

TECHNIKA LOTNICZA

LIPIEC – SIERPIEŃ

4

1953 r. ROK VIII

DWUMIESIĘCZNIK ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW LOTNICZYCH
(SEKCJA LOTNICZA SIMP)



**DZIEŃ 22 LIPCA – ROCZNICA UCHWA-
LENIA KONSTYTUCJI POLSKIEJ RZECZY-
POSPOLITEJ LUDOWEJ – SYMBOLEM
JEDNOŚCI I ZWARTOŚCI POLSKICH MAS
PRACUJĄCYCH, WALCZĄCYCH O POKÓJ
I DEMOKRACJĘ POD PRZEWODNICTWEM
BOLESŁAWA BIERUTA.**

TREŚĆ ZESZYTU

Technika lotnicza	97	Skrzynka techniczna	113
K. KUBSKI: Tunele aerodynamiczne na niskie i średnie prędkości (dokończenie)	99	Nowości techniczne — R. L.	114
Produkcja — S. SZULC: Polerowanie w produkcji silników lotniczych	104	Lotnicze słownictwo techniczne — Klasyfikacja statków latających	117
Przy rysownicy — W. NOWAKOWSKI i J. SANDAUER: Obliczanie kłapki wyważającej	110	Przeglądamy usprawnienia — S. M.	118
Notatnik użytkownika — Sv. ZAMECNIK: Obsługa samolotów sportowych, cz. III	111	Na półkach księgarskich	120
		Kronika	122
		Przegląd dokumentacyjny lotnictwa	123
		Pomoce konstruktorskie — S. LAS- SOTA: Nity i nitowania w konstrukcjach lotniczych, cz. II	okładki

WYDAWNICTWO NACZELNEJ ORGANIZACJI TECHNICZNEJ

POMOCE KONSTRUKTORSKIE TECHNIKI LOTNICZEJ

NITY I NITOWANIA W KONSTRUKCJACH LOTNICZYCH, CZĘŚĆ II

W drugiej części „Nitów i nitowania...” podany jest: „E. Dobór nitów” i „F. Wytrzymałość połączeń nitowych”. Dobór nitów winien być dokonany w zależności od łączonego materiału, grubości blach, kształtu i kąta nita i rodzaju nitów, z uwzględnieniem zabezpieczenia przed korozją. Przy sprawdzaniu wytrzymałości połączeń nitowych należy uwzględnić wytrzymałość nitów na ścinanie, wytrzymałość blachy na docisk (zgniot) w otworach w zależności od średnicy nita, kształtu jego łba, rodzaju połączenia (czy kryte), materiału nita i blach, grubości blach i położenia nita względem brzegów blachy. W razie potrzeby należy również sprawdzić odrywanie łba od nita. W podobny sposób sprawdzamy nity wybuchowe i nity rurkowe, łączące metal z metalem lub drewnem.

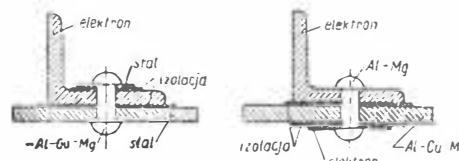
Ostatnia część „Nitów i nitowania...” „G. Technologia nitowania”, podana będzie w numerze TL-5/53.

Opracował mgr inż. S. Lassota

XIX. Dobór nitów w zależności od materiału konstrukcji	
materiał nita	materiał elementów nitowanych
stal węglowa 0015	stale węglowe
stal niklowa	stale stopowe wyższej wytrzymałości
aluminium	aluminium, drewno, masy sztuczne, skóra
stop Al-Cu-Mg	stop Al (z wyjątkiem Al-Mg)
stop Al-Mg	stop Al-Mg i stopy Mg
miedź, mosiądz	metale ciężkie, masy sztuczne, papa

XXII. Minimalne grubości blach dla nitów wpuszczanych							
a — łeb wpuszczany 120°, nakuwek wpuszczany 120°							
nit $\varnothing$ mm	2	2,6	3	3,5	4	5	6
łeb s_{bl-min} mm	1,0	1,2	1,5	2,0			
nakuwek s_{bl-min} mm	0,8	1,0	1,2	1,5	2,0		
b — łeb wpuszczany 90°, nakuwek wpuszczany 90°							
nit $\varnothing$ mm	2	2,6	3	3,5	4	5	6
łeb s_{bl-min} mm	1,0	1,4	2,0	2,5			
nakuwek s_{bl-min} mm	0,8	1,2	1,6	2,0	2,5		

XX. Konstrukcyjne zabezpieczenie szwów przed korozją		
materiał złożonych elementów	materiał nitów	ochrona przed korozją
Al-Cu-Mg z Al-Cu-Mg Al-Mg-S z Al-Cu-Mg	Al-Cu-Mg	lakierowanie lub eloksalowanie powierzchni złożonych
Al-Mg z Al-Mg	Al-Mg	żadna
stopy Al lub elektrody ze stalami lub metalami ciężkimi	Al-Mg stal kadmowana	lakierowanie styków, izolowanie fibry, bakelitem, gumą, natłuszczonym papierem; lby nitów muszą z dwu stron stykać się z takim samym materiałem.



XXI. Średnica nita — w zależności od grubości najcieńszej ze złożonych blach „s”	
blacha s mm	0,3...0,4 0,5...0,6 0,8 1,0 1,2 1,5 1,8...2,0 2,5 3,0...3,5 4,0
nit $\varnothing$ mm	2...2,6 2...3 2...3,5 2,6...3,5 3,5...4 3,5...5 4...6 5...6 5...7 6...8

XXIII. Maksymalne grubości blach dla gniazd wciąganych; nity wpuszczane							
nit $\varnothing$ mm	2	2,6	3	3,5	4	5	6
blacha pojedyncza s_{max} mm	0,6	0,8	1,0	1,2	1,5	2,0	
blachy złożone Σ_{max} mm	1,0	1,2	1,5	2,0			

XXIV. Maksymalne grubości blach dla nitów grzybkowych							
nit $\varnothing$ mm	2	2,6	3	3,5	4	5	
blacha pojedyncza s_{max} mm	0,6	0,8	1,0	1,2			
blachy złożone Σ_{max} mm	2,0	2,5	3,0	3,5			



СОДЕРЖАНИЕ

	стр.
Авиационная техника	97
К. KUBSKI: Аэродинамические трубы для малой и средней скоростей потока (окончание).	99
Производство — S. SZULC: Полировка в производстве авиационных двигателей.	104
За чертёжной доской — W. NOWAKOWSKI i J. SANDAUER: Аэродинамический расчёт триммера.	110
Заметки по технической эксплуатации — Sv. ZAMEČNIK: Техническое обслуживание спортивных самолетов ч. III	111
Технический почтовый ящик	113
Технические новости	114
Авиационный технический словарь — Классификация летающих аппаратов	117
Обзор новаторских предложений S. M.	118
На книжных полках	120
Хроника	122
Документальный обзор авиации	123
Конструкторские пособия — S. LASSOTA: Заклепки и применение клепки в авиационных конструкциях, Часть II	Обл.

CONTENTS:

	page
Aeronautical engineering	97
K. KUBSKI: Wind tunnels for low and medium speeds (Part II)	99
Production — S. SZULC: Polishing in aeroengine production	104
At the Drawing Board — W. NOWAKOWSKI & J. SANDAUER: Trim tab design	110
The User's Note-book — Sv. ZAMEČNIK: Maintenance of light aircraft (Part III)	111
Technical Letter Box	113
Technical News	114
Aeronautical Technical Glossary — Classification of aeroplanes	117
Review of Rationalisation Project — S. M.	118
On Booksellers Shelves	120
Chronicle	122
Aviation Bibliography	123
Designer's Data Sheets — S. LASSOTA: Rivets and riveting in aircraft construction (Part II) —	on cover

TECHNIKA LOTNICZA — Dwumiesięcznik Związku Polskich Inżynierów i Techników Lotniczych (Seksja Lotnicza 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.

Adres Redakcji: Warszawa 1, Nowowiejska 24.

Redaktor Naczelny przyjmuje we wtorki i piątki godz. 18—19.

Adres Administracji: Administracja Czasopism Technicznych NOT. Warszawa, Czackiego 3/5, tel. 8-9510 do 16.

Prenumeratę normalną przyjmują wyłącznie urzędy pocztowe oraz listonosze.

Cena pojedynczego zeszytu 9.— zł.

Prenumerata roczna 54.— zł.

Półroczna 27.— zł.

Nakład 1000 egz. Ark. druk. 3,5. Papier druk. sat. 86×122/16, V kl. 60 g. Oddano do skład. 28.5.53. Podpis. do druku 17.7.53. Druk ukończ. 23.7.53. Drukarnia im. Rewolucji Październikowej Warszawa, Mińska 65. Zam. 602c/53. 4-B-18408

TECHNIKA LOTNICZA

DWUMIESIĘCZNIK ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW LOTNICZYCH
(SEKCJA LOTNICZA SIMP)

ROK VIII

LIPIEC-SIERPIEŃ 1953 R.

ZESZYT 4 (22)

Technika lotnicza

Rozmowy przeprowadzane w sprawie naszego czasopisma, a zwłaszcza dyskusja, jaka wywiązała się na Naradzie Produkccyjnej z Czytelnikami „Techniki Lotniczej” — skłaniają nas do postawienia pytania i dokonania krótkiej, szkicowej właściwie, próby sformułowania definicji: „co obejmuje pojęcie technika lotnicza?”

W kilku artykułach, jak np. mgr inż. Paczowski „O specyfice produkcji lotniczej” („Technika Lotnicza” nr 1/53), mgr inż. T. Soltyka „Oprządkowanie lotnicze i nielotnicze” („Technika Lotnicza” nr 6/52) — staraliśmy się już częściowo postawić zagadnienie to na poszczególnych odcinkach techniki lotniczej.

