półrurkowe (kółkowe)					Hollow Point H.
13			guzikowe			H	Hohniet DIN L-176	
14			oczkowe				Oesenniet Ju 15292	
15			zakuwek				Knopfkopf	Button H.
16			zakuwek				Konuskopf	Cone point H.

СОДЕРЖАНИЕ

Умер Иосиф Виссарионович Сталин	стр. 65
J. ROŚCISZEWSKI: Применение реактивного привода для вертолета	67
K. KUBSKI: Аэродинамические трубы для малой и средней скоростей потока	73
Производство — A. PRĄDZYŃSKI: Применение рентгенографии в авиационной промышленности	76
Заметки по технической эксплуатации — S. ZAMEČNIK: Техническое обслуживание спортивных самолетов	79
Технический почтовый ящик — Z. BURZYŃSKI: Польский стратостат 1938 года	81
Авиационный технический словарь — Классификация авиационных двигателей	85
Технические новости	88
Обзор новаторских предложений — S. M.	89
На книжных полках	92
Новые польские авиационные стандарты	94
Хроника	94
Документальный обзор авиации	95

CONTENTS

Joseph Stalin is dead	page 65
J. Rościszewski: Application of jet propulsion to helicopters, Part II	67
K. Kubski: Wind tunnels for low and medium speeds	73
Production — A. Prądyński: X-ray inspection methods in the aircraft industry	76
The User's Note-Book — Sv. Zamečnik: Maintenance of light aircraft, Part II	79
Technical Letter Box — Z. Burzyński: The Polish Stratosat of 1938	81
Aeronautical Technical Glossary. Classification of aero engines	85
Technical News — R. L. P.	88
Review of Rationalisation Project — S. M.	89
On Booksellers Shelves	92
New Polish Aeronautical Standards	94
Chronicle	94
Aviation Bibliography	95

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 Paczowski, 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 wtorek i piątek godz. 17.30 — 18.30.

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

Prenumeratę normalną przyjmują wyłącznie urzędy pocztowe oraz listonosze.

Cena pojedynczego zeszytu 9.— zł.

Prenumerata roczna 54.— zł.

Półroczna 27.— zł.

NOT — Naczelna Organizacja Techniczna 1953. Warszawa.

Nakład 1000 egz. Ark. wyd. 8.5. Ark. druk. 4. Papier druk. sat. kl. V. 60 g. 86 × 122/16.

Oddano do składania 31.III.53. Podp. do druku 15.V.53. Druk ukończono 19.V.53.

Drukarnia im. Rewolucji Październikowej, Warszawa, Mińska 65. Zam. 358d/53. 4-B-15951.

TECHNIKA LOTNICZA

DWUMIESIĘCZNIK ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW LOTNICZYCH

(KOŁO LOTNICZE SIMP)

ROK VIII

MAJ-CZERWIEC 1953 R

ZESZYT 3 (21)

Zmarł Józef Stalin...

Józef Stalin nie żyje... Ta krótka wiadomość głęboko wstrząsnęła i napęliła bólem serca ludzi pracy na całym świecie, białych, żółtych i czarnych. Jednakowo wstrząsnęła ona uczuciami dokerów z Marsylii, czarnych niewolników z Mississippi, czy walczących o pokój robotników Zachodnich Niemiec, jak uczuciami broniących swej wolności Wietnamczyków i wolnych ludzi z Chin, Węgier, Bułgarii czy Polski. Dla każdego człowieka pracy, niezależnie od tego, czy był on komunistą czy socjaldemokratą, partyjnym czy bezpartyjnym — wiadomość o śmierci Józefa Stalina, wodza światowego obozu pokoju, była wielkim i bolesnym ciosem, każdy człowiek pracy zdał sobie sprawę, że jest to strata olbrzymia i niepowetowana. Trudno po prostu wyobrazić sobie, że człowiek, który przez długie lata prowadził Związek Radziecki do socjalizmu, a potem do komunizmu, człowiek, pod którego kierownictwem wielki Kraj Rad pokonał najeźdźców hitlerowskich, człowiek, który całe swe wielkie i piękne życie poświęcił pracy i walce o szczęście ludzkości — odszedł od nas na zawsze. Przecież jeszcze parę miesięcy temu popłynęły z trybuny XIX Zjazdu Komunistycznej Partii Związku Radzieckiego mądre, pełne spokoju i siły słowa Stalina, słowa, które stały się drogowskazem dla mas pracujących całego świata. Jeszcze niedawno Józef Stalin oświadczył, że pokój będzie i powinien być utrzymany, jeśli narody wezmą sprawę w swoje ręce. Słowa Stalina, Jego czyny były i są dla nas wskazówkami, jak pracować, postępować i żyć, nawet wtedy, gdy piętrzą się przed nami największe trudności i przeszkody.

Dla narodu polskiego imię Józefa Stalina było i jest szczególnie drogą. Wszak kraj nasz odzyskał niepodległość po stu pięćdziesięciu latach zaborów dzięki Wielkiej Rewolucji Październikowej, dzięki największemu przewrotowi w dziejach ludzkości, przewrotowi, który zapoczątkował nową epokę w dziejach świata. Przecież właśnie II Zjazd Rad, konsekwentnie uznał traktaty o rozbiorach Polski za niebyłe, zwracając nam tym samym wolność, o której marzył naród polski w czasie długich lat carskiej niewoli. Właśnie dzięki przychylnemu stosunkowi rosyjskich mas pracujących i partii bolszewików do naszego narodu Polska odzyskała w roku 1918 niepodległość.

Przez długi czas walczyła młoda republika radziecka z imperialistyczną interwencją i rodzimą kontrrewolucją. Robotnicy rosyjscy cierpieli choroby i nędzę, zimno i głód. Lecz mimo to szli do walki i zwyciężali, gdyż przyświecała im idea lepszego, piękniejszego jutra, gdyż do walki prowadził ich wielki Stalin. I właśnie geniusz Stalina potrafił znaleźć wyjście z najtrudniejszej dla młodego państwa sytuacji. To Józef Stalin wskazał ra-

dzieckim masom pracującym jedyną słuszną drogę: uprzemysłowienie kraju. W warunkach tak ciężkich, w jakich nigdy nie znajdował się żaden z krajów kapitalistycznych rozpoczyna się olbrzymi, nie znany w historii skok w rozwoju gospodarczym pierwszego państwa socjalizmu. W myśl wskazań genialnego Stalina Związek Radziecki zaczyna prawie dosłownie z niczego tworzyć wielki, potężny i nowoczesny przemysł. Pięćdziesiąt lat stalinowskie pokazały światu jak pracuje wolny robotnik i chłop na

swoim i dla siebie. Pod mądrym kierownictwem Stalina i partii bolszewików naród radziecki stworzył Magnitogorsk, Dnieprogres, Traktorstroj w Stalingradzie i setki innych gigantów socjalizmu jak kanał Wołga — Don, masowe zalesianie terenów itp. Józef Stalin potrafił wykazać, że szybkie budowanie przemysłu ciężkiego, przemysłu produkcji środków produkcji jest jedynym sposobem dojścia do socjalizmu, jedynym sposobem zapewniającym państwu radzieckiemu utrzymanie się we wrogim środowisku kapitalistycznym. Jak słuszną była droga, którą wskazał Stalin, wykazała druga wojna światowa. Związek Radziecki zatrzymał zagarniający całą Europę pochód hord Hitlera i pokonał jedną z największych potęg przemysłowych świata imperialistycznego. Armia Czerwona, dowodzona przez wielkiego Stalina wyzwoliła i nasz zniszczony i wyczerpany okupacją kraj, w którym objął władzę lud pracujący. Stały przed nami te same zadania, jakie kilkadziesiąt, czy kilkanaście lat temu stały przed Związkiem Radzieckim. I w tych ciężkich chwilach przyszedł nam z pomocą z inicjatywą Józefa Stalina właśnie Kraj Rad. W najtrudniejszym dla naszego państwa okresie otrzymaliśmy olbrzymią pomoc techniczną, po-

moc w uruchamianiu naszego zburzonego przemysłu, transportu i komunikacji. Związek Radziecki przysłał nam nie tylko doskonały sprzęt, ale i swoich najlepszych fachowców, którzy po bratersku pomogli nam dźwigać z ruin zniszczony kraj. Nie możemy też zapomnieć o wielkiej pomocy kraju Józefa Stalina w budownictwie podstaw socjalizmu w naszej ojczyźnie. Nowa Huta, Żerań, F. S. C. w Lublinie, rosnące w niebo mury Pałacu Kultury i Nauki imienia Józefa Stalina w Warszawie i setki innych obiektów są dla nas widomym świadectwem przyjaźni i pomocy Związku Radzieckiego dla Polski Ludowej. Dla nas, polskich inżynierów i techników imię Stalina zawsze będzie przypominało przyjaźń i pomoc radziecką, zawsze będzie związane z przodującą nauką i techniką radziecką, potężną techniką w służbie człowiekowi pracy, techniką, która w oparciu o nauki Stalina potrafiła ujarzmić przyrodę, zaprzęgała do pracy dla człowieka rzekę i wiatry, techniką, która dąży do całkowitego wyrównania różnicy między pracą umysłową i fizycz-



na, techniką, dzięki której kraj nasz buduje zręby socjalizmu. I to wszystko: wolność, nasze budownictwo, to, że w naszym kraju nie panoszy się już żaden obcy kapitalista, to, że z otuchą spoglądamy w dalszą przyszłość — zawdzięczamy Józefowi Stalinowi — genialnemu kontynuatorowi dzieła Lenina, wielkiemu rewolucjonście, wodzowi, bojownikowi o pokój, naszemu najlepszemu i wypróbowanemu przyjacielowi, mądrymu i przewidującemu budowniczemu najpotężniejszego państwa świata. Tylko dzięki wskazaniom Stalina możliwe było stworzyć technikę, która służyłaby masom pracującym, która w ciągu niezwykle krótkiego czasu potrafiła wyprzedzić to, co państwa kapitalistyczne stworzyły w czasie wielu dziesięć lat. I dla-



Stalin wita bohaterskich lotników: Czkałowa, Bielakowa i Bajdukowa po ich powrocie ze zwycięskiego przelotu do St. Zjednoczonych przez biegun północny.

tego będziemy uważać nauki Stalina za wytyczne, które zawsze w trudnych dla naszego budownictwa chwilach pomogą nam dojść do celu.

Postać Józefa Stalina jest szczególnie mocno związana z dziejami lotnictwa radzieckiego. Józef Stalin był twórcą polęgi powietrznej ZSRR. Po Rewolucji nie istniał w Rosji przemysł lotniczy, gdyż rządowi carskiemu nie zależało na tym, aby Rosja miała własne silne lotnictwo. Dopiero władza radziecka, która nie była zaprzeczona obcemu kapitałowi stworzyła przemysł lotniczy. Od pierwszych dni Rewolucji Październikowej z inicjatywy Lenina i Stalina powstały w Rosji Radzieckiej oddziały lotnicze Armii Czerwonej, które szły na front, by bronić kraju przed najazdem interwentów, by nie dopuścić do niszczenia wsi i bombardowania bezbronnej ludności cywilnej przez brytyjski korpus lotniczy. Kierując się wskazaniami Stalina lotnicy radzieccy zwalczali wroga i z Jego inicjatywy pierwsi zastosowali metodę walki zespołowej, która zwiększyła jeszcze skuteczność działań lotnictwa. Józef Stalin nie tylko interesował się działaniami lotnictwa bojowego, ale już w tych najcięższych latach dbał o odwody dla lotnictwa, doglądał szkolenia nowych kadr, dbał o zaopatrzenie armii w nowy sprzęt. Po zakończeniu wojny domowej Stalin nieustannie uczył partię i naród o konieczności dalszej rozbudowy lotnictwa, jego kadr i bazy technicznej. Pod osobistą opieką Stalina wyrosły w Związku Radzieckim w czasie pierwszych pięciu lat potężne zakłady lotnicze, w których powstawały setki i tysiące coraz lepszych i nowocześniejszych samolotów, samolotów, na których stalinowskie sokoły broniły radzieckiego nieba przed hitlerowskim najeźdźcą. Związek Radziecki niezwykle szybko zbudował przemysł lotniczy, tak, że już po pierwszej pięciolatce Józef Stalin mógł powiedzieć: Nie mieliśmy przemysłu lotniczego. Teraz go mamy.

Bezustanna opieka Józefa Stalina nad lotnictwem ZSRR zapewniła Związkowi Radzieckiemu stały rozwój techniczny ilościowy i jakościowy, wzrost kadr, zwiększyła ilość samolotów, zapewniła radzieckiemu sportowi lotniczemu zajęcie przodującego miejsca w świecie. Józef Stalin osobiście interesował się pracą konstruktorów, wzywał ich często do siebie, wypytывał o pracę, o trudności i nieraz sam dawał im rady, które dziwiły swą głęboką treścią i wnikliwością. We wszystkich rozmowach Stalina z konstruktorami i lotnikami przebiegała przede wszystkim głęboka troska o bezpieczeństwo i wygodę załóg — troska o człowieka. Znamy wyniki tej wzruszającej, mądrej opieki Józefa Stalina o lotnictwo i jego ludzi — to rekordy Klepikowej, Czkałowa czy Gromowa, to wspaniałe zwycięstwa ra-

dzieckich lotników w czasie wojny, to „prawdziwy człowiek” — Aleksy Mieresjew — myśliwiec wychowany w radzieckiej, stalinowskiej szkole, który potrafił walczyć i zwyciężać bez nóg. Cała historia Wielkiej Wojny Narodowej wyraźnie mówi o tym, jak mądrze i skutecznie kierował lotnictwem radzieckim Stalin. Mimo ciężkiej sytuacji w kraju radziecki przemysł dał w ciągu czterech lat wojny 160 tysięcy nowoczesnych samolotów, które zostały użyte zgodnie z przodującą stalinowską nauką wojenną. Radzieccy lotnicy, prowadzeni przez stalinowskich dowódców, zwyciężali wroga dzięki wspaniałemu sprzętowi, dzięki radzieckiej taktyce. Po wojnie Józef Stalin wskazał radzieckiemu przemysłowi lotniczemu nowe kierunki rozwoju i Związek Radziecki coraz lepiej, coraz szybciej rozwija swoje lotnictwo, budując wspaniałe samoloty, latające szybciej niż dźwięk, budując wygodne i szybkie samoloty komunikacyjne, coraz szerzej stosując w myśl wskazań Stalina samoloty do pracy w służbie człowieka — w służbie pokoju. Dla nas, pracowników polskiego lotnictwa słowo Stalin oznacza — przyjaciel konstruktorów i opiekun lotników. Nasze lotnictwo opiera się na bogatej skarbnicy doświadczeń Związku Radzieckiego i dlatego rady Stalina dla radzieckich pracowników tego przemysłu są radami dla nas.

Odszedł od nas na zawsze Józef Stalin. Ale pozostał wśród nas Jego nauka, Jego wskazania. Obowiązkiem polskiej inteligencji technicznej jest w tej ciężkiej dla naszego narodu chwili ani na moment nie zahamować tempa naszego budownictwa socjalistycznego, a przeciwnie — wzmocnić je jeszcze. Dobro naszego narodu, dobro całej ludzkości wymaga od nas, abyśmy obecnie jeszcze szybciej budowali nasz przemysł, nasze miasta i naszą wieś. Jeśli nie chcemy być bici musimy iść szybko naprzód, budować siłę i obronność Polskiej Rzeczypospolitej Ludowej. Weźmy przykład z narodu radzieckiego, który nie zalał się pod okrutnym ciosem, który zabrał im umiłowanego wodza, lecz nadal w myśl Jego wskazań z jeszcze większym zapalem buduje komunizm. Polscy inżynierowie i technicy rozumieją konieczność przedterminowego i dokładnego wykonania planów budownictwa podstaw socjalizmu w naszym kraju. I dlatego po śmierci Józefa Stalina jeszcze silniej skupiamy się z klasą robotniczą i całym narodem polskim wokół Polskiej Zjednoczonej Partii Robotniczej w walce o wykonanie planu sześciolatniego, o utrwalenie i obronę naszej niepodległości przeciwko zakusom imperiaizmu, w walce o pokój i socjalizm.



Pod kierownictwem genialnego Stalina Związek Radziecki stworzył potężne, zwycięskie lotnictwo ręką bezpieczeństwa Kraju Rad.

Mgr inż. JAN ROŚCISZEWSKI

Zastosowanie napędów odrzutowych do śmigłowców

Dokończenie z zeszytu 2/53

621.45.629.135.4

3) zapłon mieszanki w końcowym przekroju komory spalania (początkowo zapłon następuje od świecy, a następnie od powracającej wskutek podciśnienia w komorze spalania masy spalin);

Należy tu zaznaczyć, że przy zbyt dużej prędkości silnika przepływ zewnętrzny wywiera działanie ssące, utrudniające powrót spalin, pogarszając sprawność silnika. Dlatego też prędkości, przy których silnik pulsacyjny ma największą sprawność, są niższe niż w przypadku silnika strumieniowego;

4) czoło spalania, które odbywa się w stosunkowo cienkiej warstwie, przesuwa się do przodu, a w międzyczasie następuje emitowanie fal ciśnieniowych, powodujących wzrost ciśnienia w przekroju kłapek.

5) po wzroście ciśnienia ponad ciśnienie statyczne plus dynamiczne na zewnątrz silnika następuje zamknięcie zaworków wlotowych. Po zamknięciu zaworków ciśnienie w komorze spalania rośnie dość gwałtownie, dochodząc do około 2,7 ata;

6) wskutek dużego ciśnienia w komorze spalania następuje wylot spalin przez rurę wylotową. Dzięki bezwładności słupa spalin powstaje dość znaczne podciśnienie w komorze spalania, dochodzące do 0,2 ata. Wskutek podciśnienia następuje otwarcie zaworków i wlot świeżego powietrza do silnika, po czym cykl powtarza się. W ten sposób, zamiast ustalonego procesu spalania, jaki ma miejsce w silniku strumieniowym, otrzymujemy proces nieustalony o pewnej charakterystycznej pulsacji. Pulsacja ta zależy głównie od długości silnika; jest ona w przybliżeniu odwrotnie proporcjonalna do długości silnika, a wprost proporcjonalna do prędkości dźwięku (proporcjonalnej do pierwiastka z temperatury bezwzględnej) w silniku:

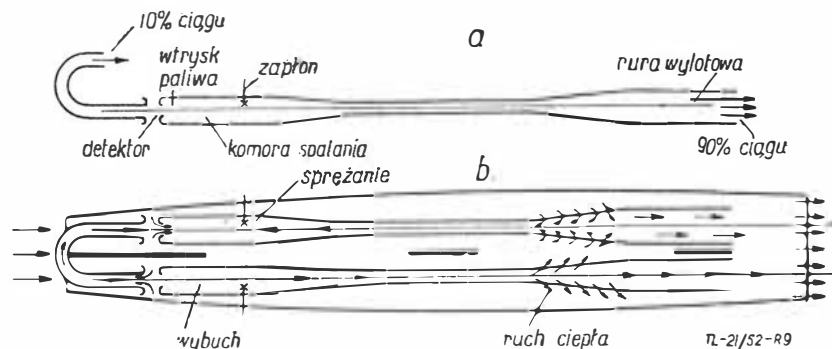
$$v = \frac{a_d}{4L}$$

gdzie a_d jest prędkością dźwięku a L długością silnika.

Innym czynnikiem, wpływającym na pulsację silnika, jest więc temperatura spalin, zależna od współczynnika nadmiaru powietrza i wartości opałowej paliwa.

Czynnikami drugorzędowymi, wpływającymi na pulsację silnika, są: stosunek średnicy komory spalania do średnicy rury wylotowej oraz stosunek długości komory spalania do długości rury wylotowej (im stosunki te są większe tym większe są pulsacje; stosunki te mogą się oczywiście zmieniać tylko w pewnych granicach).

Ciąg wytwarzany przez silnik pulsacyjny wynosi przeciętnie 0,2 kG na 1 cm² przekroju rury wylotowej.



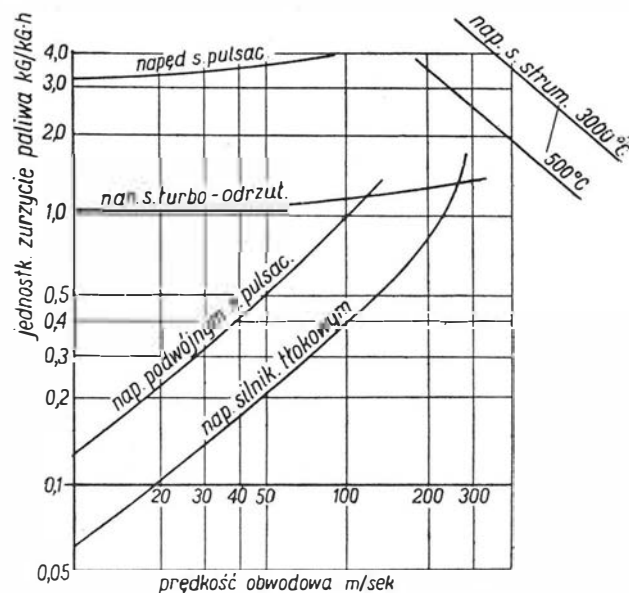
Rys. 9 — Silnik pulsacyjny bezzaworowy.

Do napędu wirnika śmigłowca korzystne są silniki o małych długościach. Mała długość silnika pociąga za sobą jednak wzrost jego pulsacji, a więc — intensywne zmęczenie kłapek wlotowych. Zmęczenie i mechaniczne uderzanie kłapek o przegrody są przyczyną szybkiego zużywania się kłapek. Celem zmniejszenia działania zmęczeniowego kłapek, umieszcza się je przegubowo na zawiasach. Przy odpowiednim doborze materiału i rozkładzie mas współczesne silniki pulsacyjne mogą pracować kilka godzin bez wymiany kłapek. Ostatnio poczynione zostały kroki w kierunku wyeliminowania zawor-

ków wlotowych i zastąpienia ich detektorem, umożliwiającym tylko jednokierunkowy ruch powietrza.

Detektor o kształcie rurki Venturi (rys. 9) przepuszcza oczywiście w pewnym stopniu spaliny przy ruchu powrotnym, które przechodzą do zakrzywionej rurki wlotowej (ukształtowanej podobnie do łopatki turbiny Peltona), powodującej ruch powrotny spalin.

Silnik omawianego typu pracuje przy różnicy ciśnień od 0,3 do 1,4 ata; jego jednostkowe zużycie paliwa jest stosunkowo małe i wynosi 1,8 ÷ 2,4 kG/kG.h. Wadą jego jest stosunkowo duża długość. Dlatego silniki takie znalazły dotychczas zastosowanie tylko do startu szybowców. Silniki, używane do śmigłowców „pokutują” jeszcze ciągle z zaworkami wlotowymi.



TL-21/52-R10

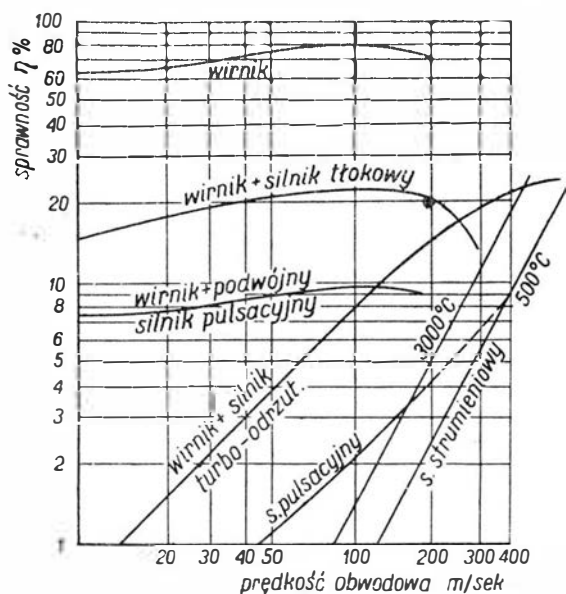
Rys. 10 — Zmiana jednostkowego zużycia paliwa bezzaworowego podwójnego silnika strumieniowego w funkcji prędkości.

Ciekawym rozwiązaniem bezzaworowego silnika pulsacyjnego o bardzo małym jednostkowym zużyciu paliwa (1,2 ÷ 2 kG/kG.h) jest silnik, składający się jak gdyby z dwóch silników poprzednio omawianych (rys. 9b). Połączenie wlotów tych silników rurką w kształcie litery U daje zwiększenie sprawności o 20—30%, w porównaniu z silnikiem pojedynczym. Silniki pracują na zmianę dzięki synchronizacji ich częstotliwości (gdy w jednym następuje wybuch, w drugim następuje ssanie). Silniki są umieszczone w osłonie, przez którą przepływa powietrze chłodzące, dając dodatkowy wzrost ciągu. Przy podgrzewaniu paliwa w węzownicy podobnie, jak w przypadku specjalnego silnika strumieniowego, można podwyższyć sprawność silnika. Wadą silnika są duże wymiary, które można zmniejszyć przy zastosowaniu bardzo dużych częstotliwości silnika. Taką silnik może działać tylko przy dużym ciśnieniu mieszanki, zapewniającym gwałtowne spalanie — detonację.

W zastosowaniu do śmigłowca duże ciśnienie na wlocie do silnika można uzyskać dzięki sprężającemu działaniu siły odśrodkowej przy przepływie powietrza przez łopatkę wirnika. Mamy więc w tym przypadku napęd ciśnieniowo-bezpośredni. Zużycie paliwa przy zastosowaniu tego rodzaju napędu jest bardzo małe (rys. 10) i nie wiele większe od zużycia przy napędzie pośrednim silnikiem tłokowym.

Prędkość obwodowa wirnika powinna w tym przypadku być nie większa niż 150 ÷ 200 m/sek; przy większych prędkościach straty przepływu powietrza przez łopatki obniżają sprawność napędu (rys. 11).

Dla tego zakresu prędkości napęd ma sprawność zbliżoną do napędu bezpośredniego silnikiem turbodoładowym, z tym jednak, że ciężar tego ostatniego, jak również koszt budowy, są wielokrotnie większe. Wydaje się, że rozwiązanie tego rodzaju napędu może w zastosowaniu do śmigłowców okazać się najbardziej właściwe.



Rys. 11 — Zmiana sprawności różnych napędów wirnika śmigłowca w funkcji prędkości obwodowej.

Zalety napędu silnikiem pulsacyjnym w porównaniu do napędu silnikiem strumieniowym polegają na:

- 1) mniejszym jednostkowym zużyciu paliwa,
- 2) mniejszej rozpiętości obrotów wirnika (najkorzystniejsza prędkość obwodowa dla budowanych silników pulsacyjnych dochodzi do 150 m/sec),
- 3) mniejszej sile odśrodkowej, wywołanej polem przyspieszeń dośrodkowych, proporcjonalnych do kwadratu prędkości obwodowej. Przeciętny stosunek przyspieszeń dośrodkowych przy tej samej średnicy wirnika wyrazi się liczbą

$$\frac{150^2}{250^2} = \frac{9}{25} \approx \frac{1}{3}.$$

Należy nadmienić, że ciężar silnika pulsacyjnego na jednostkę wytwarzanego ciągu jest nieco większy niż ciężar jednostkowy silnika strumieniowego, oraz, że przy tej samej mocy na wirniku silnik pulsacyjny musi mieć większy ciężar; pomimo to jednak siła odśrodkowa jest w przypadku napędu silnikiem pulsacyjnym ~ 1,5-razy mniejsza.

4) Mniejszy opór silnika. Współczynnik oporu silnika pulsacyjnego C_x , odniesiony do max. przekroju, jest wprawdzie większy (wynosi 0,13), ale z uwagi na mniejsze ciśnienie prędkości opór silnika jest mniejszy. Skonstruowanie silnika pulsacyjnego o kształcie dopasowanym do profilu zmniejszy jego opory zewnętrzne. Przy specjalnie starannym opracowaniu można dojść do zmniejszenia jednostkowego zużycia paliwa do 1,6 kG/KM.h (przy prędkości obwodowej wirnika 150 m/sec).

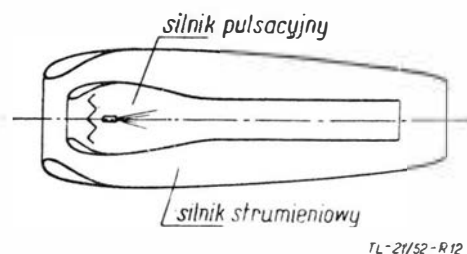
5) Lepsze własności autorotacyjne (przy tej samej mocy maksymalnej) ze względu na większe wypełnienie wirnika (spowodowane mniejszymi obrotami), mniejszy opór i większą bezwładność silnika (ważne tylko w ruchu nieustalonym).

6) Istnienie ciągu statycznego ułatwiającego rozruch.

- Wady napędu silnikiem pulsacyjnym są następujące:
- 1) bardziej skomplikowana budowa,
 - 2) krótkotrwałość pracy (zmęczenie kłapek i rury wylotowej),
 - 3) większa długość silnika, a więc trudniejsze jego zamocowanie na końcu łopaty,
 - 4) duży hałas silnika nieprzyjemny dla obsługi.

e) *Silnik pulsacyjno-strumieniowy.*

Silnik taki składa się ze zwyczajnego silnika pulsacyjnego, umieszczonego w osłonie spełniającej rolę silnika strumieniowego (rys. 12).



TL-21/52-R12

Rys. 12 — Silnik pulsacyjno-strumieniowy.

Wadami tego układu są:

- 1) mniejsza trwałość zaworków wlotowych, wywołana większą temperaturą i większym ciśnieniem w wewnętrznym silniku pulsacyjnym,
- 2) bardziej skomplikowana budowa.

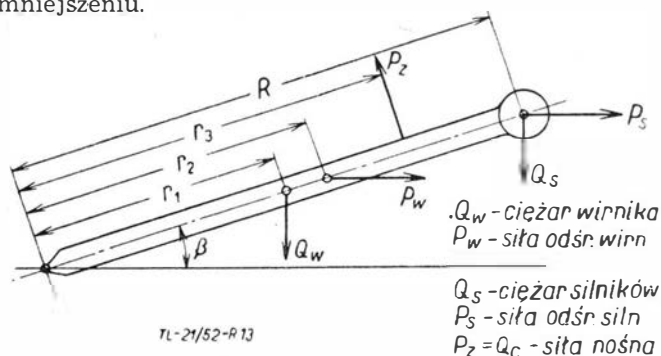
Zaletą silnika (poza omawianymi na wstępie) jest mniejsza długość układu (w stosunku do silnika pulsacyjnego), wynika wskutek wyższej temperatury.

f) *Napęd bezpośredni silnikiem turbosprężarkowym.*

Poza omawianymi typami napędów bezpośrednich można sobie wyobrazić odmienne od poprzednich rozwiązanie napędu bezpośredniego — napęd przy użyciu silnika turbodoładowego.

Umieszczenie stosunkowo dużego ciężaru (jaki przedstawia silnik) na końcu łopaty śmigłowca, z uwagi na ciężką konstrukcję wirnika nie przedstawia większych trudności, jeżeli chodzi o przeniesienie sił odśrodkowych. Rozwiązanie to przedstawia natomiast szereg zalet. Dla bardzo dużych śmigłowców wymieniony napęd jest właściwie jedynym napędem — przy napędzie pośrednim silnikiem tłokowym ciężar śmigłowca niewspółmiernie wzrasta ze względu na bardzo ciężką przekładnię i wał; do napędu silnikiem pulsacyjnym trzeba byłoby wielkich ilości paliwa; dla napędu ciśnieniowego ciężar paliwa jest wprawdzie z uwagi na małe zużycie jednostkowe mniejszy, niż poprzednio, jest natomiast większy od zużycia w silniku turbodoładowym, umieszczonym na końcu łopat śmigłowca (unikamy w tym przypadku niepotrzebnych strat przepływu przez długie łopaty).

Skupienie dużej masy na końcu łopaty śmigłowca jest bardzo korzystne z uwagi na zmniejszenie ciężaru łopaty, koniecznego dla uzyskania odpowiedniego kąta wzniosu łopaty. Jak widać z rys. 13, dzięki umieszczeniu masy na końcu łopaty, kąt wzniosu łopaty ulega zmniejszeniu.



TL-21/52-R13

Rys. 13 — Rozkład sił na wirującej łopacie.

Stosunek ciężaru wirnika do ciężaru całkowitego, konieczny dla uzyskania odpowiedniego kąta wzniosu β , zmienia się wg wzoru, wynikającego z warunków równowagi momentu względem punktu 0 (patrz rys. 11).

$$Q_w \cdot r_1 \cos \beta + P_w r_2 \cdot \sin \beta - P_z r_3 \cos \beta + Q_s R \cdot \cos \beta + P_s R \sin \beta = 0$$

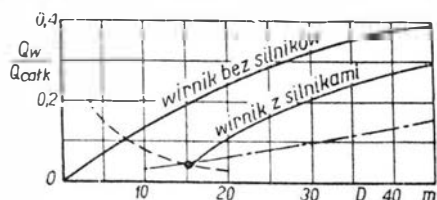
Po uwzględnieniu $\sin \beta \approx \beta$, $\cos \beta \approx 1$ otrzymamy

$$Q_w r_1 + \beta \frac{Q_w}{g} \omega^2 r_2^2 - P_z r_3 + Q_s R + V_{ob}^2 \frac{Q_s}{g} \beta = 0 \quad [1]$$

$$\frac{Q_w}{Q_{calc}} = \frac{r_3 - \frac{Q_s}{Q_{calc}} \left[R + \frac{V_{ob}^2}{g} \beta \right]}{r_1 + \beta \frac{\omega^2 r_2^2}{g}}$$

Rys. 14 przedstawia zmianę stosunku ciężaru wirnika do ciężaru śmigłowca dla kąta $\beta = 4^\circ$ ze średnicą wirnika. Z rysunku tego widać, jak duży wpływ na zmniejszenie ciężaru wirnika ma umieszczenie silnika

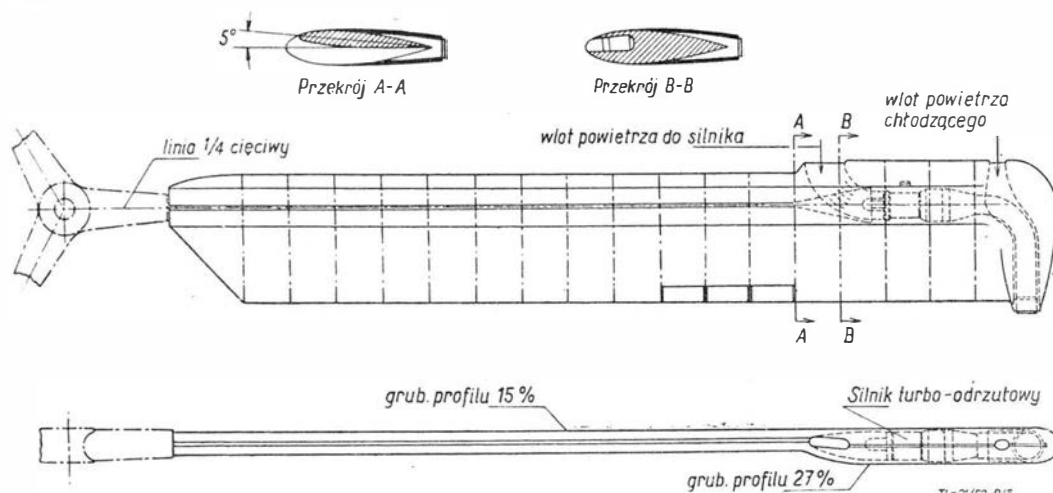
na końcu łopaty śmigłowca. Linia kreskowana ogranicza minimalny ciężar wirnika podyktowany względami wytrzymałościowymi z uwagi na siły odśrodkowe, wywołane obecnością silnika, a krzywa kreska — kropka przedstawia ograniczenie ze względu na wytrzymałość konieczną do przeniesienia momentów gnących.



TL-21/52-R14

Rys. 14 — Zmiana stosunku ciężaru wirnika do ciężaru śmigłowca dla $\beta = 40^\circ$ w zależności od średnicy.

Charakterystyczną cechą napędu bezpośredniego silnikiem turbodoładowym jest promieniowe zamocowanie silnika (rys. 15).



TL-21/52-R15

Rys. 15 — Schemat bezpośredniego napędu silnikiem turbodoładowym.

Promieniowe ustawienie silnika pozwala, dzięki zastosowaniu specjalnego łożyska oporowego Michela, na uniknięcie niekorzystnego wpływu sił odśrodkowych na pracę turbiny. Umieszczenie silnika na końcu łopaty zwiększa jego sprawność dzięki doładowującemu działaniu ciśnienia prędkości na wlocie do silnika. Promieniowe umieszczenie silnika jest korzystne z uwagi na nieoddziaływanie okresowego przekręcania wirnika na pracę silnika (oś silnika pokrywa się prawie z osią przekręcania).

Moment żyroskopowy, powstały wskutek obrotu wirnika, zmniejsza momenty gnące łopaty (oczywiście przy odpowiednim kierunku obrotu).

Przy napędzie silnikami turbosprężarkowymi bieg wszystkich silników jest zsynchronizowany. Wadą tego układu jest konieczność zastosowania grubszych profili na końcu łopaty (aby zmieścić się silnik). Zwiększenie grubości do 27% zwiększa opór profilowy do 0,012. Przy specjalnym typie silnika grubość procentowa łopaty może być obniżona do 20%.

Przewidywane ciężary śmigłowca „Giganta” przedstawiają się następująco: ciężar kadłuba 6 500 kG, ciężar wirnika bez silników 1 200 kG, ciężar silników 1 700 kG, maksymalny ciężar ładunku 5 300 kG.