Dla wielu ludzi stojących poza lotnictwem (a nawet, co gorsza, dla wielu już pracujących w lotnictwie), technika lotnicza obejmuje tylko takie nauki, jak aerodynamika, mechanika lotu, aerospężystość, konstrukcja samolotów, konstrukcja silników lotniczych. Nie dostrzegają oni, a więc i nie doceniają przez to problemów zawartych w technologii i produkcji lotniczej, zagadnień związanych z osprzętem lotniczym oraz wyposażeniem samolotów i silników, ogromu zadań fabrykacji lotniczej itp. Wychowankowie wydziałów lotniczych politechnik uważają ciągle jeszcze, że jedynym terenem ich działalności i zainteresowań może być konstrukcja samolotów. Zapominają o tym, że dawno już minął okres „bohaterski” naszego lotnictwa, kiedy jednostki w sposób „chałupniczy” projektowały, konstruowały i wykonywały pojedyncze egzemplarze swoich samolotów. Do historii lotnictwa należą już osiągnięcia takich pionierów jak sierżant Działowski, bracia Sido, inżynierowie Rogalski, Wigura i Drzewiecki oraz inni konstruktorzy i wykonawcy z lat dwudziestych. Obecnie jednak samolot — zwłaszcza gdy przygotowany jest do produkcji seryjnej, a tylko wtedy może być poważnie brany pod uwagę przez ewentualnego odbiorcę np. wojsko, komunikację, aerokluby — wychodzi z wytwórni jako owoc zespołowej pracy szeregu działów. Obok oficjalnych twórców, to jest bezpośrednio projektujących członków zespołu konstrukcyjnego, należy postawić w jednym rzędzie współpracujących z nimi ściśle aerodynamików, obliczeniowców, technologów, materiałowców, pracowników biur przygotowania produkcji, opracowania fabrykacyjnego i zaopatrzenia, warsztatu, kontroli oraz zespołu specjalistów, przeprowadzających badania gotowego samolotu w locie. I to nie tylko we właściwej wytwórni, wypuszczającej w świat samolot, ale i we wszystkich wytwórniach sprzętu pomocniczego oraz osprzętu lotniczego. Gdy tak szeroko obejmiemy twórców samolotu, wchodzącego do służby, to śmiało możemy określić, iż w tym ogromnym „zespole” fachowców, udział bezpośrednich konstruktorów samego samolotu wyraża się ułamekiem procentu. Bezspornie, nie można zapominać, że w wielu wymienionych działach pracują fachowcy, których działalność nie musi mieć bezpośredniego związku z techniką lotniczą, ale znajomość przeznaczenia i produkcji nigdy nie zaszkodzi. Wymieńmy przykładowo: pracownicy walcowni blach żaroodpornych z wysokogatunkowych stali lub stopów albo platerowanych blach duralowych muszą dobrze znać specyficzne przeznaczenie swych wytworów, bo wtedy mogą — współpracując z przemysłem lotniczym — wnieść swoje twórcze uwagi i wyjaśnienia.

Zupełnie inny stopień „wtajemniczenia” w zagadnienia lotnicze muszą posiadać wszyscy twórcy osprzętu lotniczego. Jest nie do pomyślenia, aby konstruktorzy i wykonawcy bardzo różnorodnego osprzętu samolotów i silników oraz urządzeń pomocniczych (jak na przykład: przyrządy pokładowe, elektryczne i radiowe lotnicze urządzenia pokładowe, urządzenia klimatyzacyjne, odładzające, przeciwpożarowe, wyposażenie śmigieł

przestawialnych oraz instalacji paliwowej, olejowej i chłodzącej) mogli obyć się bez wnikliwej i stałej współpracy fachowców obznajmionych z zagadnieniami specyficznie lotniczymi. Tutaj właśnie widzimy ogromne pole do popisu dla fachowców lotniczych, przydzielonych do zakładów wytwórczych osprzętu lotniczego, gdzie w oparciu o swoje przygotowanie lotnicze, mogą przyczynić się do uzyskania najwłaściwszych rozwiązań. Jako humorystyczny przykład z lat trzydziestych braku tej współpracy służyć może historia oferty jednej krajowej wytwórni silników elektrycznych, która jako silnik do zastosowania w przegubie goleni chowanego podwozia dla samolotu o ciężarze w locie rzędu dziesięciu ton, przedstawiła swój zwykły silnik elektryczny o ciężarze stukilkudziesięciu kilogramów. Używane za granicą takie silniki ważyły kilkanaście kilogramów. Można przy tym zauważyć, że fachowcy z różnych specjalności w zetknięciu z techniką lotniczą ulegają pewnemu rodzajowi „zatruciu”, korzystnemu dla lotnictwa. Przypomnę tu rozmowę z pewnym inżynierem, elektrykiem, pracującym za granicą w dużej firmie, wytwarzającej lotniczy osprzęt elektryczny. Jego zdaniem lotnicze wymagania lekkości konstrukcji, działania w różnych temperaturach przy żądanych liczbach obrotów, krótkotrwałości pracy, ekranowaniu i innych, powodują, iż nawet tak nienaruszalne zazwyczaj wielkości jak cos ϕ , η i koszt na jednostkę mocy ulegają znacznym zakłóceniom, rażącym umysł zwykłego nielotniczego konstruktora maszyn elektrycznych.

Przedstawione powyżej przykłady oraz szereg porównawczych informacji, zawartych w artykule mgr inż. K. Zuchowicza „Rozważania nad wyborem typu instalacji elektrycznej dla samolotów” („Technika Lotnicza” nr 4/52) pozwalają na wyciągnięcie wniosków, iż technika lotnicza obejmuje również swym zasięgiem elektrotechnikę lotniczą z jej specyficznymi wymaganiami.

Urządzenia radiowe dla komunikacji samolotu z ziemią, radar z wszystkimi możliwościami jego zastosowania dla celów pokojowych i bojowych, elektronowe urządzenia wyposażenia samolotowego jak paliwomierze, wykrywacze dymu i pożaru oraz automaty uruchamiające urządzenia przeciwpożarowe, analizatory spalin, synchronizatory silników odrzutowych lub śmigieł silników tłokowych — te wszystkie urządzenia, będące wytworem ostatnich kilkunastu lat, powstały dla lotnictwa. Są one, jak dotychczas, przeważnie nadal stosowane tylko w lotnictwie i stanowią składową część techniki lotniczej. Ta przynależność od początków do techniki lotniczej wyróżnia je szczególnie od innych urządzeń, które „doszły” z czasem do przystosowania się dla potrzeb lotnictwa i „ciągną za sobą” nawyki lub cechy poprzednich, pierwotnych użytkowników.

Lotnicze przyrządy pokładowe, będące prawdziwym „latającym laboratorium” w nowoczesnych dużych samolotach, wprawdzie wywodzą się ze zwykłych, naziemnych urządzeń pomiarowych, przystosowanie ich jednak dla potrzeb lotnictwa przeobraziło niemal całkowicie nawet ich konstrukcję, tak, że mało już mają wspólnego z „ziemskimi” manometrami, termometrami odległościowymi i tym podobnymi przyrządami. Dla specyficznych potrzeb lotnictwa powstały również specjalne rodzaje przyrządów pokładowych jak machometry, przyspieszeniomierze, wskaźniki chowanego podwozia itp., które nie mają za sobą „przeszłości” naziemnej i stanowią swoisty twór lotniczy.

Przynależność tych wszystkich urządzeń oraz zagadnień z nimi związanych do techniki lotniczej nie nasuwa już żadnych — jak sądzimy — zastrzeżeń. Nieraz jednak jeszcze spotkać można się ze zdaniem, że nie istnieje żadna łączność z po-

jęciem techniki lotniczej zagadnień i rozwiązań technologicznych, występujących w specyficznych warunkach przy produkcji lotniczej.

Pozornie mogłoby się wydawać, że rzeczywiście tak proste czynności jak: trasowanie, toczenie, wiercenie, frezowanie i tym podobne — nie mogą w zastosowaniu do lotnictwa przedstawiać czegoś odrębnego, odróżniającego od tych samych czynności w budowie maszyn. Praktyka wykazuje jednak, że nawet na tych pierwiastkowych czynnościach technika lotnicza wyciska swoje specjalne piętno. Na przykład trasowanie, w zasadzie nie różni się niczym od stosowanego w okrętownictwie czy budowie maszyn, lecz w zastosowaniu, zwłaszcza do blach ze stopów lekkich, do elementów samolotu, poddać się musi wielu specjalnym przepisom i wymaganiom istotnym z punktu widzenia techniki lotniczej. Technologiczne procesy łączenia jak nitowanie, spawanie, lutowanie i inne, również nabierają wiele wyróżniających cech lotniczych, przy czym często technika lotnicza w sposób bardzo znaczący zmienia przepisy, normalnie przyjęte. Wspomnijmy przykładowo: nitowanie zwykłymi nitami duralowymi — zagadnienie przygotowania i przechowywania nitów hartowanych; nity wybuchowe jako swoisty produkt techniki lotniczej; zagadnienia spawania blach elektronowych lub aluminium; problem klejenia metalu do metalu w połączeniach pracujących, jak również klejenie „wszystkiego” z „każdym” materiałem, itp. Nawet elementy maszyn — w zastosowaniu do lotnictwa — przybierają odmienne kształty, odróżniając się od zwykłych. Na przykład: śruby lotnicze z niskimi łbami; drobnozwojowe gwinty o dużej dokładności wykonania; zastosowanie wysokiej jakości stali stopowych na takie elementy jak sworznie, nakrętki i śruby; różnego rodzaju nakrętki kotwiczne mocowane do drewna oraz metalu itp. Sięgając do dalszych zagadnień technologicznych odrębność zastosowania dla potrzeb lotnictwa jeszcze się zwiększa. Problemy zabezpieczenia powierzchni przed działaniem wpływów otoczenia oraz walka z korozją metali zajmują w lotnictwie znacznie więcej uwagi jak w innych dziedzinach techniki. Z jednej strony różnorodność stosowanych materiałów w jednej konstrukcji (stopy lekkie, stale, stopy kolorowe, drewno, płótno, sztuczne żywice), z drugiej zaś — bardzo ciężkie warunki pracy elementów (zmiana temperatury otoczenia o kilkadziesiąt stopni w czasie kilkuminutowego lotu nurkowego, utrzymywanie bez specjalnej ochrony sprzętu narażonego na działanie warunków atmosferycznych) — sprawiają, że zakres zagadnień, jakie w lotnictwie należy opanować w tej dziedzinie jest bardzo rozległy i zupełnie specyficzny.

Coraz szersze zastosowanie sztucznych tworzyw, na odpowiedzalne nawet elementy konstrukcyjne, zmusza nie tylko technologów do właściwego opracowania fabrykacyjnego produkcji odpowiednich półfabrykatów i wytworów, ale i konstruktorów lotniczych do poznania najwłaściwszych możliwości wykorzystania odpowiednich materiałów.

Problemy technologiczne stosowanych w dużych ilościach wyrobów z syntetycznej gumy, odpornych na działanie paliw i olejów, zwłaszcza uszczelki i amortyzatorów zawieszenia silnika lub tablic pokładowych, wymagają od konstruktorów lotniczych również odpowiedniej znajomości tych problemów dla zapewnienia najwłaściwszego zastosowania. Leżą więc one również w obrębie bezpośrednich zainteresowań pracowników technicznych lotnictwa.

Specjalnego rodzaju stosowane w lotnictwie odkuwki i odlewki z lekkich stopów o dużej wytrzymałości i odporności na wysokie temperatury stanowią dla fachowców poważny „orzecz do zgryzienia”, co zmusza ich do wykonywania odpowiednich

urządzeń i maszyn. Przykładowo wymienić tu można ogromny rozwój w ostatnich czasach tłoczenia lub prasowania dużych i skomplikowanych elementów oraz wytłaczania na wyciągar-kach żebrowanych profili.

Ogromną dziedziną, której odrębność w technice lotniczej daje się wybitnie zaznaczyć w porównaniu do innych przemysłów, jest kontrola techniczna. Niezależnie od metod pomiarowych i badawczych, stosowanych powszechnie, kontrola surowców, półfabrykatów, elementów oraz ostateczna w technice lotniczej musi dysponować różnorodnymi możliwościami wykonania swych odpowiedzialnych zadań. Lotnicza kontrola techniczna normalnie wykorzystuje do swych prac metody badawcze, które w technice nielotniczej wykorzystywane są jedynie w bardzo bogato wyposażonych zakładach, stosuje metody — rentgenograficzną, penetracyjną, badanie przy pomocy ultradźwięków (por. art. mgr A. Prądyńskiego „Technika Lotnicza” nr 3/53 „Zastosowanie rentgenografii w przemyśle lotniczym”), metody analizy spektralnej (art. inż. J. Gałązki — w opracowaniu) itp. Wysokie wymagania dokładności obróbki i gładkości wykonczenia elementów lotniczych również stawiają poważne zadania zarówno wykonawcom jak i kontroli.

Nie można przy tym jednocześnie zapominać o trudności, jaką powoduje swoista specyfika zagadnień lotniczych. Rozwiązania, które z powodzeniem służą w wielu przemysłach lub transporcie, są zupełnie lub prawie nieprzydatne dla lotnictwa. Zastosowanie bezpośrednio w lotnictwie takich „dobrych” urządzeń z innej dziedziny techniki może albo spowodować dyskwalifikację w stosunku do lotnictwa, albo stworzyć „maszynę latającą”, która będzie źle latać lub wcale nie zechce oderwać się od ziemi. Posłużymy się znowu przykładem. Przemysł motoryzacyjny doprowadził do doskonałości rozwiązanie zwarte, lekkie silnika samochodowego, który dobrze spełnia swe przeznaczenie, przy minimalnym koszcie wytwarzania. Próby wykorzystania takiego silnika w lotnictwie, pomimo wielu „pozornie” pozytywnych doświadczeń pojedynczych konstrukcji, nie dały trwałych rezultatów. Wprawdzie szereg osiągnięć przemysłu motoryzacyjnego wykorzystuje się przy masowej produkcji wielu agregatów osprzętu lotniczego, jednakże wyposażenie lotnictwa bezpośrednio wysokiej nawet wartości wyposażenia motoryzacyjnego, nie daje dobrych wyników. Natomiast odwrotnie — użycie lotniczych silników do czołgów, samochodów wyścigowych i ścigaczy morskich — jest od lat znane i z powodzeniem stosowane.

Ciągły rozwój lotnictwa pociąga za sobą powstawanie nowych kwestii oraz trudności, które stawiają coraz to cięższe wymagania twórcom lotnictwa. Na przykład problem lotów z prędkościami bliskimi prędkości dźwięku stanowi zagadnienie nie tylko, jakby się pozornie wydawać mogło, dla aerodynamików, ale łączy się z wieloma zadaniami, które rozwiązać muszą konstruktorzy i technolodzy. Gładkość powierzchni zewnętrznych i połączeń nitowanych lub spawanych punktowo; wytrzymałość blach pokrywowych na erozję oraz na działanie podwyższonej temperatury wskutek tarcia powietrza; poszukiwanie najodpowiedniejszych materiałów dla spełnienia tych zadań — oto przykładowo tylko zestawione „poboczne” jakoby, a w rzeczywistości kluczowe problemy, o których właściwe rozwiązanie zabiega wielu specjalistów, złączonych wspólnym celem, jakim jest tworzenie nowoczesnego lotnictwa.

Zestawione powyżej szkie przykładowe wskazują, że bardzo liczne dziedziny techniki, przy zetknięciu się z lotnictwem, nabierają nowych zupełnie swoistych cech, tak, iż odróżniają się od zwykle spotykanych w innych przemysłach. Odrębność ta kwalifikuje je do włączenia do jednej obszernej gałęzi, którą określamy jako „technikę lotniczą”.

Nakładem Państwowych Wydawnictw Technicznych została wydana i ukazała się w sprzedaży księgarskiej książka opracowana przez Narodną Organizację Techniczną pt.

GOSPODARKA REMONTOWA

format B5, s. 304, rys. 96, tablice, cena zł 8.—

Książka napisana w oparciu o materiały i rezolucje Pierwszej Krajowej Rady Remontowej oraz doświadczenia techniki radzieckiej, stawia po raz pierwszy w Polsce zagadnienie gospodarki remontowej pod kątem całości rozwiązań organizacyjnych i technicznych. Celem jej jest mobilizacja kadr technicznych do walki o przedłużenie życia maszyn oraz omaksymalne wykorzystanie zdolności produkcyjnej zakładów wytwórczych.

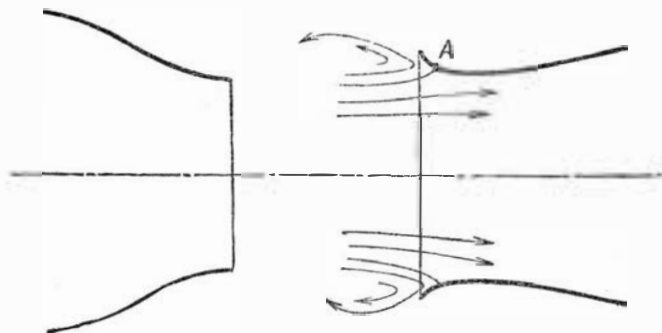
Książka omawia szeroko konkretne tematy z zakresu postępowych metod technologii remontów oraz podaje obszerną bibliografię liczącą ponad 700 pozycji z literatury polskiej i zagranicznej, szczególnie radzieckiej.

„GOSPODARKA REMONTOWA” może być z pożytkiem wykorzystana przez wszystkich pracowników służb produkcyjnych, w szczególności konserwacyjno-remontowych, może również służyć jako lektura pomocnicza w szkołach średnich i wyższych technicznych.

Tunele aerodynamiczne na niskie i średnie prędkości

(dokończenie z zeszytu 3/53)

Tunele z otwartą przestrzenią pomiarową narażają zwykle dużo kłopotów w związku z występującymi drganiami ścian tunelu, wywołanymi rezonansem drgań własnych tunelu lub jego elementu z impulsami ciśnienia lub ich harmonicznymi. Powstawanie impulsów ciśnienia jest między innymi funkcją długości przestrzeni pomiarowej oraz stosunku średnicy wlotu do średnicy wylotu. Te trzy wielkości są ze sobą związane i przy projektowaniu otwartej przestrzeni pomiarowej należy równocześnie brać je pod uwagę.



TL-81/52-R2

Rys. 2 — Przepływ strumienia przez otwartą przestrzeń pomiarową

Możliwość powstawania pulsacji wzrasta w miarę jak średnica wlotu staje się za mała. Wlot uformowany w kształcie tulipana o średnicy znacznie większej, aniżeli to wypada z obliczeń wydatku na wylocie, z otworami i przysłonami umożliwiającymi regulację wielkości otworów, daje do pewnego stopnia gwarancję uniknięcia niebezpiecznych pulsacji ciśnienia. Taki wlot daje duże rozproszenie strumienia, powodując uboczny ruch powietrza w sąsiedztwie przestrzeni pomiarowej (patrz rys. 2).