Prędkość obwodowa wirnika wynosi 165 m/sek. Ciąg wszystkich silników przy tej prędkości wynosi 2 430 kG. Zwróćmy uwagę, że w (Lit. 12) rozważono możliwości zastosowania omawianego napędu do śmigłowca, który może na odległość 160 km przewieźć 70 ton ładunku. Koszt przewozu ładunku będzie pięciokrotnie mniejszy, niż przy użyciu normalnych śmigłowców z napędem pośrednim.

4. Napęd ciśnieniowy.

a) Napęd ze sprężarką wirnikową.

System ten może się składać np. ze sprężarki umieszczonej w kadłubie śmigłowca, przetłaczającej powietrze przez łopatę do silników, umieszczonych na jego końcach (rys. 16).

Dawniejsze rozwiązania konstrukcyjne miały sprężarkę, napędzaną silnikiem tłokowym. Rozwiązania te nie były zbyt korzystne z uwagi na znaczny ciężar grupy napędowej i dość niską sprawność ogólną. Głównymi źródłami straty energii były:

1) strata energii w sprężarce;

2) strata energii w przewodach, przeprowadzających powietrze ze sprężarki przez łopatę wirnika;

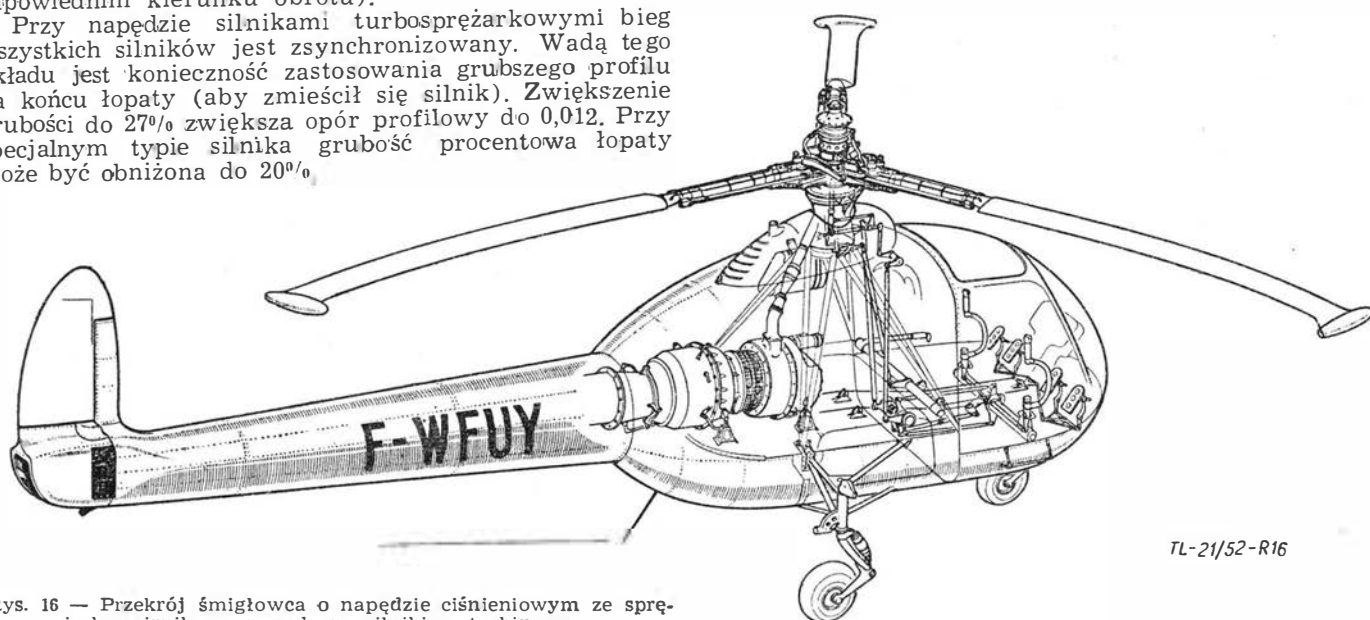
3) strata na wylocie z silnika (określona tzw. sprawnością zewnętrzną, równą stosunkowi mocy wirnika do mocy strumienia gazu na wylocie z dyszy).

Sprawność zewnętrzną może być wyrażona wzorem:

$$\eta_p = \frac{2}{1 - \frac{w}{\omega R}} \quad \text{gdzie } \omega \text{ — prędkość kątowa wirnika,} \\ 2R \text{ — średnica wirnika,} \\ w \text{ — prędkość spalin.}$$

Aby uzyskać wysoką sprawność prędkość obwodowa wirnika musi być duża, a prędkość spalin stosunkowo mała. Przy małej prędkości spalin dla uzyskania właściwej mocy potrzebna jest większa ilość powietrza, przepływającego przez łopatę.

Sprawność sprężarki wynosi przeciętnie 80%, sprawność zewnętrzną zaś dla napędu czysto ciśnieniowego (bez spalania na końcu łopat) — około 60%. Sprawność



TL-21/52-R16

Rys. 16 — Przekrój śmigłowca o napędzie ciśnieniowym ze sprężarką wirnikową napędzaną silnikiem turbinowym.

ogólna przepływu powietrza wynosi więc 48%, czyli o połowę mniej niż sprawność przekładni przy napędzie pośrednim.

Założenie wysokiej sprawności przepływu powietrza przez łopaty pociąga za sobą konieczność stosowania dużych przekrojów kanałów, co prowadzi do powiększenia grubości profilów, pogarszając sprawność aerodynamiczną wirnika. Dla danej prędkości wznoszenia stosunek mocy, potrzebnej do lotu pionowego, do ciężaru całkowitego jest wskaźnikiem odwrotności sprawności aerodynamicznej śmigłowca. Wyrażając ten stosunek w funkcji prędkości obwodowej oraz funkcji wypełniania t. zn. stosunku powierzchni łopat do powierzchni, zataczanej przez łopaty σ (przy założeniu równomiernego rozkładu prędkości indukowanej):

$$\frac{N}{Q_c} = \frac{\sigma c_{xp}}{8} \frac{\rho}{q} (\omega R)^3 + \sqrt{\frac{q}{2}} \dots \dots [2]$$

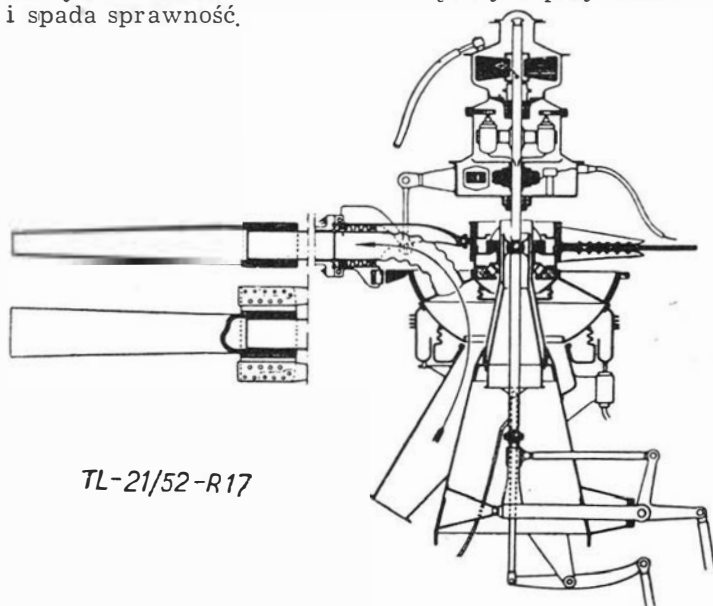
gdzie Q_c — ciężar śmigłowca

c_{xp} — współczynnik oporu profilowego łopaty

ρ — gęstość powietrza

$q = \frac{Q_c}{S}$ — obciążenie powierzchni, zataczanej przez wirnik

otrzymamy wpływ różnych czynników na sprawność aerodynamiczną śmigłowca. Widzimy, że ze wzrostem prędkości obwodowej sprawność aerodynamiczna silnie maleje. Podobnie ze wzrostem cięży łopaty rośnie σ i spada sprawność.



TL-21/52-R17

Rys. 17 — Rozwiązanie osadzenia wirnika i przekrój łopatek wirnika.

Przy konstruowaniu wirnika, przez który przepływa powietrze, należy ze względu na sprawność przepływową przez łopatki wirnika i sprawność aerodynamiczną wirnika — dążyć do znalezienia kompromisowej wartości stosunku σ . Sposobem na podwyższenie sprawności przepływowej jest zwiększenie wydatku przepływu przez zwiększenie ciśnienia. Należy zwrócić uwagę, że poza sprężaniem przez sprężarkę, dalsze sprężanie w łopacie następuje wskutek działania na masę przepływającego powietrza pola przyspieszeń dośrodkowych.

Napęd omawianego typu daje następujące korzyści w porównaniu z napędem bezpośrednim:

1) większa niezależność mocy wirnika od prędkości (moc wirnika w tym przypadku spada ze wzrostem prędkości obwodowej wirnika, co jest korzystne przy starcie i locie wznoszącym),

2) mały wpływ prędkości postępowej śmigłowca na moc, dawaną przez wirnik,

3) małe niebezpieczeństwo oblodzenia łopat (z uwagi na ogrzewające działanie powietrza, przepływającego przez łopaty).

Wady omawianego układu są następujące:

1) duże skomplikowanie i znaczny koszt napędu,

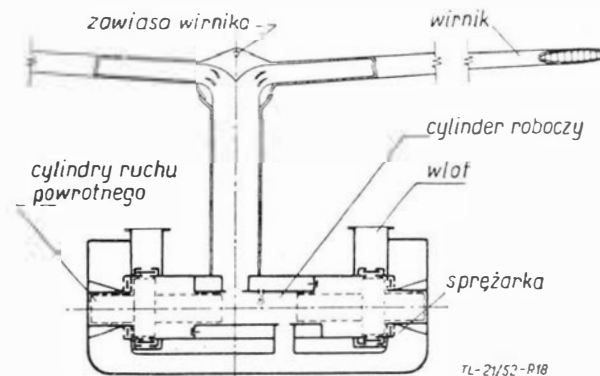
2) duży ciężar w porównaniu z napędem bezpośrednim,

Zużycie paliwa jest w przybliżeniu dwukrotnie większe od zużycia przy napędzie pośrednim silnikiem tłokowym (dochodzi ono do 0,7 kg/KM.h).

Na zakończenie omawianego napędu zwrócimy uwagę, że możliwe jest skonstruowanie układu ze sprężarką napędzaną bezpośrednio przez wirnik śmigłowca; rozwiązanie to, jak wynika z rozumowania, przytoczonego w (Lit. 7) jest jednak niekorzystne.

b) Układ ze sprężarką tłokową przeciwbieżną.

Zasada działania takiej sprężarki, przedstawionej na rys. 18 jest następująca: w dwóch komorach sprężania poruszają się przeciwbieżne tłoki; każdy z nich składa się z tłoka o dużej średnicy i tłoka o małej średnicy.



Rys. 18 — Schemat rozwiązania napędu ciśnieniowego ze sprężarką tłokową przeciwbieżną.

Obydwa układy tłoków poruszają się w kierunkach przeciwnych; synchronizacja ruchów uzyskana jest przy pomocy zębatego i kół zębatych. Przy ruchu tłoków ku sobie od strony wewnętrznej następuje sprężanie powietrza, a od strony zewnętrznej — zasysanie. Po dostatecznym zbliżeniu się tłoków zostaje zamknięty wypływ sprężonego powietrza i przed dojściem do martwego punktu zostaje wtrysknięte paliwo, po czym następuje samozapłon mieszanki (podobnie jak w silniku Diesla). Po rozprężeniu następuje napełnianie cylindra świeżą mieszanką i cykl pracy powtarza się, podobnie jak w dwusuwowym silniku wysokoprężnym. Przy ruchu powrotnym mamy tłoczenie powietrza przez duży tłok do zbiornika, a sprężanie w małym cylindrze; wskutek tego sprężenia powietrza w małych cylindrach zewnętrznych następuje ruch powrotny tłoków. Sprężone powietrze ze spalinami przechodzi ze zbiornika przez łopaty śmigłowca do dysz wylotowych na ich końcach. Sprawność zewnętrzna układu wynosi 0,54. Sprawność całkowita 0,33. Zużycie paliwa wynosi 0,35 kg/KM.h (z uwzględnieniem dodatkowych strat przepływu przez kanały w łopatach).

Ciężar napędu z dodatkowym spalaniem w dyszach wylotowych wynosi 0,84 kg/KM. Widzimy, że omawiana instalacja napędowa nieznacznie ustępuje pod względem zużycia paliwa napędowi silnikiem tłokowym, przewyższając go jednocześnie znaczną prostotą konstrukcji i niskim ciężarem. Prędkość obwodowa wirnika przy zastosowaniu omawianego napędu dochodzi do 180 m/sek.

c) Napęd ciśnieniowy silnikiem turbo-sprężarkowym. W tym przypadku rozróżniamy dwa rozwiązania:

1) napęd wirnika śmigłowca spalinami z silnika turbosprężarkowego,

2) napęd wirnika śmigłowca mieszaniną powietrza sprężonego i spalin.

Pierwsze rozwiązanie jest niekorzystne ze względu na możliwość odkształceń długich łopat śmigłowca pod wpływem przepływających przez nie gorących spalin. Duże ich prędkości powodują znaczne straty przepływu.

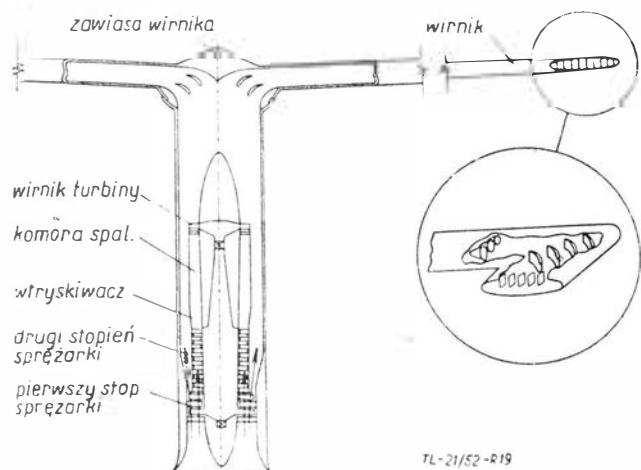
Najkorzystniejsze jest rozwiązanie drugie, przedstawione na rys. 19.

Sprężarka silnika składa się z dwu stopni *). Powietrze sprężone w jednym stopniu przechodzi tylko częściowo do drugiego stopnia, z którego po dodatkowym sprężeniu przechodzi do komory spalania. Po spalaniu się wtryskiwanego paliwa gorące spaliny rozprężają się na łopatkach turbiny do ciśnienia sprężania pierwszego stopnia sprężarki, po czym mieszają się z powietrzem. W ten sposób zostaje zmniejszona temperatura czynni-

*) Pod pojęciem stopień rozumiemy tu zespół łopatek i kierownic (rys. 19).

ka przepływającego przez łopaty wirnika, co zmniejsza z kolei niebezpieczeństwo odkształceń termicznych i pozwala na zastosowanie mniejszych prędkości przepływu.

Zużycie paliwa przy zastosowaniu takiego układu wynosi 0,46 kg/KM.h.



Rys. 19 — Schemat napędu ciśnieniowego z turbiną napędzającą sprężarkę dwustopniową.

Przy zastosowaniu dopalania na końcu łopat śmigłowca moc jednostkowa w dyszach wylotowych wzrasta o 35%, a ciężar napędu spada z 0,45 kg/KM do 0,335 kg/KM.

Prędkość obwodowa wynosi przy omawianym napędzie 180 m/sek.

OSIĄGI ŚMIGŁOWCA

Do głównych osiągnięć, w rozważaniach ekonomii śmigłowca, zaliczamy: czas utrzymywania się śmigłowca w powietrzu w locie pionowym (długotrwałość lotu pionowego) i zasięg śmigłowca. Rozpatrzmy kolejno dwa wymienione punkty.

Zmianę ciężaru śmigłowca możemy wyrazić w funkcji jednostkowego zużycia paliwa w postaci:

$$dQ = -BN \cdot dt \quad [3]$$

Dla wszystkich napędów możemy przyjąć liniową funkcję zmiany jednostkowego zużycia paliwa:

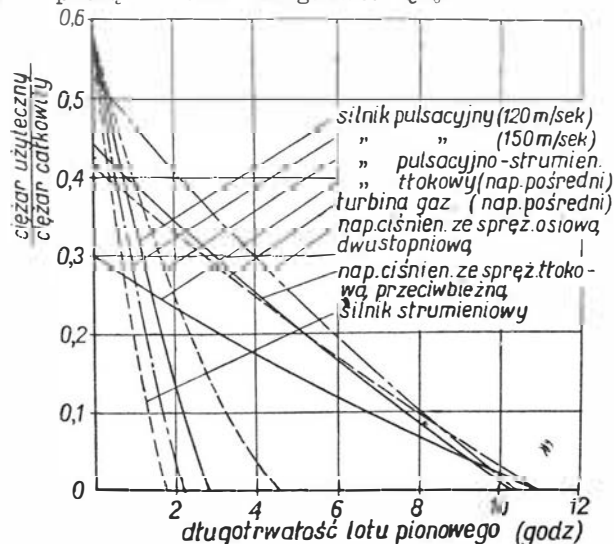
$$B = C_1 - C_2 \frac{N}{N_c} \quad [4]$$

gdzie N_c — całkowita moc przy wznoszeniu przy pełnym obciążeniu, a stałe C_1 i C_2 można wyznaczyć z rys. 1 dla każdego napędu.

Uwzględniając wzór [2] oraz [4] otrzymamy z [3] po podzieleniu przez powierzchnię zataczaną przez wirnik:

$$dt = \frac{dq}{q \left\{ -C_1 \left(\frac{N}{Q} \right) + C_2 q \frac{1}{N_c} \cdot \left(\frac{N}{Q} \right)^2 \right\}} \quad [5]$$

gdzie q_c — wartość q odpowiadająca całkowitemu ciężarowi początkowemu śmigłowca Q_{c0} .



Rys. 20 — Wykres zmiany ciężaru użytecznego w stosunku do ciężaru całkowitego w funkcji długotrwałości lotu.

Założymy zależność współczynnika oporu profilowego w funkcji kąta natarcia w postaci

$$c_{xp} = 0,011 - 0,025\alpha - 0,5\alpha^2 \quad [6]$$

gdzie kąt natarcia α możemy wyznaczyć z zależności wyprowadzonej z warunku równowagi siły aerodynamicznej i ciężaru Q :

$$P_z = \frac{dc_z}{d\alpha} \cdot \frac{1}{2} \rho \frac{\sigma S}{R} \int_0^R \omega^2 R^2 \cdot dR = \frac{dc_z}{d\alpha} \frac{\alpha}{6} \rho \omega^2 R^2 \sigma S = Q$$

dla $\sigma = \text{const}$ (łopatki o stałej cięciwie i $V_{md} = \text{const}$) stąd

$$\alpha = \frac{6q}{\rho(\omega R)^2 \sigma} \frac{dc_z}{d\alpha} \quad [7]$$

Po wykonaniu całkowania równania [5] z uwzględnieniem wartości $\frac{N}{Q}$, wyrażonej wzorem [2], oraz zależności [6] i [7], możemy wyrazić czas t w funkcji q . Całkowanie to można przeprowadzić wykreślnie. Rys. 20 przedstawia typowy wykres całkowania.

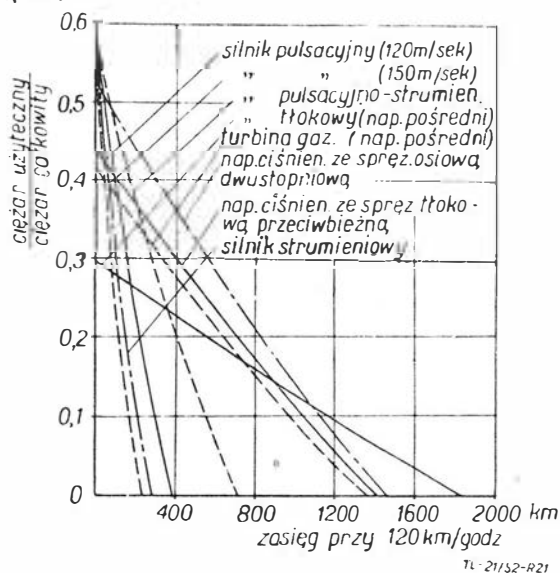
W miarę zużycia paliwa mamy spadek mocy niezbędnej (wywołany zmniejszeniem ciężaru), a więc wzrost czasu trwania lotu. Zasięg śmigłowca przy założonej prędkości lotu poziomego 120 km/godz. wyrazi

się wzorem [5], w którym na $\frac{N}{Q}$ podstawimy zależność

$$\frac{N}{Q} = K_1 \frac{1}{2} \rho (\omega R)^2 \sigma \frac{1}{q} + K_2 \sqrt{\frac{q}{\frac{1}{2} \rho \sigma}}$$

gdzie K_1 i K_2 mogą być wyznaczone w funkcji ωR .

Wykres zmiany zasięgu w funkcji stosunku ciężaru użytecznego do ciężaru całkowitego przedstawiony jest na rys. 21.



Rys. 21 — Wykres zmiany ciężaru użytecznego w stosunku do ciężaru całkowitego w funkcji zasięgu.

ZAKOŃCZENIE

Przy wyborze napędu do śmigłowca należy zwrócić uwagę na osiągi i stateczność śmigłowca, koszt jego budowy oraz koszty eksploatacji.

Na zakończenie zrobimy zestawienie porównawcze zakresu najlepszej opłacalności poszczególnych napędów dla różnych czasów lotu pionowego, różnych zasięgów, zużycia paliwa i kosztów budowy śmigłowców o mocy rzędu 300 KM. W kolumnach tabeli *) cyfry 1, 2, 3, 4, 5, 6 oznaczają miejsce, które zajmuje dany napęd wśród rozważanych sześciu napędów.

Jak widać z danych tabeli porównawczej, napędy pośrednie opłaca się stosować dopiero do śmigłowców o dużym zasięgu i długim czasie lotu.

Śmigłowce o napędzie pośrednim silnikiem turbiny są dla mniejszych zasięgów korzystniejsze od śmigłowców z napędem tłokowym.

Napędy bezpośrednie można stosować tylko do śmigłowców o małym zasięgu i małym czasie trwania lotu. Napędy bezpośrednie są najkorzystniejszym rozwiązaniem krótkodystansowych śmigłowców. Spośród dwóch typów silników, używanych do napędu pośredniego silnik pulsacyjny jest znacznie korzystniejszy

*) Dane w tabeli należy traktować jako bardzo przybliżone.

o ile chodzi o osiągi i zużycie paliwa. Natomiast koszt budowy silnika strumieniowego jest niższy.

Najbardziej uniwersalnym napędem śmigłowca jest napęd ciśnieniowy. Szczególnie korzystny, jeżeli chodzi o osiągi, jest napęd silnikiem turbinowym ze sprężarką dwustopniową; ustępuje on natomiast napędowi ze sprężarką tłokową przeciwbieżną (nie wiele zresztą gorsze pod względem osiągnięć), jeżeli chodzi o zużycie paliwa i koszt budowy.

Upraszczając analizę właściwości śmigłowców, można z grubsza przyjąć, że do napędu śmigłowców dla maksymalnego czasu trwania lotu pionowego do jednej godziny i zasięgu 100 km, najkorzystniejszy jest napęd pośredni silnikiem pulsacyjnym.

Dla czasu trwania lotu pionowego od 1 godziny do 8 godzin i zasięgu od 100 do 1200 km, najkorzystniejszy jest napęd ciśnieniowy. Dopiero dla czasu trwania lotu pionowego ponad 8 godzin i zasięgu ponad 1200 km opłaca się stosować napęd pośredni.

Dla dużych lub małych śmigłowców sprawa opłacalności napędów będzie wyglądać inaczej. W tych granicznych przypadkach okaże się, że najkorzystniejszy jest napęd pośredni, z tym, że do małych śmigłowców najkorzystniejszy jest napęd silnikiem pulsacyjnym, a do bardzo dużych — silnikiem turbodrzutowym.

Naświetlona metoda analizy doboru właściwego napędu ograniczona jest w naszych warunkach możliwościami technicznymi.

Prostota i zalety grupy napędów bezpośrednich powinny zachęcić naszych konstruktorów do zrealizowania polskiego śmigłowca o napędzie bezpośrednim.

Na zakończenie należy dodać, że dane odnośnie właściwości różnych napędów należy traktować z pewną rezerwą; danych tych nie można było poza nielicznymi przypadkami sprawdzić w naszych warunkach.

Artykuł wpłynął dnia 21 marca 1952 r.

Tabela porównawcza właściwości śmigłowców z różnymi napędami

Rodzaj napędu	Silnik	Zamówienie miejsce pod wiatr, kotłowy	Miejsce zajmowane przez dany napęd w przenoszeniu ciężaru użytecznego (odniesionego do ciężaru całkowitego) w zależności od długości trwania lotu										Miejsce zajmowane przez dany napęd w przenoszeniu ciężaru użytecznego (odniesionego do ciężaru całkowitego) w zależności od zasięgu										Najmniejsze zużycie jednostki paliwa	Najmniejszy koszt budowy
			Czas trwania lotu pionowego godz										Zasięg przy prędk. lotu poziomego km											
			1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	200	400	600	800	1000	1200	1400	1600				
pośredni	tłokowy	1																						
		2																						
		3																						
		4																						
		5																						
		6																						
pośredni	turbo-sprężarka	1																						
		2																						
		3																						
		4																						
		5																						
		6																						
Bezpośredni	strumieniowy	1																						
		2																						
		3																						
		4																						
		5																						
		6																						
Bezpośredni	pulsacyjny	1																						
		2																						
		3																						
		4																						
		5																						
		6																						
Ciśnieniowy	z turbiną sprężarką dwustopniową	1																						
		2																						
		3																						
		4																						
		5																						
		6																						
Ciśnieniowy	ze sprężarką przeciwbieżną	1																						
		2																						
		3																						
		4																						
		5																						
		6																						

LITERATURA

Prace podstawowe

1. B. N. Jurew — Issledowanie lotnych swoistw gelikopterow. Trudy W. W. A. im. Żukowskiego wyp. 49, 1939.
2. M. L. Mil i W. I. Jaroszenko — Aerodinamiceskij rasczot gelikoptera — Technika Wozdusznowo Flota, No 11, 1946.
3. L. S. Wildgrube — Optimalnyje parametry gelikopterow na režimach wiertikalnogo polota. T. W. F. No 3 i 5, 1946.
4. L. S. Wildgrube — Opriedelenie lotnych charakteristik gelikoptera na wsiech režimach i wybor jewo parametrov pri proektirowanii. T. W. F. No 6, 1947.
5. Helicopter Engineering A. D. Joung, Mc Graw Hill, 1950.

Prace specjalne

6. Roy E. Marquardt — Preliminary Development of a Jet Propelled Helicopter, Aeronautical Engineering Review, May 1949.
7. Jet Propulsion Applied to Helicopter Rotors — Journal of the Aeronautical Sciences, December 1946.
8. C. D. Denney — Design Criteria for Jet-Propelled Helicopter Rotors, Transaction A. S. M. E., 1949, str. 1—8.
9. J. A. Johnson, R. H. Eustis — An Analysis of Helicopter Propulsion Systems, Transaction A. S. M. E., 1951, str. 519—527.
10. L. L. Douglas — An Analysis of the Pressure Jet Helicopter, Amer. Helicopter Society, Proceeding of Fifth Annual Forum, May, 1949.
11. Andre Charrion — The Development of Jet Helicopter in France, Aircraft Engineering, vol XII, str. 293, 1950.
12. L. Fitzwilliams — The Gigant Helicopter, cz. I i II „Flight” 30 Nov., 1951 o 1 Dec. 1951.
13. J. S. Yasecko — Jet propelled Rotor for Helicopters, Amer. Helicopt. Society, Proceeding of Fifth Annual Forum, May, 1949.

Dobrze zaopatrzona i sprawnie działająca biblioteka zakładowa oraz rozwinięte czytelnictwo piśmiennictwa technicznego — to istotna pomoc w realizacji planów

Kierownicy bibliotek zakładowych, szkolnych i uczelnianych! Kompletujcie i uzupełniajcie prowadzone przez Was biblioteki; czynną postawą popierajcie czytelnictwo książek fachowych

Mgr inż. KAZIMIERZ KUBSKI

Tunele na niskie i średnie prędkości

Część I

533.6.071

Tunele aerodynamiczne były stosowane już przez pierwszych lotników-badaczy i do dnia dzisiejszego nie straciły swego znaczenia, stanowiąc główne narzędzie przeprowadzania badań aerodynamicznych. Artykuł ma na celu zapoznanie Czytelników z obecnym stanem wiedzy w tej dziedzinie.

Po krótkim rysie historycznym i omówieniu typów tuneli aerodynamicznych, Autor analizuje działanie ich poszczególnych elementów i warunki pracy oraz podaje zasady konstrukcji, kończąc pracę bilansem energetycznym całego urządzenia. Obok uporządkowanego i usystematyzowanego materiału, zaczerpniętego z literatury specjalnej, Autor przedstawił również swe własne doświadczenia, zdobyte przy projektowaniu i badaniu tuneli aerodynamicznych.

Swój szybki rozwój lotnictwo zawdzięcza w dużej mierze przejmowaniu wyników dociekań naukowych do rozwiązania problemów praktycznych, nasuwających się w związku z zagadnieniem lotu maszyny cięższej od powietrza. Ważność naukowych dociekań była oceniona znacznie wcześniej, aniżeli pierwszy samolot wzniósł się w powietrze. Już w roku 1871 powstają Stowarzyszenia Aeronaucyków, mające na celu zorganizowanie systematycznie przeprowadzanych doświadczeń aerodynamicznych, które mogłyby dać rozwiązanie problemu lotu maszyny, cięższej od powietrza. Pierwsze doświadczenia, wykonane nad płaską płytką, wykazały, że opór powietrza, jaki ona daje, jest znacznie mniejszy od siły prostopadłej do kierunku ruchu, a więc siły nośnej, jaka powstaje przy ruchu płytki pod małym kątem natarcia.

Badania na większą skalę w tunelach aerodynamicznych datują się z początkiem XX wieku.

W roku 1905 w Moskwie został uruchomiony tunel o średnicy przestrzeni pomiarowej $\Phi = 1,22$ m, zbudowany przez Riabuszyńskiego. W roku 1908 Prandtl buduje tunel przeznaczony dla badań profilów lotniczych na większą skalę (Goettingen). W 1909 r. Rateau konstruuje tunel w Paryżu. W tym czasie Eiffel uzyskał już cały szereg cennych informacji, dotyczących oporów ciał różnego kształtu, używając do tego celu swoich pomysłowych aparatów rejestrujących i swej słynnej wieży, z której opuszczał badane ciała. W r. 1911 Eiffel zbudował dwa udane tunele, które miały na celu kontynuowanie i dalsze rozwinięcie badań aerodynamicznych. Od tego okresu rozwój laboratoriów aerodynamicznych postępuje szybko naprzód, dając coraz obszerniej ujęte informacje, które przemysł lotniczy natychmiast wykorzystuje. Obecnie, gdy prędkość samolotów zbliża się do prędkości dźwięku w powietrzu, istnieje już cały szereg tuneli aerodynamicznych, zdolnych do przeprowadzania badań przy prędkościach powietrza bliskich lub wyższych od prędkości dźwięku.

Jednocześnie z rozwojem tuneli aerodynamicznych przepracowano również różne systemy wag. Wagi na trzy składowe zastąpiono wagami na sześć składowych, zautomatyzowano odczyty sił tak, że sam pomiar ograniczył się do ustawienia modelu w przestrzeni pomiarowej tunelu, przygotowania automatu i puszczenia w ruch tunelu. Czas trwania pomiaru sześciu składowych w pełnym zakresie kątów natarcia zamknął się w kilkunastu minutach.

LICZBA REYNOLDSA CHARAKTERYZUJĄCA PRZYDATNOŚĆ TUNELI DO BADAŃ LABORATORYJNYCH

Od tuneli, przeznaczonych do badań przy prędkościach odpowiadających liczbie Macha poniżej 0,5, wymaga się możliwości osiągnięcia w czasie pomiaru liczby Reynolds'a $1,5 \times 10^6$ do $2,5 \times 10^6$, o ile nie można osiągnąć $Re \geq 9 \times 10^6$. Zwiększanie jej drogą powiększania wymiarów tunelu i prędkości strumienia z przestrzeni pomiarowej powyżej $2,5 \times 10^6$ nie jest zalecane w przypadku pomiarów płatów o profilach lotniczych. Wynika to z charakteru krzywej oporów w zależności od liczby Reynolds'a oraz krzywych sił nośnych (dla kątów natarcia w pobliżu $C_{z\max}$) dla różnych Re .

Jednakże przy badaniach modeli samolotów, w których dla płata uzyskuje się wartości $Re = \sim 1,5 \times 10^6$ równocześnie dla usterzenia uzyskamy Re znacznie mniejsze (np. można otrzymać Re dla usterzenia poniżej Re krytycznego), to prowadzi konstruktorów tuneli aerodynamicznych do powiększania wymiarów tunelu i zwiększania

prędkości strumienia celem uzyskania wyższej liczby Reynolds'a. Tak więc czynnikiem decydującym o wyborze typu i wielkości tunelu jest rodzaj badań, do jakich ma być on przeznaczony. Pewnym hamulcem w kierunku powiększania wymiarów tunelu i prędkości strumienia jest związany z tym wzrost kosztów budowy i eksploatacji tunelu.

Przeciętnym typem tunelu na niskie i średnie prędkości jest tunel dający możliwość uzyskania w czasie pomiarów $Re = \sim 2 \cdot 10^6$. Jako materiał konstrukcyjny na budowę tych tuneli zwykle stosuje się drewno, ewentualnie beton zbrojony.

TYPY TUNELI

Rozważając typy tuneli stwierdzamy, że wszystkie budowane typy sprowadzają się do dwóch zasadniczych:

I — tunele przelotowe

II — tunele o obiegu zamkniętym.

Pomijając tunele przelotowe, budowane przeważnie w pierwszej fazie rozwoju badań laboratoryjnych aerodynamicznych, przejdziemy do tuneli o obiegu zamkniętym i podzielimy je na następujące grupy:

- A — tunele z zamkniętą przestrzenią pomiarową
- B — tunele z otwartą przestrzenią pomiarową

Z punktu widzenia sposobu budowy tunelu każda z dwóch grup może zawierać następujące rodzaje:

- 1. — tunele jednokanałowe
- 2. — tunele dwukanałowe
- 3. — tunele czterokanałowe,

ponadto w grupie „A” budowane są również tunele o obiegu pierścieniowym — przestrzennym.

Zasady budowy, o których powiemy dalej, są jednokowe dla każdego z typów.

Trudno byłoby powiedzieć, który z podanych typów tuneli jest najlepszy lub najgorszy, gdyż przy ocenie należałoby rozważyć warunki lokalne w jakich tunel powstawał.

DANE STATYSTYCZNE

Na podstawie statystyki tuneli już istniejących można stwierdzić, że wyraźną przewagę pod względem ilości mają tunele o obiegu zamkniętym, jednokanałowe, z zamkniętą przestrzenią pomiarową, przy tym najczęściej spotykanym kształtem przekroju przestrzeni pomiarowej jest prostokąt, następnie koło. Ilość tuneli z przestrzenią pomiarową otwartą, w większości przypadków o przekroju kołowym, jest mniejsza.

Liczby Reynoldsa możliwe do uzyskania w czasie pomiaru płata prostokątnego o rozpiętości $L = 0,7 \times$ wymiar strumienia przestrzeni pomiarowej w kierunku rozpiętości płata i wydłużeniu $\lambda = 5$, liczone dla prędkości strumienia podanej w tabeli charakterystyk tuneli, waha się w granicach od $0,52 \times 10^6$ do $4,2 \times 10^6$. Tuneli w których można by osiągnąć porównawczą liczbę Reynolds'a w granicach $4,5 \times 10^6$ do 9×10^6 na ogół nie buduje się a grupę o wyższej liczbie Reynolds'a stanowią tunele, w których osiąga się porównawczą liczbę Reynolds'a $9,1 \times 10^6$ do $12,6 \times 10^6$. Są to już tunele o bardzo dużych wymiarach rzędu 12×24 m, Φ 7,5 m, elipsa 9×18 m. Wartość kontrakcji wyrażonej stosunkiem powierzchni przekroju kanału przed lejem wylotowym (przekrój maksymalny) do powierzchni przekroju strumienia na krawędzi wylotu, waha się dla tuneli istnie-

jących w granicach 3 do 9 a dla tuneli na niską turbulencję, przeznaczonych do badań specjalnych jak np. badań warstwy powierzchniowej, wpływu zmian kształtu, zmiany stanu powierzchni płata, usterzenia i klap na charakterystykę badanego elementu, badań profili laminarnych itp., wartość kontrakcji osiąga się do 25. Jakości tuneli (stosunek mocy strumienia, mierzonej na krawędzi wylotu do mocy, jaką daje wentylator) waha się od 1,4 do 8. Moce stosowane do napędu wentylatora od 50 do 40 000 KM.

OGÓLNE WYTYCZNE DLA PROJEKTOWANIA TUNELI O OBIEGU ZAMKNIĘTYM /Lit. 4/

W tunelu aerodynamicznym o obiegu zamkniętym, przy ustalonej prędkości strumienia, wentylator pracuje jedynie na pokrycie strat obiegu. Te straty energii są proporcjonalne do prędkości w trzeciej potęgze. Jasne jest więc, że w celu zmniejszenia strat obiegu należy dążyć do uzyskania jak największych przekrojów w narożach i w kanałach powrotnych.