Znacznie lepsze rezultaty daje wlot o zaokrąglonej krawędzi, zaopatrzony w pierścień ustawiony w pewnej odległości przed krawędzią wlotu tak, aby utworzona między nimi szczelina dawała zadowalającą regulację przepływu powietrza bez powstawania impulsów ciśnienia.

Odległość między pierścieniem i krawędzią wlotu należy ustalić drogą doświadczalną na wykonanym tunelu. Zmniejszenie szczeliny osłabia aż do zupełnego zniesienia efekt pierścienia.

Kształt samego pierścienia nie ma wpływu na zmniejszenie drgań tunelu, ma jedynie znaczenie dla opływu zewnętrznego wzdłuż wlotu. Badania dwóch krańcowo różnych pierścieni dały podobne rezultaty. Jeden z nich pokazany na rys. 3a zastosowano na wlot tunelu, w którym silne drgania utrudniały w znacznym stopniu normalną pracę. Obecność pierścienia zredukowała prędkości krytyczne do dwóch niewielkich zakresów. Pierścień pokazany na rys. 3b zastosowano na podobny wlot i wykonano pomiary drgań przy pomocy wibrografu typu „Askania”. Wyniki pomiarów uwidocznione są na wykresach rys. 4 w pełnym zakresie prędkości strumienia w przestrzeni pomiarowej. Jak widać z wykresu obecność pierścienia na wlocie spowodowała znaczną poprawę warunków pracy tunelu, eliminując kompletnie jeden zakres drgań na dużych prędkościach, zmniejszając pięciokrotnie amplitudy drgań w pozostałych dwu zakresach, zmniejszonych jednocześnie więcej niż dwukrotnie.

Podane wyniki doświadczeń pozwalają przypuszczać, że pierścien, ustawiony w pewnej odległości przed wlotem, usuwa lub osłabia źródło drgań, jakim są impulsy ciśnienia. Celem wyprowadzenia bardziej konkretnych wniosków należałoby przeprowadzić cały szereg badań, zanalizować wpływ kształtu szczeliny między wlotem i pierścieniem, wielkość średnicy wejściowej na pierścieniu, średnicy jego gardzieli itp.

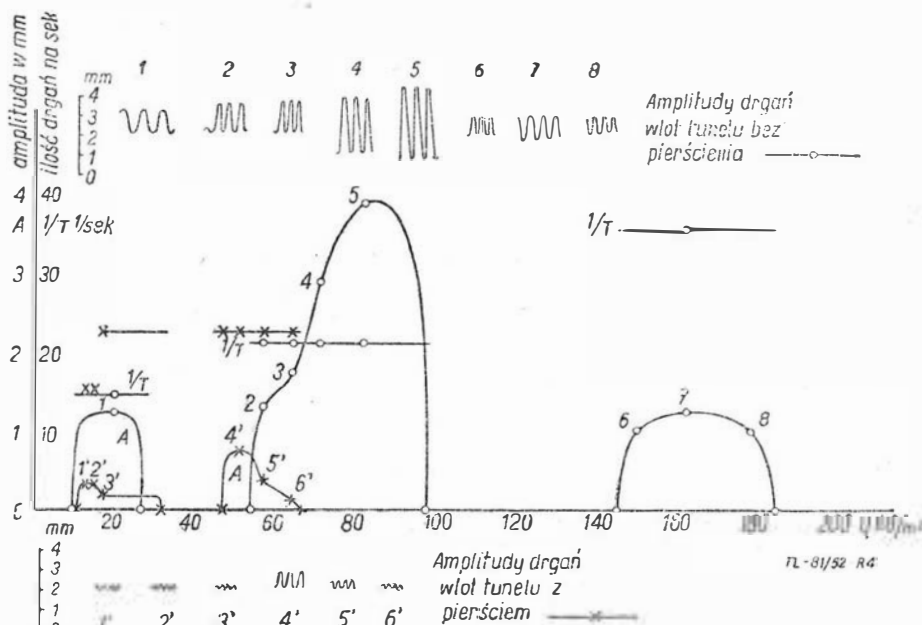
Przy projektowaniu pierścienia słuszne jest założenie jego średnicy wejściowej większej o około 10% od obliczonej na podstawie wydatku powietrza na wylocie i rozkładu ciśnień na wlocie. Średnica gardzieli pierścienia winna być w okolicy wartości średnicy obliczonej dla wlotu. Regulacja przepływu powietrza odbywa się przez wyrzucanie nadmiaru szczeliny między wlotem i pierścieniem. Ruch powietrza w przestrzeni, otaczającej przestrzeń pomiarową przy zastosowaniu pierścienia na wlocie, jest niewyczuwalny, co przy odpowiednim odprowadzeniu powietrza, wypływającego szczeliną oraz powietrza opływającego pierścień po zewnętrznej powierzchni, wzdłuż zewnętrznej powierzchni wlotu, może pozwolić na



TL-81/52-R3

Rys. 3 — Kształty pierścieni umocowanych na wlocie

wyeliminowanie osłon, zabezpieczających urządzenie wagowe przed działaniem na nie rozproszonego poza przestrzeń pomiarową strumienia. Asymetryczne ustawienie pierścienia na wlocie powoduje asymetrię rozkładu ciśnień w dyfuzorze i odwrotnie, asymetrię rozkładu ciśnień w dyfuzorze można wyrównać położeniem pierścienia.

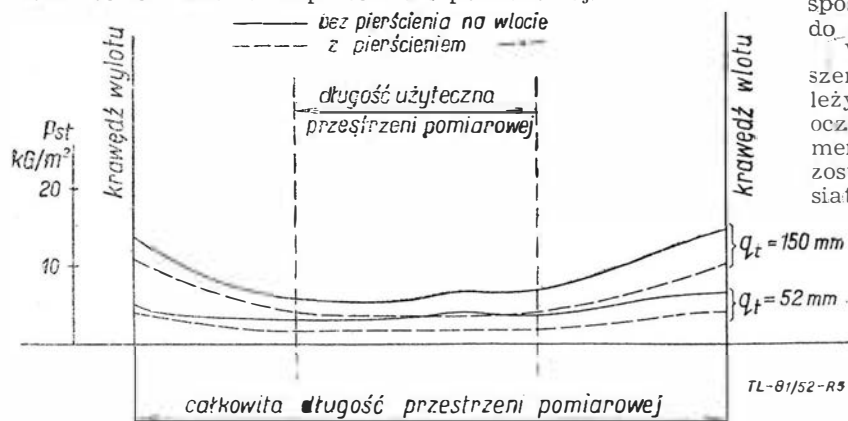


Rys. 4 — Drgania ścianek tunelu przy zainstalowaniu pierścienia i bez niego

Oczywiście nie jest to właściwa regulacja przepływu strumienia i do tego celu winna służyć zmiana położenia kierownic w narożach.

Wykres pokazany na rys. 5 przedstawia rozkład ciśnień statycznych wzdłuż osi strumienia w przestrzeni pomiarowej otwartej, bez pierścienia na wlocie oraz z zastosowanym pierścieniem według rys. 3b. Różnice przemawiają na

korzyść pierścienia, który, jak widać z wykresu, powoduje wyrównanie i zmniejszenie wartości ciśnień statycznych wzdłuż osi strumienia w przestrzeni pomiarowej.



Rys. 5 — Rozkład ciśnień statycznych w przestrzeni pomiarowej przy zainstalowaniu pierścienia i bez niego

Rys. 6 przedstawia rozkład ciśnień na wewnętrznej powierzchni pierścienia pokazanego na rys. 3a i na zewnętrznej powierzchni wlotu dla różnych położań pierścienia w stosunku do wlotu. Położenie pierścienia, odpowiadające odległości $a = 220$ mm jest najkorzystniejsze ze względu na drgania tunelu, dalsze wysuwanie pierścienia naprzód nie daje w danym przypadku efektu, skracając przestrzeń pomiarową. Przy sporządzaniu wykresu rozkładu ciśnień, nadciśnienia odkładano do wewnątrz konturu prostopadłe do jego powierzchni a podciśnienia na zewnątrz konturu w tym samym kierunku.

Urządzenia mające na celu wyrównanie strumienia w przestrzeni pomiarowej i zmniejszenie turbulencji [Lit. 9 i 10].

Do nich należą prostownice ulowe i siatki przeciwturbulencyjne, stosowane niezależnie od siebie lub też w zespole.

Dążenie do otrzymania małej turbulencji przepływu w przestrzeni pomiarowej ma na celu zbliżenie warunków badań laboratoryjnych do warunków rzeczywistych w locie. Turbulencję strumienia w tunelu określamy zwykle współczynnikiem turbulencji, wyrażającym stosunek rzeczywistej liczby Reynoldsa w przepływie niezaburzonemu, odpowiadającej wartości krytycznej oporu kuli $c_x = 0,3$ ($Re = 385\,000$) do obliczonej liczby Reynoldsa, uzyskanej w badanym strumieniu, która odpowiada temu samemu współczynnikowi oporu kuli $c_x = 0,3$. Wartość współczynnika turbulencji waha się w granicach od 1 (tunele o niskiej turbulencji) do 3 (przeciętnie poniżej 1,4). Chociaż, jak wynika z dyskusji na temat turbulencji strumienia w tunelu daje ona wyższą efektywną liczbę Reynoldsa¹⁾ od obliczeniowej $Re = \frac{v \cdot l}{\nu}$, to jednak zbyt duża

turbulencja strumienia nastręcza trudności w interpretacji danych pomiarowych. Badania warstwy powierzchniowej, badania wpływu zmiany kształtu, stanu powierzchni, na charakterystykę elementów samolotu, jak również badania profilów o małym oporze i profilów laminarnych, wymagają strumienia o specjalnie niskiej turbulencji.