Gwałtowność powiększania przekroju jest jednak ograniczona. Zbyt duża rozbieżność ścian daje oderwanie warstwy powierzchniowej i gwałtowny wzrost oporów przepływu. Widać stąd, że dla uzyskania stosunkowo dużego przekroju już w pierwszym narożu tunelu z zachowaniem odpowiedniej rozbieżności ścian, o której powiemy dalej, dyfuzor (wlot tunelu) musi być odpowiednio długi. Koszty budowy tunelu wzrastają w miarę jego wydłużania, z drugiej strony sama długość tunelu jest często ograniczona rozporządzalnym miejscem, na którym on ma stać.

Jako graniczny kąt rozbieżności ścian wlotu oraz kanałów powrotnych należy przyjąć dla przekroju kołowego kąt stożka 8° . Dla przekroju prostokątnego, jeżeli rozbieżności mają być tylko dwie ściany przeciwległe, kąt między nimi nie powinien przekraczać 12° .

Charakterystyka tuneli istniejących, zebranych z literatury, na prędk. odpowiadające liczbie Macha do $Ma \approx 0,5$

Lp	Typ tunelu	Przestrzeń pomiarowa przekrój-wymiar	V_{max} m/sek	Jakość tunelu J_t	Współcz. turbulencji t	Stosunek kontrakcji K_t	Długość prz. pom. L/D	Osiągana oblicz. Re przy pom. płata prostokątn. o wydł. $\lambda=5$	Moc silnika na pędz. wentylator KM	zebrana z literat. ilość tun.
1	Obieg zamknięty dwukanałowy otwarta przestrzeń pomiarowa	kołowy $\phi 2,75 \div 7$	50 $\div$ 71	1,39 $\div$ 2,7	1,2 $\div$ 1,24	4 $\div$ 8	1,52 $\div$ 1,75	1,34 $\cdot 10^6 \div 4,75 \cdot 10^6$	600 $\div$ 3000	3
		elipt 9×18	53	2,84	1,1	4,93	0,93	9,1 $\cdot 10^6$	8000	1
		ϕ 2,15 $\times$ 2,75	64	2,7	—	3,9	—	1,7 $\cdot 10^6$	375	1
2	jak wyżej zamknięta przestrzeń pomiarowa	kołowy								
		elipt $\phi 2,15 \times 3 \div 2,5 \times 3,65$	56 $\div$ 111	3,5 $\div$ 5,2	1,4 $\div$ 1,2	4,5 $\div$ 6	1,0 $\div$ 0,8	1,57 $\cdot 10^6 \div 3,78 \cdot 10^6$	250 $\div$ 1500	2
3	Obieg zamknięty jednokanałowy zamknięta przestrzeń pomiarowa	ϕ 1,5 $\div$ 7,5	40 $\div$ 177	2,4 $\div$ 8	1,02 $\div$ 1,67	2,78 $\div$ 5,05	—	0,96 $\cdot 10^6 \div 10 \cdot 10^6$	200 $\div$ 40000	16
		elipt. $1,8 \times 3 \div 3 \times 3,7$	64 $\div$ 110	3,5 $\div$ 6	1,08 $\div$ 1,28	4,14 $\div$ 9	1,5 $\div$ 1,25	1,8 $\cdot 10^6 \div 3,82 \cdot 10^6$	350 $\div$ 2000	3
		ϕ 0,9 $\times$ 2,25 $\div$ 12 $\times$ 24	35 $\div$ 177	1,4 $\div$ 7,8	1,01 $\div$ 1,93	3,37 $\div$ 20	—	0,5 $\cdot 10^6 \div 12,6 \cdot 10^6$	50 $\div$ 36000	18
4	jak wyżej otwarta przestrzeń pomiarowa	ϕ 1,12 $\div$ 7,3	45 $\div$ 95	1,8 $\div$ 2,8	1,2 $\div$ 1,67	2,78 $\div$ 5,15	1,03 $\div$ 2,0	0,52 $\cdot 10^6 \div 3,4 \cdot 10^6$	100 $\div$ 2000	15
		elipt $3 \times 0,95 \div 7 \times 5$	60 $\div$ 64	—	— 1,05	— 4	— 1,26	1,4 $\cdot 10^6 \div 4,2 \cdot 10^6$	800 $\div$ 2700	2
		ϕ 1,3 $\times$ 2,1 $\div$ 2,4 $\times$ 24	30 $\div$ 60	—	—	— 3,5	—	0,6 $\cdot 10^6 \div 1,36 \cdot 10^6$	56 $\div$ 272	2
5	jak wyżej otwarta lub zamknięta przestrzeń pomiarowa	ϕ 2,75 $\div$ 5,4	67 $\div$ 58	3,7 $\div$ 5,8	— 1,7	— 4,9	—	1,79 $\cdot 10^6 \div 2,85 \cdot 10^6$	375 $\div$ 450	2
		elipt. ϕ 2 $\times$ 3 $\div$ 2,1 $\times$ 3	86 $\div$ 67	2,0 $\div$ 6,4	— 1,5	—	—	1,88 $\cdot 10^6 \div 2,4 \cdot 10^6$	275 $\div$ 550	2
6	Obieg zamknięty 4-ro kanałowy, zamknięta przestrzeń pomiarowa	ϕ 2,98	44	—	—	—	—	1,26 $\cdot 10^6$	—	1
7	Obieg przestrz. pierscieniowy zamknięta przestrzeń pomiarowa	ϕ 1,5 $\div$ 1,82	18 $\div$ 41	— 3,35	2 $\div$ 2,6	2,9 $\div$ 7,85	1,5 $\div$ 1,67	0,46 $\cdot 10^6 \div 0,58 \cdot 10^6$	50 $\div$ 500	4
8	jak wyżej otwarta przestrzeń pomiarowa	ϕ 3,65 $\div$ 4,55	69 $\div$ 22	1,61 $\div$ 1,85	— 1,92	9,86 $\div$ 4	1,25 $\div$ 0,67	2,35 $\cdot 10^6 \div 0,94 \cdot 10^6$	900 $\div$ 275	2
9	Tunele przelotowe otwarta przestrzeń pomiarowa	ϕ 1,24 $\div$ 5	32 $\div$ 91	— 2,94	—	—	— 1,61	0,6 $\cdot 10^6 \div 2,12 \cdot 10^6$	99 $\div$ 4000	5
		ϕ 2,2 $\times$ 1,8 $\div$ 4,25 $\div$ 2,12	100 $\div$ 30	4 —	—	—	—	2,07 $\cdot 10^6 \div 1,2 \cdot 10^6$	855 $\div$ 400	2
10	jak wyżej zamknięta przestrzeń pomiarowa	ϕ 1,5 $\div$ 3	36 $\div$ 120	1,53 $\div$ 3,5	— 1,5	— 3,7	— 3,6	0,5 $\cdot 10^6 \div 1,68 \cdot 10^6$	47 $\div$ 900	4

NAROŻA /Lit. 5, 6 i 7/

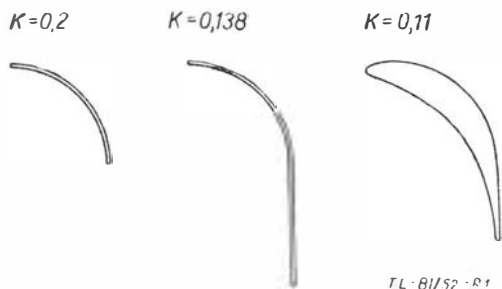
Na ogół nie jest praktykowane projektowanie naroża kanału powrotnego tak łagodne, aby otrzymać przepływ z jak najmniejszymi stratami. Ze względu na brak miejsca i koszty konstrukcji zwykle buduje się naroża o dość gwałtownej zmianie kierunku, zmniejszając, w miarę możliwości, straty przy przepływie przez właściwe rozwiązanie kierownic. Straty w kierownicach składające się ze strat wynikających z tarcia powierzchniowego i strat zawiorowania (zmiana kierunku przepływu) można wyrazić spadkiem ciśnienia statycznego Δp kG/m². Straty te, stanowiące pewną część ogólnych strat przepływu, zwykle odnosi się do ciśnienia prędkości q kG/m² w rozważanym przekroju tunelu. Oznaczając współczynnik strat literą K możemy napisać dla naroża $K = \frac{\Delta p}{q}$

Naroże bez kierownic o gwałtownej zmianie kierunku przepływu (90°) może dać $K = 1$. Przy starannym opracowaniu kierownic wartość $K = 0,15$ można uważać za zadowalającą.

W każdym narożu prostokąt utworzony przez dwie sąsiednie kierownice winien mieć stosunek długości do szerokości co najmniej 6. Warunek ten określa rozstawienie kierownic, ponieważ wysokość ich wynika z konstrukcji tunelu. Ciężiwa kierownicy winna być równa około $2\frac{1}{2}$ odległości między kierownicami. Jeżeli nie ma specjalnych ograniczeń, ciężiwę należy ustalić pamiętając o tym, że opory kierownic i związana z tym strata energii, zmniejszają się ze wzrostem liczby Reynolds'a liczonej dla ciężiwy kierownicy.

Na rys. 1 pokazano trzy kształty kierownic dla zmiany kierunku przepływu o 90° , oraz współczynniki strat otrzymanych drogą doświadczalną przy liczbie Reynolds'a $Re \approx 40\ 000$ [Lit.].

Dla naroża o najmniejszym przekroju, pierwsze za przestrzenią pomiarową, kierownice winny być najstaranniej opracowane ze względu na stosunkowo duże prędkości przepływu, a więc duże straty.



Rys. 1 — Kształty kierownic dla zmiany kierunku przepływu

W narożu można utworzyć prostownicę ulową, łącząc odpowiednio kierownice oprofilowanymi płaszczyznami poziomymi (w tym przypadku rozstawienie kierownic może nie ulegać zmianie).

LEJ WYLOTOWY [Lit. 8]

Kształt leja wylotowego ma na ogół małe znaczenie. Można go wyznaczyć przyjmując stałą wartość przyspieszenia strumienia wzdłuż wylotu, lub też założyć dowolną krzywą ciągłą. Długość leja wylotowego winna być co najmniej równa jego średnicy. Kształt podłużny winien stanowić krzywą łagodnie schodzącą do właściwej średnicy wylotu tak, aby strumień powietrza miał możliwość wyrównania się. W tunelach na duże prędkości lej wylotowy winien mieć taki kształt, aby prędkości w żadnym jego miejscu nie były wyższe od prędkości strumienia na wylocie.

Wielkość kontrakcji określa właściwie długość całego tunelu o obiegu zamkniętym (ze względu na ograniczoną rozbieżność ścian) a więc koszt jego budowy tak, że rozważanie samego leja wylotowego jako osobnego elementu tunelu nie jest racjonalne. Natomiast należy rozważyć wpływ, jaki ma wielkość kontrakcji tunelu na zmniejszenie fluktuacji prędkości w przestrzeni pomiarowej.

Oznaczmy przez:

v_1 — zmianę prędkości w stosunku do średniej prędkości strumienia w przekroju przed lejem wylotowym,
 V_1 — średnią prędkość strumienia w tym przekroju,
 v_0, V_0 — odpowiednio przyrost prędkości i prędkości średniej strumienia na wylocie.

Równanie Bernoulliego dla tych dwóch przekrojów przy założeniu, że straty są małe, będzie:

$$p_1 + \frac{1}{2} \rho (V_1 + v_1)^2 = p_0 + \frac{1}{2} \rho (V_0 + v_0)^2$$

Rozwijając powyższe równanie i grupując wyrazy, otrzymamy:

$$p_1 + \frac{1}{2} \rho V_1^2 + \frac{1}{2} \rho (v_1^2 + 2V_1 v_1) = p_0 + \frac{1}{2} \rho V_0^2 + \frac{1}{2} \rho (v_0^2 + 2V_0 v_0)$$

Dla prędkości średniej mamy:

$$p_1 + \frac{1}{2} \rho V_1^2 = p_0 + \frac{1}{2} \rho V_0^2 \quad [1]$$

wobec tego

$$v_1^2 + 2V_1 v_1 = v_0^2 + 2V_0 v_0 \quad [2]$$

Dzieląc obie strony równania [2] przez $V_1^2 V_0^2$ i pomijając $\left(\frac{v}{V}\right)^2$ jako wartości małe w stosunku do pozostałych, otrzymamy:

$$\frac{v_0}{V_0} = \frac{v_1 V_1^2}{V_1 V_0^2} \quad \text{ale} \quad \left(\frac{V_1}{V_0}\right)^2 = \left(\frac{1}{K_t}\right)^2$$

gdzie K_t = kontrakcja tunelu — ostatecznie więc:

$$\frac{v_0}{V_0} = \frac{v_1}{V_1} \cdot \left(\frac{1}{K_t}\right)^2 \quad [3]$$

Zmiana prędkości strumienia w przestrzeni pomiarowej jest więc odwrotnie proporcjonalna do kontrakcji tunelu w drugiej potęgę, skąd wniosek, że powiększenie kontrakcji tunelu daje znaczne polepszenie regularności przepływu strumienia w przestrzeni pomiarowej. Zaleca-

na wartość kontrakcji $K_t = \frac{V_0}{V_1}$ wynosi 7 do 14, jednakże

często z uwagi na brak miejsca buduje się tunele o kontrakcji mniejszej niż podana wartość dolna.

Przebieg pomiarowy stanowi tę część tunelu, w której zostaje ustawiony badany model. Strumień powietrza w całej przestrzeni pomiarowej musi być dobrze zbadany i jego charakterystyka odpowiadać stawianym wymaganiom, z których najważniejsze są: jednorodność przepływu i stałość ciśnienia statycznego wzdłuż przestrzeni pomiarowej w obszarze, w którym ustawia się badane modele. Turbulencja strumienia winna zawierać się w granicach określonych przeznaczeniem tunelu.

Otwarta i zamknięta przestrzeń pomiarowa różnią się między sobą tym, że pierwsza nie jest ograniczona ścianami bocznymi, druga natomiast ściany te posiada. Tunel o obiegu zamkniętym z zamkniętą przestrzenią pomiarową musi być zaopatrzone w otwory, przez które następuje dopełnienie powietrza straconego w czasie przepływu na skutek nie szczelności kanału. Otwory te należy umieszczać w miejscu, gdzie ciśnienie statyczne równe jest ciśnieniu otoczenia. Jeżeli ciśnienie statyczne w przestrzeni pomiarowej ma być równe atmosferycznemu, najlepiej jest pozostawić szczelinę między elementem, stanowiącym przestrzeń pomiarową a dyfuzorem wlotowym.

Najczęściej stosowanym kształtem przekroju przestrzeni pomiarowej zamkniętej jest kształt prostokątny o wydłużeniu 2:3 do 1:2 z zaokrąglonymi narożnikami. Ma on tę zaletę, że zamyka ją płaskimi ścianami, umożliwiającymi montaż modelu na ruchomej tarczy związanej z wagą, oraz ułatwia w znacznym stopniu montaż modelu badanego. Inne przekroje, jak: kwadrat z zaokrąglonymi narożnikami, koło lub elipsa są rzadziej stosowane. Przekrój kołowy korzystny jest dla tuneli przeznaczonych do badań śmigieł, gondoli silnikowych lub ciał obrotowych przy małych kątach natarcia. Najczęściej stosuje się go dla otwartych przestrzeni pomiarowych.

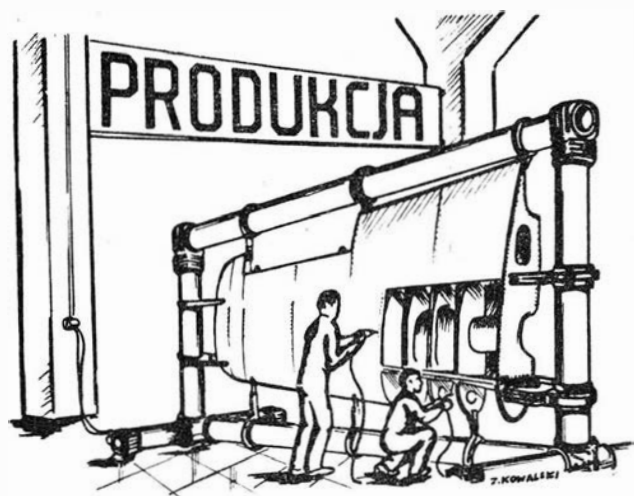
Długość przestrzeni pomiarowej zależy od rodzaju i sposobu wykonywania pomiarów. Dla pomiarów wagowych waha się od 1 do 2 średnic przekroju lub jego większego wymiaru. Dla przestrzeni pomiarowych, przeznaczonych dla pomiarów drogą rozkładu ciśnień na ścianach modelu (siły nośne) i drogą pomiaru prędkości za modelem (opory) długość przestrzeni pomiarowej winna być większa.

Straty energii w przestrzeni pomiarowej są duże ze względu na duże stosunkowo prędkości strumienia, należy więc w miarę możliwości dążyć do skrócenia tej przestrzeni.

Otwarta przestrzeń pomiarowa daje około 10-krotnie większe straty energii w porównaniu z analogiczną przestrzenią pomiarową zamkniętą takiego samego tunelu. W tym przypadku długość przestrzeni pomiarowej winna być ograniczona do takiej, która by zapewniła odcinek stałych ciśnień statycznych wzdłuż osi strumienia (długość użyteczną przestrzeni pomiarowej) odpowiednio większą niż długości przewidzianych modeli do badań. Przebieg ciśnień statycznych wzdłuż osi strumienia w przestrzeni pomiarowej otwartej pokazany jest na rys. 5.

W przestrzeni pomiarowej zamkniętej grubość warstwy powierzchniowej wzrasta w kierunku ruchu strumienia, fakt ten pociąga za sobą zmniejszenie przekroju i spadek ciśnienia statycznego. W czasie pomiaru powstaje więc dodatkowy opór, który należy uwzględnić przez wprowadzenie odpowiednich poprawek w wyznaczonych wartościach oporu z pomiaru. Celem utrzymania stałych ciśnień statycznych wzdłuż zamkniętej przestrzeni pomiarowej należy projektując tunel, przyjąć w pierwszym przybliżeniu rozbieżność dwóch ścian przeciwnych około $1/2^\circ$ w stosunku do płaszczyzny symetrii podłużnej. Właściwą rozbieżność można dopiero ustalić po wykonaniu tunelu na podstawie badań wstępnych. Zmianę przekrojów wykonanego już tunelu można zrealizować zmieniając zaokrąglenie wewnętrzne żeńścia dwóch ścian.

(dok. nast.).



POTRZEBA NIENISZCZĄCYCH METOD BADAN W KONTROLI PRODUKCJI

Materiałom stosowanym w konstrukcjach lotniczych stawiane są szczególnie wysokie wymagania pod względem lekkości i wytrzymałości. Lekkość konstrukcji osiąga się przez:

- a) użycie materiałów o małym ciężarze właściwym,
- b) nadanie elementom odpowiednich kształtów,
- c) nadanie im jak najmniejszych przekrojów.

Wytrzymałość konstrukcji zależy od wielu czynników. Wady ukryte w materiałach znacznie obniżają wytrzymałość. We wszelkiego rodzaju konstrukcjach przewiduje się większe przekroje, niż teoretycznie potrzebne, stosując współczynniki bezpieczeństwa. Współczynniki te można zmniejszyć, o ile ma się pewność, że materiały nie zawierają ukrytych wad. W tym celu odpowiedzialne części muszą być poddawane badaniom, które nie powodowałyby ich zniszczenia, lub uszkodzenia. Badania, które nie zmieniają własności badanego przedmiotu nazywamy nieniszczącymi [lit. 1].

W konstrukcjach lotniczych liczba odpowiedzialnych części jest o wiele większa, niż w innych. Dlatego w przemyśle lotniczym bardzo ważną i odpowiedzialną rolę spełnia kontrola produkcji. Rozciąga się ona na gotowe części, surowce i półfabrykaty. Kontrola gotowych części i zespołów ma na celu ustalenie, czy odpowiadają one wymaganiom warunków technicznych. Kontrola surowców i półfabrykatów spełnia o tyle ważniejszą rolę, że eliminuje z produkcji części w stanie surowym, zaoszczędzając koszty obróbki. Ma ona też na celu kontrolowanie prawidłowości procesów technologicznych. Istnieją różne systemy kontroli. Często poddaje się badaniom pewien procent części z partii, np. 10% lub 30% i na podstawie uzyskanych wyników ocenia się, czy cała partia nadaje się do użytku, czy też należy ją odrzucić. Taki system kontroli nie może jednak dać pewności, że wśród części uznanych za dobre nie znajdują się wadliwe. Aby tę pewność uzyskać należy każdą część poddać indywidualnie odpowiednim badaniom, a możliwe to jest tylko przy zastosowaniu metod nieniszczących. W wielu przypadkach dopuszcza się obecność w materiałach wad określonego rodzaju, wielkości i ilości, które nie powodują obniżenia własności wytrzymałościowych poniżej ustalonych norm. Dlatego ważne jest stosowanie takich metod kontroli, które nie tylko wykrywają te wady, lecz także pozwalają na określenie ich rodzaju, jakości i położenia w elemencie. Poza wykrywaniem wad, czyli defektoskopią, przy pomocy metod nieniszczących można kontrolować jakość materiałów bezpośrednio na częściach, a nie tylko na wykonanych specjalnie próbkach. Można określać ich strukturę, oraz zmiany strukturalne, zachodzące w czasie poszczególnych operacji procesu technologicznego, jak przeróbka plastyczna, obróbka cieplna, spawanie itp.

OMÓWIENIE STOSOWANYCH METOD NIENISZCZĄCYCH W PRZEMYŚLE LOTNICZYM

Nowoczesna technika posługuje się wieloma metodami badań nieniszczących. Najważniejsze z nich, to:

1. metody magnetyczne,
2. ultradźwiękowe,
3. penetracyjne¹⁾,
4. radiograficzne.

Oto krótka ich charakterystyka:

1. Defektoskopia magnetyczna polega na wzbudzeniu w obiekcie badanym pola magnetycznego, którego linie sił opływają

Mgr ANDRZEJ PRĄDZYŃSKI

Zastosowanie rentgenografii w przemyśle lotniczym

620.179:629.13

W artykule scharakteryzowane są metody badań nieniszczących. Szczegółowo omówiona jest defektoskopia rentgenowska. Podane są zastosowania rentgenografii w przemyśle lotniczym, oraz jej zalety i wady. Porównanie metod nieniszczących wykazuje wyższość metody rentgenowskiej i że metody nieniszczące uzupełniają się nawzajem. Zamieszczone rentgenogramy wykonano w Instytucie Lotnictwa.

wady (rysy, pęknięcia, pory, włączenia żuźla), posiadające mniejszą przenikliwość magnetyczną od badanego materiału. Jeśli wada leży na powierzchni, lub tuż pod nią, to opływające ją linie sił pola magnetycznego wychodzą w miejscu wady ponad powierzchnię, tworząc bieguny magnetyczne N i S. Bieguny te, jak magnesy przyciągają cząstki pyłu żelaznego, lub tlenku żelaza (Fe_3O_4), którym posypuje się, albo w postaci zawiesiny w oleju, oblewa powierzchnię badanego przedmiotu. Przyciągnięty pył uwidoczni wady. Zamiast proszkiem magnetycznym można też wykrywać wady przy pomocy defektoskopów, działających na zasadzie indukcji elektromagnetycznej [lit. 1 i 2]. Metoda proszku magnetycznego jest czuła na drobne nawet pęknięcia powierzchniowe, metoda indukcyjna zaś jest czuła na głębiej położone wady (do 20 mm pod powierzchnią).

Zastosowanie metod magnetycznych ograniczone jest do materiałów ferromagnetycznych, tj. metali żelaznych. Określenie rodzaju i wielkości wady nie zawsze jest możliwe.

2. **Ultradźwiękowa metoda kontroli** opracowana została po raz pierwszy w Związku Radzieckim przez prof. S. J. Sokolowa w latach 1929-30. Szerokie zastosowanie w przemyśle znalazła dopiero po ostatniej wojnie. Fale ultradźwiękowe o częstotliwościach rzędu megacykli (Mc) posiadają zdolność rozchodzenia się w materiałach na duże głębokości. Na granicach ośrodków o różnej przepuszczalności ulegają one odbiciu pod kątem równym kątowi padania. Wady, których płaszczyzny graniczne z materiałem zasadniczym leżą pod pewnymi określonymi kątami względem wiązki fal ultradźwiękowych, odbijają te fale. Odbite fale powracają do odbiornika i zostają zarejestrowane na ekranie aparatu. Ultradźwiękiem można badać nieniszcząco żelazo, stal, aluminium, mosiądź, brązy, miedź, masy plastyczne i in. Największymi jego zaletami są: duży zasięg wynoszący praktycznie do 3 m i wysoka czułość. Można też określić położenie, wielkość i kształt wady. Wielkie usługi oddaje ultradźwięk przy badaniu rozwarstwień blach, umożliwiając ciągłą i całkowicie automatyczną kontrolę. Nie wszystkie jednak materiały dają się badać metodą ultradźwiękową. Gruboziarniste materiały silnie tłumią fale ultradźwiękowe, uniemożliwiając badanie. Również jakość powierzchni, z której przeprowadza się kontrolę, wpływa znacznie na jej wyniki. Nierówności powierzchni utrudniają badanie i zmniejszają jego czułość a w niektórych przypadkach wręcz uniemożliwiają kontrolę. Poważnym niedostatkim metody ultradźwiękowej jest trudność określenia rodzaju wykrytej wady [lit. 3].

3. **Metody penetracyjne** służą do wykrywania wad, posiadających połączenie z powierzchnią, jak np. rysy, pęknięcia, pęcherze. Badane przedmioty zanurza się na kilka minut do cieczy posiadającej zdolność wnikania (penetracji) do najdrobniejszych szczelin w materiale. Po wyjęciu i usunięciu cieczy z powierzchni przedmiotu, pozostaje ona w szczelinach i porach. Ujawnić ją można różnymi sposobami: metoda fluorescencyjna [lit. 4] polega na zastosowaniu cieczy, np. nafty z dodatkiem oleju mineralnego, fluoryzującej pod wpływem światła ultrafioletowego. Wówczas badane przedmioty ogląda się w świetle lampy kwarcowej z filtrem z „czarnego szkła”. Inne metody posługują się dwiema cieczami, dającymi w zetknięciu barwną reakcję. Badany przedmiot powleka się cieczą przenikającą do wad, a po jej usunięciu z powierzchni powleka się drugą cieczą — „wywoływaczem”. W miejscach wadliwych powstaje zabarwienie. Metody te są proste i tanie, dają się stosować do wszelkiego rodzaju materiałów, wykrywają jednak tylko wady powierzchniowe.

¹⁾ Nazwa proponowana przez Autora.

4. Metody radiograficzne obejmują badania przy pomocy promieni X (rentgenowskich) i promieni γ pierwiastków radioaktywnych. Promienie γ różnią się od rentgenowskich tylko długością fali. Posiadają one większą zdolność przenikania przez materię i są stosowane do prześwietlania materiałów znacznej grubości. W przemyśle lotniczym są rzadko używane.

Naczelne miejsce wśród nieniszczących metod badań zajmuje rentgenografia. Nazwą rentgenografii określa się dwie dziedziny badań posługujących się promieniami rentgenowskimi — dziedziny różne pod względem celu, metod i środków. Są to: rentgenografia strukturalna, zwana też mikro-rentgenografią i defektoskopia rentgenowska, zwana makro-rentgenografią. Celem rentgenografii strukturalnej jest określenie struktury krystalicznej materii. Wykorzystuje ona zjawisko dyfrakcji promieni X w sieciach przestrzennych kryształów, z których zbudowany jest badany materiał. Metody dyfrakcyjne mogą być stosowane w przemyśle lotniczym do rozwiązywania takich zagadnień, jak: a) identyfikacja materiałów — metali, stopów, związków chemicznych — bezpośrednio na elementach, lub na bardzo małych nawet próbkach; b) analiza fazowa stopów; c) kontrola w metalach i stopach przemian strukturalnych zachodzących w czasie procesów technologicznych — hartowania, starzenia, spawania, kucia, walcowania; d) oznaczanie stanów naprężeń wewnętrznych bezpośrednio w elementach i konstrukcjach (a nie tylko na modelach, jak np. w elastooptyce), oraz wiele innych [lit. 5 i 6]. Szczegółowe omówienie tych zagadnień przekracza ramy tematu, którym jest defektoskopia rentgenowska [lit. 7 i 8].

DEFEKTOSKOPIA RENTGENOWSKA

Na możliwość zastosowania promieni X do badania materiałów wskazał sam Roentgen jeszcze w roku 1896, wykonując przy pomocy odkrytych przez siebie promieni zdjęcie dubeltówki. Rozwój defektoskopii rentgenowskiej rozpoczął się wiele lat później — po udoskonaleniu aparatury rentgenowskiej.

1. Wykrywanie wad w materiałach (metalach i niemetalach) możliwe jest dzięki własności przenikania promieni X przez materię. Przechodząc przez materię, ulegają one osłabieniu. Wielkość osłabienia określa wzór:

$$\text{Osłabienie} = \frac{I}{I_0} = e^{-\mu D} \quad (1)$$

gdzie I = intensywność promieniowania po przejściu przez warstwę materiału grubości D , I_0 = intensywność promieniowania, zmierzona w tym samym miejscu co poprzednio po usunięciu materiału, e = podstawa logarytmów naturalnych, μ = liniowy współczynnik osłabienia.

Z wzoru tego wynika, że im większą grubość materiału przenikną promienie — tym silniej zostaną osłabione. Porównajmy osłabienie promieni przechodzących przez warstwę 1 cm dla różnych materiałów. Ponieważ $D = 1$ wielkość osłabienia

$\frac{I}{I_0}$ zależą będzie tylko od współczynnika μ . Współczynnik ten

jest wykładnikiem wielu własności promieni rentgenowskich. Aby te własności poznać należy zastanowić się, jakie zjawiska zachodzą w czasie przenikania promieni X przez materię.

W czasie przechodzenia wiązki promieni przez materię część promieniowania zostaje pochłonięta, tj. zamieniona w inne rodzaje energii: a) w energię promienistą, o innej niż pierwotna długości fali — wtórne promienie rentgenowskie, światło widzialne (w ekranach fluoryzujących) itp.; b) w energię swobodnych elektronów wyrzucanych z powłok elektronowych atomów wchodzących w skład materii; c) w energię ciepłą (bardzo mały procent); d) w energię chemiczną, np. zapoczątkowując procesy fotochemiczne w emulji fotograficznej; e) w energię elektryczną, np. powodując jonizację gazów. Zjawiska te są wykorzystywane w praktyce. Część promieniowania zostaje rozproszona przez materię rozchodząc się we wszystkich kierunkach przestrzennych. Reszta promieniowania opuszcza materię w kierunku wiązki pierwotnej. Oba zasadnicze zjawiska — pochłanianie i rozpraszanie — można uwzględnić we wzorze (1), przedstawiając współczynnik osłabienia μ jako sumę liniowych współczynników pochłaniania τ i rozpraszania σ :

$$\mu = \tau + \sigma \quad (2)$$

Zależą one od długości fali promieniowania i od rodzaju materii, przez którą przechodzą. Zależności te przyjmują szczególnie prostą postać i łatwe są do zmierzenia, jeśli współczynniki μ , τ i σ podzielić przez gęstość danego materiału ρ .

Mamy wtedy do czynienia z masowymi współczynnikami osłabienia, pochłaniania i rozpraszania:

$$\frac{\mu}{\rho} = \frac{\tau}{\rho} + \frac{\sigma}{\rho} \quad (3)$$

Współczynnik rozpraszania zmienia się nieznacznie ze zmianą długości fali i liczby atomowej, z wyjątkiem dwudziestu pierwiastków leżących na początku układu okresowego Mendelejewa. Jest on dla większości pierwiastków mały w porównaniu ze współczynnikiem pochłaniania i możemy go zaniedbać. Wówczas zależność masowego współczynnika osłabienia od długości fali i rodzaju materiału określa przybliżony wzór:

$$\frac{\mu}{\rho} = C \cdot \lambda^3 \cdot A^3 \quad (4)$$

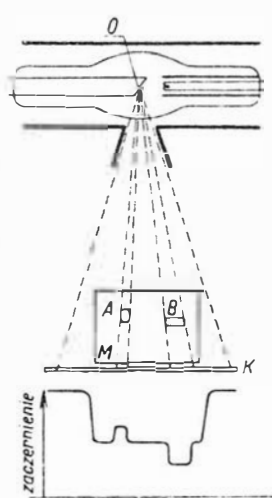
gdzie C = stała uniwersalna, λ = długość fali promieni X, A = liczba atomowa pierwiastka osłabiającego.

Widzimy, że μ wzrasta ze wzrostem długości fali i liczby atomowej pierwiastka osłabiającego. Znacząco to, że im bardziej długofalowy, „miękkie” promieniowanie prześwietla się, tym silniej jest ono osłabiane. Im krótsza natomiast jest długość fali promieni X — tzw. „twarde” promienie — tym łatwiej przenikają one przez materiał. Znacząco to również, że jeśli materiał jest zbudowany z „lekkich” pierwiastków, o małej liczbie atomowej, to promienie rentgenowskie łatwo przez niego przechodzą. Silnie zaś osłabiają materiały, w skład których wchodzi pierwiastki „ciężkie” o dużych liczbach atomowych.

Dla lekkich pierwiastków (np. Al, Mg, Si, Be, Li) i ich stopów współczynniki rozpraszania posiadają wartości bliskie współczynnikom pochłaniania i nie można ich zaniedbywać. Promienie rozproszone dają się we znaki przy badaniu lekkich stopów, pogarszając znacznie jakość obrazu rentgenowskiego, przez co zmniejsza się wykrywalność wad.

2. Powstawanie obrazu rentgenowskiego. Znajomość omówionych powyżej zjawisk pozwala nam zrozumieć w jaki sposób powstaje obraz rentgenowski. Wiązkę promieni X kierujemy na badany przedmiot, poza którym umieszczona jest błona fotograficzna, lub ekran fluoryzujący. Jeśli przedmiot posiada „rzeźbę pionową” w kierunku przechodzenia promieni, to w miejscach o różnej grubości różne jest osłabienie. Intensywność promieni po przejściu przez materiał jest większa w miejscach o mniejszej grubości, a mniejsza w miejscach grubszych. Uwidocznia się to w postaci silniej lub słabiej zaczernionych miejsc na błonie fotograficznej, albo silniejszego lub słabszego świecenia ekranu fluoryzującego. Błona fotograficzna i ekran fluoryzujący służą do rejestracji obrazu rentgenowskiego badanego przedmiotu.

Wady w materiałach przedstawia się dla promieni X jako miejsca o różnych współczynnikach osłabienia. Ilustruje to rys. 1. Wychoząca z ogniska O lampy rentgenowskiej wiązka promieni przechodzi przez materiał M i pada na błonę rentgenowską K , powodując jej zaczernienie (po wywołaniu błony). Materiał zawiera włączenie gazu A , oraz włączenie ciężkiego metalu B . Są to przykłady wad o dużo mniejszym i dużo większym współczynnikach osłabienia, niż współczynnik badanego materiału. Pod rysunkiem podany jest wykres zaczernień błony wzdłuż przekroju przechodzącego przez obie wady. Wykres ten wykazuje bardzo silne zaczernienie w miejscach poza materiałem, gdzie promienie padają nieosłabione bezpośrednio na błonę. W miejscach osłabienia promieni przez warstwę materiału zaczernienie jest średnie. Pod wadą A zaczernienie jest większe a pod wadą B — mniejsze niż średnie.



Rys. 1. Schemat powstawania obrazu rentgenowskiego z wykresem zaczernień błony.

3. Kontroli rentgenograficznej można poddawać różnego rodzaju materiały. Najszerzej jest ona stosowana do badania części metalowych. Można również badać drewno, masy plastyczne, wyroby gumowe, ceramiczne i inne.

Części metalowe, podlegające kontroli rentgenowskiej, dzielą się na kategorie według technologii ich wykonania, np.: odlewy, odkuwki, części tłoczone, spawane, zgrzewane, nitowa-

ne, panewki itp. Podział taki jest uzasadniony o tyle, że w poszczególnych procesach technologicznych powstają charakterystyczne dla tych procesów i stale powtarzające się wady. Technika prześwietlania różna jest dla poszczególnych kategorii części. W przemyśle lotniczym najczęściej i w największych ilościach podlegają kontroli rentgenograficznej odlewy i złącza spawane. Omówimy je bliżej.

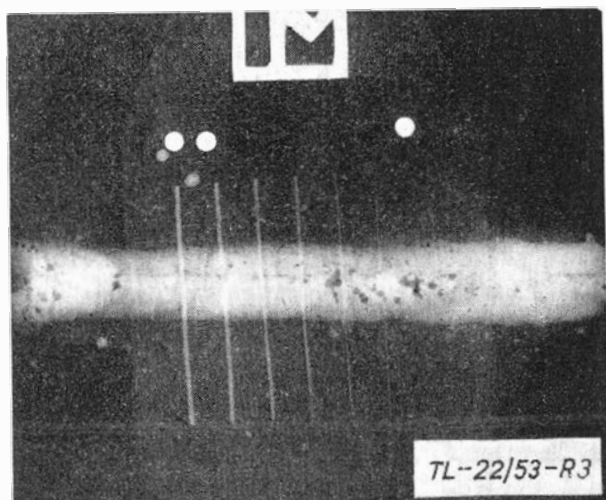


Rys. 2. Rentgenogram (negatyw) odlewu aluminiowego. Widoczne jamy, pęcherze i porowatość odlewu.