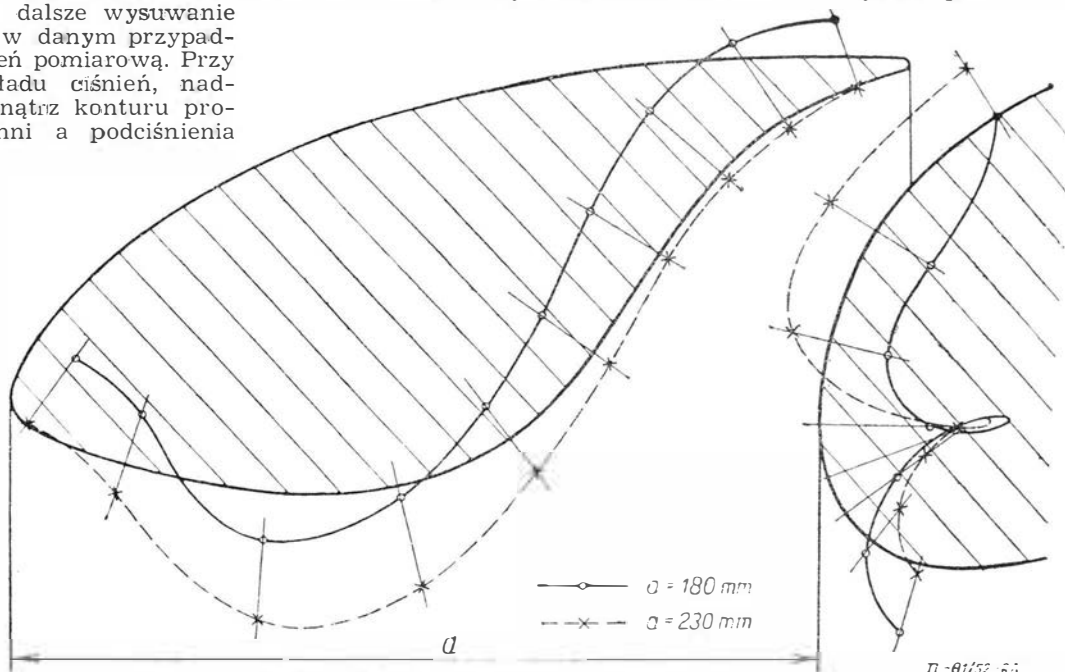
Jedynie w przypadku pomiarów współczynników c_{zmax} celem uzyskania wyższej efektywnej liczby Reynoldsa,

¹⁾ Efektywna liczba Reynoldsa $Re_{ef} = Re$ współczynnik turbulencji, gdzie Re = liczba Reynoldsa obliczona dla danych v m/sek, l m, ν m²/sek.

wprowadza się specjalnie turbulencję strumienia przez założenie grubej siatki, kraty lub prętów, ustawionych w kierunku prostopadłym do badanego modelu. W ten sposób współczynnik turbulencji można podwyższyć do wartości 5.

Wyjaśnienie — dlaczego siatki mogą dać zwiększenie lub zmniejszenie turbulencji strumienia — leży w sposobie ich działania. Siatki o małych oczkach rozbijają strumień turbulencyjny na elementy o niedużej powierzchni przekrojów. Jeżeli zostanie zachowana odpowiednia odległość między siatkami i modelem, burzliwość strumienia wywołana siatkami wygaśnie lub zostanie stłumiona w leju wylotowym, dając w rezultacie w przestrzeni pomiarowej strumień o niskiej turbulencji. Siatki o dużych oczkach lub kraty, mające na celu zwiększenie turbulencji, muszą być umieszczone dość blisko przed modelem tak, aby spowodowana przez nie turbulencja nie zdążyła wygasnąć.

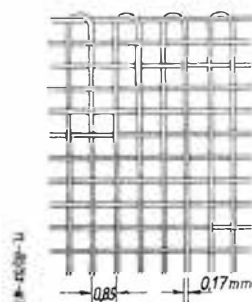
W wyniku badań, przeprowadzonych przez NACA [Lit. 11] jako najodpowiedniejszą grubość drutu na siatki przeciwturbulencyjne, mające na celu ujednolodzenie strumienia zmniejszenie turbulencji w przestrzeni pomiarowej tunelu, ustalono $\phi = 0,17$ mm. Gęstość siatki przyjęto (jako kompromis ilości siatek i ich gęstości) taką, która powoduje spadek ciśnienia statycznego równy ciśnieniu dynamicznemu na siatce. Powyższe spełnia siat-



Rys. 6 — Rozkład ciśnień na wewnętrznych powierzchniach pierścienia z rys. 3a

ka o wymiarze oczka = 0,85 mm. Odległość między siatkami, według informacji publikowanych przez Taylora, wynosi około $100 \times$ wymiar oczka siatki. W tych warunkach turbulencja wywołana samą siatką może zostać stłumiona przed wejściem na następną siatkę. Ilość siatek, jaką należy stosować, zależy od wymagań stawianych strumieniowi w przestrzeni pomiarowej. Z dwóch tuneli na niską turbulencję, budowanych przez NACA, w jednym zastosowano 7 siatek, które łącznie z prostownicą ulową dały dziesięciokrotne zmniejszenie turbulencji strumienia w przestrzeni pomiarowej, przy tym wielkość turbulencji leżała właściwie w granicach błędów pomiarowego.

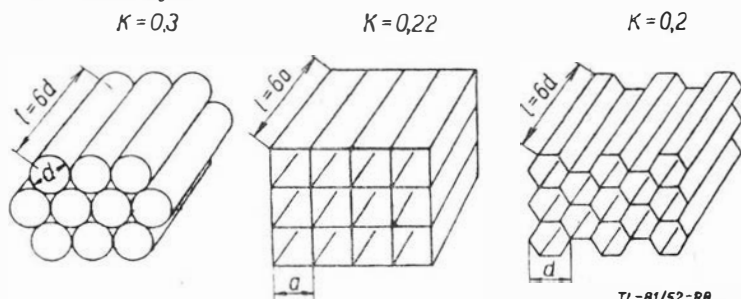
W drugim tunelu zastosowano 11 siatek z dodaniem jednej w górze strumienia o wymiarze oczka 0,43, otrzymując strumień w przestrzeni pomiarowej o bardzo niskiej turbulencji.



Rys. 7 — Siatka przeciwturbulencyjna

Siatki przeciwturbulencyjne zwykle wykonywane są z drutu fosforbrązowego, tkane w sposób pokazany na rys. 7. Naciąg siatki za pośrednictwem sprężyn łącznie z działaniem strumienia i rozszerzaniem się tunelu, nie powinien dawać dużego natężenia w drutach siatki. Siatki przeciwturbulencyjne jak i prostownice ulowe umieszcza się przed lejem wylotowym w największym przekroju tunelu.

W tunelach na niskie i średnie prędkości stosuje się często same prostownice ulowe bez siatek prostowniczych. Ścianki prostownicy winny tworzyć komórki o przekroju kwadratowym lub sześciokątnym, długości równej 6 do 10 razy ich wymiaru poprzecznego. Korzystne jest zastosowanie ścianek prostownicy ulowej o symetrycznym profilu lotniczym.



Rys. 8 — Typy prostownic ulowych

Przy dostatecznie dużej kontrakcji tunelu (7 do 14) i z dobrze opracowaną prostownicą ulową można otrzymać strumień jednorodny o dość niskiej turbulencji.

Rys. 8 przedstawia trzy rodzaje prostownicy ulowej i odpowiadające im współczynniki strat przy przepływie $K = \frac{\Delta p}{q}$ odniesione do ciśnienia prędkości w prostownicy

PROSTOWNICE PRZECIWSKREŃNE

Istnieją trzy zasadnicze sposoby prostowania strumienia:

1. Zastosowanie prostownic promieniowych za wentylatorem.
2. Zastosowanie prostownic promieniowych przed wentylatorem, które mają za zadanie wstępne skrócenie strumienia w kierunku odwrotnym niż to czyni wentylator tak, aby po przejściu przez wentylator strumień został wyprostowany.
3. Zastosowanie dwóch wentylatorów obracających się w przeciwnych kierunkach.

Ostatni sposób daje strumień wyprostowany dla wszystkich prędkości, możliwych do uzyskania w przestrzeni pomiarowej tunelu. Stosuje się go w jednostkach dużych. Moment obrotowy obu wentylatorów musi być jednakowy.

Sposób drugi ma wadę zasadniczą, mianowicie nie może on dać właściwego skrócenia wstępnego strumienia dla całego zakresu prędkości w przestrzeni pomiarowej. Z tej przyczyny kierownice przed wentylatorem powinny posiadać urządzenie, pozwalające na odpowiednią regulację, lub też należy zastosować dodatkowo — i zwykle tak się robi — prostownice za wentylatorem.

Prostownice za wentylatorem o profilu symetrycznym, ustawione cięciwą równoległą do osi strumienia, mogą dać zadawalające wyniki pod warunkiem, że skrócenie strumienia w porównaniu z prędkością osiową jest małe. Granicą wielkości skrócenia strumienia będzie taka wartość, która w wyniku daje pracę profilów prostownic na kątach natarcia, odpowiadających $c_{x \max}$ (nieco poniżej).

Jeżeli ϑ — kąt skrócenia strumienia

v_ϑ — prędkość obwodowa strumienia

μ — prędkość osiowa strumienia

$$t_g \vartheta = \frac{v_\vartheta}{\mu} \quad \vartheta = t_g^{-1} \frac{v_\vartheta}{\mu}$$

Kąt ϑ musi być mniejszy niż $\alpha \cdot c_{x \max}$ dla zastosowanego profilu symetrycznego o wydłużeniu nieskończenie wielkim, z uwzględnieniem wpływu obecności pozostałych kierownic.

Cięciwę profilu prostownicy c_p na dowolnym promieniu r przyjmuje się równą długości łuku o promieniu r , ograniczonego dwoma sąsiednimi kierownicami.

$$c_p = \frac{2\pi r}{i_p} \quad \dots \dots \dots [4]$$

gdzie i_p = ilość prostownic.

Celem uniknięcia okresowości wpływu łopatek wentylatora na prostownice, ilość prostownic winna być taka, aby nie była wielokrotnością parzystej liczby łopatek wentylatora. Zwykle stosowana ilość łopatek kierownic $i_p = 7$. Zazwyczaj prostownice daje się jednakowej grubości na całej rozpiętości, gdyż zakładając stałą grubość procentową, otrzymalibyśmy bardzo gruby w wymiarze profil przy ścianie tunelu. Jako stały wymiar grubości można przyjąć wartość, która wynika ze stosunku

$$\frac{t_p}{c_p} = 0,15$$

$$\text{dla } \frac{r}{R} \cong 0,8$$

gdzie:

R — promień przekroju tunelu w płaszczyźnie wentylatora,

c_p — grubość profilu prostownicy.

Dla podanej wartości t_p wzór [4] można przekształcić i otrzymamy wówczas:

$$\frac{t_p}{c_p} = \frac{i_p \cdot t_p}{2\pi R \cdot 0,8} \quad \dots \dots \dots [5]$$

Straty energii na prostownicach są większe, aniżeli to wypada z wielkości tarcia powierzchniowego i oporu czołowego w wolnym przepływie, ponieważ system prostownic stanowi dyfuzor, zmniejszający prędkość wirowania na ciśnienie statyczne. Współczynnik strat ciśnienia w prostownicy dla symetrycznego profilu NACA określony został empirycznie i wyraża się wzorem [Lit. 1]

$$K_p = 0,045 \frac{t_p}{c_p} + 0,003$$

Podstawiając wartości $\frac{t_p}{c_p}$ z równania [5] otrzymamy:

$$K_p = 0,045 \frac{t_p i_p}{2\pi R} + 0,003 \quad \dots \dots \dots [6]$$

W tunelach o przeciętnych wymiarach i mocach, pojedynczy wentylator dobrze zaprojektowany, łącznie z prostownicami za wentylatorem, może dać strumień całkowicie wyprostowany w całym zakresie prędkości.

Napęd wentylatora. [Lit. 12] Opory wewnętrzne tunelu jak i ciąg wentylatora zmienia się w stosunku kwadratu jego obrotów, najkorzystniejszym więc sposobem regulacji prędkości strumienia będzie zmiana obrotów wentylatora.

Zmianę obrotów wentylatora w sposób ciągły możemy uzyskać albo przez sprzężenie odpowiednią przekładnią z silnikiem o stałych obrotach (niepraktykowane), lub też przez zastosowanie silnika napędzającego, którego obroty mogą być w sposób ciągły od zera do maks. regulowane. Najczęściej spotykanym układem jest: silnik prądu stałego, napędzający wentylator i zasilany prądem stałym z przetwornicą układu Ward-Leonarda.

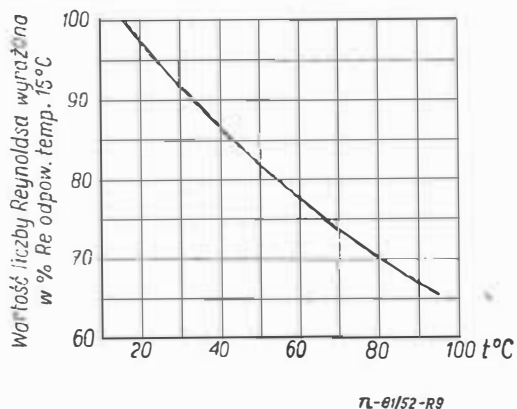
Moc wentylatora pokrywa: a) straty energii przy przepływie powietrza w tunelu; b) straty energii na pokonanie przewidzianego maks. oporu, spowodowanego obecnością modelu w przestrzeni pomiarowej; c) powiększenie strat energii, spowodowanych częściowym oderwaniem strug powietrza w dyfuzorze na skutek obecności modelu, np. płata o profilu lotniczym na dużych kątach natarcia, przy których następuje oderwanie.

Chłodzenie [Lit. 13] Cała energia dostarczona przez silnik do wentylatora na pokrycie strat zamienia się ostatecznie na energię cieplną, powodując wzrost temperatury powietrza w tunelu aż do momentu, w którym nastąpi równowaga między stratami ciepła i energią wkładaną. Jeżeli temperatura równowagi jest zbyt wysoka (wykres na rys. 9 orientuje, w jakim stopniu temperatura powietrza wpływa na wartość liczby Reynoldsa przy zachowaniu stałej prędkości strumienia) np. ok. 40 °C, należy zastosować dodatkowo chłodzenie celem absorbowania ciepła, wywiązującego się w czasie pracy tunelu.

Dodatkowe chłodzenie powietrza w tunelu można zrealizować czterema sposobami:

1. chłodzenie wodne zewnętrznych ścian tunelu,
2. wewnętrzne chłodzenie wodne kierownic,
3. zainstalowanie radiatora chłodzonego wodą na odcinku największego przekroju tunelu,
4. wymiana ciągła powietrza przepływającego przez tunel w wymienniku powietrza.

Większość tuneli na duże prędkości posiada wymiennik powietrza, mający na celu zastąpienie warstwy przysciennej powietrza o wyższej temperaturze i mniejszej energii — na powietrze zimne o temperaturze otoczenia lub zbliżonej. Wymiennik stanowi wieża, zapewniająca dostateczne rozproszenie powietrza ogrzanego w powietrzu świeżym, wolnym od wpływu ciepłych ścian tunelu. W tunelach z wymiennikiem powietrza przeciętnie 10% powietrza przepływającego przez tunel jest wymieniane, co pozwala na ustalenie się temperatury już po 10-krotnym obiegu powietrza w tunelu. Ujemną stroną wymiennika powietrza jest to, że łączy on przestrzeń najwyższego ciśnienia statycznego w tunelu z atmosferą, przez co ciśnienie w przestrzeni pomiarowej spada poniżej atmosferycznego, co znowu pociąga za sobą konieczność uszczelnienia przestrzeni wagowej. Wadę tę można by usunąć między przestrzenią pomiarową i dyfuzorem wlotu, przez którą następowałoby dopełnienie powietrza wpływającego do wieży wymiennika, utrzymując w ten sposób ciśnienie atmosferyczne w przestrzeni pomiarowej. Urządzenie to nie jest zachęcające, gdyż zabiera 20% całkowitej mocy włożonej. Jako drugą wadę wymiennika powietrza można uważać wpływ warunków atmosferycznych na strumień w tunelu, z którego duża ilość powietrza jest wymieniana. Mimo tych wad, inne metody chłodzenia wydają się mniej korzystne niż wymiennik.



Rys. 9 — Wpływ temperatury powietrza na zmianę liczby Reynoldsa

Umieszczanie silnika na zewnątrz tunelu celem zmniejszenia intensywności grzania się powietrza nie jest dostatecznie uzasadnione, ponieważ silnik elektryczny posiada wysoką sprawność.

ANALIZA ENERGETYCZNA TUNELU O OBIEGU ZAMKNIĘTYM [Lit. 1].

Przy określaniu przybliżonych strat energii w tunelu o obiegu zamkniętym logiczny jest podział tunelu na:

1. odcinki o stałych przekrojach,
2. naroża,
3. odcinki, wzdłuż których następuje rozszerzanie się przekroju,
4. odcinki o przekrojach zwężających się (zbieżnych),
5. przestrzeń pomiarowa.

Dla wszystkich grup należy obliczyć straty wyrażone w spadku ciśnienia statycznego Δp lub też wyrażone współczynnikiem strat K .

$$K = \frac{\Delta p}{q}$$

gdzie q = ciśnienie prędkości w rozpatrywanym przekroju.

Wygodnie jest odnieść współczynniki strat do ciśnienia prędkości w przestrzeni pomiarowej. Oznaczając przez K_0 współczynnik strat, odniesiony do ciśnienia prędkości w przestrzeni pomiarowej, otrzymamy:

$$K_0 = K \cdot \frac{q}{q_0}$$

Biorąc pod uwagę fakt, że ciśnienie prędkości zmienia się odwrotnie proporcjonalnie do drugiej potęgi powierzchni przekrojów lub do czwartej potęgi średnic dla przekrojów kołowych, otrzymamy:

$$K_0 = K \frac{A_0^2}{A^2} \quad \text{lub} \quad K_0 = K \frac{D_0^4}{D^4} \quad [7a], [7b]$$

gdzie: A_0 i A odpowiednie przekroje a D_0 i D średnice przekrojów kołowych.

Straty energii na danym odcinku możemy wyrazić:

$$\Delta E = K \frac{1}{2} \rho V^3 A$$

W odniesieniu do energii strumienia w przestrzeni pomiarowej będziemy mieli:

$$\Delta E = K \frac{1}{2} \rho V_0^3 \frac{A_0^3}{A^3} A \quad \text{bo} \quad V = V_0 \frac{A_0}{A}$$

$$\Delta E = K \frac{1}{2} \rho V_0^3 \left(\frac{A_0}{A} \right)^2 A_0 \quad \text{ale} \quad K_0 = K \left(\frac{A_0}{A} \right)^2$$

$$\Delta E = K_0 \frac{1}{2} \rho V_0^3 \cdot A_0 \quad [8]$$

Gdzie A_0 = powierzchnia przekroju na wylocie,
 A = powierzchnia przekroju w rozpatrywanym miejscu.