Odlewy lotnicze wykonane są ze stopów lekkich aluminiowych i magnezowych. Do ich prześwietlania posługujemy się promieniami, wzbudzonymi przy napięciach 50 — 150 kV. Najczęściej spotykane w odlewach wady (wg Trapięznikowa [lit. 7]): pęcherze gazowe, pory (nakłucia gazowe), jamy usadowe i kurczowe, rzędzizny, czerwotocza, pęknięcia, włączenia żużła, włączenia metaliczne, likwacje. „czarny przełom” w stopach magnezowych — mogą być wykrywane rentgenograficznie. Na podstawie rentgenogramów można je między sobą różnić, określać w przybliżeniu ich kształt, wielkość i położenie. Wady odlewnicze powstają najczęściej wskutek niewłaściwości procesu odlewania. Kontrola rentgenograficzna może więc przyczynić się do ulepszenia procesów technologicznych. Często wady występują w warstwach odlewu, które zostają następnie usunięte, zebrane w czasie obróbki, toteż zaletą rentgenografii jest możliwość określenia położenia i wielkości wady. Niektóre wady w odlewach poprawia się przez zaspawanie, wówczas można przy pomocy promieni X ponownie skontrolować poprawione miejsce.

Badanie złączy spawanych jest obok kontroli odlewów jedną z najlepiej opanowanych dziedzin zastosowania promieni rentgenowskich.

Do elementów konstrukcji samolotów wchodzi wiele części spawanych z blach i rur stalowych. Grubość ścianek tych części nie przekracza z reguły 6 mm. Rury w konstrukcjach lotniczych mają ścianki grubości do 3 mm. Do prześwietlenia tego rzędu grubości stali stosuje się promienie wzbudzone napięciami nie przekraczającymi 150 kV.



Rys. 3. Rentgenogram (negatyw) wadliwej spoiny, zawierającej pęcherze i włączenia żużla. Na zdjęciu widoczny jest drucikowy wzorec kontrolny.

W złączach spawanych kontrola rentgenowska wykrywa włączenia gazów i żużła, wady przetopu, podtopienia, pęknięcia spoiny i materiału spawanego. Również i tu na podstawie rentgenogramów można wskazać niewłaściwości spawania, można określić czy istniejące w spoinach wady nie przekraczają pod względem rodzaju, wielkości i ilości norm określonych w warunkach technicznych. Nadające się do poprawy części spoiny można zaznaczyć na elementach według negatywu i po poprawieniu ponownie prześwietlić.

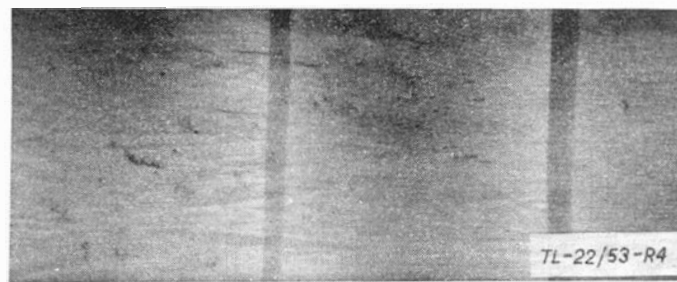
W złączach zgrzewanych i nitowanych można wykrywać pęknięcia, gdyż ich płaszczyzny są zazwyczaj równoległe do kierunku przechodzenia promieni. Często wada zgrzein — „przylepienie” — nie jest wykrywalna metodą rentgenowską. Dobre wyniki daje tu kontrola magnetyczna.

Badanie odkuwek promieniami rentgenowskimi jest niecelowe. Włączenia gazowe, żużła i inne zostają w procesie kucia spłaszczane do niewielkiej grubości i położone są równoległe do ścianek odkuwki. Wykrywalność ich w tych warunkach jest minimalna.

Wyjątek stanowią butle do gazów sprężonych, które z powodzeniem kontroluje się rentgenograficznie na obecność pęknięć i śladów korozji, jak również kontroluje się grubość ścianek przy użyciu do rejestracji komory jonizacyjnej.

Szeroko stosowana jest w przemyśle lotniczym rentgenograficzna kontrola panewek z brązu ołowiu. Wykazuje ona obecność jam, por, włączeń żużła i tlenków, pęknięć i likwacji. (Rys. 4).

Pośród wielu zastosowań promieni X w technice lotniczej można jeszcze wymienić badanie zaworów silników spalinowych, kontrolę zamocowania metalowych końcówek wysokociśnieniowych przewodów olejowych, prześwietlanie sklejek oraz wiele innych.



Rys. 4. Rentgenogram (negatyw) panewki z brązu ołowiu. Widoczne likwacje ołowiu, pęknięcia i pory.

Widać, jak szerokie i różnorodne jest zastosowanie defektoskopii rentgenowskiej w przemyśle lotniczym. Do wielu zalet tej metody należy dodać jeszcze możliwość pozostawienia trwałego dokumentu badania w postaci rentgenogramu.

4. Charakterystyczne cechy metody rentgenowskiej. Czułość metody rentgenowskiej szybko maleje ze wzrostem grubości prześwietlanego materiału. Pęknięcia i rozwarstwienia możliwe są do wykrycia tylko w przypadku, gdy ich płaszczyzna jest równoległa do kierunku wiązki promieni, względnie tworzy z nim niewielki kąt. Pod tym względem znaczną wyższość ma metoda ultradźwiękowa. Rysy i pęknięcia w metalach żelaznych mogą być również badane metodami magnetycznymi. Metoda rentgenowska jest bardziej skomplikowana od pozostałych metod nieniszczących. Aby otrzymać dobrej jakości rentgenogramy i wykorzystać do maksimum czułość metody, pracownicy laboratoriów rentgenograficznych winni posiadać wysokie kwalifikacje. Dużego doświadczenia wymaga też interpretacja rentgenogramów. Zdarza się, że nieodświadczony pracownik bierze wadę negatywu (np. plamę) za wadę prześwietlanej części.

Rentgenografia w przemyśle lotniczym jest znacznie trudniejsza, niż w innych gałęziach przemysłu. Przyczyną tego jest duża różnorodność części, materiałów i kształtów poszczególnych elementów. Często ustawienie części do prześwietlania i dobór warunków napromieniowania napotykać na znaczne trudności.

Ujemną stroną rentgenografii jest szkodliwe dla zdrowia działanie promieni X. Zmusza ono pracowników do stosowania środków ochronnych: kabin do zdjęć²⁾, zasłon ruchomych, cięż-

²⁾ Kabinę ochronną w laboratoriach rentgenowskich wykonuje się przede wszystkim z ołowiu. Równie skutecznie chronią przed promieniami rentgenowskimi odpowiedniej grubości płyty z barytobetonu (baryt — BaSO_4 — minerał wydobywany w Polsce). Zdaniem Autora używanie kolorowego metalu — ołowiu tam, gdzie go można zastąpić tanim minerałem kopalnym jest marnotrawstwem. Należy brać to pod uwagę przy projektowaniu laboratoriów rentgenowskich.

kich fartuchów i rękawic z gumy ołowiowej, nie ułatwiających wcale pracy. Środki te są jednak konieczne i ich stosowanie nie może być lekceważone. Ochronę pracowników przed szkodliwym działaniem promieni w przemysłowych laboratoriach radiograficznych normuje Rozporządzenie Ministrów Pracy i Opieki Społecznej oraz Zdrowia z dn. 6 sierpnia 1952 r. (Dz. Ust. PRL Nr 39 z dn. 27 września 1952 r. poz. 274).

Poważną wadą rentgenografii są duże koszty badania. Wykonanie jednego rentgenogramu na blonie formatu 30 cm X 40 cm kosztuje ok. 20 zł. Dlatego w kontroli rentgenowskiej powinno być szerzej stosowane badanie wizualne przy pomocy ekranu fluoryzującego (jak to jest praktykowane w medycynie). Do prześwietlania na ekran nadają się części z lekkich stopów. Ekran fluoryzujący powinien więc być najczęściej stosowany w przemyśle lotniczym, gdzie stopy lekkie są podstawowym materiałem konstrukcyjnym.

Prześwietlanie na ekran jest mniej czułe od zdjęcia na blonie i nie pozostawia dokumentu. Jednakże dokumentacji wymagają tylko te części, które zostają użyte w ostatecznym produkcie. Można więc metodą wizualną przeprowadzać wstępną selekcję, a rentgenogramy wykonywać tylko dla części zakwalifikowanych jako dobre.

W Związku Radzieckim i innych krajach stosowana jest metoda fotofluorografii, polegająca na wykonywaniu małoobrazkowych zdjęć fotograficznych ekranu fluoryzującego. Metoda ta jest u nas stosowana w medycynie do masowych badań przeciwczerwotycznych. Łączy ona tanią metodę wizualną z dokumentem w postaci mikrofilmu, którego koszt jest niewielki. Przemysł lotniczy powinien się nią zainteresować.

Charakterystyczną cechą wszystkich metod nieniszczących (z wyjątkiem rentgenografii strukturalnej) jest to, że wyniki badań nie przedstawiają konkretnych wartości liczbowych. Dają one tylko wskazania wad, różne dla poszczególnych metod i wymagające właściwej interpretacji. Aby uzyskać podstawy do interpretacji tych wskazań, należy zbierać materiał doświadczalny w postaci wadliwych przedmiotów i na tym materiale przeprowadzać systematyczne badania metalograficz-

ne i wytrzymałościowe. Wyniki tych badań zestawione ze wskazaniami badań nieniszczących (np. w formie atlasów wad) dają dopiero właściwą interpretację tych ostatnich. Pozwalają one na ocenę jaki wpływ na wytrzymałość materiałów mają poszczególne rodzaje wad. W zakładach produkcyjnych najczęściej nie ma odpowiednich warunków i czasu na wykonywanie tego rodzaju prac. Jest to zadaniem instytutów naukowo-badawczych, które powinny te badania prowadzić w ścisłej współpracy z zakładami produkcyjnymi.

WNIOSKI

Porównując metodę rentgenograficzną z innymi metodami badań nieniszczących można stwierdzić, że jest ona najbardziej uniwersalna z nich. Metody magnetyczne mają ograniczony zakres stosowności do metali ferromagnetycznych. Metody penetracyjne wykazują tylko wady powierzchniowe. Jedynie metoda ultradźwiękowa może w pewnym stopniu konkurować z rentgenografią, przewyższając ją nawet pod względem zasięgu w głąb materiału, czułości i tanioci. Ma ona duże perspektywy rozwoju i w wielu dziedzinach będzie wypierać rentgenografię. W Polsce jest jeszcze mało rozpowszechniona. Z powyższego porównania możemy wyciągnąć jeszcze ten ważny wniosek, że poszczególne metody badań nieniszczących uzupełniają się nawzajem. Razem wzięte stanowią cenne narzędzie kontroli produkcji.

Artykuł wpłynął dnia 21 stycznia 1953 r.

LITERATURA

1. R. Bertholdt, „Atlas der zerstörungsfreien Prüfverfahren“, J. A. Barth, Leipzig, 1938.
2. S. T. Nazarov, „Kontrol kaczestwa swarnych sojedinenij“, Maszgiz, 1950.
3. J. Tabin, „Prace GIMet“, 3 (1951) str. 517.
4. M. J. Fuks, „Zawodskaja laboratoria“ 3 (1949) str. 295.
5. W. Trzebiński, „Zarys rentgenografii strukturalnej“, PWT Katowice, 1950.
6. A. I. Kitajgorodskij, „Rentgenostrukturalnyj analiz“, GITTL, 1950.
7. Trapięznikow, „Rentgenodiefektoskopija“, Maszgiz, 1948.
8. M. Radwan, „Zarys radiografii przemysłowej“, PWT, Katowice, 1950.

SV. ZAMEČNIK

Obsługa samolotów sportowych

Poniżej zamieszczamy część drugą tłumaczenia artykułu z czasopisma „Lelectvi“ w której Autor zajmuje się zagadnieniami dotyczącymi obsługi samolotu Z 381. Jest to odmiana, budowana seryjnie w Czechosłowacji, samolotu Buecker Bestmann. Zawarte w artykule uwagi dotyczące tego samolotu, który w tej odmianie nie jest znany w Polsce, traktujemy jedynie jako materiał dydaktyczny, na którym możemy wskazać pewne problemy w użytkowaniu samolotów tej kategorii oraz wyszkolić ewentualnych przyszłych autorów naszego działu „Notatnik użytkownika“. W części niniejszej poczyniliśmy nieznaczne skróty. Stosowane materiały i środki podajemy w brzmieniu oryginalnym, sądzymy jednak, że nasi Czytelnicy uzupełnią te dane krajowymi sposobami i nazwami. Tłumaczyl mgr inż. Stanisław Madeyski.

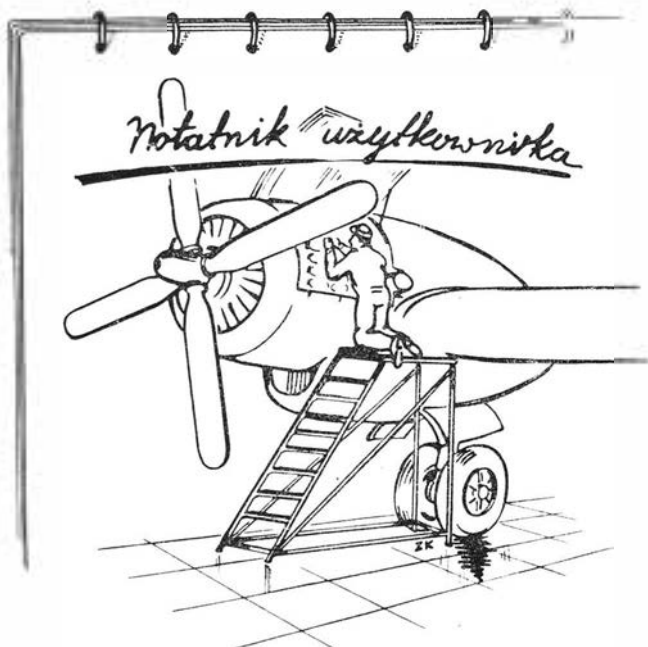
CZĘŚĆ II

SAMOLOT Z 381

Powierznię zewnętrzną myjemy wodą z mydłem, zmywamy potem dokładnie czystą wodą i zbieramy szmatką. Wewnętrzną stronę osłon oraz silnik myjemy benzyną. Należy unikać zetknięcia się benzyny z powłoką lakieru, ponieważ ten ulega uszkodzeniu pod działaniem benzyny. Wysuszoną powierzchnię samolotu nacieramy potem woskiem o nazwie „Muxum Wax“ i polerujemy. Wosk ten należy rozcierać cienkimi warstwami tak, aby wypełnić pory w powłoce lakieru. Powłoka ta jest potem odporniejsza na wpływy atmosferyczne i zwiększa się jej żywotność. W żadnym przypadku jednak nie należy stosować nafty z olejem. Ta mieszanina szybko przesiąka aż do materiału i na takiej powłoce nie można potem wykonać poprawek,

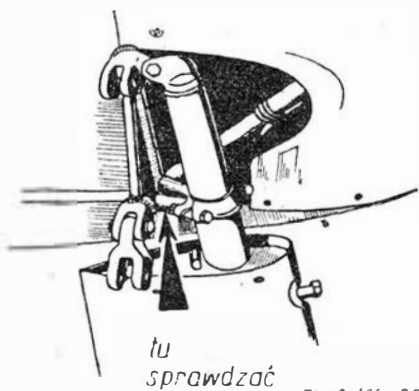
ponieważ lakier na niej się nie trzyma. Wymyć szyby kabiny polerujemy irchą (skórą jelenią) lub miękką szmatką za pomocą pasty do polerowania „Perspex polish“.

Podwozie. Sprawdzamy i dopełniamy ciśnienie w kołach podwozia głównego — gdzie ma wynosić 1,4 atn i ogonowego — 1,1 atn. Odkręcamy korek końcówki do napełniania amortyzatora podwozia głównego i dolewamy oleju aż do poziomu końcówki. Sprawdzamy działanie hamulców i w razie potrzeby docągamy je. Po 50 godzinach lotu sprawdzamy spoiny rur, utrzymujących dolną obejmę amortyzatora (rys. 2). Na samolotach, które były już na przeglądzie fabrycznym miejsce to jest już wzmocnione. Jeżeli zawieszisz samolot i wysłarać się u władz o pozwolenie na skierowanie go do wytwórni do naprawy. Również w ten sposób sprawdzamy podwozie ogonowe w miejscu zamo-



cowania do kadłuba, czy nie jest przypadkiem zgięte i przekojujemy się o jego amortyzacji. Przy usterce w amortyzatorze podwozia ogonowego „twarde” uderzenia przenoszą się na rury podwozia ogonowego i spowodować mogą złamanie. Uszkodzony zespół demontujemy i oddajemy do naprawy do wytwórni.

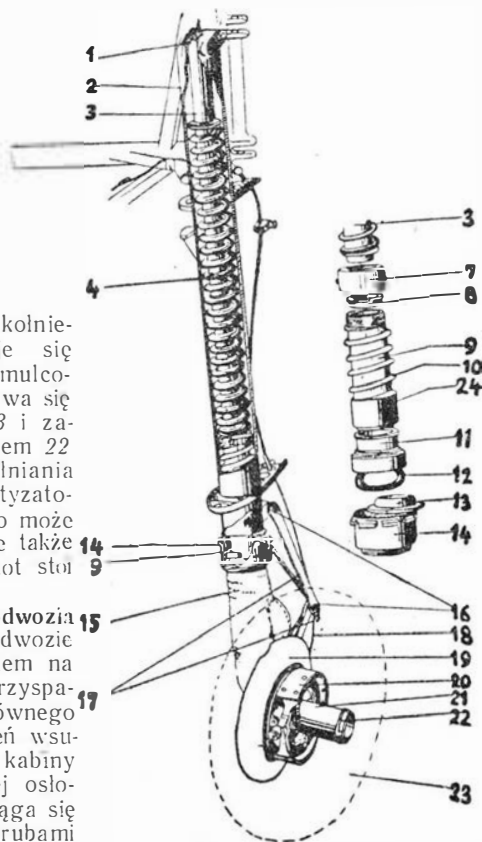
Montaż amortyzatora podwoziowego (rys. 3). Tłok 3 amortyzatora należy wsunąć wraz z górnym uszczelnieniem 1 do cylindra 2 amortyzatora i przykręcić w górę. Śrubową sprężynę 4 nawleka się na tłok. Na półkę 9, na którą uprzednio nasuwa



Rys. 2

TL-96/52-R2

się ochronny skórany mankiet 15 wypełniony wazeliną, nakłada się nakrętkę obejmującą 14, uszczelnienia 12 i 13, tuleję 11 rurę dystansową 24 i sprężynę tłumiącą 10, górne uszczelnienie 8 i nakręca nakrętkę kulową 7, zasuwając na tłok i wsuwając do cylindra amortyzatora oraz ściąga się nakrętkę obejmującą 14. Nożyce 17 mocuje się sworzniem 16 do półki i do cylindra



Rys. 3

TL-96/52-R3

amortyzatora. Na kolnierzu półki mocuje się śrubami bęben hamulcowy 20. Po tym nasuwa się na półkę koło 23 i zabezpiecza pierścieniem 22. Końcówką do napełniania dolewamy do amortyzatora 0,8 litra oleju, co może być przeprowadzone także i wtedy, gdy samolot stoi na kołach.

Zabudowa podwozia głównego. Cale podwozie mocuje się sworzniem na górnym okuciu, przyspawanym do głównego dźwigara. Sworzeń wsuwa się z wnętrza kabiny otworem w bocznej osłonie. Następnie dociąga się podwozie dwoma śrubami do obejm drugiego zamocowania podwozia. Podłącza się linkę hamulca i zamocowuje osłony boczne kadłuba i osłony podwozia. Sprawdza się prawidłowe działanie hamulców.

Zabudowa podwozia ogonowego. Zmontowane podwozie ogonowe przetyka się przez dolne łożysko, nawleka się nań automatyczny wyłącznik i obsadza się kulowy czop w górnym łożysku, które ściąga się nakrętką obejmującą. Automatyczny wyłącznik zabezpiecza się kółkiem, a kółko sprężyną. Od dołu zabezpiecza się wyłącznik dzieloną obejmą. Przy sprawdzaniu trzeba dbać, aby obrót odbywał się w górnym łożysku podwozia ogonowego, które można smarować za pomocą smarowniczek pod ciśnieniem. Przy demontażu podwozia ogonowego należy postępować w odwrotnej kolejności.

Instalacja paliwowa. Zbiornik paliwowy posiada dwa odprowadzenia paliwa. Jedno jest wykonane w postaci gumowej końcówki, która na swobodnym końcu zaopatrzona jest w ciężarek i sięga aż do dwóch trzecich przestrzeni wewnętrznej zbiornika. Ta „wychyłna” końcówka przy akrobacji dzięki ciężarkowi

stale obraca się za zwierciadłem paliwa tak, że umożliwia lot odwrócony („na plecach”). Jest ona czynna, gdy kurek paliwowy jest przestawiony w położenie „główny zbiornik”. Gdy poziom paliwa opadnie poniżej długości wychyłnej końcówki, silnik zasysa powietrze i „przerwywa”, wtedy kurek paliwowy przestawia się do położenia oznaczonego „rezerwa” i uruchamia przez to drugie odprowadzenie paliwa, wykonane w postaci metalowej rurki, sięgającej do studzienki zbiornika. Dlatego trzeba zwracać uwagę, aby kurek paliwowy był przestawiony na „rezerwę” tylko w koniecznym przypadku. Jeżeli startuje się z ilością paliwa mniejszą od 35 litrów, przestawia się wtedy również kurek paliwowy na „rezerwę”, ponieważ przy wahanach niskiego zwierciadła paliwa mogłoby do ssącego przewodu dostać się powietrze. Na bezpiecznej wysokości można kurek przestawić w położenie „główny zbiornik”.

Pompa paliwowa na silniku jest podwójna i jest połączona z końcówkami na kurku paliwowym wraz z filtrem. Aby odbiór paliwa z „głównego zbiornika” i z „rezerwy” następował przez obydwie pompy, końcówki przy kurku są ze sobą połączone łukowym przewodem. Instalację paliwową sprawdza się na szczelność w sposób, jaki był już omówiony powyżej, przy usterkach silnika.

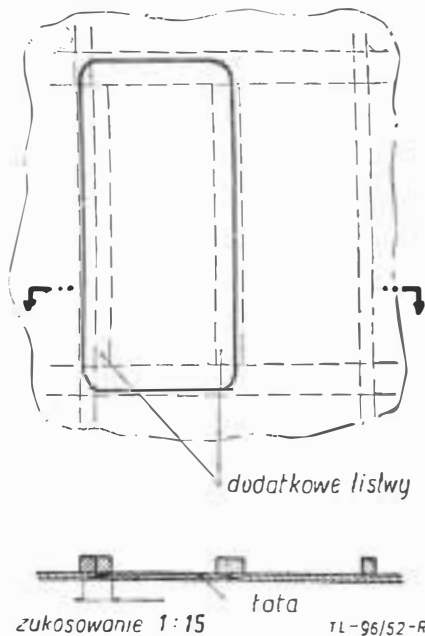
Dla szybkiego rozruchu silnika trzeba, aby zawsze była w porządku pompa zastrzykowa. Najczęstszą jej usterką jest to, że natłoczki tworzące tłok są nieszczelne i pompa cieknie naokoło tłoczyska. Natłoczki trzeba wymienić, ponieważ po dłuższym używaniu twardnieją i pękają, gdy próbujemy zwiększyć ich średnicę. Drugą zdarzającą się usterką pompy jest to, że ssący zaworek jest nieszczelny i przy tłoczeniu przepuszcza paliwo z powrotem do zbiornika zamiast na stronę tłoczenia. Taką pompę rozbiera się, zaworek rozkłada na części i oczyszcza. Podobną usterką jest to, że zaworek przewodu tłocznego jest unieruchomiony i przepuszcza paliwo z powrotem kanałkiem tłocznym do przewodu ssącego. Również i ten zaworek należy rozłożyć i oczyścić.

Ilość paliwa mierzy się paliwomierzem pneumatycznym, który składa się ze wskaźnika ilości paliwa, pompki powietrznej i nadajnika, który jest zamieszczony na głowicy zbiornika. Możliwość występowania usterek istnieje tu wiele, ale ich usuwanie musi przeprowadzać fachowiec. W razie stwierdzenia, że paliwomierz nie pokazuje, wymontowuje się wszystkie trzy części, posyła do naprawy do wytwórni. Trzeba je cechować jako całość.

Instalacja olejowa.

Zbiornik olejowy jest umieszczony na ścianie ogniowej. Jest on zaopatrzony w zawór opadowy, przełączający, przy akrobacji i w locie odwrotnym („na plecach”) ssanie oleju i odpowietrzenie. Aby to urządzenie było celowe, silnik musi być również zaopatrzony w zawór opadowy umieszczony na tylnej pokrywie nad iskrownikami, który przełącza ssanie pompy olejowej, osuszającej olej z silnika. Jeżeli silnik nie posiada tego zaworu, olej w locie odwrotnym nie cyrkuluje, silnik jest wprawdzie smarowany, ale olej gromadzi się w karterze silnika i wycieka zeń przez odpowietrzenie. Silniki z gaźnikiem akrobacyjnym były równocześnie zaopatrywane w zawór opadowy na silniku. Stwierdzono jednak przypadki, że w oddziałach treningowych wymieniono samowolnie gaźniki na akrobacyjne, ale pominięto opadowy zawór olejowy. Przy wymianie oleju i oczyszczaniu filtra olejowego trzeba uważać, aby zawór opadowy w zbiorniku lekko chodził.

Przegląd opadowego zaworu zbiornika olejowego. Przy wymianie oleju należy również przejrzeć opadowy zawór zbiornika olejowego. Po wykręceniu zaworu ze zbiornika, odkręca się nakrętkę zamykającą i wysuwa się właściwy zawór. Filtr zaworu przemywa się w benzynie. Właściwy zawór i jego komorę

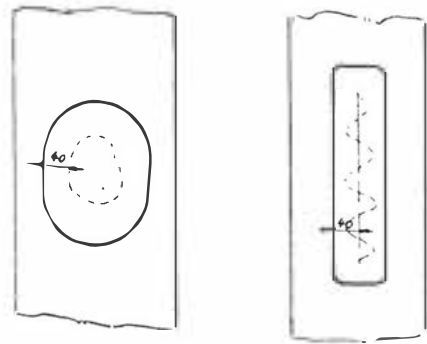


Rys. 4

TL-96/52-R4

oczyszcza się z wszelkich brudów, które mogłyby przeszkodzić w prawidłowej pracy zaworu. Przy wszystkich czynnościach z rozebrany zaworem trzeba zwracać uwagę, aby nie uderzyć o coś filtrem zaworu, ponieważ spowodowałoby to skrzywienie przewodnicy właściwego zaworu i jego ciężkie „chodzenie”. Dobrze wyczyszczony zawór, przed złożeniem lekko smaruje się olejem, właściwy zawór wsuwa się do komory tak, aby lekko „chodзил” w przewodnicy swojej i we filtrze, następnie zaś zakręca się nakrętkę zamykającą. Działanie złożonego zaworu wypróbowuje

się w ten sposób, że wolno przekręca się go z boku na bok. Dobrze złożony zawór musi wolno przesuwac się pod własnym ciężarem. Po stwierdzeniu poza zbiornikami, że montaż zaworu jest prawidłowy i że nakrętka chwyta całym zwojem gwintu, wolno przykręca się zawór.



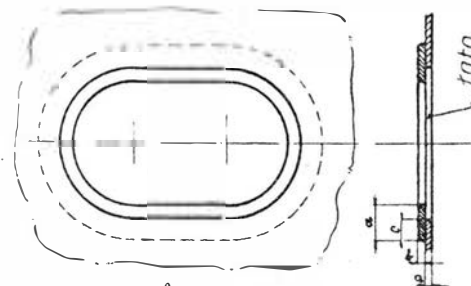
Rys. 5

się w ten sposób, że wolno przekręca się go z boku na bok. Dobrze złożony zawór musi wolno przesuwac się pod własnym ciężarem. Po stwierdzeniu poza zbiornikami, że montaż zaworu jest prawidłowy i że nakrętka chwyta całym zwojem gwintu, wolno przykręca się zawór.

Przeprowadzanie mniejszych napraw na powierzchni samolotu

Naprawy kadłuba. Jeżeli miejsce uszkodzone znajduje się w pobliżu kadłubowych podpór lub listew oraz ich rozstawienie jest równe długości naklejanego pokrycia, wycina się pokrycie w miejscu uszkodzenia aż do tych podpór i listew. W miejscach, gdzie nie ma podpór lub listew albo są one zbyt wąskie, na brzegach wykroju nakleja się dodatkowe listwy (rys. 4).

Przy mniejszym uszkodzeniu powłoki pokrycia, gdy miejsce uszkodzone nie znajduje się w pobliżu podpór lub listew, wy-



$$b = a + 0,5 + 1 \text{ mm}$$

$$c = 10a + 2 \text{ mm}$$

$$d = 20a + 4 \text{ mm}$$

FL-96/52-R6

Rys. 6

Pokrycie płócienne. Miejsca pęknięć w pokryciu zmniejsza się rozcieńczalnikami i wtedy szczelina dobrze się zszywa, tkanina musi być przy tym napięta. Miejsce zeszyte zakleja się łata tak, aby wystawała 40 mm na wszystkie strony od miejsca zeszytego, następnie zaś napina się za pomocą lakieru. Również w ten sposób przeprowadza się naprawę małych dziur (rys. 5).

(c. d. n.)

Skrzynka techniczna

Od kol. Zbigniewa Burzyńskiego, znanego pilota balonowego, otrzymaliśmy pracę pt. „Polski stratostat z r. 1938”, którą zamieszczamy poniżej. Kol. Burzyński wygłosił w dniu 19.12.1952 r., w ramach akcji odczytowej Koła Lotniczego (ZPIL) SIMP, odczyt, który obejmował zakres zbliżony do niniejszego artykułu. Zamieszczając artykuł na łamach Skrzynki Technicznej, spełniamy zapowiedzianą w zeszytach nr 5/12 gotowość publikowania wszelkich materiałów, dotyczących historii lotnictwa polskiego, zdajemy sobie bowiem sprawę z tego, że w ten sposób możemy się przyczynić do ułatwienia prac przy odtwarzaniu zbiorów przyszłego Muzeum Lotnictwa w Warszawie.

ZBIGNIEW BURZYŃSKI
pilot balonowy

Polski stratostat z roku 1938

Autor, dwukrotny zwycięzca międzynarodowych zawodów balonowych o puchar Gordon-Benneta, podaje szczegółowy opis techniczny balonu stratosferycznego konstrukcji polskiej, na którym jako pilot miał wraz z drugim członkiem załogi dokonać rekordowego i badawczego lotu na wysokość. Kolejno podaje ogólne założenia konstrukcyjne, porównanie z podobnymi konstrukcjami zagranicznymi, ocenę i warunki stawiane materiałom konstrukcyjnym balonu, opis powłoki i olinowania, opis gondoli, wyposażenia nawigacyjnego i naukowo-pomiarnego. W zakończeniu podaje uwagi retrospektywne.

Czytelników naszych zainteresuje niewątpliwie jako wspomnienie nie bez znaczenia w technice krótki opis polskiego balonu stratosferycznego (stratosfatu) zbudowanego w latach 1937/38 w ówczesnej Wytwórni Balonów i Spadochronów w Legionowie koło Warszawy. Jak sobie przypominamy próba startu stratosfatu tego miała miejsce pod koniec września 1938 r. na Polanie Chocholowskiej w Tatrach przy czym zakończyła się niepowodzeniem skutkiem niewłaściwej oceny sytuacji meteorologicznej i spowodowanym w następstwie uszkodzeniem powłoki przez pożar wodoru. Ponowna próba miała mieć miejsce we wrześniu 1939 r. ze Sławską lecz w wykonaniu jej przeszkodził najazd hitlerowski na Polskę.

Zamierzano osiągnąć 27 do 30 km wysokości zależnie od rodzaju gazu nośnego (hel, lub wodor), którym napełniono by powłokę, oraz od warunków meteorologicznych w dniu lotu. Prócz pobicia światowego rekordu wysokości, który od roku 1935 do dziś dnia jest w posiadaniu radzieckich i amerykańskich balonowców w równej niemal wysokości 22 066 m, celem lotu polskiego miały być badania niektórych przejawów promieniowania kosmicznego, przewodnictwa powietrza w stratosferze, pobranie próbek powietrza i zachowanie się drobnostrójów na dużych wysokościach. Rzecz oczywista, że osiągnięcie możliwie największej wysokości zależy od lekkości konstrukcji całego układu, oraz od jego nośności; toteż stratostat polski był zbu-

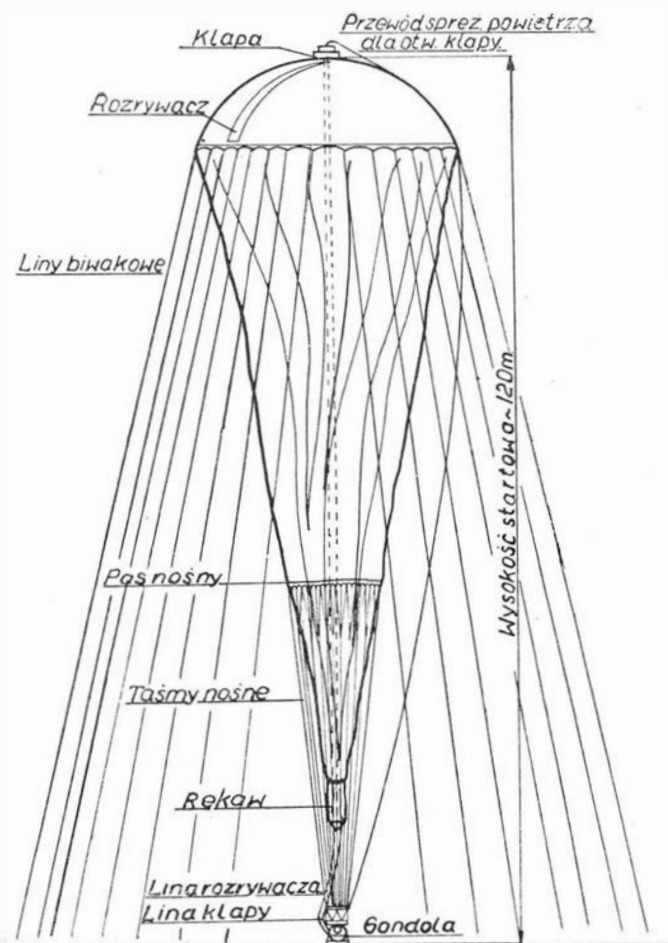
dowany z najłżejszych podówczas znanych materiałów oraz posiadał największą pojemność ze wszystkich dotychczas zbudowanych balonów wolnych.

Jak wiadomo, stratostat składa się z dwóch zasadniczych elementów konstrukcyjnych: powłoki zawierającej gaz nośny, oraz z hermeticznie zamykanej gondoli przeznaczonej do pomieszczenia załogi, przyrządów nawigacyjnych i naukowych. Konstrukcję stratostatu poprzedziły założenia wstępne określające pułap balonu, oraz ustalenie warunków technicznych, jakim winny odpowiadać materiały i półfabrykaty, jak również laboratoryjne badania próbek. Założenia powyższe odstępowały po raz pierwszy od klasycznego kulistego kształtu powłoki na rzecz kształtu jajowego. Pozostawiono natomiast kształt kulisty gondoli wzorując się na dotychczasowych doświadczeniach, co z kolei nie wydaje się być dostatecznie uzasadnione. Opracowano skład chemiczny specjalnej mieszaniny syntetycznej gumy uszczelniającej tkaninę powłoki, oraz nową metodę gumowania. Załogę miało stanowić dwóch ludzi: pilot i obserwator naukowy. Lot miał trwać osiem godzin. Koszt stratostatu i organizacji obozu startowego, bez przyrządów naukowych wyniósł pół miliona złotych przedwojennych, czyli tyle co koszt jednego samolotu szturmowego typu „Łoś”.

przewód gumowy z gondoli do cylindra z tłokiem, działającym na układ dźwigni odchylających talerz klapy od jego siedziska. Ciśnienie robocze na manometrze zaworu redukcyjnego butli znajdujących się w gondoli, wynosiło 7 atm. Przewód gumowy przebiegał z gondoli wzdłuż jednej z lin nośnych, następnie po zewnętrznej stronie powłoki. Długość jego wynosiła około 140 m. Od chwili otwarcia w gondoli odpowiedniego zaworu upływało do otwarcia klapy jedenaście sekund. Średnica przewodu dla gazu nośnego wynosiła 472 mm, skok talerza 130 mm. Ciężar klapy 12,7 kG, ciężar przewodu 12,0 kG. Kłapa mogła być również otwierana ręcznie za pomocą linki zwisającej od talerza przez wnętrze powłoki i rękaw dolny i doprowadzonej do gondoli. Sposób ten mógł być stosowany jednak tylko w ostateczności, ze względu na znaczne wydłużenie się linki pod obciążeniem ciągnącym, nie zezwalające na uzyskanie wrażenia, czy kłapa została otwarta. Zamknięcie klapy zapewniały sprężyny. Natomiast czas martwy, jaki istniał przy powyższym opisanym pneumatycznym otwieraniu, a również nieco mniejszy przy jej zamykaniu, tak samo nie pozwalałby pilotowi orientować się ściśle co do ilości wypuszczonego gazu w czasie danego manewru mimo obserwowania stopera. Toteż skonstruowano również kłapę działającą pod wpływem energii elektrycznej z akumulatorów umieszczonych w gondoli. Przy napełnieniu powłoki wodniem nie można jej było jednak stosować ze względu na obawę wywołania iskry, właśnie w miejscu, w którym uchodzący wodór łączy się chwiej z tlenem atmosferycznym.