Jakość tunelu j_t określamy jako stosunek energii strumienia w przestrzeni pomiarowej na wylocie do sumy strat:

$$j_t = \frac{E_0}{\Sigma \Delta E} \approx \frac{\frac{1}{2} \rho V_0^3 A_0}{\Sigma K_0 \frac{1}{2} \rho V_0^3 \cdot A_0} = \frac{1}{\Sigma K_0} \quad [9]$$

Powyższa definicja jakości tunelu nie uwzględnia sprawności wentylatora ani silnika, odnosi się więc do samego tunelu.

Wielkość strat w tunelu o obiegu zamkniętym można określić w następujący sposób:

1. w przekrojach cylindrycznych (stałych) — spadek ciśnienia statycznego na długości L wynosi:

$$\frac{\Delta p}{L} = \frac{\lambda}{D} \frac{\rho}{2} V^2$$

czyli

$$\frac{\Delta p}{q} = K = \lambda \frac{L}{D}$$

lub też

$$K_0 = \lambda \frac{L}{D} \frac{A_0^2}{A^2} \quad [10]$$

gdzie λ — współczynnik strat przy przepływie.

Dla przewodów o gładkich ścianach przy dużych liczbach Reynoldsa [Lit. 4]

$$\frac{1}{\sqrt{\lambda}} = 2 \cdot l_g (Re \cdot \sqrt{\lambda}) - 0,8 \quad [11]$$

Dla przekroju cylindrycznego otwartego (otwarta przestrzeń pomiarowa) można przyjąć wartość współczynnika strat przy przepływie $\lambda = 0,08$.

Dla otwartej przestrzeni pomiarowej o długości $L_0 = 1,2 D_0$ straty wynoszą:

$$K = \lambda \frac{L_0}{D_0} = 0,08 \cdot 1,2 = 0,096$$

podczas gdy dla przestrzeni pomiarowej zamkniętej straty te sięgają zaledwie wartości $\approx 0,012$, a więc 8 razy mniej.

Przekroje (rozbieżne) przy wzrastającym ciśnieniu [Lit. 1]

Straty sumaryczne wyrażone współczynnikiem strat będą:

$$K_0 = \left(\frac{\lambda}{8 t_g^2} + 0,6 \cdot t_g \frac{\alpha}{2} \right) \cdot \left(1 - \frac{A_1^2}{A_0^2} \right) \frac{A_0^2}{A_1^2} \quad [12]$$

gdzie:

α — kąt rozbieżności między przeciwległymi ścianami
 $\alpha \leq 10^\circ$

A_1 — powierzchnia przekroju po stronie mniejszej
 A_2 — powierzchnia przekroju po stronie większej.

Najmniejsze straty zachodzą przy pewnym określonym kącie rozbieżności. Wyznaczyć go można różniczkując równanie względem kąta rozbieżności i przyrównując do zera, po rozwiązaniu równania optymalny kąt rozbieżności wyrazi się wzorem:

$$t_g \frac{\alpha}{2} = \sqrt{\frac{\lambda}{4,8}} \quad [13]$$

Dla przeciętnych wartości λ kąt optymalny α wypada około 5° , jednak zwykle ograniczone miejsce oraz koszty konstrukcji zmuszają konstruktora do powiększenia tego kąta. Straty w przekrojach rozbieżnych są dwu-, a nawet trzykrotnie większe niż na odpowiednich odcinkach o stałym przekroju.

Straty w narożach

Straty w narożach składają się z 2 członów:

1. straty spowodowane oporem kierownic, wynoszące $1/3$ całkowitych strat,
2. straty zawirowania (zmiana kierunku ruchu), stanowiące pozostałe $2/3$ całkowitych strat naroża.

Dla typu kierownic, pokazanych na rys. 7, można stosować wzór [14], pozwalający na obliczenie oporów naroża. Wzór ten, częściowo tylko empiryczny, jest

oparty na wartości spadku ciśnienia $\frac{\Delta p}{q} = 0,15$ przy liczbie Reynolds'a $Re = 500\,000$ [Lit. 1]

$$K_o = \left[0,1 + \frac{4,55}{(l_g R_e)^{2,58}} \right] \frac{A_o^2}{A^2} \quad [14]$$

Straty w leju wylotowym

Straty w leju wylotowym stanowią jedynie straty tarcia. Spadek ciśnienia spowodowany stratami tarcia wynosi:

$$\Delta p_f = \int_0^L \lambda \frac{\rho V^2}{2} \cdot \frac{dL}{D}$$

gdzie L — długość leju wylotowego,
 Współczynnik strat będzie.

$$K_o = K \frac{D_o^4}{D^4} = \frac{\Delta p_f D_o^4}{q D^4} = \int_0^L \lambda \frac{dL}{D} \cdot \frac{D_o^4}{D^4}$$

$$K_o = \lambda \frac{L}{D_o} \int_0^L \frac{D_o^5}{D^5} \cdot \frac{dL}{L} \quad [15]$$

Ponieważ wartość strat w leju wylotowym jest mała i stanowi zaledwie 3% strat całkowitych tunelu, jakkolwiek błąd spowodowany przybliżonym obliczeniem nie będzie miał znaczenia. Zakładając średnią wartość dla λ możemy więc w przybliżeniu obliczyć straty w leju wylotowym ze wzoru [Lit. 1]

$$K_o = 0,32 \lambda \frac{L}{D_o}$$

Straty w prostownikach ulowych

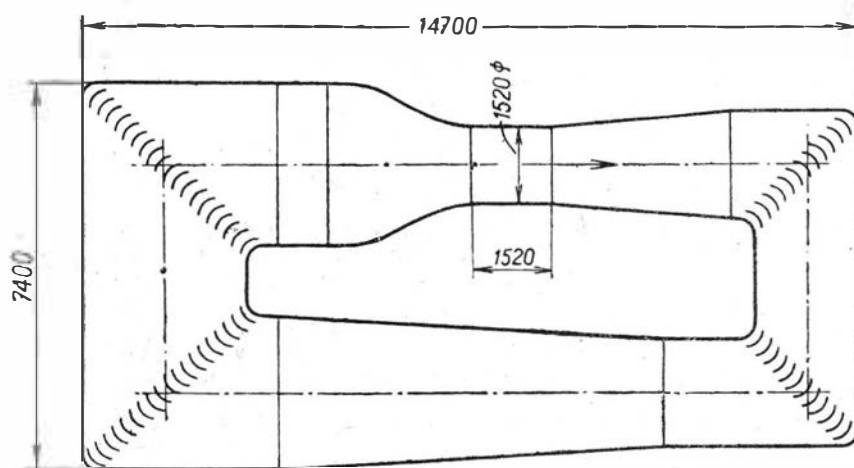
Wartość współczynnika strat $K = \frac{\Delta p}{q}$ można przyjąć dla prostownika ulowych o długości $l = 6x$ wymiar poprzeczny (patrz rys. 8) [Lit. 1].

$K = 0,3$ dla prostownika z rur o przekroju kołowym,
 $K = 0,22$ dla prostownika z rur o przekroju kwadratowym,
 $K = 0,20$ dla prostownika z mat. o przekroju prostokątnym.

$$K_o = K \frac{q}{q_o}$$

Dla przykładu podano straty, jakie mają miejsce w tunelu o obiegu zamkniętym jednokanałowym, z przestrzenią pomiarową zamkniętą (patrz rys. 10), obliczone dla temperatury 37°C i prędkości w przestrzeni pomiarowej 44 m/sek. [Lit. 1].

Odcinek tunelu	K_o	% strat całkowitych
Przestrzeń pomiar. zamk.	0,0093	5,1
Wlot	0,0391	21,3
Naroże 1	0,0460	25,0
Część o stałym przekroju	0,0026	1,4
Naroże 2	0,0460	25,0
Część o stałym przekroju	0,0020	1,1
Część o powiększającym się przekroju	0,0160	8,9
Naroże 3	0,0087	4,7
Naroże 4	0,0087	4,7
Cylinder	0,0020	0,1
Lej wylotowy	0,0048	2,7
$\Sigma K_o = 0,1852$		100 %



TL-81/52-R10

Rys. 10 — Jednokanałowy tunel aerodynamiczny typu zamkniętego o zamkniętej przestrzeni pomiarowej średnicy 1,52 m.

$$\text{Jakość tunelu } j_t = \frac{1}{\Sigma K_o} = \frac{1}{0,1852} = 5,40$$

W podanym przykładzie nie uwzględniono strat, spowodowanych nieszczelnością tunelu i obecnością silnika.

UWAGI KOŃCOWE

Zwiększenie jakości tunelu można osiągnąć drogą:

1. zwiększenia liczby Reynolds'a tunelu — większy tunel będzie miał wyższą jakość aniżeli podobny, mniejszy;
2. zmniejszenia strat na odcinkach o przekroju wzrastającym, jest ono ograniczone optymalnym kątem rozbieżności;
3. zmniejszenia strat w narożu — a) przez rozbieżność naroży o skrajnie 90° na kilka skrętów z umieszczeniem odpowiednich kierownic o skrajnie $< 90^\circ$, b) zastosowanie skrętów „potencjalnych” (wydłużonych i łagodnych);
4. zwiększenie kontrakcji, co pociąga za sobą zwiększenie całej długości tunelu, a więc wzrost kosztów budowy.

Zmniejszenie mocy zapotrzebowanej dla uzyskania określonej prędkości można uzyskać przez redukcję gęstości powietrza drogą częściowego opróżnienia tunelu (zmniejszenie ciśnienia statycznego) [Lit. 15].