Jak wiadomo lądowanie każdego balonu wolnego, a więc również stratostatu, następuje przez rozzerwanie nad samą ziemią specjalnie skonstruowanego pasa w górnej części powłoki, zwanego rozrywaczem. W normalnym balonie sportowym pilot rozrywa powłokę ciągnąc za odpowiednią linkę. Przy rozmiarach jakie posiadał stratostat, takie postępowanie byłoby niemożliwe ze względu na wydłużenie się linki. Toteż, znajdujący się na górnej czaszy powłoki pas rozrywowy długości 30 m i szerokości 1 m był połączony linką stalową przez wnętrze powłoki z gondolą. Gondola zaś w chwili lądowania miała być odczepiona jednym ruchem dźwigni od lin nośnych i osiadłszy na ziemi, odczepić powłokę, która unosząc się z powrotem ku górze, rozzerwałaby się samoczynnie i opadała na ziemię (oczywiście, linka rozrywacza pozostawałaby stale połączona z gondolą).

Na 26 pierścieniu, na którym kończy się czasza górna powłoki został przyklejony i naszyty pas paraboliczny³⁾, wykonany z materii I kategorii, przeznaczony do umocowania i rozłożenia naprężen 40 lin manewrowych, którymi stratostat byłby utrzymywany przy ziemi w czasie szykowania. W chwili startu, liny manewrowe miały być odczepione od powłoki i pozostawałyby na ziemi. Na tym samym (26) pierścieniu, znajdował się rękaw o średnicy 300 mm, przeznaczony do napełniania powłoki gazem nośnym.



Rys. 2 — Balon przed startem (skala 1:1070)

Na dalszych 37 pierścieniach nie było żadnych szczegółów. Dopiero na 64 od górnego biegunu znajdował się drugi pas paraboliczny mocujący i rozkładający naprężenia wywołane ciężarem gondoli (około 3 100 kG)³⁾. Pas ten wykonany z podwójnej materii I kategorii przyklejony i przyszyty do powłoki zawierał 192 zęby paraboliczne, od których odbiegały odcinki linek konopnych, redukujące na układzie tzw. „gesich lapek“, tych 192 punktów zaczepienia, do 24 taśm nośnych gondoli, wykonanych z jedwabnej plecionki szerokości 45 mm i wytrzymałości 1200 kG każda. Taśmy te dochodziły do stalowej obręczy nośnej, od której wybiegało ostatecznie tylko sześć podwójnych odcinków linki stalowej, średnicy 7 mm i długości 0,8 m na których już bezpośrednio wisiła gondola.

Na dolnym biegunie powłoki znajdował się rękaw długości 5,5 m i średnicy 2,5 m, przez który przechodziły: lina ręcznego otwierania klapy, lina rozrywacza, przewód termopary zawieszony wewnątrz powłoki 10 m pod kłapą, a przeznaczonej do mierzenia w czasie lotu temperatury gazu nośnego i wskazywania jej pilotowi dla celów nawigacyjnych. Prócz tego rękawem tym uchodziłby nadmiar gazu z powłoki przy wchodzeniu na najwyższe wysokości. Trzecim zadaniem rękawa miało być niedopuszczanie powietrza do wnętrza powłoki w czasie schodzenia; mianowicie, luźno zwisający rękaw zwierzałby się pod dynamicznym działaniem powietrza atmosferycznego.

GONDOLA

Elementem pośrednim pomiędzy olinowaniem powłoki a gondolą była, jak wspominaliśmy, obręcz nośna gondoli wykonana z rury ze stali chromomolibdenowej o średnicy zewn. 50 mm. Średnica obręczy wynosiła 1500 mm. Do obręczy tej było umocowanych od góry 24 taśm nośnych, biegnących od powłoki, od dołu zaś 6 podwójnych odcinków stalowych lin średnicy 7 mm, łączących obręcz z rusztowaniem gondoli. Obręcz nośna gondoli była jednym z elementów konstrukcyjnych stratostatu w największym stopniu obciążonym naprężeniami spowodowanymi momentami gnącymi a nieraz i siłami ścinającymi, zwłaszcza w chwilach nierównego obciążenia gondoli, lub pod działaniem wiatru na powłokę w czasie szykowania stratostatu do startu.

Konstrukcja nośna gondoli składała się z sześciu rur duralo-owych o średnicy 50 × 46 mm. W przejściu przez płaszcz gondoli, szczególnie zapewniały podkładki azbestowo-miedziane. U góry, zewnątrz płaszcza, rury nośne kończyły się za pośrednictwem okuć specjalnymi zamkami mającymi na celu zapewnienie sprawnego odczepienia gondoli od reszty stratostatu w chwili lądowania. Rolki tych zamków owijało sześć podwójnych odcinków linki stalowej, łączącej gondolę z jej obręczą nośną. Zamki były umieszczone w oprawach ze stali chromomolibdenowej z odpowiednimi nakładkami. Rygle zamków, sworznie i dźwignie wykonane ze stali chromoniklowej. Otwarcie zamków i rozłączenie całego układu następowało jednym ruchem dźwigni z wewnątrz gondoli, za pośrednictwem przekładnika ruchu. Konstrukcja była tak pomyślana, by płaszczyny stykowe zaczepów były jak najmniej obciążone, zwłaszcza przy asymetrycznym rozłożeniu ciężarów w gondoli, tak aby mechanizm działał bez wysiłków załogi w każdej sytuacji. Przekładnik ruchu wykonano z drutu stalowego 2,5 mm szczipionego z zamkiem końcówką lutowaną na srebro, z drugiego zaś końca z dźwignią wyłączającą. Drut prowadzony był w rurce mosiężnej 5,5 mm, przepuszczonej ściśle przez płaszcz i zakończonej śrubami regulującymi.

U dołu, zewnątrz płaszcza rury nośne były zakończone za pośrednictwem okuć pierścieniową podstawą gondoli, wykonaną z blachy aluminiowej grub. 1 mm. Wewnątrz tego pierścienia było umocowanych 40 worków balastu śrutowego (o średnicy ziarn do 1 mm) po 25 kG każdy. Worki były zamocowane do obręczy za dno, oraz za górną ich krawędź. Zaczep krawędzi worka mógł być zwalniany z wewnątrz gondoli obrotem korbki przez przekładnik z drutu stalowego i wtedy worek wyrwał się wysypując śrut. Jeden obrót korbką powodował wysypanie jednego worka. Licznik obrotów dawał pilotowi możliwość ścisłej orientacji w ilości zrzuconego i pozostałego balastu. Powyższy mechanizm zrzutowy był ponadto tak urządzony, że opróżniały się worki nie kolejno wiszące obok siebie, lecz na przemian przeciwnie na wewnętrznym obwodzie podstawy, a to w tym celu, by zapewnić równomierne obciążenie całego układu. W chwili lądowania, dzięki swej lekkiej budowie, opróżniona z balastu podstawa miała ponadto służyć jako amortyzator ewentualnego uderzenia gondoli o ziemię. Wreszcie ostatnim zadaniem podstawy było zapewnienie styczności układu sześciu rur nośnych gondoli. Tę samą rolę u góry, bezpośrednio między płaszczem a zamkami spełniał aluminiowy okrąg gale-ryjki, która z kolei służyła miała jako pomost dla załogi w czasie szykowania stratostatu, podczas lotu wznoszącego a przed zamknięciem się załogi w gondoli, oraz po jej otwarciu przy schodzeniu do lądowania.

Zewnętrzny kształt nadawał gondoli kulisty płaszcz o średnicy 2 100 mm, z blachy hydronalowej (spawalny stop aluminium), o wytrzymałości na rozzerwanie 35 kG/mm². Płaszcz był spawany wzdłuż krawędzi 16 południkowych płatów, oraz wzdłuż równika. Zadaniem płaszcza było odizolowanie załogi od zabójczych dla organizmu ludzkiego warunków stratosfery, oraz zapewnienie wewnątrz gondoli znośnego ciśnienia i znośnej temperatury; w innych obciążeniach mechanicznych, płaszcz nie brał udziału. Przyjęto, że ciśnienie wewnętrzne w czasie lotu winno wynosić 440 do 300 mm Hg, tzn. odpowiadać mniej więcej połowie ciśnienia atmosferycznego przyziemnego, a to ze względu na możliwość łatwiejszego wyrównania ciśnień w razie niespodziewanej konieczności szybkiego otwarcia gondoli. W celu zachowania wewnątrz temperatury pomiędzy 0° a 10°C, pomalowano płaszcz zewnątrz na przemian w południkowe pasy czarne

³⁾ Posiadający między każdymi 40-tu punktami umocowania lin — swą krawędź dolną w kształcie łuków paraboli. Patrz rys. 1 (przyp. red.).

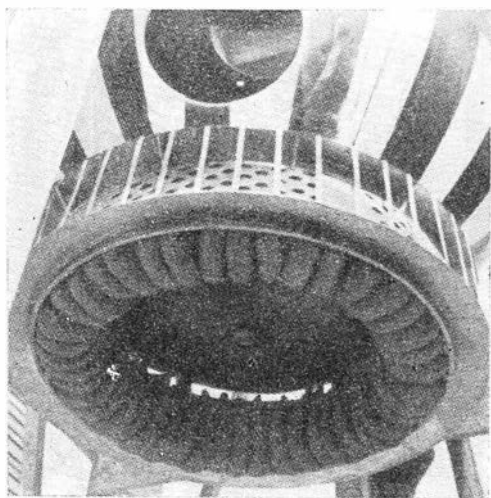
³⁾ Pas o wykoju powtarzających się na całej długości łuków parabol. Wsztych w obręże paraboliczne linka, w miejscach skrzyżowań sąsiednich łuków (zęby) tworzy pętle, do których mocuje się linki nośne.

i białe. Jak wiadomo bowiem, temperatura w stratosferze waha się pomiędzy 52° a 600°C , przy równoczesnym, bardzo silnym działaniu słońca. Skutkiem tego np., połowa płaszcza gondoli znajdująca się w cieniu, posiadałaby temperaturę otaczającego powietrza, zaś połowa zwrócona ku słońcu będzie się silnie nagrzewała, przy czym cały stratosztat stale obracałby się powoli (mniej więcej jeden obrót na godzinę) wokół osi pionowej skutkiem nieidealnie rozłożonych ciężarów w stosunku do pionowych płaszczyzn symetrii. W gondoli pomalowanej całkowicie na biało panowałaby temperatura kilkudziesięciu stopni mrozu, a w pomalowanej całkowicie na czarno — kilkudziesięciu stopni powyżej zera.



Rys. 3 — Zewnętrzne wyposażenie gondoli

W płaszczu znajdowały się dwa koliste otwory-włazy, jeden na biegunie górnym, drugi nieco poniżej równika, nie stykając się obwodem z tą płaszczyzną. Średnica wjazdu górnego wynosiła 650 mm. Służyć on miał nie tylko jako „droga bezpieczeństwa“ załogi w czasie lotu, lecz spełniał również rolę normalnej drogi komunikacyjnej między wnętrzem gondoli a galerijką w czasie pierwszej i ostatniej fazy lotu, oraz między wnętrzem gondoli a otoczeniem w czasie przygotowań. Dostęp do wjazdu od wewnątrz zapewniała przestawialna drabinka duralowa. Właz boczny posiadał średnicę 550 mm i prócz „drogi bezpieczeństwa“, spełniał rolę otworu dla wyrzucania na specjalnych spadochronikach, zbędnych w ostatniej fazie lotu przyrządów i źródeł prądu elektrycznego, przewidzianych w planie lotu jako balast. Średnica otworów była wystarczająca do względnie swobodnego przesunięcia się człowieka w lekkim kombinezonie (nie futrzanym) ze spadochronem piersiowym. Krawędzie otworów były wzmocnione tłoczonymi pierścieniami z blachy hydronalowej grubości 5 mm. W pierścieniach obwodowych pokryw wjazdów wytoczono kanały szerokości 11 mm i głębokości 5 mm, w które wcisnięto na klej uszczelki gumowe. Pokrywy posiadały zamki, których uruchomienie następowało przez przesunięcie dźwigni połączeniowej układami kolanowymi z sześcioma zaczepami, wmontowanymi w trzy krzyżaki z blachy duralowej 2 mm przyspawanymi punktowo. Zaczepy zamka i dźwignienki kolanowe wykonano ze stali chromoniklowej. W pierwszej fazie ruchu zamykającego zaczepy przyciągały pokrywę do siedziska uszczelniając otwór, w drugiej zamykały właz, przenikając w odpowiednie otwory w pierścieniu płaszcza. Pokrywy otwierały się do wnętrza gondoli.



Rys. 4 — Spód gondoli — zawieszenie balastu

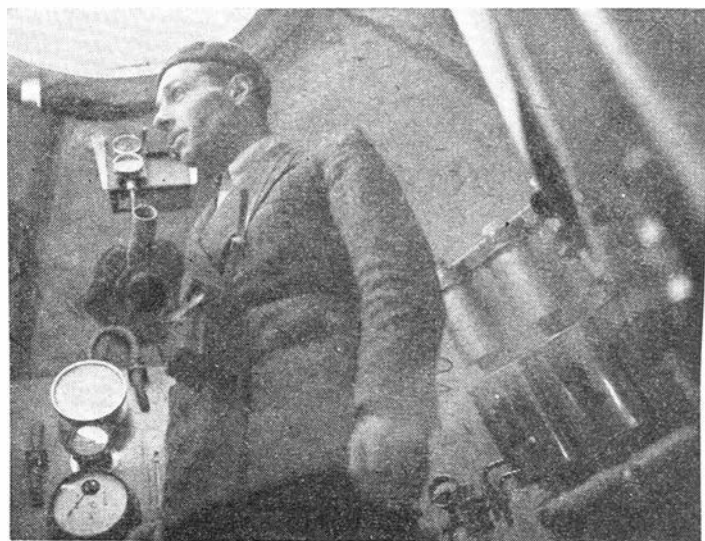
W płaszczu gondoli było wmontowanych sześć przezierników z podwójnych szkieł oszlifowanych optycznie, grubości 7 mm oprawionych w gumę. W odstępach między szklami umieszczono

chemikalia pochłaniające wilgoć. Średnica światła przezierników wynosiła 105 mm. Przeznaczenie ich było następujące:

- górny w pionowej osi gondoli a zatem umieszczony na środku pokrywy górnego wjazdu służyć miał do obserwacji zachowania się powłoki w czasie lotu;
- dolny położony również w osi pionowej, dawał wyjście optyczne aparatowi fotograficznemu o pionowej osi;
- dwa przeciwległe przezierniki, umieszczone pod kątami 30 stopni od górnego promienia biegunowego gondoli, dla obserwacji nieboskłonu, oraz
- dwa przeciwległe przezierniki, pod kątami 110 stopni od tegoż promienia, dla obserwacji i fotografowania widnokręgu ręcznym aparatem na podczerwień.

W płaszczyźnie równikowej przebiegał wewnątrz gondoli pierścieniowo stół pod przyrządy nawigacyjne i naukowe, wykonany z blachy aluminiowej grubości 1 mm, na podporach opartych o rury szkieletowe konstrukcji nośnej. Szerokość stołu 500 mm. Około 750 mm poniżej stołu znajdowała się podłoga z balzy, pod którą był umieszczony wyżej wymieniony aparat fotograficzny, oraz składzik niektórych źródeł prądu i materiałów.

Wreszcie nie można pominąć wzmianki o zaworze w płaszczu gondoli do wyrównywania ciśnienia wewnętrznego z zewnętrznym, szeregu uszczelnionych otworów i przepustów dla łączności powietrza atmosferycznego z przyrządami pomiarowymi, pobierania próbek powietrza, wyprowadzenia na zewnątrz przewodów elektrycznych, lub wprowadzenia ich do środka, przekładników mechanicznych i w końcu o dwóch składanych taboretach.



Rys. 5 — Wnętrze gondoli — widok na przyrządy nawigacyjne

PRZYRZĄDY

Wyposażenie gondoli składało się z trzech grup przyrządów: nawigacyjnych; naukowych i klimatyzacyjnych. Wszystkie przyrządy nawigacyjne i niemal wszystkie naukowe były dublowane. Jedne egzemplarze były przeznaczone do obserwacji wzrokowej przez załogę i dokonywanie z nich odczytów i zapisów, drugie umieszczone w skrzynkach-ciemniach były zmontowane z samoczynnymi aparatami foto, filmowymi małoobrazkowymi napędzanymi elektrycznie i dokonywującymi zdjęć, na których odbijała się tarcza zegarka czasowego zmontowanego również w polu widzenia aparatu.

Samoczynny pionowy aparat foto, o którym była mowa powyżej umieszczony pod podłogą gondoli, przeznaczony był do regularnego fotografowania terenu na podczerwień (ogniskowa około 13 cm). Zdjęcia miały być dokonywane co 5 minut również z odbiciem tarczy zegarka czasowego; przeznaczeniem ich była kontrola wysokości (po porównaniu z mapą) w czasie całego lotu i tym samym możliwość niezawodnego stwierdzenia, na jakiej wysokości znajdował się stratosztat w danej chwili.

Dzięki zastosowaniu powyższej zasady można było po wywołaniu wszystkich filmów wejść w posiadanie ściśle naukowo wskazań, dających się z łatwością uzgodnić co do czasu, a zatem i co do wysokości i to wskazań niezależnych od ewentualnych pomyłek załogi. Zadaniem pilota było więc zatrzymywanie balonu na poszczególnych planowanych wysokościach dla przedłużenia lub powtórzenia badań i odczytów, oraz zatrzymywanie na wysokościach nieplanowanych z góry, a to w razie otrzymania nieoczekiwanych wyników. Możliwości te między innymi dają przewagę stratosztatowi nad samoczynnymi balonami-sondami uruchamianymi bez załogi.

Łatwo sobie zatem wyobrazić, ile baterii prądu suchych i mokrych musiała w sobie pomieścić gondola, ile z nich było umieszczonych w termostatach na zewnątrz z możliwością zrzućcenia na specjalnych spadochronach po wykorzystaniu.

Grupa przyrządów nawigacyjnych składała się więc z:

- trzech aneroidów-wysokościomierzy o różnych skalach,
- barometru rtęciowego,
- barografu od 760 do 5 mm Hg.
- termopary wskazującej temperaturę atmosfery,
- termopary wskazującej temperaturę gazu nośnego,
- dwóch wariometrów,
- grupy butli ze sprężonym powietrzem dla uruchamiania klapy nawigacyjnej,
- mechanizmu zrzućkowego balastu,

- dwóch aparatów foto,
- dwóch meteorografów w termostatach, zawieszonych 10 m poniżej gondoli,
- wariometru w ciemni optycznej,
- radiostacji korespondencyjnej, krótkofalowej (wskazania położenia topograficznego stratostatu miały być komunikowane z ziemi za pomocą nadajnika zmontowanego na samochodzie, lub z samolotu).

Bezwzględnie interesujący jest tu problem pomiaru temperatury powietrza. Nie może służyć do tego celu żaden przyrząd, którego czujnik znajdowałby się bliżej gondoli jak 10 m, a to ze względu na nagrzewanie się gondoli od słońca. Zatem może to być termopara. Lecz i czujnik termopary musi się znajdować w cieniu, a zatem w odpowiedniej osłonie. Ponieważ jednak stratostat, jako balon wolny, nie posiada ruchu względem powietrza, osłona ze swej strony ogrzewałaby czujnik. Wobec tego, w osłonie należy wmontować wentylator elektryczny napędzany z gondoli. Żeby jednak silnik jego nie zamarzł, umieszczono go w termostacie. W ten sposób, dla mierzenia temperatury powietrza należało przepuścić przez płaszczyznę gondoli cztery przewody: dwa dla napędu wentylatora i dwa od termopary. Lecz na tym nie koniec, gdyż układ ten był zdublowany: wskazania jednego były konieczne dla pilota, drugie fotografowane w ciemni konieczne dla porównania ze wskazaniami meteorografów.

Oba meteorografy, czujniki termopar, jak również antena radiostacji miały być opuszczone z galeryjki gondoli po starcie, przed jej zamknięciem. Nie mogły one jednak zwiśać wzdłuż pionów stycznych do płaszczyzny gondoli, gdyż sypałby się na nie balast. Wobec tego miały być one zwieszane z półtorametrowej długości tyczek bambusowych, opartych o płaszczyznę gondoli w okolicy równika i usztywnionych linkami do galeryjki. Przed lądowaniem, przyrządy te musiały być wciągnięte do gondoli.

Grupa przyrządów naukowych składała się z:

- dwóch komór jonizacyjnych do mierzenia natężenia promieniowania kosmicznego,
- układu trójkierunkowego liczników Geigera — Müllera do mierzenia kierunkowości promieniowania kosmicznego,
- trzech naczyń próżniowych do pobrania próbek powietrza na poszczególnych wysokościach,
- kompletu drobnoustrojów (zewnątrz gondoli),
- skali barw dla określania barw nieba.

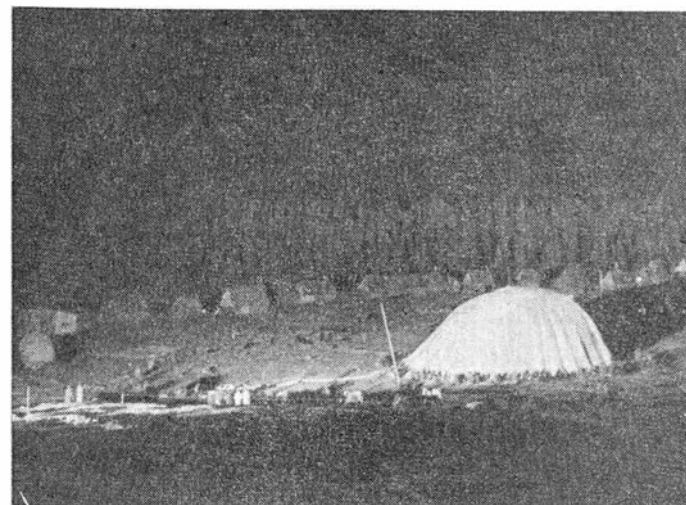
Przyrządy klimatyzacyjne składały się z:

- pochłaniaczy gazów szkodliwych i pary wodnej typu podobnego, jak w okrętach podwodnych, przy czym powietrze zawarte w gondoli miało być przepychane przez pochłaniacze za pomocą wentylatora elektrycznego,
- zapasu płynnego powietrza w dwóch dewarach, z których w miarę potrzeby miano je wylewać stopniowo na międzany talerzyk,
- zapasu tlenu sprężonego do 150 atm.

UWAGI RETROSPEKTYWNE

Gdy sprawa „odleżała się“ lat czternaście, nasuwa się szereg uwag natury tak organizacyjnej jak i technicznej, nie pozbawionych znaczenia na ewentualną przyszłość. Przede wszystkim należy podkreślić, że przyczynami pośrednimi niepowodzenia startu stratostatu w r. 1938 na Polanie Chochołowskiej były:

- a) nierzeczowe podejście szefów sanacyjnego lotnictwa do zagadnień strukturalnych i potrzeb technicznych wszelkich związków organizacyjnych obsługujących statki lżejsze od powietrza,
- b) wynikająca z powyższego decyzja finansowania lotu stratosferycznego ze środków publicznych, co pociągało za sobą konieczność reklamowania, tak trudnego o pionierskim charakterze przedsięwzięcia przed jego dopowadzeniem do pomyślnego końca. Fakt ten spowodował zbyt liczny i szkodliwy nacisk opinii publicznej i niepoważnej prasy w okresie wyczekiwania na pogodę odpowiednią do startu.



Rys. 6 — Balon na chwilę przed katastrofą. Na skutek wzmagającego się wiatru zdecydowano się wypuścić całkowicie wodór, którym napęczniał balon. Pod koniec usuwania gazu nastąpił wybuch, który spowodował spalenie się części powłoki

c) napięta międzynarodowa sytuacja polityczna w chwilach bezpośrednich przygotowań do startu (zajmowanie przez wojska hitlerowskie granicy polskiej w Tatrach, w bezpośredniej bliskości Polany Chochołowskiej).

Jeżeli chodzi o konstrukcję stratostatu — to nasuwają się następujące uwagi:

- a) w ewentualnej przyszłości powłoka mogłaby być zapewne wykonana z krajowego włókna sztucznego, wytrzymalszego od jedwabiu,
- b) kłapę sterowaną pneumatycznie należałoby zastąpić kłapą elektryczną, dostatecznie bezpieczną w sąsiedztwie gazu piorunującego,
- c) przezierniki mogłyby być osadzone ruchomo przy zapewnieniu szczelności, co zwiększyłoby pole widzenia,
- d) rzecz najważniejsza — kształt gondoli. Kula przyjęta jako klasyczna ze względu na najmniejszy ciężar w stosunku do pojemności, oraz ze względu na równomierny rozkład ciśnienia, jest niewygodna z powodu trudności rozmieszczenia przyrządów. Wszędzie spotyka się luki zmniejszające przestrzeń w miarę odsuwania się od płaszczyzny równika. Przy ogólnym ciężarze własnym pustego stratostatu wynoszącym 1550 kg można by dołożyć nawet 100 kg stosując kształt walcowy, lub może nawet graniastosłupowy. Ten ostatni o tyle byłby dogodniejszy, że wszystkie przekroje byłyby dwuwymiarowe, płaskie, a nie sferyczne, jak w przypadku pobocznic walca. Poza tym, należy przypuszczać, że przyjęte w roku 1937 usztywnienie układu nośnego gondoli było zbyt słabe. Ponad trzy tony ciężarów zgromadzonych na tak małej przestrzeni, w razie stosunkowo lekkiego uderzenia z boku, co może zawsze się zdarzyć w czasie startu mogło łatwo spowodować wyboczenie szkieletu i pęknięcie płaszcza. Ze względu na kształt kulisty, nie można było zastosować ściągów wewnętrznych, gdyż ograniczyłyby one zbyt wiele przestrzeni, zaś ściągna obejmujące płaszczyznę z zewnątrz pozbawiłyby go cech wolności i zagrażałyby jego szczelności przy zmianach obciążenia;

e) wreszcie można przypuszczać, że nawet w naszym niekontynentalnym klimacie start nie musiałby się odbywać z doliny w górach, lecz mógłby mieć miejsce na równinie w pobliżu dostatecznie uprzemysłowionego miasta z wyższymi uczelniami i instytutami.

Lotnicze słownictwo techniczne Klasyfikacja silników lotniczych

Sprawa klasyfikacji i związanego z tym słownictwa zasadniczych typów silników lotniczych była żywo dyskutowana od paru lat. Pojawienie się po ostatniej wojnie szeregu nowych rozwiązań lotniczych środków napędowych wywołało konieczność ustalenia jednolitej i logicznej nomenklatury. Lan-sowano wiele propozycji mniej lub więcej udanych czy słusznych. Na terenie Polskiego Komitetu Normalizacyjnego sprawa ta również znalazła żywy oddźwięk; wynikiem pracy odpowiedniej komisji jest norma PN/L — 02 520, „Silniki lotnicze. Podział na zasadnicze typy konstrukcyjne“, którą poniżej podajemy w fotograficznym zmniejszeniu. Z chwilą ustalenia normy zagadnienie należy uznać za ostatecznie uregulowane, na terenie naszego państwa normy PKN mają bowiem moc urzędową i muszą być obowiązkowo stosowane w życiu gospodarczym i technicznym.

język żyje i podlega ciąglej ewolucji, również postęp w dziedzinie silników trwa; toteż obecna norma może po pewnym czasie być zrewidowana i zmieniona — niemniej dyscyplina językowa obowiązuje.

Sądźmy, że zamieszczenie normy w oryginale w naszym piśmie przyczyni się do jej spopularyzowania, a tym samym do szybkiego wyeliminowania innych schematów i słownictwa proponowanych przez twórców nie zawsze dostatecznie przygotowanych i znających zagadnienie.

Normę o klasyfikacji statków powietrznych zamieścimy w jej wydaniu drukim.

R. L.

1. WSTĘP

1.1. PRZEDMIOT NORMY. Przedmiotem normy jest podział lotniczych silników na zasadnicze typy konstrukcyjne.

1.2. ZASADY PODZIAŁU:

- sposób wytwarzania napędu przez silnik,
- konstrukcja zasadniczych zespołów silnika.

1.3. OKREŚLENIE SILNIKA LOTNICZEGO. Silnik lotniczy jest to urządzenie zbudowane do przetwarzania energii, służące do napędu siłków powietrznych oraz silnikowych pocisków latających.

2. PODZIAŁ SILNIKÓW

2.1. PODZIAŁ W ZALEŻNOŚCI OD SPOSOBU WYTWARZANIA NAPĘDU:

- silniki śmigłowe — powodujące napęd przez ruch obrotowy śmigła lub rotoru helikoptera,
- silniki odrzutowo-przelotowe — powodujące napęd przez przyspieszenie gazów przepływających przez silnik,
- silniki rakietowe — powodujące napęd jedynie przez wypływ gazów nie pobierające żadnego czynnika z otoczenia.

2.2. PODZIAŁ SILNIKÓW ŚMIGŁOWYCH W ZALEŻNOŚCI OD KONSTRUKCJI ZASADNICZYCH ZESPOŁÓW

2.2.1. Podział silników śmigłowych w zależności od konstrukcji zespołu wytwarzającego ruch obrotowy wału napędowego:

- silniki łokowe — powodujące ruch obrotowy wału napędowego za pomocą zespołu łokowo-korbowodowego,
- silniki turbinyowe — powodujące ruch obrotowy wału napędowego za pomocą zespołu turbinyowego.

2.2.2. Podział silników łokowych

2.2.2.1. Podział w zależności od ilości suwów łoka odpowiadających obiegowi pracy w cylindrze:

- silniki czterosurowe — w których pełny obieg pracy składa się z czterech suwów.
- silniki dwusurowe — w których pełny obieg pracy składa się z dwóch suwów.

2.2.2.2. Podział w zależności od rodzaju zapłonu:

- silniki z zapłonem iskrowym,
- silniki z zapłonem samoczynnym.

2.2.2.3. Podział w zależności od czynnika chłodzącego silnik:

- silniki chłodzone powietrzem,
- silniki chłodzone cieczą.

2.2.2.4. Podział w zależności od układu cylindrów:

- silniki gwiazdowe — mające cylindry rozmieszczone równomiernie, promieniowo dookoła osi wału korbowego, w jednej lub kilku płaszczyznach; osie cylindrów dwóch przylegających gwiazd są wzajemnie kątowno przesławane.

Ciąg dalszy na str. 2

Ustalono jako Polska Norma
przez Polski Komitet Normalizacyjny
dnia 17 lipca 1952 r.

- silniki rzędowe — mające cylindry ustawione w jednym lub kilku rzędach równoległych do osi wału korbowego.

2.2.2.5. Podział w zależności od sposobu doprowadzania mieszanki lub powietrza:

- silniki sprężarkowe — w których mieszanka lub powietrze przed dojściem do cylindra podlega sprężeniu w sprężarce,
- silniki bezsprężarkowe — w których mieszanka lub powietrze przed dojściem do cylindra nie podlega sprężeniu w specjalnym urządzeniu pobierającym moc.

2.2.2.6. Podział w zależności od zastosowania reduktora:

- silniki z reduktorem,
- silniki bez reduktora.

2.2.2.7. Podział w zależności od konstrukcji urządzenia doprowadzającego paliwo:

- silniki gaźnikowe — w których mieszanka paliwa z powietrzem zostaje przygotowana przed dojściem do cylindra,
- silniki wtryskowe — w których paliwo zostaje doprowadzone przez wtrysk bezpośrednio do każdego cylindra lub przewodu wlotowego w pobliżu zaworu.

2.2.2.8. Podział w zależności od rodzaju rozrządu:

- silniki zaworowe — w których wlot mieszanki lub powietrza oraz wylot spalin są sterowane ruchem zaworów,
- silniki suwakowe — w których wlot mieszanki lub powietrza oraz wylot spalin są sterowane ruchem tulej suwaków,
- silniki z rozrządem tłokowym — w których wlot mieszanki lub powietrza oraz wylot spalin są sterowane ruchem tłoków.

2.2.3. Podział silników turbinyowych

2.2.3.1. Podział w zależności od ilości turbin:

- silniki jednoturbinowe — z jedną turbiną wspólną do napędu śmigła i sprężarki,
- silniki dwoturbinowe — z dwiema niezależnymi turbinami, jedną do napędu śmigła, a drugą do napędu sprężarki.

2.2.3.2. Podział w zależności od rodzaju elementów doprowadzających powietrze bezpośrednio do komór spalania:

- silniki o przepływie prostym — w których powietrze płynie do komór spalania w kierunku w zasadzie zgodnym z kierunkiem wypływu gazów z silnika,
- silniki o przepływie zwrotnym — w których powietrze płynie do komór spalania w kierunku częściowo zgodnym, częściowo przeciwnym do kierunku wypływu gazów z silnika.

2.2.3.3. Podział w zależności od rodzaju sprężarki:

- silniki ze sprężarką osiową,
- silniki ze sprężarką łokową,
- silniki ze sprężarką osiowo-odśrodkową.

2.3. PODZIAŁ SILNIKÓW ODRZUTOWO-PRZELOTOWYCH W ZALEŻNOŚCI OD KONSTRUKCJI ZASADNICZYCH ZESPOŁÓW

2.3.1. Podział silników odrzutowo-przelotowych w zależności od konstrukcji zespołów sprężających powietrze:

- silniki sprężarkowe — w których powietrze przed dojściem do komór spalania podlega sprężeniu w sprężarce,
- silniki bezsprężarkowe — w których powietrze przed dojściem do komór spalania nie podlega sprężeniu w specjalnym urządzeniu pobierającym moc.

2.3.2. Podział silników sprężarkowych

2.3.2.1. Podział w zależności od ilości komór spalania:

- silniki jednokomorowe — z jedną komorą wspólną dla wszystkich palników,
- silniki wielokomorowe — z wieloma komorami spalania oddzielnymi dla poszczególnych palników lub grup palników.

Ciąg dalszy na str. 3

2.2.3.2.2. Podział w zależności od rodzaju elementów doprowadzających powietrze bezpośrednio do komór spalania:

- słinki o przepływie prostym — w których powietrze płynie do komór spalania w kierunku siedzise zgodnym z kierunkiem wypływu gazów z silnika,
- słinki o przepływie zwrotnym — w których powietrze płynie do komór spalania w kierunku częściowo zgodnym, częściowo przeciwnym do kierunku wypływu gazów z silnika.

2.3.2.3. Podział w zależności od rodzaju sprzętarki:

- a) silniki ze sprężarką odśrodkową,
b) silniki ze sprężarką osiową,
c) silniki ze sprężarką osiowo-odśrodkową.

2.3.3. Podział silników bezprądowych

- 2.3.3.4. Podział w zależności od konstrukcji instalacji zapłonowej i zespołów regulujących przepływ gazów:

- a) silniki strumieniowe — o ciągłym spalaniu i ciągłym przepływie gazów,
b) silniki pulsujące — o przerywanym spalaniu i pulsującym przepływie gazów.

2.3.3.3.2. Podział w zależności od dostosowania ich konstrukcji do szybkości lotu;

- a) silniki dla szybkości naddźwiękowej — mające dyszę wlotową zwiężającą się, a dyszę wylotową rozszerzającą się w kierunku przepływu gazów,
- b) silniki dla szybkości poddźwiękowej — mające dyszę wlotową rozszerzającą się, a dyszę wylotową zwiężającą się w kierunku przepływu gazów.

2.4. PODZIAŁ SILNIKÓW RAKIETOWYCH W ZALEŻNOŚCI OD KONSTRUKCJI ZASADNICZYCH ZESPOŁÓW

- 2.4.1. Podział silników rakietowych w zależności od dostosowania ich konstrukcji do rodzaju paliwa:

- a) silniki rakietowe na paliwo plynne,
b) silniki rakietowe na paliwo stale.

2.4.2. Podział silników na paliwo płynne

- 2.4.2.1. Podział w zależności od konstrukcji zespołów regulacji ciągu:**

- a) silniki sterowane — o ciągu regulowanym w locie,
b) silniki niesterowane — o ciągu nieregulowanym w locie.

2.4.2.2. Podział w zależności od ilości dysz wylotowych:

- a) silniki jednodyszowe — z jedną dyszą wylotową,
b) silniki wielodyszowe — z wieloma dyszami wylotowymi.

2.4.2.3. Podział w zależności od ilości czynników biorących udział w reakcji chemicznej:

- a) silniki jednopalniwowe — z jednym produktem biorącym udział w reakcji chemicznej.
b) silniki wielopalniwowe — z wieloma produktami biorącymi udział w reakcji chemicznej.

2.4.2.4. Podział w zależności od konstrukcji zespołu doprowadzającego paliwo:

- a) silniki zasilane w paliwo przy pomocy pomp,
b) silniki zasilane w paliwo przy pomocy sprężonego gazu.

2.4.3. Podział silników na palwo stale

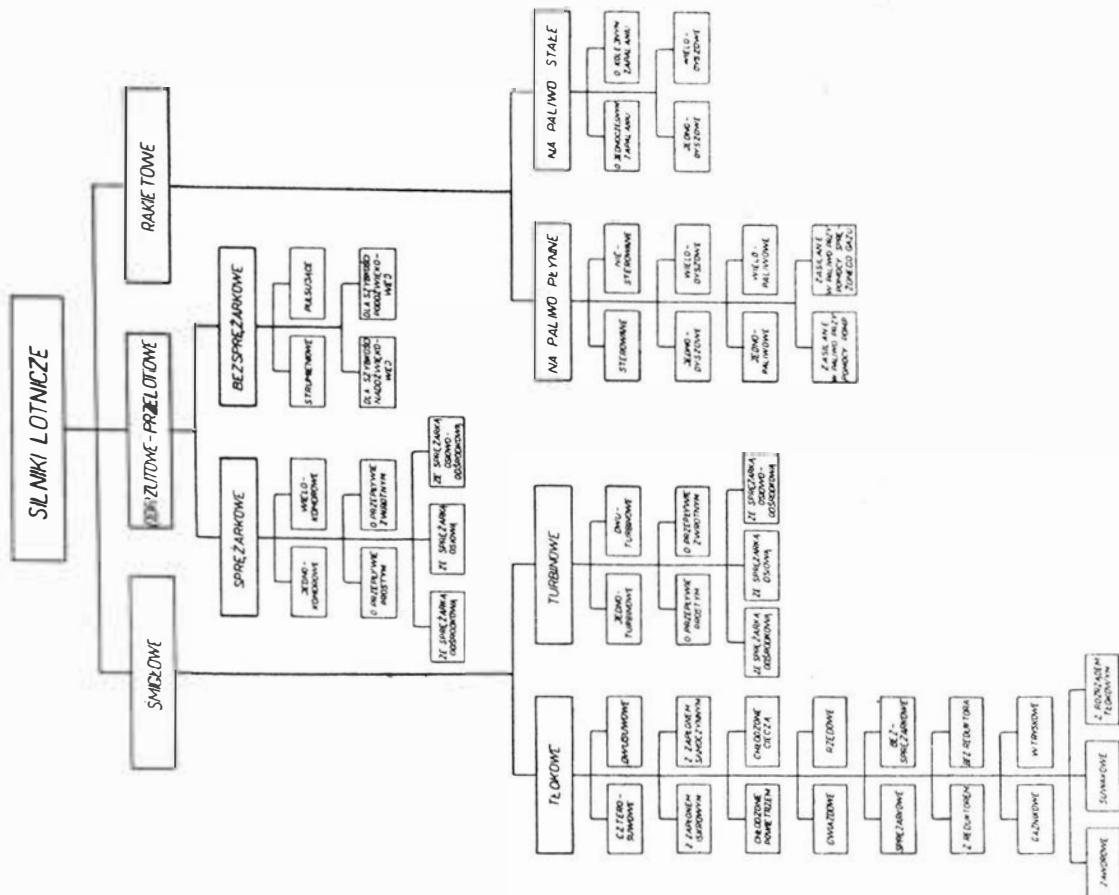
- 2.4.3.1. Podział w zależności od rodzaju instalacji zapłonowej:**

- a) silniki o jednoczesnym zapalaniu wszystkich ładunków paliwa,
b) silniki o kolejnym zapalaniu poszczególnych ładunków paliwa.

2.4.2.2. Podział w zależności od ilości dysz wylotowych:

- a) silniki jednodyszowe — z jedną dyszą wylotową,
b) silniki wielodyszowe — z wieloma dyszami wylotowymi.

3. SCHEMAT PODZIAŁU



XCNIEC

Nowości techniczne

Wpływ wysokości lotu na organizm ludzki

(Objaśnienia do tablicy)

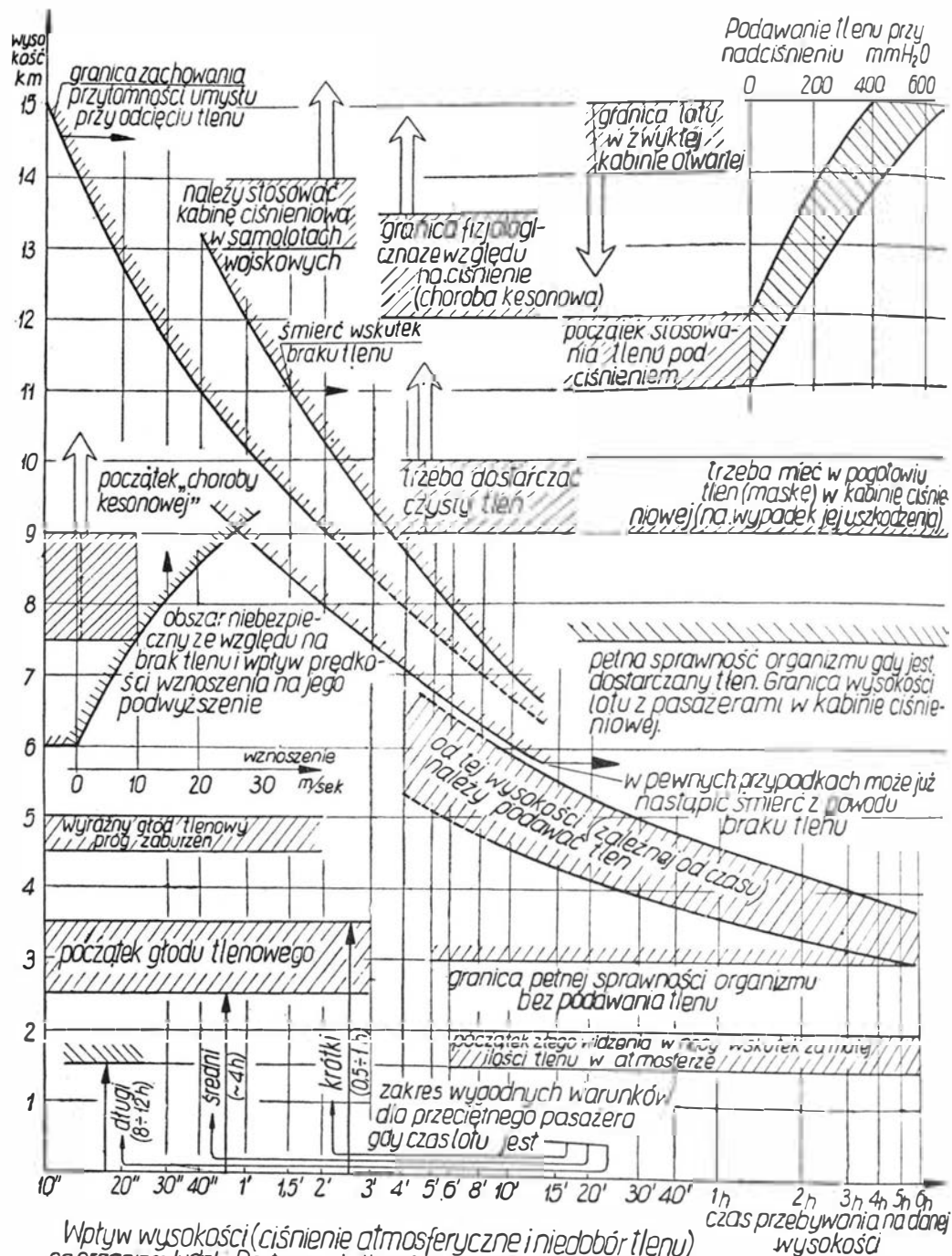
Obecnie, gdy samoloty komunikacyjne wykonują loty w stratosferze a pułap praktyczny samolotów bojowych wynosi 14 do 16 km, warto uzmysłowić sobie wpływ tych wielkich wysokości na organizm ludzki. Nie tak dawno jeszcze takie wysokości były dostępne tylko naukowcom, przeprowadzającym badania górnych warstw atmosfery i nielicznym pilotom-rekordzistom. Teraz, dzięki postępowi w budowie płatowców i silników odrzutowych, stoją one otworem dla ogółu lotników. Również czasy wznoszenia na znaczną wysokość są teraz bardzo krótkie i tak np. nowoczesny samolot myśliwski o napędzie odrzutowym osiąga wysokość 6 km w 3 minuty, a 12 km w 10 minut, zaś samolot raketowy w minutę może osiągnąć 8 do 10 km.

Dla zorientowania Czytelników, jak te nowe możliwości techniczne sprzętu odbijają się na zachowaniu organizmu ludzkiego, opracowana została tablica, zamieszczona obok.

Wzrost wysokości oddziałuje na organizm człowieka po pierwsze na skutek zmniejszenia się ciśnienia cząstkowego tlenu w powietrzu, co prowadzi do niedoboru jego w organizmie, po drugie przez obniżenie ciśnienia powietrza zewnętrznego, co powoduje rozprężenie się gazów zawartych w organizmie (choroba kesonowa), po trzecie — przez działanie niskich temperatur, z dalszych czynników wymienimy promieniowanie. Z tych zagadnień zabezpieczenie przed zimnem nie stanowi technicznie trudnego problemu (przy wielkich prędkościach mamy nawet zjawisko odwrotne — od tarcia powierzchniowego ścianki samolotu nagrzewają się znacznie i występuje zagadnienie chłodzenia kabin). Promienie kosmiczne nabierają znaczenia dopiero na bardzo dużych wysokościach.

Zajmiemy się tutaj dwoma pierwszymi sprawami. Wrażliwość organizmu ludzkiego na niedobór tlenu i niskie ciśnienie atmosferyczne zależy w dużym stopniu od takich czynników jak wiek, stan zdrowia, kondycja fizyczna, trening, toteż na tablicy graniczne warunki są podawane w postaci pasów, co uwzględnia rozbieżności pomiędzy reakcją różnych osobników. Szerokie strzałki wychodzące z zakreskowanych na tablicy pasów wskazują obszary, w których wskazane zjawisko (wg obecnie posiadanych badań) występuje w całej rozciągłości u wszystkich osobników. Ważną rolę gra również parametr czasu. Organizm ludzki, mówiąc językiem technicznym, ma pewną bezwładność, jeżeli chodzi o odczuwanie braku tlenu (tzn. zapas tlenu w organizmie wystarcza na pewien krótki przeciąg czasu, a objawy spowodowane niedoborem tlenu występują stopniowo). Dlatego też, gdy wznosimy się szybko, to np. przy prędkości wznoszenia 20 m/sek. niebezpieczne objawy braku tlenu zaczynają się pojawiać nie na wysokości 6 km (granica dla warunków statycznych), lecz dopiero od ok. 8,5 km. Bardzo niebezpieczna jest przerwa w dostarczaniu tlenu. Jeżeli wysokość jest dość duża (powyżej 6 km), to człowiek przez pewien jeszcze czas zachowuje pełną przytomność umysłu, po tym jednak następuje nieoczekiwane i bardzo szybkie obniżenie sprawności umysłowej (lotnik traci zdolność samokrytyki i „zdrowy rozsądek”, ogarnia go apatia), ulegają porażeniu tkanki nerwowe mózgu — następuje utrata przytomności.

Jeżeli tlen nie zostanie dostatecznie szybko podany, następuje w konsekwencji śmierć. Tak np. na wysokości 9 km, po odcięciu tlenu, czas pełnej sprawności wynosi ok. 2 min., zaś po upływie ok. 3,5 min. może na-



Wpływ wysokości (ciśnienie atmosferyczne i niedobór tlenu) na organizm ludzki. Dostarczanie tlenu i stosowanie kabin ciśnieniowych:

TL 12/53

stąpić śmierć; w przypadkach szczególnie małej odporności na brak tlenu śmierć może nastąpić już po ok. 1 min. od momentu jego odjęcia. Każdy lotnik, stosujący tlen w lotach wysokościowych, winien dobrze zdawać sobie sprawę z tego, jaką rezerwę czasu dysponuje.

Bliższe dane znajdzie Czytelnik w pracy dra Adama Huszczy „Ciśnienie atmosferyczne i jego działanie na ustrój”, wydanej przez Państwowy Zakład Wydawnictw Lekarskich, Warszawa, 1951 r., gdzie jest podany również bogaty wykaz literatury.

R. L.

„Zamówienia i przedpłaty na prenumeratę czasopism technicznych NOT, począwszy od 1 maja 1953 r., przyjmowane będą w nowych terminach: od dnia 11 każdego miesiąca do dnia 10 następnego miesiąca — na najbliższy okres kalendarzowy.

Na okresy miesięczne — co miesiąc.

Na okresy kwartalne — odpowiednio do dnia 10 m-ca grudnia, marca, czerwca i września.

Na okresy półroczne — do dnia 10 m-ca grudnia i czerwca.

Na okres roczny — do dnia 10 m-ca grudnia.

Analogiczne dotyczy przyjmowania prenumeraty przez Urzędy Pocztowe i listonoszy.”

SWIECA ISKROWA Z „KOMORĄ WSTĘPNĄ“

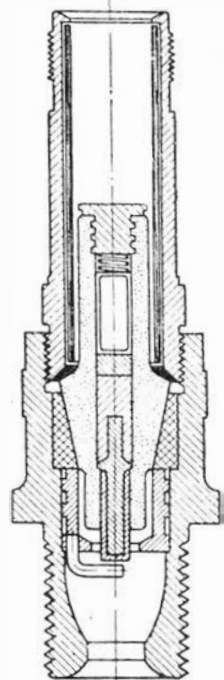
Przedstawiony na ilustracji nowy typ świecy iskrowej ma wyeliminować szereg wad współczesnych świec iskrowych, wad — jak dotychczas — nie usuniętych, pomimo znacznego postępu w dziedzinie konstrukcji elementów świecy i jak najstaranniejszego doboru materiałów. Obecnie stosowane świecy mają zbyt krótką trwałość, szczególnie w silnikach o dużym obciążeniu cieplnym. Jest to spowodowane szybkim zużyciem elektrod wskutek korozji i erozji, spadkiem własności dielektrycznych izolatora i nieuszczelniościami z powodu odkształceń elementów świecy poddanych gwałtownym zmianom temperatur i ciśnień.

Obniżenie temperatury świecy, chociaż w teorii mogłoby przyczynić się do podwyższenia jej trwałości, powoduje w rzeczywistości tworzenie się osadu węglowego, stwarzającego połączenie elektryczne między elektrodą środkową i masą.

W celu zapewnienia świecy najniższej dopuszczalnej (ze względu na powstawanie osadu) temperatury elektrod i izolatora należy dobrać do każdego typu silnika świecę o odpowiedniej wartości cieplnej. Zagadnienie to jest szczególnie ważne również i z tego względu, że zastosowanie świecy zbyt gorącej powoduje żarzenie się elektrod i przedczesny zapłon mieszanki, prowadzący do poważnych zakłóceń w pracy silnika.

Duże różnice w obciążeniu cieplnym komory spalania poszczególnych typów silników wymagają zatem produkowania całej gamy świec o różnych własnościach cieplnych. Prowadzi to oczywiście do wzrostu ceny i dodatkowych kosztów badań przy dobieraniu odpowiedniej świecy, do danego silnika.

Ostatnio ukazała się świeca, której elektrody znajdują się w niewielkiej komorze połączonej kanałem odpowiednio ukształ-



TL 2

towym (patrz rys.) z komorą spalania silnika. Stwarza to oczywiście zupełnie nowe warunki pracy wewnętrznych elementów świecy oraz zmienia nieco proces zapłonu mieszanki.

Odsunięcie i osłonięcie elektrod od przestrzeni spalania obniża w dużym stopniu temperaturę elektrod i zmniejsza amplitudę temperatur w czasie jednego cyklu silnika. Umożliwia to zastosowanie znacznie cieńszych elektrod (przy zachowaniu ich trwałości), a tym samym poprawia zdolność świecy do samooczyszczania się oraz ułatwia mieszance dostęp do miejsca przeskoku iskry między elektrodami.

Podwyższona zdolność do samooczyszczania się spowodowana jest również zjawiskiem szybkiego przepływu gazów w obu kierunkach przez dyszę, co przyczynia się do mechanicznego oczyszczania elektrod i izolatora z osadu.

W silnikach nieco zużytych, w których olej przedostaje się do komory spalania, jak również przy rozruchu silników odwróconych względnie gwiazdowych — elektrody świecy nowego typu, znajdujące się głęboko w komorze, osłonięte są przed zaolejeniem.

Wyniki badań przeprowadzone ze świecami nowego typu wskazują na to, iż temperatura wewnętrznych części świecy w niewielkim stopniu zależy od rodzaju silnika i jego obciążenia cieplnego. Świeca ta nie posiada więc określonej wartości cieplnej; jeden lub dwa rodzaje świecy powinny wystarczyć dla wszystkich typów silników tłokowych stosowanych obecnie w lotnictwie.

Proces zapłonu mieszanki przy zastosowaniu świecy nowego typu przypomina nieco zjawisko występujące w silniku wysokoprężnym z komorą wstępną: strumień zapalanej mieszanki wytryskuje przez dyszę świecy i przenika w głąb komory spalania, przyspieszając zapłon całego ładunku mieszanki. W efekcie następuje obniżenie jednostkowego zużycia paliwa, łatwiejszy rozruch i przyspieszenie oraz pewne podwyższenie własności przeciwstukowych silnika.

Szersze wprowadzenie świec nowego typu do eksploatacji wykaze, czy przypisywane im zalety wystąpią w stopniu oczekiwany.

L. P.

Przeglądamy usprawnienia...

Pod wskazanym ogólnym tytułem zamieszczamy zarówno usprawnienia pracownicze jak i udoskonalenia techniczne, zaczerpnięte z Wydawnictw Urzędu Patentowego P. R. L. Po tytule opisu umieszczamy w nawiasach następujące informacje: numer klasy, do której należy temat usprawnienia lub udoskonalenia według klasyfikacji patentowej; numer serii, to jest dziedziny techniki, do której zaliczone jest usprawnienie lub udoskonalenie cyfrowane oraz numer kolejny drukowanego opisu usprawnienia lub udoskonalenia, przy czym usprawnienia posiadają numer poprzedzony literą O, udoskonalenia zaś — numer z literami OU. Umieszczone dalej, poza tymi informacjami w nawiasach, nazwisko oznacza twórcę pomysłu.

Zastosowanie zaworu wstecznego w rurze ssącej pompki olejowej do oliwienia mechanizmu napędowego wytaczarki.

(Kl. 47e; Seria 1; Nr 0-906) Jan Podolski.

Przed usprawnieniem pompka olejowa do oliwienia mechanizmu napędowego wytaczarki typu CWS Nr 1061-N zasysała olej za pomocą rury ssącej, zanurzonej w zbiorniku oleju, znajdującym się w dolnej części głowicy wrzeciona. Powyższy sposób oliwienia często zawodził z powodu przerywania się słupa oleju w rurze ssącej po wyłączeniu napędu głowicy wrzeciona wytaczarki. Przy powtórny uruchomieniu napędu głowicy wrzeciona pompka nie była w stanie zassać oleju, przez co mechanizmy napędu głowicy wrzeciona nie były oliwione.

W myśl usprawnienia na końcu rury ssącej został umieszczony zawór wsteczny, uwidoczniiony szkicowo na rysunku, nie pozwalający na przerwanie słupa oleju. Dzięki temu pompka pracuje bez zarzutu po każdym uruchomieniu napędu głowicy wrzeciona, zarówno po przerwie krótkiej jak i po przerwie długiej — nocnej.

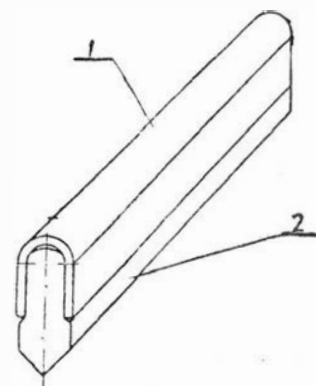


Wycieraczka do czyszczenia magnesu szlifierek.

(Kl. 67a; Seria 1; Nr 0-919) Bolesław Zalewski, Irena Matysiak.

Dotychczas czyszczono magnesy szlifierek za pomocą ścierek. Praca ta nie była dokładna, gdyż ściereka pozostawiała dużo zanieczyszczeń, co utrudniało równomierne chwytnie przedmiotu szlifowanego.

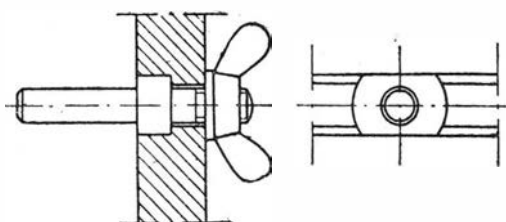
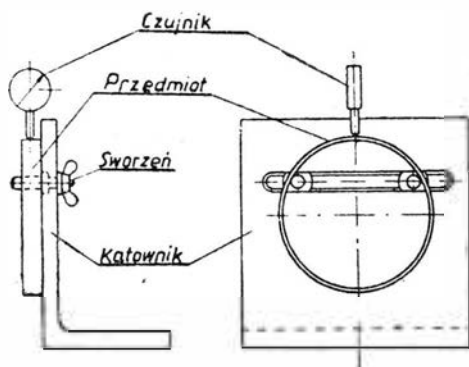
W celu dokładniejszego wycierania magnesu szlifierek zastosowano w myśl usprawnienia wycieraczkę uwidocznioną na rysunku. Wycieraczka ta składa się z metalowej rączki 1, w której umocowana jest guma 2.



Przyrząd do sprawdzania łuków zewnętrznych, wewnętrznych i centryczności wytwarzanych przedmiotów.

(Kl. 42b; Seria I; Nr 0-908) Kazimierz Strzelec.

Dotychczas izba pomiarów i kontrola ostateczna nie miały możliwości pomiaru w wytwarzanych przedmiotach odchyłek krzywizn zewnętrznych i wewnętrznych oraz ich centryczności



Szczegół zamocowania sworzni

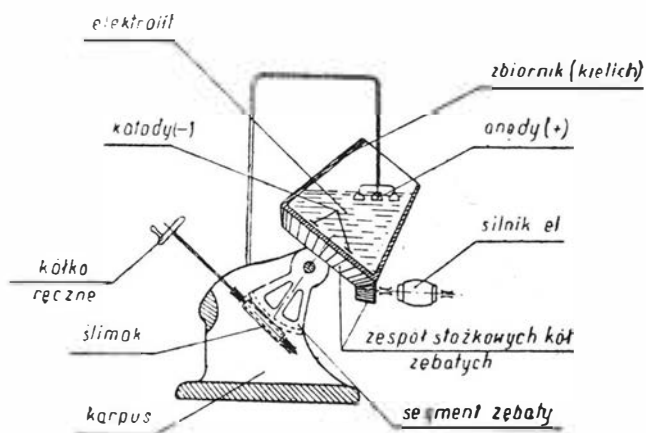
Przyrząd według usprawnienia umożliwia szybkie wykrycie braków i odchyłek w wytwarzanych przedmiotach.

Przyrząd jest przedstawiony na rysunku. Na płycie zamocowane są dwa kolki, na których osadza się mierzony pierścień. Przy obracaniu pierścienia czujnik wskazuje odchyłki krzywizny.

Kielich obrotowy do cynkowania i kadmowania drobnych części.

(Kl. 48a; Seria I; Nr 0-921) Henryk Cerekwicki.

Dotychczas do kadmowania i cynkowania stosowano wanny stojące, wypełnione elektrolitem. Części drobne wiązano i mocowano do katody. Sposób ten był uciążliwy i zabierał dużo czasu. Obecnie zastosowano urządzenie, przedstawione na załączonym rysunku.

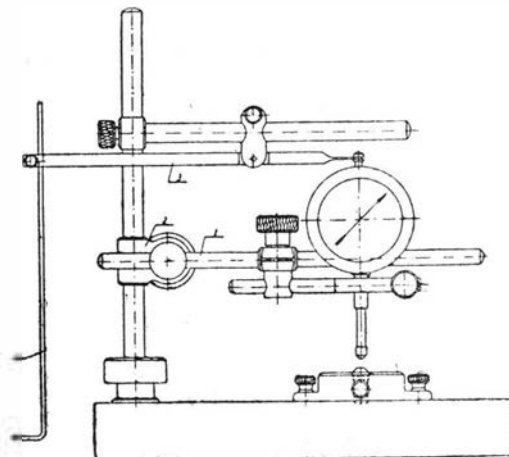


Na podstawie umocowany jest kielich obrotowy. Pochylenie osi kielicha w stosunku do płaszczyzny podstawy można zmieniać za pośrednictwem wycinka zębatego i ślimaka przez obrót kółka. Kielich wypełniony jest elektrolitem. Anoda umieszczona jest u góry, a katoda u dołu. Przedmioty wysypuje się do kielicha i uruchamia silnik, który za pośrednictwem stożkowych kół zębatach powoduje obracanie się kielicha. Kadmowane lub cynkowane przedmioty, leżące na dnie kielicha, są w ciągłym ruchu i dzięki temu pokrywają się warstwą metalu równomiernie.

Dźwignia do równomiernego podnoszenia czujnika.

(Kl. 42b; Seria I; Nr 0-941) Jan Olesiński, Bolesław Suprun.

Przed dokonaniem usprawnienia ustawienie czujnika, wykonywane ręcznie, było kłopotliwe i zajmowało dużo czasu.



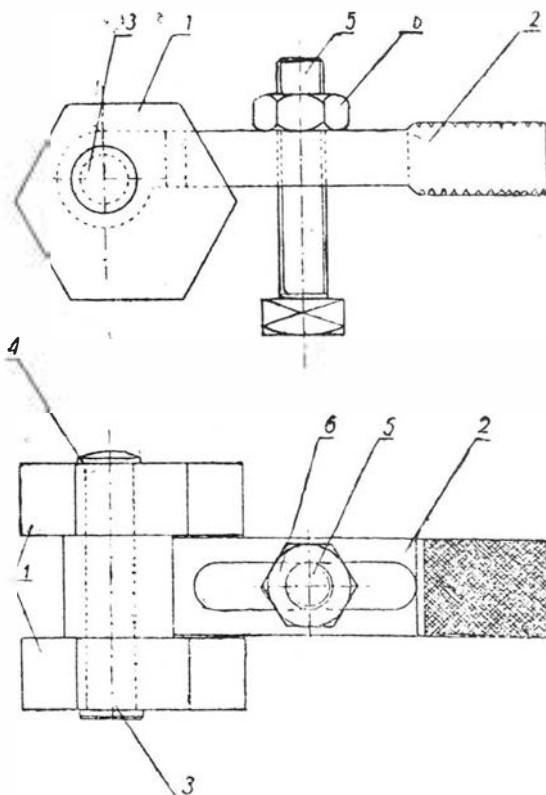
W myśl usprawnienia czujnik jest umocowany na ramieniu 1, które może być obracane w uchwycie 2 pod dowolnym kątem i ustawiane w dowolnej wysokości.

Dokładne ustawienie czujnika na żadaną wysokość odbywa się za pomocą dźwigni 3, na której ramię 4 naciska się jednym palcem, opierając całą dłoń o stół.

Docisk nastawny do mocowania przedmiotów obrabianych na frezarkach i strugarkach.

(Kl. 49a; Seria I; Nr 0-949) Gerhard Paluch.

W celu uniknięcia stosowania nadmiernej liczby podkładek przy mocowaniu przedmiotów, obrabianych na strugarkach i frezarkach, zastosowano w myśl usprawnienia docisk nastawny, uwidoczniiony na rysunku.



W skład tego docisku wchodzi następujące części: dwie podstawki sześciokątne 1, łapa dociskowa 2, trzpień 3, podkładka 4, śruba z łbem kwadratowym 5 oraz nakrętka 6.

Przez mimośrodowe umieszczenie w podstawkach 1 trzpień 3, na którym osadzona jest łapa 2, otrzymuje się przy obracaniu podstawek 1, cztery odległości łapy od stołu przy mocowaniu przedmiotu obrabianego jedną stroną łapy oraz cztery odległości — przy mocowaniu drugą stroną (odwrotną) łapy 2

Zastosowanie płuczki oszczędnościowej przy chromowaniu elektrolitycznym.

(Kl. 48a; Seria 1; Nr 0-952) Władysław Nowak, Kazimierz Kruszczyński, Michał Antoniewski.

Dotychczas przedmioty chromowane, po wyjęciu z kąpeli chromowej bezpośrednio oplukiwano wodą bieżącą, która splukiwała z nich resztki kwasu chromowego ściekającego wraz z wodą do kanalu.

Przed usprawnieniem



Po usprawnieniu



W celu uzyskania oszczędności na kwasie chromowym zastosowano w myśl usprawnienia płuczkę oszczędnościową, w której splukuje się z przedmiotów resztki kwasu chromowego, a dopiero potem oplukuje się te przedmioty wodą bieżącą.

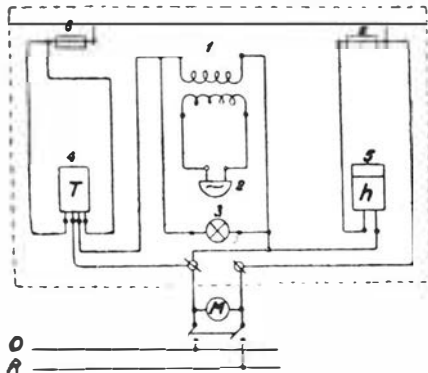
Plukanie oszczędnościowe odbywa się w wannie stalowej, do której nalewa się codziennie przed pracą świeżą wodę. Ponieważ kąpiele chromowe wskutek codziennego zużycia oraz wyparowywania wody trzeba uzupełniać wodą, oraz bezwodnikiem kwasu chromowego, więc w myśl usprawnienia uzupełnianie kąpeli chromowej odbywa się roztworem z płuczki oszczędnościowej, który zawiera pokaźne ilości CrO_3 . O te ilości zmniejsza się ilość świeżego bezwodnika kwasu chromowego, którym trzeba uzupełnić kąpiel.

Zastosowanie aparatury sygnalizacyjnej optyczno-dźwiękowej przy aparatach galwanicznych.

(Kl. 48a; Seria 1; Nr 0-957) Antoni Milczarek, Władysław Szurlej.

Przed usprawnieniem pracownik, obsługujący aparat galwaniczny, musiał pilnie uważać, aby nie przeoczyć właściwego czasu czynności aparatu galwanicznego. Potrzebny czas był zapisywany na tablicy.

W myśl usprawnienia zastosowano aparaturę sygnalizacyjną optyczno-dźwiękową, która sygnalizuje upływanie wyznaczonego czasu.



Aparatura ta, uwidoczniona na rysunku, składa się z transformatora 1, dzwonka 2, lampki sygnalowej 3, przekaźnika czasowego 4, licznika godzin 5 oraz bezpieczników 6.

Po upływie nastawionego czasu przekaźnik czasowy 4 przylacza transformator 1 i lampkę 3 do sieci, wskutek czego uruchomiony zostaje dzwonek 2 i zapala się lampka 3.

Sygnal dzwonnek i świetlny trwa od momentu zadziałania przekaźnika czasowego do chwili wyłączenia silnika.

Sposób elektrolitycznego cynkowania armatury.

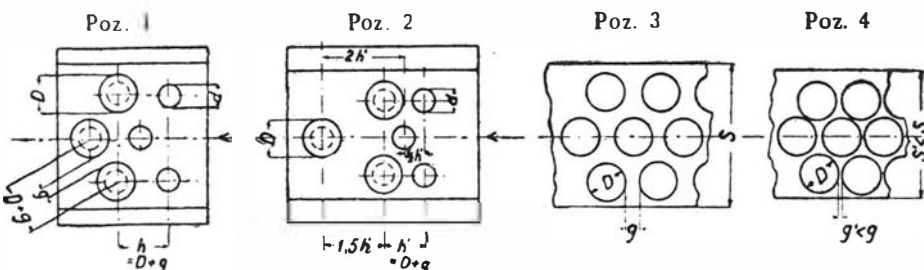
(Kl. 48a; Seria 1; Nr 0-963) Władysław Nowak, Władysław Rynarzewski, Józef Zydlewicz.

Do elektrolitycznego cynkowania armatury stosowano dotychczas kąpiele alkaliczne zawierające cyjanki, przy czym potrzebne chemikalia sprowadzano z zagranicy.

Według usprawnienia do cynkowania zastosowano kąpiel kwaśną o składzie:

siarczanu cynku 150 G/l,
siarczanu amonu 50 G/l,
kwasu borowego 10 G/l.

Chemikalia te są produkowane w kraju.



Produkt



rys. 1

W kąpeli powyższej przy gęstości prądu 1,8 A/dm² można wydzielić w czasie elektrolizy warstwę cynku grubości 0,02 mm w ciągu 40 minut, podczas gdy metoda dawniej stosowana wymagała 96 minut.

Przed cynkowaniem armaturę poddaje się wstępnemu niklowaniu, posiada ona bowiem, po piaskowaniu, powierzchnię porowatą z licznymi gniazdami grafitu, które nie są pokrywane przez cynk, natomiast wstępne niklowanie pokrywa całą powierzchnię i zwiększa odporność na korozję.

Nikluje się, stosując kąpiele, nie nadające się już do zwykłego niklowania z powodu zbyt dużej ilości zanieczyszczeń.

Przy gęstości prądu 2 A/dm² w ciągu 8 minut uzyskuje się warstwę niklu grubości 0,003 mm.

Po wstępnym niklowaniu i oplukaniu cynkuje się armaturę w elektrolicie kwaśnym o składzie wyżej podanym.

Osadzony z kąpeli kwaśnej cynk jest nieco mniej drobno-kryształiczny, aniżeli z kąpeli poprzednio stosowanych, nie odbija się to jednak ujemnie i próby na odporność korozyjną w komorze wypełnionej mgłą 4% roztworu chlorku sodu wykazały, że armatura cynkowana w kąpeli kwaśnej wytrzymuje bez śladu korozji 6 godzin, podczas gdy armatura cynkowana dawną metodą — tylko 4 godziny.

Zastosowanie wykrojników w układzie trzylaktowym do wycinania podkładek okrągłych zamiast wykrojników dwutaktowych.

(Kl. 49c; Seria 1; Nr 0-960) Stanisław Kobyliński.

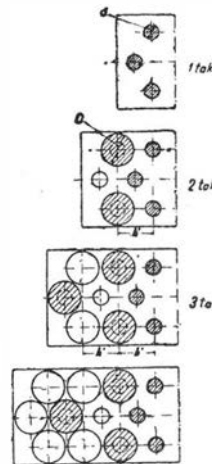
Przed usprawnieniem do wycinania podkładek okrągłych stosowano wykrojniki dwutaktowe o rozmieszczeniu otworów matrycowych, jak na rys. 1 poz. 1. Przy pierwszym uderzeniu prasy stemple wycinały otwory d podkładek, po czym następował przesuw taśmy materiałowej o skok h . Następne uderzenie prasy wycinało obrysy D podkładek oraz nowe trzy otwory d . Praca takiego wykrojnika jest postępowo-ciągła.

Wady tego układu były następujące: między otworami matrycowymi D musiał być pozostawiony odstęp g , którego wielkość (minimalna) uwarunkowana jest wytrzymałością materiału matrycy i możliwościami jej obróbki cieplnej. Odstęp ten był powodem częstych pęknięć matrycy przy hartowaniu i w czasie pracy. Równocześnie wpływał on na wydajność produktów z taśmy materiałowej, ponieważ skok h oraz szerokość S są od niego zależne (rys. 1 poz. 3).

Według usprawnienia zastosowano wykrojnik o zmienionym rozmieszczeniu otworów matrycowych, jak to pokazano na rys. 1 poz. 2. Praca tego wykrojnika odbywa się w trzech taktach.

Przebieg wycinania tym wykrojnikiem wyjaśnia rys. 2. W pierwszym takcie wycinane są w taśmie trzy małe otwory d . Po przesunięciu materiału o skok h' (takt 2) stemple wycinają dwa obrysy zewnętrzne D oraz trzy nowe otwory d . Po następnym przesunięciu materiału (takt 3) następuje również wycięcie trzeciego obrysu D (w środku taśmy).

Na skutek zastosowania pracy trzylaktowej można było odsunąć otwory D w matrycy o 1,5 h' od siebie, przez co wytrzymałość matrycy i przebieg obróbki cieplnej znacznie się polepszyły. Wtórny skutkiem zastosowania tego układu było umożliwienie rozstawienia wymiarowego otworów, tak że skrócony został skok materiału h' i zmniejszona szerokość taśmy materiałowej S (rys. 1, poz. 4), co w rezultacie dało lepsze wykorzystanie materiału użytego do produkcji podkładek.



rys. 2

Rys. 1 poz. 3 przedstawia odcinek taśmy materiałowej po wycięciu podkładek przed usprawnieniem, a rys. 1 poz. 4 przedstawia taśmę po wycięciu podkładek po zastosowaniu wykrojnika trzylaktowego według usprawnienia.

Zaletą układu trzylaktowego jest zwiększenie trwałości (żywności) matrycy i oszczędność materiału, wykonanie jednak wykrojnika dla tego systemu wymaga większej precyzji.

S. M.

rys. 2

Na półkach księgarskich

Aerodynamika swierchzwukowych teczniej, A. Ferri, tłum. z ang. na ros. R. J. Sztiejnberga, Gosud. Izd. Tiechn.-Teoriet. Lit., 1952 r., stron 470.

W pracy tej podane są w formie elementarnej, jednak na poziomie inżynierskim, zagadnienia aerodynamiki przepływów nadźwiękowych. Całość zawarta jest w piętnastu rozdziałach z dodatkiem tablic i wykresów, ułatwiających wykonanie obliczeń. Poszczególne rozdziały omawiają między innymi takie zagadnienia, jak: teorię przepływu dwuwymiarowego, teorię fal uderzeniowych, oddziaływanie wzajemne i odbicie skoków zagęszczenia i fal rozrzedzenia, teorię charakterystyk przepływów wirowych, zmianę fizycznych parametrów strumienia nadźwiękowego, profile nadźwiękowe, dysze płaskie, nadźwiękowe dyfuzory, ogólne zagadnienia i charakterystyki przepływów trójwymiarowych, opory ciśnienia skrzydeł nadźwiękowych, siła nośna i opór indukowany skrzydeł nadźwiękowych. Treść uzupełniona jest licznymi rysunkami, wykresami i fotografiami badań tunelowych. Przy zebraniu materiału Autor korzystał z wyników badań klasycznych, jak i niektórych najnowszych z zakresu przepływów nadźwiękowych. L. S.

Rakietnyje dwigateli, K. A. Gilzin, Oborongiz, 1950 r., stron 84.
W przystępnej popularnej formie podane zostały w pięciu rozdziałach zasady reakcji, własności silników rakietowych, silniki rakietowe na paliwo stałe i ciekłe oraz przyszłość silników rakietowych. Treść uzupełniona jest szeregiem rysunków istniejących silników rakietowych, rakiet bojowych i ich szczegółów konstrukcyjnych. L. S.

Terminarz technika na rok 1953, praca zbiorowa, Naczelna Organizacja Techniczna, 1953 r., stron 256.

Omawiany kalendarz techniczny NOT'u wypełnił dotkliwą lukę jaką odczuwali polscy inżynierowie i technicy. Kalendarz dzieli się na szereg działów. Dział społeczno-organizacyjny — zawiera informacje o NOI i Stowarzyszeniach, artykuły o technice radzieckiej, o książce i prasie technicznej, o dokumentacji naukowo-technicznej, o ochronie pracy. Obszerny kalendarz-agenda na rok 1953 przedkłada ten pierwszy dział o następnego działu technicznego-ogólnego, zawierającego łącznie 50 tablic (matematyka, jednostki fizyczne, charakterystyki fizyczne i chemiczne energetyczne) oraz informacje o pierwszej pomocy przy wypadkach przy pracy. Następny dział — branżowy — został wydany w kilku mutacjach. Interesujący nas — mechanika — zawiera dane i wiadomości o mechanice ogólnej, stereomechanice technicznej, hydromechanice technicznej, metaloznawstwie, tolerancjach i pasowaniu, elementach maszyn oraz obróbce skrawaniem. Na zakończenie — notatnik alfabetyczny. Krótki okres przygotowania tego pożytecznego wydawnictwa spowodował zapewne, że wkładły się pewne błędy niepoprawione, z których zauważyliśmy: w tabl. A1 — zawarte są wartości logarytmów dziesiętnych, tytuł zaś głosi o naturalnych; w tabl. B-14 — są podane wartości dotyczące baru, natomiast napisano megabar; w tabl. C10, D1 i D4 — różnorodne znakowanie tych samych wielkości (W_g , W_d , W_u); w wielu miejscach niewłaściwe oraz nieprawidłowe skróty jednostek: kgm (B15), kg/dm³ (C6), at abs (B8), przy czym niejednokrotnie w kalendarzu na innym miejscu znajduje się prawidłowe: kGm, dem, atm; w tabl. C10 zastosowano wyrażenie drzewo zamiast drewno; w części IV działu branżowego w tekście autor powołuje się na rysunki numerowane, same zaś rysunki nie mają tych numerów. Jeszcze kilka uwag, które może zechce Wydawca uwzględnić przy następnym wydaniu: dla notatek przydałoby się kilka kart w końcu, ewentualnie dołączonych oddzielnie lub lepiej perforowanych; umożliwienie dla prenumeratorów otrzymania dwóch mutacji w jednej oprawie np.: mechanika, elektrotechnika; zwiększenie nakładu, ponieważ zdarzyły się przypadki, że zabrakło kalendarzy nawet dla prenumeratorów. S. M.

Komunikacja i łączność w planie sześcioletnim, Zygmunt Zonik, Polskie Wydawnictwo Gospodarcze, 1951 r., stron 55.

Omawiana broszurka jest tomikiem IX „Biblioteki Planowania” PWG i zaznajamia z zadaniami planu 6-letniego w zakresie komunikacji i łączności. Tekst broszury podzielony jest na piętnaście rozdziałów, poruszających następujące tematy: wstęp wprowadzający, kierunki postępu technicznego i ekonomicznego, zasady nowej polityki komunikacyjnej, wytyczne w dziedzinie szkolenia i zatrudnienia, koleje żelazne normalnotorowe i wąskotorowe, komunikacja samochodowa, żegluga śródlądowa, komunikacja lotnicza, budownictwo komunikacyjne, żegluga, porty, rybołówstwo, budownictwo okrętowe, poczta i telekomunikacja. Wydaje się dziwne, że na zagadnienie komunikacji lotniczej autor poświęcił jedynie 18 wierszy, na których w 7 (słownie: siedmiu) zdaniach „omówił” problemy lotnictwa komunikacyjnego w ramach planu 6-letniego. Wprawdzie PWT w ramach swej „Biblioteki Planu Sześcioletniego” wydały broszurę specjalną pt. „Komunikacja lotnicza w Planie Sześcioletnim” (o której wzmiankę zamieściliśmy w zeszycie Nr 4 z 1951 r.), jednakże wydawnictwo to przeznaczone było w zasadzie dla innego grona Czytelników, jak omawiana obecnie broszurka. Poświęcenie więc komunikacji lotniczej w tej pracy mniej miejsca aniżeli np. kolejom wąskotorowym jest chyba nieporozumieniem. S. M.

Fotografia i aerofotografia, W. J. Michajłow, W. I. Szieberstow, G. A. Istomin, Geodezizdat, 1952 r., stron 372.

W obszernej tej pracy podane są zasady fotografii, sensyometrii i aerofotografii. Treść zawarta jest w dziesięciu rozdziałach, omawiających kolejno optyczno-mechaniczne zasady fotografii, fotochemię, zmianę fotograficznych własności materiałów, materiały fotograficzne, fotografowanie z powietrza, fotografię naziemną i reprodukcję, zasady procesu negatywowego i pozytywowego oraz fotografię kolorową. Szczególnie obszernie i szczegółowo potraktowane zostały rozdział V o fotografowaniu z powietrza i VIII, omawiający zasady procesu negatywowego. Książka może być wykorzystana przez praktyków naziemnej fotografii kartograficznej, jak i w dziedzinie aerofotografii. L. S.

Ogólne podstawy technicznego normowania pracy, Stefan Frenkel, Polskie Wydawnictwo Gospodarcze 1951 r., stron 208.

Omawiana książka zapoznaje zarówno z istotą i znaczeniem normowania pracy, jak i z metodyką prowadzenia prac związanych z technicznym normowaniem. Treść książki zawarta jest w dziesięciu rozdziałach, poruszających następujące tematy: znaczenie i zadania technicznego normowania pracy, sposoby ustalania norm wyrobu, istota technicznego normowania pracy i norm technicznych, ustalanie technicznej normy według jej poszczególnych części składowych, fotografia czasu roboczego, chronometraż, normowanie pracy wielowarsztatowców, obliczanie czasu maszynowego na obrabiarkach, wprowadzanie technicznych norm do produkcji, przepisy dotyczące technicznego normowania pracy. Książka powinna być

wykorzystywana w pracy zawodowej przez pracowników biur przygotowania produkcji i warsztatowych, związanych z zagadnieniami normowania S. M.

O planowaniu wewnątrz zakładowym, Adam Wang, Polskie Wydawnictwo Gospodarcze, 1951 r., stron 30.

Omawiana broszurka jest tomikiem XLVI „Biblioteki Ekonomiki Przemysłu” PWG i stanowi przedruk artykułu z czasopisma „Gospodarka Planowa” z roku 1951. Treść pracy dzieli się na rozdziały, w których omówiono następujące tematy: znaczenie planowania wewnątrzzakładowego dla realizacji planów gospodarczych, doświadczenia Związku Radzieckiego, cele planowania operatywnego, formy i metody planowania operatywnego, uporządkowanie pierwotkowej dokumentacji technicznej, plany usprawnień organizacyjno-technicznych, zagadnienie współzawodnictwa, sprawozdawczość i kontrola wykonania planów operatywnych, zakres i tematyka planowania operatywnego, organizacja planowania operatywnego oraz wnioski. Praca omawiana może być pomocna dla pracowników działów planowania w przemyśle lotniczym, przy zwalczaniu nierównomierności wykonania planów produkcyjnych. S. M.

Rasczoty uprugich elementow maszin i priborow, pod redakcją dra nauk techn. prof. S. D. Ponomariewa, Maszgis, 1952 r., stron 112.

Na treść powyższej książki składa się siedem prac na następujące tematy: A. A. Łapina — Gumowo-szurowe blony jako sprężyste i konstrukcyjne elementy maszyn (konstrukcja i obliczenia); i Wykreślna metoda obliczenia blon gumowo-szurowych; Ł. J. Andriejewa — Obliczenia membran o profilu falistym; i Obliczenie membran posiadających liniową charakterystykę zależności od ciśnienia; S. M. Zasediateliew — Nawijanie sprężyn z naciskiem międzyzwojowym; S. D. Ponomariew — Wykreślna metoda wyznaczania naprężeń w cienkiej płycie okrągłej przy osiowo symetrycznym jej nagrzaniu; i I. I. Kazakiewicz — Stateczność płyty konsolnej przy poprzeczno podłużnym zginaniu. Całość przeznaczona dla inżynierów i techników budowy maszyn i przyrządów oraz studentów wyższych lat szkół politechnicznych. L. S.

Ultra-dźwięki, inż. Michał Różycki, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1952 r., stron 98.

Omawiana książeczka (format B6) stanowi tomik „Biblioteki racjonalizatora”. Zawiera ona omówienie podstaw teoretycznych akustyki, sposobów i urządzeń do wytwarzania ultradźwięków oraz podaje przykłady zastosowania ultradźwięków w przemyśle metalowym i innych dziedzinach. Przeznaczenie książeczki — dla racjonalizatorów-robotników wykwalifikowanych; mistrzów i techników — wpłynęło na jej popularyzatorski charakter. Książeczka spełnia przeznaczenie przez Autora i wydawców zadane w klubach racjonalizatorów, przez zaznajomienie zainteresowanych Czytelników z podstawami zjawisk, które ściągają coraz większą uwagę na siebie przez wielostronne możliwości zastosowania. S. M.

Rientgenografia metali, M. W. Malcew, Metalurgizdat, 1952 r., stron 256.

W książce tej podane są kolejno krótkie wiadomości z fizyki promieni rentgenowskich i ich własności, o aparaturze stosowanej dla otrzymania tych promieni i rozpatrzone są ważniejsze metody analizy materiałów metalowych promieniami rentgenowskimi i ich zastosowanie. Ustępy tego rozdziału omawiają: prześwietlanie rentgenowskimi promieniami (rentgenodefektoskopia), metody analizy budowy wewnętrznej promieniami rentgenowskimi, zastosowanie metod rentgenowskiego badania metali, stopów, rud, żużli, odkształceń plastycznych metali i stopów, wyznaczania naprężeń i badania procesów obróbki cieplnej. Z książki korzystają mogą technolodzy i pracownicy laboratoriów kontrolnych. L. S.

Spawalnictwo, Zygmunt Dobrowolski, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1952 r., stron 416.

Książka omawia całokształt zagadnień spawalnictwa i dziedzin pokrewnych, przy czym treść podzielona jest na dwanaście rozdziałów, poruszających następujące tematy: spawanie łukowe, spawanie acetylenowe, wpływ ciepła na kształt i strukturę wewnętrzną złączy spawanych, spawanie metali i stopów, zgrzewanie elektryczne oporowe, zgrzewanie gazowe, spawanie i zgrzewanie termittowe, lutowanie, natapianie, metalizowanie, utwardzanie płomieniowe, cięcie metali, dodatkowe zastosowania urządzeń spawalniczych, zastosowanie spawalnictwa w konstrukcjach przemysłowych, w budownictwie i rolnictwie. Szerzeg zadań umieszczonych w poszczególnych rozdziałach, liczne przejrzyste rysunki i schematy — ułatwiają przyswojenie obszernego materiału podręcznika, przeznaczonego w zasadzie dla techników, spawaczy i uczniów kursów spawania. Dla pracowników lotnictwa omawiana książka jest pomocą w pracy zawodowej. S. M.

Projektowanie konstrukcji spawanych, inż. Eugeniusz Sledziwski, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1952 r., stron 156.

Książka omawia wprawdzie zagadnienia stalowych konstrukcji spawanych, a mianowicie mostów, suwnic itp. urządzeń, jednakże zawarte w niej informacje, dane oraz omówienia mogą być z pożytkiem wykorzystane także i w lotnictwie przy projektowaniu np. przyrządów montażowych dla budowy samolotów. Treść książki dzieli się na pięć rozdziałów, poruszających następujące tematy: technologia spawania, elementy spoin i złączy spawanych, wytrzymałość połączeń spawanych, projektowanie konstrukcji spawanych, wykonywanie konstrukcji spawanych. Obszerny wykaz piśmiennictwa, szereg (21) tablic, zawierających dane przydatne w praktyce, liczne przejrzyste wykonane rysunki oraz fotografie prac spawalniczych — dopełniają całości książki. S. M.

Struktura iпрочnost gazopriessowych swarnych sojedinienij, N. A. Polosuchin, Maszgis, 1952 r., stron 108.

W broszurze tej podane są podstawowe wiadomości technologii gazowego zgrzewania rur i prętów oraz rozpatrzone zasadnicze typy mikrobudowy połączeń dla stali niskowęglistych. Podane są również wyniki badania twardości, wielkości ziarn i wpływu licznych typów mikrobudowy na wytrzymałość połączenia. Opisano też wpływ mikrobudowy połączonego materiału na mechaniczne własności połączenia i metodykę badania próbek połączeń na zginanie, rozciąganie i udurowienie. Treść uzupełniona jest licznymi zdjęciami mikroskopowymi przekrojów badanych połączeń. Książka przeznaczona jest dla inżynierów-technicznych pracowników warsztatów spawania i zgrzewania, jak i dla technologów i pracowników laboratoriów kontrolnych. L. S.

Prakadnik wynalazczy i racionalizatora, Prawo wynalazczy i prawo o znakach towarowych, oprac. mgr B. Bulwicki i mgr J. Dalewski, Wydawnictwo Urzędu Patentowego Polskiej Rzeczypospolitej Ludowej, 1952 r., stron 516.

Omawiany poradnik stanowi próbę przedstawienia całokształtu zagadnień prawnych, związanych z wynalazczością oraz ochroną znaków towarowych, opracowanego w sposób systematyczny przez odpowiedni układ samych przepisów prawnych oraz zamieszczenie uwag ogólnych oraz objaśnień. Praca ta jest niezbędna przede wszystkim dla komórek wynalazczości ministerstw, centralnych zarządów oraz jednostek gospodarki uspołecznionej dla klubów racjonalizatorskich oraz gabinetów techniki związków zawodowych i wreszcie dla poszczególnych racjonalizatorów i wynalazców. Zwłaszcza przy stale rozwijającym się spontanicznie ruchu wynalazczości pracowniczey niezbędna staje się pomoc omawianego poradnika, ułatwiającego posługiwanie się tekstami obowiązujących przepisów prawa wynalazczego. Poradnik podzielony jest na pięć działów, które mają zasadniczo jednakowy układ: uwagi ogólne omawiające temat przytoczonych w następstwie tekstów ustaw i przepisów. Dział I — Wynalazczość — dzieli się na dziesięć rozdziałów, poruszających następujące tematy: zarys rozwoju prawa wynalazczego; ochrona prawna wynalazków i wzorów; wynalazczość pracownicza; zgłaszanie do Urzędu Patentowego PRL wynalazków, wzorów, udoskonalień technicznych i usprawnień; klasyfikacja wynalazków, wzorów użytkowych, udoskonalień technicznych i usprawnień oraz wzorów zdobniczych; robotniczo-inżynierskie brygady racjonalizatorskie; korzystanie z niepracowniczych wynalazków i wzorów użytkowych przez jednostki gospodarki uspołecznionej; usprawnienia administracyjne; kluby techniki i racjonalizacji; odznaki i dyplomy. Dział II — Znaki towarowe — zawiera pięć rozdziałów: zarys rozwoju prawa o znakach towarowych; ochrona prawna znaków towarowych; zgłaszanie do Urzędu Patentowego PRL znaków towarowych; używanie znaków towarowych przez przedsiębiorstwa gospodarki uspołecznionej; klasyfikacja znaków towarowych. Dział III — Rzecznictwo patentowe — omawia przepisy dotyczące działalności Kolegium Rzeczników Patentowych. Dział IV — Międzynarodowe przepisy o ochronie wynalazków, wzorów i znaków towarowych — objaśnia zasady Konwencji Związku w Paryskiej o ochronie własności przemysłowej i zawiera oświadczenia rządowe dotyczące przystąpienia Polski do poszczególnych porozumień międzynarodowych. Dział V — Ważniejsze przepisy związane — zawiera niektóre przepisy ogólnego prawa cywilnego, kodeksu postępowania cywilnego kodeksu karnego i kodeksu postępowania karnego oraz szereg rozporządzeń rządowych.

S. M.

Zegarmistrzostwo, Praktyczny podręcznik fachowy. Część czwarta — Czas, Kosmografia i zegary słoneczne, Część piąta — Zegary wieżowe, konstrukcja i działanie wielkich zegarów mechanicznych, brat Wawrzyniec Podwapiński, Niepokalanów, 1950 i 1952 r., stron 80 + 412.

W ślad za wzmianką w zeszycie 2/50 „Techniki Lotniczej”, w której omówiono wówczas trzy pierwsze części pracy notujemy obecnie dalsze części. Część czwarta porusza następujące główne tematy: O czasie — pojęcia ogólne, podział i rodzaje czasu; Czasomierze słoneczne i gwiazdowe; rodzaje zegarów słonecznych. W części piątej zawarte są następujące szczegółowe omówienia: podstawowe wiadomości o czasomierzach mechanicznych, zegary wieżowe, zegary dworcowe i uliczne, wielkie zegary specjalne oraz planetaria. Każda z wymienionych części posiada obszerny wykaz literatury fachowej oraz skrócony alfabetyczny.

S. M.

Wliwanie tiempieraturno-włažnostnowo sostojania drowiesiny na jejo procznost', M. D. Bojko, Gos. Izd Lit. po Stroit. i Architekt., 1952 r., stron 96.

W książce tej podane są wyniki badań mechanicznych własności drewna różnych gatunków w zależności od temperatury, wilgotności i łącznego działania obu tych czynników. Trzy rozdziały zawierają kolejno: sprecyzowanie zagadnienia wpływu pewnego stanu temperatury i wilgotności na wytrzymałość drewna; metody badań oraz eksperymentalne wyznaczenie wytrzymałości drewna sosny w zależności od wilgotności i temperatury. Chociaż książka przeznaczona jest dla pracowników budownictwa, ze względu omawiany temat winni się nią zainteresować konstruktorzy i technologowie przemysłu lotniczego.

L. S.

Uprugije dieformacii drowiesiny, N. L. Lieontjew, Goslesbustizdat, 1952 r., stron 120.

Autor w Centralnym Instytucie Naukowo-Badawczym Mechanicznej Obróbki Drewna przeprowadził szereg badań nad zagadnieniem odkształceń drewna i wyznaczeniem stałych sprężystości. Treść książki zawarta w ośmiu rozdziałach, podaje: ogólne pojęcia o odkształceniach drewna, metody wyznaczenia wskaźników sprężystych odkształceń drewna, zależności wskaźników od różnych czynników, zależności między modułami sprężystości drewna, wyznaczenie wskaźników sprężystych odkształceń drewna w poprzek przekroju pnia, wpływ wad na moduły sprężystości, badanie odkształceń drewna przy długotrwałym działaniu obciążenia i wskaźniki sprężystych odkształceń drewna głównych gatunków drzew Związku Radzieckiego. Ze względu na poruszany temat książka jest wskazana dla lotniczych biur konstrukcyjnych i technologicznych.

L. S.

Sprawocznik tiermista, A. A. Szmykow, Maszgiz, 1952 r., stron 287.

W podręczniku tym podane są w formie tabel, wzorów i wykresów informacje, dotyczące używanych w budowie maszyn gatunków stali i procesów obróbki cieplnej, elementów maszyn i narzędzi, jak również wiadomości o piecach, urządzeniach do nagrzewania i przyrządach kontroli obróbki cieplnej. Tworzące pięć rozdziałów ustępy podają kolejno: wielkości i stałe fizyczne, skład, własności i przeznaczenie stali, fizyczne podstawy nagrzewania i ochładzania stali, obróbka cieplna, chemiczno-ciepła obróbka, zalecane stany obróbki cieplnej, sprawdzanie twardości, piece, paliwo, materiały do wykonania pieców, urządzenia do nagrzewania i oprzyrządowanie pieców. Treść uzupełniają rozdziały pierwszy, podający krótkie biografie uczonych radzieckich w dziedzinie obróbki cieplnej i dodatek zawierający wykaz podstawowych istniejących norm związkowych, dotyczących gatunków stali. Podręcznik jest przeznaczony dla inżynierów, techników i majstrów wydziałów obróbki cieplnej.

L. S.

Ubezpieczenia transportów, Andrzej Śliwiński, Polskie Wydawnictwa Gospodarcze, 1952 r., stron 220

Omawiana książka stanowi tom XXXI „Biblioteki Finansów” PWG i porusza zagadnienia dotyczące ubezpieczeń środków przewozowych oraz transportów, w komunikacji morskiej, wodnej śródlądowej, kolejowej, samochodowej oraz lotniczej. Z tego ostatniego względu zwłaszcza, książka ta zawierając szereg interesujących szczegółów, może być przydatna dla pracowników technicznych lotnictwa, którzy mogą się stykać w pracy zawodowej z tymi problemami. Treść książki podzielona jest na dziesięć rozdziałów: historia ubezpieczeń transportowych, rodzaje i zasady ubezpieczenia transportowego, ubezpieczenia lądowe, ubezpieczenia morskie, awaria wspólna, ubezpieczenia rzeczne, ubezpieczenia lotnicze, likwidacja szkód transportowych, organizacja ubezpieczeń transportowych oraz reasekuracja. W rozdziałach, dotyczących lotnictwa, znaleźliśmy wyrażenia, które nas razią i które w wydaniu następnym wartyby zamienić prawidłowymi, a mianowicie: maszyna samolotu zamiast silnik samolotu, rolowanie — kołowanie, lot maszyny — lot samolotu, motory — silniki, ilość przelatanych godzin — ilość wylatanych godzin, loty eksperymentalne — loty doświadczalne, loty anormalne (?), i ogólnie: waga zamiast ciężar.

S. M.

Zasady konstrukcji przyrządów, uchwytów i sprawdzianów specjalnych. Tom II, prof. mgr inż. Włodzimierz Mermon, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1952 r., stron 186.

Omawiana książka stanowi tom drugi dwutomowej, o której tomie pierwszymy zamieściliśmy wzmiankę w naszym dziale w zeszycie 3/51 „Techniki Lotniczej”. Treść podzielona jest na dwanaście rozdziałów, poruszających następujące tematy: uchwyt i przyrządy frezarskie; uchwyt do szlifowania płaszczyzn, do robót na strugarkach i dłutownicach, na przeciągarach, do nacaniania zębów w kołach zębatych; sprawdziany do kół zębatych; przyrządy, uchwyt i narzędzia do obciążania i docierania; przyrządy i uchwyt do robót różnych; uchwyt, przyrządy i narzędzia montażowe; ogólne zasady i technika konstruowania przyrządów i uchwytów; gospodarka rysunkami przyrządów i uchwytów; normalizacja w budowie przyrządów i uchwytów; technologiczność konstrukcji obrabianego przedmiotu i jej wpływ na budowę przyrządów i uchwytów; wykonanie, przechowywanie i naprawa przyrządów i uchwytów. Skorowidz rzeczowy, zestawienie literatury, wykaz części znormalizowanych oraz materiałów stosowanych w budowie przyrządów, uchwytów i sprawdzianów specjalnych dopełniają całości tej pożytecznej i przydatnej dla przemysłu lotniczego książki.

S. M.

Podstawy nauki o korozji i ochronie metali, G. W. Akimow, tłum. z ros. mgr inż. Marian Orman, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1952 r., stron 360.

Omawiana praca jest tłumaczeniem książki „Osnowy uczenia o korozji i zaszcześcił metali” z 1946 r. Treść właściwa podzielona jest na siedem rozdziałów poruszających następujące tematy: korozja chemiczna, korozja gazowa, podstawy teorii korozji elektrochemicznej, szybkość i rozprzestrzenianie się korozji, metody badań i pomiarów korozji, metody ochrony przed korozją, odporność chemiczna metali. Skorowidz oraz dodatek, zawierający niektóre dane fizyko-chemiczne dopełniają całości pracy, bardzo potrzebnej zwłaszcza w przemyśle lotniczym, w którym zagadnienia ochrony przed korozją zajmują poczesne miejsce. Zapoznanie się z omówionymi w niniejszej pracy podstawami teorii, metodami badań korozji oraz metodami i sposobami ochrony metali przed korozją pozwoli Czytelnikom, w ich pracy zawodowej, na przewyższenie wielu napotykanymi trudności.

S. M.

Metale nieżelazne i ich stopy w odlewnictwie, mgr Stanisław Szczawiński, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1952 r., stron 215.

Książka omawiana zawiera opisy najważniejszych stopów metali nieżelaznych, własności ich oraz zastosowanie, przy czym podaje praktyczne zasady ich topienia i wylwania zgodnie z jej przeznaczeniem dla mistrzów, techników i inżynierów hutniczych i metalowców. Dzięki swemu przejrzystemu układowi i przystępnej formie podania treści, książka będzie przydatna w pracy zawodowej dla pracowników technicznych innych specjalności, również i w lotnictwie. Treść podzielona jest na sześć części, zawierających łącznie dwadzieścia osiem rozdziałów. Część I — wiadomości wstępne — omawia przetapianie metalu w odlewni, krzepnięcie metalu, obróbkę cieplną i pomiar temperatury; Część II — miedź i jej stopy — zawiera miedź, jej własności oraz zastosowanie, brązy cynowe, cynowo-fosforowe, cynowo-cynkowe, cynowo-cynkowo-olowiowe, cynowo-olowiowe, ołowiowe, alumińowe, krzemowe, berylowe, mosiądze, praktyka odlewnicza stopów miedzi; Część III — aluminium i jego stopy — omawia własności aluminium, stopy alumińowe, przygotowanie stopów alumińowych, charakterystykę odlewniczą stopów alumińowych, odlewy piaskowe i kokilowe, obróbkę cieplną stopów alumińowych, wykończanie odlewów ze stopów alumińowych; Część IV — magnez i jego stopy — zawiera wiadomości ogólne, stopy magnezu, odlewy piaskowe; Część V — cynk i jego stopy — omawia cynk i jego zastosowanie oraz technologię odlewania stopów cynku; Część VI — stopy cyny, ołowiu i antymonu — zawiera rozdziały omawiające wymienione metale, ich własności i zastosowanie oraz topienie i odlewanie ich stopów.

S. M.

Cynkowanie żelaza w ciekłym cynku, inż. Teofil Święcicki, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1952 r., stron 128.

Omawiana książka, przeznaczona w zasadzie dla techników i mistrzów cynkowni, może być przydatna także i dla pracowników lotnictwa, ponieważ wyjaśnia szereg problemów, z którymi przemysł lotniczy się styka. Treść podzielona jest na cztery rozdziały, w których poruszono następujące tematy: powstawanie zgorzeli i usuwanie jej z powierzchni stali, oczyszczanie i ochrona wytrawionej powierzchni za pomocą topników, cynkowanie w ciekłym cynku, własności powłok cynkowych.

S. M.

Nowe polskie normy lotnicze

W sierpniu i wrześniu 1952 r. zostały ustalone następujące normy z dziedziny lotnictwa:

PN/L-19010 — Lotnicza tarcica. Magazyny i magazynowanie.

W październiku 1952 r. zostały ustalone następujące normy z dziedziny lotnictwa:

PN/L-07130 Spadochrony osobowe. Wytyczne konserwacji.

PN/L-07141 Spadochrony osobowe. Wytyczne przechowywania.

PN/L-33001 Śmigła lotnicze. Charakterystyka geometryczna.

PN/L-02501 Statki latające. Określenia i klasyfikacja ogólna.

PN/L-33003 Śmigła lotnicze. Sprawdzanie charakterystyki geometrycznej śmigła.

PN/L-33010 Śmigła lotnicze. Odchyłki wymiarów i wyważenia śmigieł drewnianych.

PN/L-61500 Samoloty. Filtry paliwowe. Główne wymiary.

W grudniu 1952 r. zostały ustalone następujące normy z dziedziny lotnictwa:

PN/L-04001 Silniki lotnicze tłokowe. Próby kontrolne na hamowni. Wytyczne przeprowadzania pomiarów.

PN/L-19900 Błona lotnicza bakelitowa.

PN/L-02010 Silniki lotnicze. Charakterystyka silnika tłokowego bezsprężarkowego. Określenia.

PN/L-16251 Aluminium i stopy aluminium. Drut na nity. Wymiary.

PN/L-82051 Otwory gwintowe. Główne wymiary.

Sprostowanie

W numerze 6/1952 „Techniki Lotniczej” na str. 179 podano w dziale „Nowe polskie normy lotnicze” błędnie: — W miesiącu lipcu zostały wydane drukiem następujące normy z dziedziny lotnictwa. — Winno być: — W lipcu 1952 r. zostały ustalone następujące normy z dziedziny lotnictwa.

W uzupełnieniu podajemy, że została ustalona norma z dziedziny lotnictwa:

PN/L-95005 — Przyrządy lotnicze pokładowe. Korpusy puszek wskaźników. Wymiary.

Kronika

Z ŻYCIA SEKCJI LOTNICZEJ SIMP

W dniu 30 stycznia r. b. odbyło się Walne Zebranie Sekcji Lotniczej SIMP. Zebraniu przewodniczył kol. Madeyski Stanisław. W imieniu ustępującego Zarządu sprawozdanie z działalności złożył przewodniczący kol. Sołtyk Tadeusz. Z ważniejszych punktów działalności należy wymienić:

1) Akcja odczytowa. W okresie kadencji ustępującego Zarządu odbyło się 10 odczytów dyskusyjnych. Tematy odczytów były podawane w poprzednich numerach „Techniki Lotniczej”.

2) Akcja wydawnicza. Zarząd rozpoczął działalność zmierzającą do rozwinięcia wydawnictw lotniczych. Celem tej akcji jest zapobieżenie brakowi lotniczej literatury technicznej. Zwołano dwie narady z udziałem specjalistów, na których ustalono zagadnienia wymagające najpilniejszego opracowania. Są to przede wszystkim zagadnienia technologii produkcji lotniczej na poziomie rzemieślniczym i technicznym. Następnie Zarząd występował do czynników kompetentnych w celu zapoczątkowania akcji wydawniczej. Sprawa nie została definitywnie załatwiona.

3) Akcja werbowania nowych członków. W okresie kadencji Zarządu powstały nowe Kola terenowe, a mianowicie: we Wrocławiu, w Świdniku oraz dwa w Warszawie. W związku z tym przybyło kilkudziesięciu członków.

Zebranie udzieliło absolutorium ustępującemu Zarządowi oraz wybrało nowy Zarząd w składzie: przewodniczący kol. Franciszek Misztal, członkowie — koledzy: Bień Stanisław, Drużni Czesław, Malkiewicz Eugeniusz, Osiński Zbigniew, Ostrowski Jerzy, Świdzki Zdzisław, Winecki Zdzisław i Wyszynski Władysław.

Nowy Zarząd zamierza rozwijać swoją działalność szczególnie w następujących kierunkach:

1) Akcja odczytowa;
2) Kontynuowanie starań o rozpoczęcie akcji wydawnictwa lotniczego;
3) Nawiązanie łączności z Kółami terenowymi. Udzielanie pomocy w ich pracy i współpraca z nimi. Na tym miejscu prosimy Zarządy Kół terenowych o nadsyłanie sprawozdań ze swej działalności do Zarządu Sekcji.

4) Zarząd zamierza w okresie jesieni zorganizować konferencję dyskusyjną na temat zagadnień technologii lotniczej, połączoną ze zjazdem członków sekcji.

5) Zarząd postanowił zbadać możliwości założenia Muzeum Lotnictwa i rozpocząć starania u czynników kompetentnych w celu utworzenia go. Zarząd apeluje do wszystkich Członków o współpracę i pomoc w zrealizowaniu tych zamierzeń.

Komunikat Sekcji Lotniczej SIMP

W związku z uregulowaniem struktury organizacyjnej SIMP Koło Lotnicze SIMP zostało przemianowane na Sekcję Lotniczą SIMP.

Sekcja Lotnicza obejmuje zorganizowane Kola Lotnicze w Bielsku, Kaliszu, Mielcu, Rzeszowie, Świdniku, Warszawie i we Wrocławiu. Prosimy Kola terenowe Sekcji Lotniczej SIMP o kontaktowanie się z Zarządem w sprawach organizacyjnych i wspólnej działalności.

Sprawozdanie z Narady Produkcyjnej z Czytelnikami „Techniki Lotniczej”, która odbyła się w dniu 27.III. r.b. zamieścimy w następnym numerze.

Redakcja

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 rwe wtorki i piątki godz. 17.30 — 18.30.

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

Prenumeratę normalną przyjmują wyłącznie urzędy pocztowe oraz listonosze.

Cena pojedynczego zeszytu 9.— zł.

Prenumerata roczna 54.— zł.

Półroczna 27.— zł.

PRZEGŁĄD DOKUMENTACYJNY LOTNICTWA

OPRACOWANY PRZEZ OŚRODEK DOKUMENTACJI I WYDAWNICTW INSTYTUTU LOTNICTWA

DODATEK DO DWUMIESIĘCZNIKA „TECHNIKA LOTNICZA”

ROCZNIK III

WARSZAWA, MAJ-CZERWIEC 1953

Z E S Z Y T 2

W Przeglądzie Dokumentacyjnym Lotnictwa stosowana jest klasyfikacja dziesiętna.

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

32* 533.6 C4-2.53
VAN DYKE M. D.: Połączona reguła podobieństwa naddźwiękowego-hyperdźwiękowego. „The combined supersonic — hypersonic similarity rule”. J. Aero. Scien., t. 18, Nr 7, lip. 51, s. 499; A4, 1 str., 1 rys., 1 wykr., 7 poz. bibl. —

Autor dokonuje w prosty sposób skojarzenia reguły podobieństwa hyperdźwiękowego (Tsien i Hayes) z regułą podobieństwa naddźwiękowego zliniowanego przepływu. Otrzymana reguła wiąże ze sobą przepływ trójwymiarowy dokoła wysmukłych ciał, różniących się wzajemnie jednakowym rozciągnięciem lub kontrakcją wszystkich wymiarów prostopadłych do kierunku ruchu. Zakres ważności obejmuje wszystkie prędkości ponad obszarem przydźwiękowym. Wprowadzony przez autora parametr podobieństwa przedstawia pewną wyższość nad parametrem proponowanym niedawno przez Smelta. (A. Jakubowski).

33* 536.46 C4-2.53
CZUCHANOW Z. F.: Przyczynnik do teorii powierzchniowego spalania. „K teorii powierzchniowego górnienia”. Izw. Akad. Nauk SSSR, Otd. techn. Nauk. Nr 8, sier. 52, s. 1160; B5, 11 str., 1 rys., 2 wykr., 4 poz. bibl. —

Przykład palników tunelowych zasilanych mieszaniną tlenu węgla i powietrza, przy czym ścianki tunelu są wyłożone ceramiką oddziaływającą katalitycznie na reakcję egzotermiczną mieszaniny gazów, bez powstania płomienia. Wzory pozwalające ustalić temperaturę reakcji oraz warunki konieczne dla stabilizacji czoła reakcji. (W. Narkiewicz).

34* 551.508 629.139 C4-2.53
WUSTHOFF P.: Dalekopis meteorologiczny. „Téléscripteur de météorologie”. Interavia, r. 6, Nr 4, 1951, s. 211; 23 X 25 cm, 1,5 str., 2 rys., 1 mapka —

Autor podaje dla Europy zachodniej schemat sieci meteorologicznej, obsługiwanej przez dalekopisy. Przeciwwstawia zalety dalekopisów radiu. Wspomina o trudnościach i zadaniach służby meteorologicznej. (M. Łękowski).

35* 620.178.3 C4-2.53
SZASZIN M. Ja.: Badanie wytrzymałości zmęczeniowej próbek o powierzchni utwardzanej śrutem, przy naprężeniach powyżej granicy zmęczenia. „Issledowanie ustalostnoj prochnosti naklepennykh drobju obraczow pri napriazhenijach wyse priediela ustalosti”. Wiestn. Maszinostr., r. 32, Nr 9, wrzes. 52, s. 57; A4 2,5 str., 5 wykr., 6 poz. bibl. —

Badanie i czynnych próbek stalowych hartowanych do Rc > 50 wykazało możliwość ich przeciążenia do 130 — 135% w stosunku do wytrzymałości zmęczeniowej, przy zapewnieniu trwałości do 10⁶ cykli. Stwierdzono również możliwość szlifowania powierzchni utwardzonej śrutem, pod warunkiem pozostawienia wymaganej grubości warstwy utwardzonej, co nie wpływa ujemnie na wytrzymałość zmęczeniową. Niezbędne są dalsze badania, celem uogólnienia dotychczasowych wyników. (W. Narkiewicz).

36* 621-725 C4-2.53
BARRON S. Zbiornikowe segregatory olejowe ułatwiają smarowanie przy niskich temperaturach. „Oil tank hoppers aid low temperature lubrication”. SAE J., t. 59, Nr 7, lip. 51, s. 58; A4, 5 str., 4 rys., 4 wykr. —

Zmniejszenie lepkości oleju, konieczne przy niskich temperaturach, uzyskiwane jest przez rozcieńczanie benzyną. Prawidłowe rozcieńczenie wymaga zastosowania specjalnych segregatorów, oddzielających olej rozcieńczony od świeżego. Artykuł, obok omówienia szeregu zagadnień związanych z rozcieńczaniem, zawiera opis segregatorów umieszczonych w zbiornikach olejowych i opis rozwoju ich konstrukcji na przestrzeni ostatnich lat. (J. Roliński).

37* 621-762 C4-2.53
MCUISTON T. J.: Uszczelki typu „O”. Uszczelnianie szybko wirujących wałów. „O” rings in rotary, high speed applications”. Appl. Hydraulics (U. S. A.), t. 5, Nr 7, lip. 52, s. 68; A4, 4 str., 2 fot., 4 rys. —

Szczegółowo omówiona geometria uszczelki i rowka oraz konstrukcja uszczelki składanych na podstawie doświadczeń uszczelniania wału Ø 25 przy 3450 obr./min. Zwraca się uwagę na tzw. „efekt Joula” w gumie, z czego wynika konieczność ścisania uszczelki przy montażu, a nie rozciągania. (W. Narkiewicz).

38* 621.396.625:629.13.05 C4-2.53
Na samopisie. „On record”. Flight, t. 59, Nr. 2203, kw. 51, s. 422; A4, 1 str., 1 fot. —

Podany jest opis przyrządu, stosowanego przez f. Hawker Aircraft Ltd dla prób w locie. Przyrząd ten rejestruje sposobem magnetofonowym wszystkie uwagi pilota dotyczące lotu. (W. Roth)

39* 621.43.016 C4-2.53
SZELEST P. A.: Niektóre zagadnienia obliczeń cieplnych silników spalinyowych. „Niektóre zagadnienia obliczeń cieplnych silników spalinyowych”. „Niektóre zagadnienia obliczeń cieplnych silników spalinyowych”.

W. Narkiewicz).
dwigatielej wnutrienniewo agoranijsa. Wiestn. Maszinostr., r. 32, Nr 8, sier. 52, s. 12; A4, 7,5 str., 10 wykr., 2 tabl., 11 poz. bibl. — W oparciu o teorię prof. A. N. Szelesta pojemności cieplnej ciał oraz uwzględniając skład mieszanki oraz produktów spalania — są wyprowadzone wzory na obliczenie wskaźników politropy sprężania i rozprężania oraz temperatury końcowej spalania. Dla ułatwienia obliczeń są podane wykresy współczynników politropy dla różnych reżimów pracy silnika. Rezultaty obliczeń sprawdzono doświadczalnie w laboratorium pojazdów cieplnych MWTO. (W. Narkiewicz).

40* 621.431.75 C4-2.53
SATHER B. I., SCHURICHT F. R.: Podsumowanie badań nad silnikiem lotniczym z dwusuwem jako wytwornicą gazu. „Summary of investigation of two-stroke-cycle gas-generator aircraft engine”. Trans. amer. Soc. mech. Engrs., t. 74, Nr. 5, lip. 52, s. 637; A4, 16 str. 3 fot., 6 rys., 19 wykr., 20 poz. bibl. — Omawiany zespół napędowy składa się z tłokowego, dwusuwowego silnika spalinyowego ze sprężarką oraz z turbiny zasilanej gazami spalinyowymi z silnika tłokowego, napędzającej śmigło za pośrednictwem przekładni zębatej. Omówiono poprzednio opublikowane rezultaty studiów w NACA, oraz zestawiono je — z przeprowadzonymi przez autorów. Podano wyniki prób nad jednocylindrowką dla różnych rodzajów przedmuchiwania cylindra. W wyniku rozważań teoretycznych nad kilkoma odmianami zespołu stwierdzono, że jest możliwe uzyskanie zużycia paliwa ok. 140 G/KM/godz. przy dobrej charakterystyce wysokościowej i niskim ciężarze jednostkowym. (L. Piechowski).

41* 621.431.75:629.135.4 C4-2.53
MILLER W., HOEXTER R. Przeróbka silnika do śmigłowca. „Tailoring an engine for a copter”. Aviat. Age (USA), t. 17, Nr. 5, maj 52, s. 36; 28 X 28 cm, 2 str., 2 fot., 1 rys. — Krótki opis przeróbki silnika Wright Cyclone R 1300-3 800 KM do napędu śmigłowca. Silnik jest nachylony pod kątem 35° i zaopatrzony w dmuchawę chłodzącą, osadzoną na wale silnika. Szczególną uwagę zwrócono na moment bezwładności dmuchawy, która służy również jako koło zamachowe dla wolnych obrotów 1000 obr./min. (W. Narkiewicz).

42* 621.431.75.001.4 C4-2.53
STOCKWELL R.: Hamownia linii lotniczych S.A.S. „SAS's Engine test facility”. Aviat. Age (USA), t. 17, Nr. 1, stycz. 52, s. 37; 28 X 28 cm, 1 str., 3 fot., 1 rys. — Krótki opis podobnej hamowni silników tłokowych do 3500 KM na lotnisku Bromma, Szwecja. Silnik jest hamowany hamownicą wodną typu Prandtl. Hamownia odznacza się małymi wymiarami (5 X 10 X 3 m) i skutecznym uciśnieniem, które uzyskano dzięki zastosowaniu kafelek perforowanych jako filtrów akustycznych. Kompletna zamiana silnika na stanowisku trwa 15 — 30 min. (W. Narkiewicz).

43* 621.432.4-752 C4-2.53
KRUGŁOW M. G.: Określenie składowych harmonicznych momentu kręcącego silników tłokowych. „Ob opriedielenii garmonicheskich sostawljajuszczich krutiaszczewo momenta dwigatielea wnutrienniewo agoranijsa”. Wiestn. Maszinostr., r. 32, Nr 9, wrzes. 52, s. 10; A4, 2 str., 4 wykr., 2 poz. bibl. — Porównanie wyników analizy harmonicznej silnika dwusuwowego JAZ-204, wykonanej na podstawie krzywych indykatora, z obliczeniami w/g zaleceń J. S. Niejmana i J. D. Lwowa, opartych na silnikach czterosuwowych. Rzeczywiste amplitudy harmonicznych — rzędów poniżej 5 są blisko dwukrotnie wyższe niż wypadają z obliczeń w/g Niejmana, a dla rzędów powyżej 6 są praktycznie takie same. (W. Narkiewicz).

44* 621.51:629.135.065 C4-2.53
Sprężarka samolotowa wysoko-ciśnieniowa firmy Hymatic. „Hymatic high-pressure aircraft air compressor”. Compressed Air Engng., t. 17, Nr 198, wrzes. 52, s. 317; A4, 3 str., 3 fot., 2 wykr. — Opis sprężarki pokładowej stosowanej do pneumatycznego układu samolotu. Jest to trójstopniowa sprężarka tłokowa chłodzona powietrzem. Ciśnienie robocze sprężarki ok. 210 atn. Wydatek 40 l/min powietrza o ciśnieniu 760 mm Hg i temp. 15°C. (W. Roth).

45* 621.515 C4-2.53
KRAJEWSKI B. (Instytut Lotnictwa): Stanowisko do badania modeli sprężarek osiowych. Techn. lotn., r. 7, Nr 5, wrzes.-paźdz. 52, s. 147; (Biul. Gł. Inst. Lotn.); A4, 2,5 str., 4 fot., 2 rys., 1 wykr. — W artykule podano dokładny opis stanowiska do badań oraz przyrządów pomiarowych. W pierwszym etapie prac zmierzono charakterystykę wentylatora. (B. Krajewski).

46* 621.515:621.45 C4-2.53
NIECZAJEW Ju.: Charakterystyka odśrodkowych sprężarek dla silników turbo-odrutowych. „Charakteristika centrobiežnych kompiessorow TRD”. Wiestn. wožd. Flota, r. 35, Nr 8, sier. 52, s. 49; B5, 11 str. 4 rys., 5 wykr. — Krótka analiza pracy sprężarki na stoisku doświadczalnym i w silniku oraz powody zjawiska „granicy pompowania”. Zależność podobieństwa sprężarek od liczby M oraz zalety i charakterystyki sprężarek w funkcji para-

metrów $\frac{n}{\sqrt{T}}$ i $\frac{G}{P} \sqrt{\frac{T}{P}}$ (W. Narkiewicz).

- 47* 621.515:621.45.01 C4—2.53
FIEDOROW R.: Teoria silników odrzutowych. 7. Urządzenie i praca sprężarki osiowej. „Teoria reaktiwnych dwigateli”. 7. Ustrojstwo i robota osiowego kompiressora. Wiestn. wozd. Flota, r. 35, Nr 9, wrzes. 52, s. 54; B5, 13 str., 11 rys., 3 wykr. — Zwięźle i jasne wyprowadzenie zasadniczych wzorów dla jednego stopnia sprężarki z uwzględnieniem wysokości łopatki. Krótkie omówienie całej sprężarki, współpracy poszczególnych stopni między sobą oraz charakterystyki sprężarki osiowej, z wyjaśnieniem zagadnienia pompowania. (W. Narkiewicz).
- 48* 621.548 C4—2.53
FATIEJEW J. M., RAZDIESTWIENSKI I. W.: Osiągnięcia radzieckiej techniki w dziedzinie silników wiatrowych. „Dostizienija sowietsojki wietrotiechniki”. Wiestn. Maszynostr., r. 32, Nr. 9, wrzes. 52, s. 24; A4, 4 str., 2 fot., 2 rys., 4 wykr. — Krótki opis nowych silników wiatrowych. Silnik WIM-GUSMP D-18 posiada regulator odśrodkowy przedstawiania łopat na określonej liczbie obrotów mimo dużych prędkości wiatru. Silnik CAGI 1-D-18 jest silnikiem prostszym o sprężynowej regulacji nastawienia łopat i z akumulatorem bezwładnościowym, który zapewnia stałość obrotów przy nagłych zmianach prędkości wiatru. Artykuł jest zakończony krótką analizą współpracy silników wiatrowych z innymi silnikami w danym rejonie. (W. Narkiewicz).
- 49* 621.785.5:621.775.6 C4—2.53
TARASOW A. M., SWISZNIKOW D. A.: Zastosowanie stalowego śrutu dla utwardzania powierzchniowego. „Primenienie stalnoj drobi dla powierchnostnowo uпрочnienia dietaleja”. Wiestn. Maszynostr., r. 32, Nr. 8, sierp. 52, s. 34; A4, 2,5 str., 6 fot., 1 wykr., 2 tabl., 3 poz. bibl. — Stalowy śrut ϕ 0,8 wykonany z drutu daje lepsze rezultaty niż śrut z żeliwa odbitego. Opisano technologię wykonania śrutu, wyników prób porównawczych na piórach resorów samochodowych. (W. Narkiewicz).
- 50* 621.822.1 C4—2.53
KUCAJEW S. N.: O pracach A. K. Djaczkowa dotyczących smarowania łożysk ślizgowych. „O rabotach A. K. Djaczkowa po smazkie poizszipnikow skolenija”. Izv. Akad. Nauk SSSR, Otd. techn. Nauk, Nr 8, sierp. 52, s. 1245; B5, 6 str., 4 rys., 4 poz. bibl. — W szeregu artykułów i podręczników A. K. Djaczkow propaguje swoją teorię dynamicznego obciążenia łożysk. Autor notatki wykazuje szereg błędnych założeń tej teorii oraz szereg pomyłek matematycznych, które pozwalają na wysnucie fałszywych wniosków. W szczególności teoria „efektywnego impulsu” Djaczkowa jest błędna oraz błędne są rozważania jego o chłodzeniu olejem łożysk ślizgowych. (W. Narkiewicz).
- 51* 621.822.1 C4—2.53
DJACZKOW A. K.: Odpowiedź na uwagi S. N. Kucajewa. „Otwiet na zamieszanija S. N. Kucajewa”. Izv. Akad. Nauk SSSR, Otd. techn. Nauk, Nr 9, wrzes. 52, s. 1411; B5, 6 str., 3 rys., 6 poz. bibl. — Objasnienie fizykalnego pojęcia wektora „obciążenia efektywnego” w dynamicznie obciążonych łożyskach oraz omówienie niesłuszności krytyki Kucajewa. Słuszność teorii Djaczkowa — na podstawie której można ściśle określić miejsce najgrubszej warstwy smaru w łożysku, a tym samym i najkorzystniejsze umiejscowienie otworu doprowadzającego smar — została potwierdzona praktyką na silnikach traktorowych i samochodowych; uzyskano oszczędności paliwa i zużycia czopa łożyska. (W. Narkiewicz).
- 52* 621.831 C4—2.53
KISTJAN Ja. G.: O metodach obliczeń wytrzymałościowych zabezpieczenia opracowania przez A. I. Pietrusiewicza. „O metodach rasczota zubczatych zaceplenij na procznost”, razrabotannych A. I. Pietrusiewiczem”. Izv. Akad. Nauk SSSR, Otd. techn. Nauk, Nr. 8, sierp. 52, s. 1226; B5, 18 str., 8 poz. bibl. — A. I. Pietrusiewicz opracował rozdział w II tomie Maszynostrojenia o obliczeniach wytrzymałościowych zabezpieczeń. Kistjan wykazuje szereg pomyłek i nieuzasadnionych założeń teoretycznych w pracy A. I. Pietrusiewicza. W szczególności zwraca uwagę na błędne rezultaty obliczeń obciążeń dynamicznych i zmęzeniowych w/g metody Pietrusiewicza. (W. Narkiewicz).
- 53* 621.831 C4—2.53
POŁOCKIJ M. S.: O potrzebie opracowania naukowo uzasadnionej metody obliczania kół zębatach. „Za sozdanije nauczno obosnowannowo metoda rasczota zubczatych pieriedacz”. Izv. Akad. Nauk SSSR, Otd. techn. Nauk: Nr 9, wrzes. 52, s. 1387; B5, 24 str., 4 tabl., 23 poz. bibl. — Analiza błędów teoretycznych prac A. I. Pietrusiewicza, dotyczących obliczania kół zębatach na obciążenia dynamiczne. Analiza błędów i niedociągnięć rozdziału o kołach zębatach w II. tomie Maszynostrojenia i wniosek o konieczności przerobienia tego rozdziału w świetle osiągnięć techniki radzieckiej. (W. Narkiewicz).
- 54* 621.833.2 C4—2.53
ŁOPATO G. A.: Koła stożkowe z zębami kołowymi równej wysokości. „Konieczeskie koliosa s krugowym rawnowysokim zubom”. Wiestn. Maszynostr., r. 32, Nr 9, wrzes. 52, s. 43; A4, 7 str., 4 fot., 7 rys., 1 wykr., 2 tabl. — Ten typ zębów ma szereg zalet w stosunku do innych typów zębów spiralnych przekładni stożkowych. Jest łatwy do obliczenia parametrów ząbienia, ustawienia obrabiarki i wymaga małej ilości znormalizowanych narzędzi. Frezowanie każdej strony profilu odbywa się oddzielnie, przy czym jest osiągalna dokładność wymagana w przemyśle samochodowym i obrabiarkowym. Krótki opis metod obliczenia ustawienia obrabiarki i znormalizowanych narzędzi. (W. Narkiewicz).
- 55* 621.851.82 C4—2.53
MALCEW W. F. Przyczynek do teorii rolkowego wolnego koła. „K woprosu tieorji rolkowej mufty swobodnowo choda”. Wiestn. Maszynostr., r. 32, Nr 8, sierp. 52, s. 20; A4, 2 str., 2 rys., 1 wykr., 3 poz. bibl. — Uzupełnienie teorii rolkowego wolnego koła przez dodanie sposobu obliczenia niezbieżnego nacisku sprężyn na rolki i strat na tarcie przy biegu luzem. (W. Narkiewicz).
- 56* 629.13.042.2 C4—2.53
Zagadnienia techniczne wyrzucanych foteli. „Ejection-seat engineering”. Aeroplane, t. 83, Nr. 2154, paźdz. 52, s. 602; A4, 3 str., 4 fot., 2 wykr. — Streszczenie odczytu wygłoszonego przez jednego z konstruktorów wyrzucanych foteli, produkowanych przez Wytwórnię Martin Baker, w którym prelegent omawia historyczny rozwój prac nad stworzeniem właściwego rozwiązania, przebieg okresu doświadczeń tunelowych i prób w locie, wymagania stawiane prochowemu urządzeniu wyrzucającemu oraz przebieg wyrzucenia fotela i zjawiska występujące po wyrzuceniu. Ponadto omówiono urządzenia fotela całkowicie samoczynnego oraz możliwości rozwojowe na przyszłość. (S. Madeyski).
- 57* 629.13.065 C4—2.53
STILL E. W.: Tłoczenie gorącego i zimnego powietrza. „Blowing hot and cold”. Flight, t. 62, Nr. 2285, list. 52, s. 595; A4, 1,5 str., 2 rys., 1 wykr., 1 tabl. — Streszczenie odczytu formułującego wymagania stawiane nowoczesnym instalacjom powietrznym, służącym do zasilania zarówno kabin ciśnieniowych — samolotów latających na dużych wysokościach, jak i ciepłych urządzeń odlodzających skrzydła, silnik oraz szyby kabiny pilotów, zwłaszcza dla samolotów szybkich; rozważono prędkości dla $Ma = 1$ i dla $Ma = 2$ oraz zagadnienie ochładzania, stosowanego w tych warunkach, sprężonego uprzednio powietrza. (S. Madeyski).
- 58* 629.135.002.2(083) C4—2.53
JANIK F.: Rozwój przepisów budowy samolotów. Techn. lotn., r. 7, Nr 5, wrzes.-paźdz. 52, s. 126; A4, 8,5 str., 1 rys., 9 wykr. — Autor podaje historię polskich przepisów wytrzymałościowych budowy samolotów. Omawia głównie przypadki obciążenia w locie, powstanie krzywej wyrwania, podkreślając przy tym wkład Polski do powstania nowoczesnych przepisów wytrzymałościowych. Porównuje przepisy polskie z przepisami innych państw i międzynarodowymi, dając również krótką historię rozwoju przepisów międzynarodowych. Wnioski dotyczące sformułowania nowych przepisów polskich. Głosy dyskusji. (a.).
- 59* 629.135.002.611 C4—2.53
OSTŃSKI Z.: Zagadnienia produkcyjne montażu samolotów. Techn. lotn., r. 7, Nr 5, wrzes.-paźdz. 52, s. 122; A4, 4,5 str., 5 rys., 2 tabl. — Analiza problemów nasuwających się przy uruchomieniu produkcji w zakresie montażu samolotów. Nomenklatura podziału samolotu na elementy produkcyjne. Sposoby podziału oraz jego wpływ na montaż. Czynniki montażowe oraz zagadnienie wymienności elementów montowanych. Wymagania jakie opracowaniu konstrukcyjnemu i technologicznemu stawia obrany sposób montażu. Uwagi o kryteriach decydujących o obraniu systemu montażu. Zagadnienia montażu taśmowego. (a.).
- 60* 629.135.78 C4—2.53
Kontakt okształceniowy. „Deformation crash-switch”. Flight, t. 61, Nr 2251, marz. 52, s. 300; A4, 0,5 str., 2 fot. — Opis urządzenia uruchamiającego na samolocie instalację bezpieczeństwa. Przyrząd działa na zasadzie okształcenia w czasie wypadku, a nie na zasadzie wielkich przyspieszeń ujemnych, jak to ma miejsce w innych urządzeniach o podobnym przeznaczeniu. (B. Kitzman).
- 61* 629.136.1 C4—2.53
STRYK H. Von.: Spadochron dla szybowników. „Der Fallschirm für den Segelflieger”. Thermik, r. 5, Nr. 7, lip. 52, s. 95; 21 × 20 cm., 1 str. — Ze względu na bardzo wysokie koszty zwykłego spadochronu lotniczego, zwłaszcza w porównaniu z ceną szybowca — autor proponuje zastosowanie spadochronów nie jedwabnych, ani nylonowych lecz wykonanych z „Mako” — z automatycznym otwieraniem i bez centralnego zamka pasów. (Fr. Janik).
- 62* 629.136.1 C4—2.53
Do tego potrzeba spadochronów. „Fallschirme gehören dazu...”. Interavia, r. 7, Nr 2, 1952, s. 99; 33 × 25 cm, 1,5 str., 3 fot. — Przykłady zastosowań spadochronów. Konstrukcja i produkcja spadochronów dla dużych ciężarów. Spadochrony dla wyrzucanych foteli i do skracania dobiegu samolotu. (B. Kitzman).
- 63* 669.718:669.268:621.357.7 C4—2.53
MAYER-RÄSSLER E. Twardo chromowanie aluminium. „Hard chrome plating of aluminium”. Metal Industry, t. 81, Nr. 7, sierp. 52, s. 127; A4, 3 str., 9 fot. — Przyleganie powłoki galwanicznej twardego chromu do aluminium i jego stopów zależy od dokładności oczyszczenia powierzchni od tlenków aluminium. Podano szereg recept na oczyszczenie i chromowanie cylindrów ze stopów aluminium oraz do silników spalinowych. W szczególności omówione są sposoby otrzymania porowatego chromowania. (W. Narkiewicz).
- 64* 744:621.431.75 C4—2.53
MADEYSKI S. Rysunek ofertowy. Techn. lotn., r. 7, Nr 5, wrzes.-paźdz. 52, s. 135; A4, 4 str., 4 rys. — Szereg problemów nasuwających się przy sporządzaniu i wykorzystywaniu rysunków ofertowych, rozpatrywanych z punktu widzenia konstruktora wyposażenia samolotu. Rysunki ofertowe tłokowych silników lotniczych oraz osprzętu samolotu. (a.).

Niniejszy Przegląd Dokumentacyjny zawiera jedynie część analiz dokumentacyjnych publikacji z zakresu lotnictwa. Pełna dokumentacja ukazuje się w postaci kart dokumentacyjnych wydawanych przez Centralny Instytut Dokumentacji Naukowo-Technicznej (Warszawa, Al. Niepodległości 188). CIDNT przyjmuje prenumeratę kart dokumentacyjnych, która może obejmować zarówno całą dokumentację naukowo-techniczną, jak i oddzielne jej działy lub poszczególne zagadnienia i tematy techniczne.

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

Skład Komitetu Redakcyjnego Wydawnictw Instytutu Lotnictwa:

Redaktor naczelny: mgr inż. Stanisław Witkowski

Redaktor Przeglądu Dokumentacyjnego Lotnictwa: Stanisław Rudka:

IX. Wymiary łbów zamykających



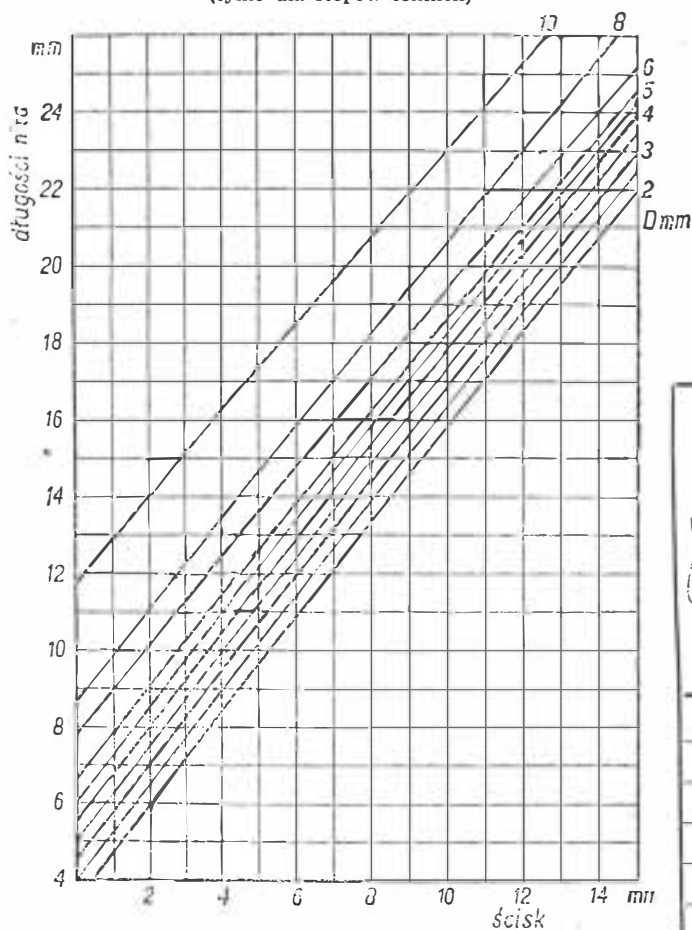
a — łby płaskie

nit Ø mm	1	1,4	1,6	2	2,6	3	3,5	4	5	6	7	8	10
wysokość nakuwka Kz	0,7	0,8	0,9	1,1	1,3	1,5	1,7	2,0	2,5	3,0	3,5	4,0	5,0
średnica nakuwka Dz	1,6	2,2	2,5	3,2	4,1	4,7	5,5	6,2	7,8	9,3	10,9	12,4	16,0
długość sworzni l	1,3	1,8	2,1	2,6	3,4	3,9	4,6	5,2	6,5	7,8	9,1	10,4	13,0

b — łby półokrągłe

nit Ø mm	1	1,4	1,6	2	2,6	3	3,5	4	5	6	7	8	10
wys. nakuwka Kz	0,7	1,0	1,1	1,4	1,8	2,1	2,5	2,8	3,0	3,6	4,2	4,8	6,0
średnica nakuwka Dz	2,0	2,8	3,2	4,0	5,2	6,0	7,0	8,0	8,8	10,6	12,2	14,0	17,5
długość sworzni	1,5	2,1	2,4	3	3,9	4,5	5,4	6,0	7,5	9,0	10,5	12,0	15,0

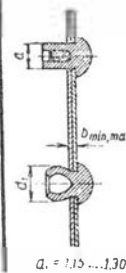
X. Długość nitów w zależności od wymiaru ścisku i średnicy nitu (tylko dla stopów lekkich)



XII. Nity jednostronne — wybuchowe

Materiał nitów: dural
stal 0015
stal 24.1.30

Długość nitu l mm	Średnica trzpienia nitu mm											
	2,6-0,06			3-0,06			3,5-0,08			4-0,08		
	b min	b max	b min	b max	b min	b max	b min	b max	b min	b max	b min	b max
3,5 pomarańcz.	0,9	1,7										
4 czerwony	1,4	2,2	1,0	2,0								
5 niebieski	2,4	3,2	2,0	3,0	1,5	2,7						
6 żółty			3,0	4,0	2,5	3,7	2,0	3,4				
7 bordo					3,5	4,7	3,0	4,4	2,0	3,6		
8 brązowy							4,0	5,4	3,0	4,6	2,0	4,0
9 pomarańcz.									4,0	5,6	3,0	5,0
10 czerwony											4,0	6,0



XIII. Otwory wiercone na nity zwykłe

nit Ø mm	2	2,6	3	3,5	4	5	6	7	8	10
otwór (wiertło) Ø mm	2,1	2,7	3,1	3,6	4,1	5,2	6,2	7,2	8,2	10,3

XIV. Otwory wiercone na nity kryte

Łączenie blach do 0,6 mm

d nitu mm	2	2,6	3	3,5	4	5
d wiertła mm	1,5	1,5	2,1	2,5	2,5	3,1
d szpilki wyłocznika mm	1,4	1,4	2,0	2,4	2,4	3,0



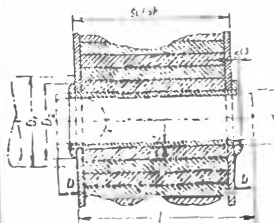
XV. Średnica drutu dla wykonania nitów

nit Ø mm	d mm									
	1,6	2	2,3	2,6	3	3,5	4	5	6	7
drut	1,54	1,94	2,24	2,54	2,94	3,44	3,94	4,92	5,92	6,92
toler.	± 0,02		± 0,03	± 0,02		± 0,04	± 0,03	± 0,05	± 0,06	

XVII. Tolerancje długości nitów

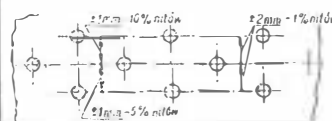
5, 6, 7, 8, 9	± 0,20
10, 11, 12, 13, 14	± 0,30
15, 32	± 0,40
35, 38, 40	± 0,50

XI. Wymiary nitów rurkowych



XVIII. Tolerancje rozstawienia nitów

Podziałki nitów w szwach — 15 mm ± 1,5 mm
30 mm ± 2,5 mm
40 mm ± 4,0 mm



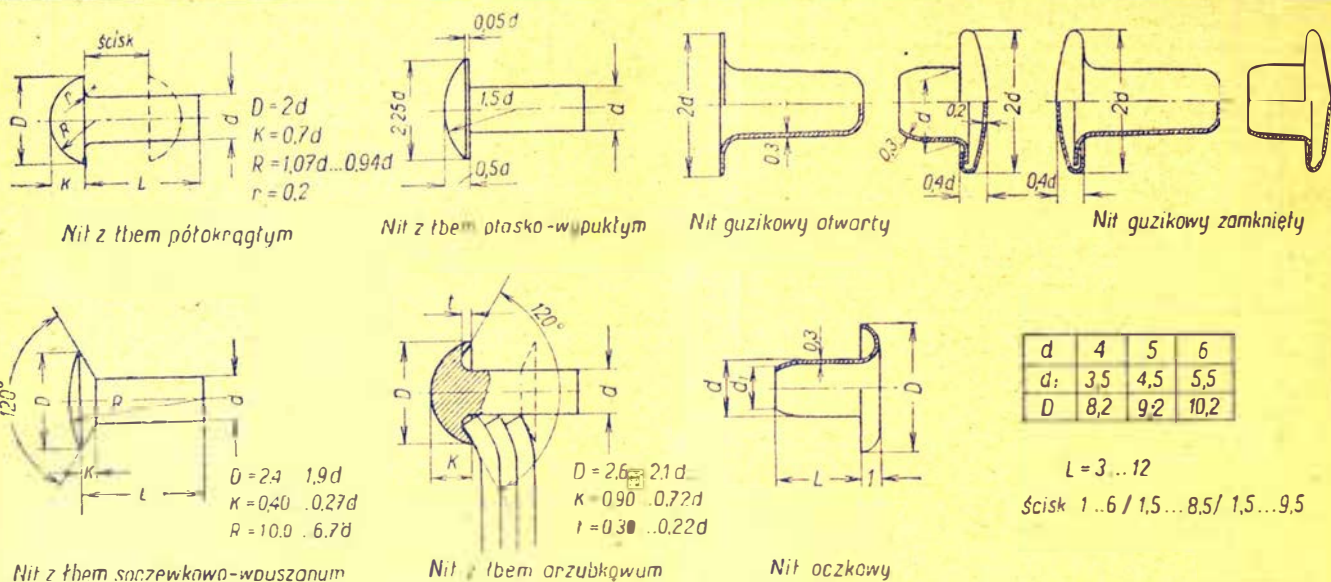
Odczytki nitowania w rurach

średnica d	6	8	10	12	14	16	18
ścianka s	1,0	1,0	1,5	1,5	2,0	1,5	2,0
zapas na zawinięcie b	3,0	3,5	4,5	3,8	5,0	6,2	5,4
średnica łba Dz	10,0	12,0	14,0	14,0	16,0	18,0	18,0
wysokość łba a	1,5	1,5	2,25	1,5	2,25	3,0	2,25
stempel Ø D1	14,0	16,0	18,0	18,0	20,0	22,0	22,0

XVI. Tolerancje stosowane przy wykonaniu nitów

Nit Ø mm		2	2,6	3	3,5	4	5	6	7	8	10	16
Trzpień	d	+0,08 -0,05	+0,10 -0,06	+0,10 -0,06	+0,10 -0,06	+0,10 -0,06	+0,16 -0,08	+0,16 -0,08				
	D	±0,15	±0,15	±0,15	±0,2	±0,2	±0,2	±0,2	±0,3	±0,3		
Łeb półokrągły	k	±0,1	±0,1	±0,1	±0,1	±0,1	±0,1	±0,1	±0,2	±0,2		
	D	-0,35	-0,40	-0,45	-0,45	-0,45	-0,50	-0,50				
Łeb płasko-wypukły	k	+0,10 -0,06	+0,10 -0,06	+0,10 -0,06	+0,10 -0,06	±0,12	+0,15 -0,12	+0,15 -0,12				
	h		±0,15	±0,15	±0,2	±0,2	±0,3	±0,3	±0,3	±0,3	±0,5	
Zakuwek płaski												
Łeb nitów rurkowych	D						±0,4	±0,4	±0,5	±0,5	±0,6	
	e	0,10	0,10	0,12	0,12	0,15	0,15	0,15	0,20	0,20	0,20	
Otwór na nit	Ø otw.	+0,15	+0,15	+0,15	+0,15	+0,15	+0,15	+0,20	+0,20	+0,20	+0,20	

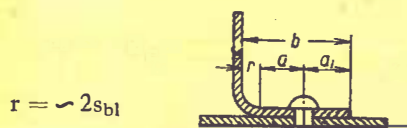
I. Kształty łbów



II. Oznaczenie nitów na rysunkach

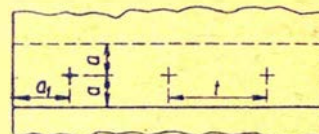
1	+	Miejsce na nit napunktowane lub naznaczone na rysunku elementu
2	+	Otwór wstępny
3	+	Wiercenie otworu na głowo
4	+	Wiercenie otworu na głowo z gzynkowaniem
5	+	Miejsce na nit na elemencie punktowane lub znaczone, zaś w zespole wiercone (na rysunku zespołu)
6	Nit 2,5x11	Oznaczenie nitowania dla blach wierconych lub punktowanych w elementach (wymiary nie podane)
7	17x14 = 238 Nit 2,5x9	Oznaczenie nitowania na blachach w zespołach (z podaniem wymiarów)
8		Otwór na nit pozostawić wolny do następnego nitowania
9		Otwór gzynkowany na nit pozostawić wolny do nitowania w następnej operacji
10		Nit widoczny od strony łba — koło o średnicy zewnętrznej łba
11		Nit poza przekrojem
12		Nit niewidoczny
13		Jeden nit widoczny i jeden niewidoczny na tym samym miejscu
14		Oznaczenie zastępcze nitów, dla uniknięcia pełnych oznaczeń literowych — objaśnienia raz tylko podać w tabeli.

V. Odstępy nitów od zagięć blach — półki szwów jednorzędowy



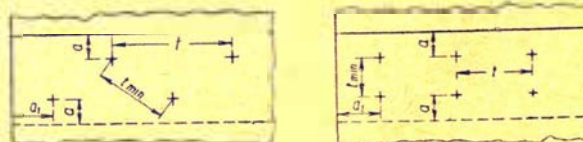
nit	2,6	3	3,5	4	5	6
s _{bl}	a+r _{a1} b	a+r _{a1} b	a+r _{a1} b	a+r _{a1} b	a+r _{a1} b	a+r _{a1} b
0,4	5,5 5,5 11					
0,5	5,5 5,5 11	6 6 12				
0,6	6 5,5 11,5	6,5 6 12,5				
0,8	6 5,5 11,5	6,5 6 12,5	7,5 7 14,5			
1,0	6,5 5,5 12	7 6 13	8 7 15			
1,2		7,5 6 13,5	8,5 7 15,5	9 8 17		
1,5		8 6 14	9 7 16	9,5 8 17,5		
2,0				10,5 8 18,5	11,5 10 21,5	13 12 25
2,5				11,5 8 19,5	12,5 10 22,5	14 12 26

III. Odstępy nitów — szew jednorzędowy



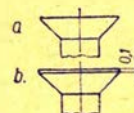
$a = 2d$
 $a_1 = 1,5d$ poprzecznie do siły
 $1,8d$ w kierunku siły
 $2,5d$ dla nitów grzybkowych i soczewkowych wpuszczanych
 $t_{min} = 3d$ nity płaskie i półokrągłe
 $5d$ nity grzybkowe i soczewkowe wpuszczane

IV. Odstępy nitów — szew dwu- i wielorzędowy



$a = 2d$
 $a_1 = 1,5d$ poprzecznie do siły
 $1,8d$ w kierunku siły
 $2,5d$ dla nitów grzybkowych i soczewkowych wpuszczanych
 $t_{min} = 3d$ nity płaskie i półokrągłe
 $5d$ nity grzybkowe i soczewkowe wpuszczane
 $t = 5d$ szwy dwurzędowe
 $7d$ szwy trzyczędowe

VII. Średnice łbów



łeb	Ø num	1	1,4	1,6	2	2,6	3	3,5	4	5	6	7	8
półokrągły					4,0	5,2	6,0	7,0	8,0	8,8	10,5	12,2	14,0
wpuszczany 120°					4,7	5,7	6,5	7,3	8,2	9,9			
wpuszczany 90°, typ a	2,2	2,8	3,0	3,6	4,8	5,4	6,3	7,2	9,0	10,8	12,6	14,4	
wpuszczany 90°, typ b				3,4	4,6	5,2	6,1	7,0	8,8	10,6		14,2	
płasko-wypukły				4,5	5,8	6,7	7,9	9,0	11,2	13,5	15,7		
grzybkowy				4,8	6,1	6,8	7,7	8,6	10,1	11,4			
guzikowy						6,0		8	10	12			

VIII. Wysokość łbów

łeb	Ø mm	1	1,4	1,6	2	2,6	3	3,5	4	5	6	7	8
półokrągły					1,4	1,8	2,1	2,5	2,8	3,0	3,6	4,2	4,8
wpuszczany 120°					0,8	0,9	1,0	1,1	1,2	1,4	1,6	1,8	2,0
wpuszczany 90°	0,6	0,7	0,7	0,8	1,1	1,2	1,4	1,6	2,0	2,4	2,8	3,2	
płasko-wypukły				1,0	1,3	1,5	1,7	2,0	2,5	3,0	3,5		
grzybkowy				1,8	2,1	2,5	2,8	3,0	3,6				
guzikowy						1,2		1,6	2	2,4			