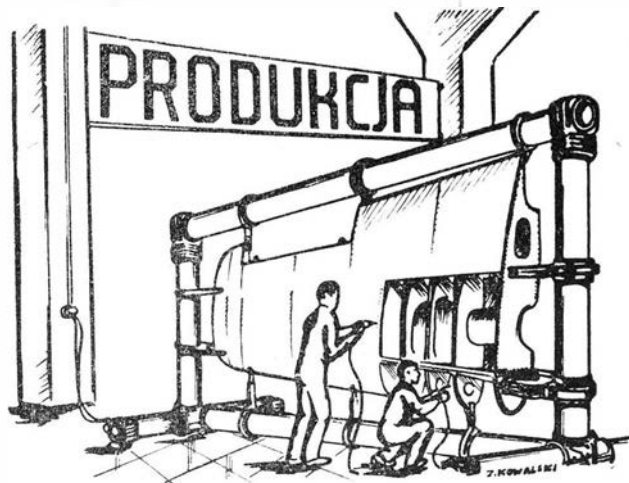
W tunelach tego rodzaju każda zmiana modelu, wymagająca wejścia do przestrzeni pomiarowej, pociąga za sobą konieczność wyrównania ciśnienia z otoczeniem, a przed rozpoczęciem pomiaru należy znowu doprowadzić ciśnienie przy pomocy pomp do wartości przewidzianej dla pracy tunelu. Pociąga to za sobą dodatkowe koszty eksploatacji oraz powiększa czas przygotowania tunelu do właściwego pomiaru. Pewnym usprawnieniem w tym przypadku byłoby zastosowanie szczelnych drzwi, oddzielających przestrzeń pomiarową od kanałów tunelu.

Artykuł wpłynął dnia 7 listopada 1952 r.

BIBLIOGRAFIA

1. A. Pope — „Wind Tunnel Testing“, J. Wiley, 1947.
2. A. K. Martynow — „Eksperymentalna Aerodynamika“, Oborongiz, 1950.
3. H. L. Dryden and A. M. Kueth — „The Measurement of Fluctuations of Air Speed by the hot Wire Anemometer“ T. R. 320 — 1929.

4. Darriens — „Some Factors Influencing the Design of Wind Tunnels“, Brown-Boveri Review, lipiec—sierpień 1943.
5. G. Krober — „Guide Vanes for Deflecting Fluid Currents with small loss of Energy“ T. M. — 722 — 1937.
6. G. N. Patterson — „Note on the Design of Corners in Duct Systems“ R. M. 1773 — 1937.
7. D. C. Mc Phail — „Experiments on Turning Vanes at an Expansion“ R. M. 1876 — 1939.
8. Tsien, Hsue-Shene — „On the Design of Contraction Cone for a Wind Tunnel“, JAS, luty 1943.
9. F. L. Wattendorf and A. M. Kueth — „Investigations of Turbulent Flow by Means of the Hot-Wire Anemometer“, Physics, styczeń—czerwiec, 1934.
10. R. C. Platt — „Turbulence Factors of NACA Wind Tunnels as Determined by Sphere Tests“ T. R. 558 — 1936.
11. NACA Technical Note Nr 1283.
12. C. C. Clymen — „Power Requirements for Wind Tunnel“ R. M. 1372, 1930.
13. A. N. Tifford — „Wind Tunnel Cooling“, JAS, marzec, 1943.
14. Turbulence and Skin Friction, JAS, styczeń, 1934.
15. Eastman N. Jacobs — „The Variable-Density Tunnel“ T. R. 416, 1932 r.
16. P. Rebuffet — „Aérodynamique Expérimentale“, Ch. Béranger 1945 i 1950.



Prof. inż. S. SZULC

621.431.75 621.923.5

Polerowanie w produkcji silników lotniczych

Artykuł zawiera tekst odczytu wygłoszonego w Sekcji Lotniczej SIMP, z uwzględnieniem niektórych głosów w dyskusji. Na wstępie Autor omawia ogólne zagadnienia, oraz istniejące teorie i hipotezy z dziedziny polerowania. Kolejno wyjaśnia własności spolerowanej powierzchni, zwłaszcza jej bezpostaciowość, omawia zjawiska polerowania i wynikające stąd warunki zaisnienia polerowania, charakterystykę środków polerowania w zastosowaniu do różnych metali. Artykuł zawiera wiele danych liczbowych w tekście i tabelach.

Proces polerowania jest tak ściśle związany ze zjawiskiem tarcia, że nie jest możliwe objaśnienie zjawisk powodujących spolerowanie powierzchni inaczej, jak przy pomocy tego zjawiska.

W obecnej chwili są uznawane dwie teorie tarcia: jedna — mechaniczna, oparta na zjawisku wzajemnego przesuwania dwóch powierzchni, które niszczy nierówności i wywołuje drgania, te zaś z kolei powodują ruch cieplny i dźwięk, oraz druga — molekularna, oparta na zjawiskach adhezji i napięcia powierzchniowego.

Hipoteza radziecka, postawiona przez Akad. Dieriągina, tworząc radzieckiej szkoły tarcia, przyjmuje szczegóły obu teorii w miarę jak one wyjaśniają zjawiska.

Obok Dieriągina znany jest cały szereg pracowników nauki, których prace przyczyniły się do poznania procesu tarcia. Należy tu wymienić Krahelskiego, Rebindera, Fincha, Bowdena, Tabora, Lebena i wielu innych.

Nie jest zadaniem artykułu rozwinąć teorie tarcia, tym bardziej, że zostały one objaśnione w bardzo przystępnych skrótach, które niedawno ukazały się w prasie.¹⁾

1. Własności spolerowanej powierzchni metalu

Struktura powierzchni spolerowanej mechanicznie jest przedmiotem dyskusji trwającej już ponad 50 lat i wyraziła się w teorii postawionej w r. 1901 przez Beilby'ego o bezpostaciowej strukturze powierzchni spolerowanej. Zastosowanie mikroskopu elektronowego pozwoliło potwierdzić tę teorię. Obraz widziany w mikroskopie elektronowym przedstawia powierzchnię spolerowaną jako pokrytą błoną lepkiej cieczy, rozmazanej po nierównościach tej powierzchni.

Błona ta wygładza wprawdzie nierówności powstałe na skutek poprzedniej obróbki, jednakże nieliczne szczeliny (o szerokości ok. 0,01 mm) pozostają tylko powierzchownie zaciągnięte przeświecającą błoną materiału polerowanego (rys. 1).

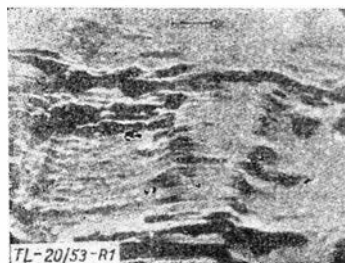
W ostatnich 15 latach wykonano cały szereg doświadczeń, które w przeważnej większości wykazują zanik struktury kryształicznej powierzchni poddanej polerowaniu.

Nie wchodząc w szczegóły dowodów bezpostaciowości struktury, można streścić wyniki tych badań następująco:

¹⁾ Prof. dr J. Naleszkiewicz „Związek między ścieralnością i budową warstwy podpowierzchniowej“, Dr M. Halaunbrenner „Tarcie, a gładkość powierzchni“, Wiadomości PKN, zes. 5, 1952 (Zeszyt poświęcony konferencji SIMP, na której omówiono zagadnienia gładkości powierzchni).

²⁾ $1 \text{ Å} = 10^{-7} \text{ mm}$.

Polerowanie narusza strukturę metalu do głębokości między 100 Å²⁾ a 10 000 Å, przy czym zewnętrzna warstwa struktury, o grubości 30—40 Å, może mieć wygląd bezpostaciowy. Warunki sprzyjające utwrczeniu się struktury bezpostaciowej zależą zdaniem jednych uczonych od odpowiednio wysokiej temperatury rekrytalizacji danego metalu, zdaniem innych — od tego, czy spolerowanie nastąpiło zupełnie, czy też niezupełne, tj. od warunków przebiegu i od czasu trwania czynności polerowania. Wydaje się, że każdy z tych poglądów jest słuszny, jednakże w jakim stopniu i w jakich warunkach przeważa który z dwóch czynników (rekrytalizacja czy stopień spolerowania) może to być tematem dalszych badań.



Rys. 1 — Obraz spolerowanej powierzchni pod dużym powiększeniem

Nie bez wpływu na zmianę poglądów co do charakteru struktury jest wielkość osiągalnego powiększenia jej obrazu. Dlatego pierwotnie jednoznaczne stwierdzenie struktury bezpostaciowej w powiększeniu mikroskopu optycznego (tj. do 2 000 razy) zostało obecnie złagodzone do możliwości występowania takiej struktury, a to dzięki użyciu mikroskopu elek-

tronowego (powiększenia do 100 000 razy). W tym zakresie powiększeń stwierdzono możliwości niezupełnego przejścia w strukturę bezpostaciową (spolerowanie niezupełne), jak również przypadki rekrytalizacji w okresie sięgającym kilkunastu godzin po polerowaniu.

Przypuszczenia uczonych radzieckich uwzględniają też możliwość, że struktura określana jako bezpostaciowa w powiększeniu mikroskopu elektronowego stanowi jednak skupisko kryształów, niedostrzegalnych przy użyciu obecnie stosowanych powiększeń. Idąc po tej linii należałoby uważać określenie bezpostaciowości za względne i należałoby je uzupełniać wielkością stosowanego powiększenia (tj. w obecnych warunkach do 100 000 razy).

Bezpostaciowa (we wspomnianym powiększeniu) warstewka powierzchniowa wykazuje zasadniczą różnicę własności w porównaniu z budową materiału położonego głębiej. Warstewka ta jest znacznie twardsza, łatwiej rozpuszczalna i posiada włas-

ności rozpuszczania innych metali, której nie wykazuje struktura krystaliczna. Ciepło rozpuszczania warstwy spolerowanej lub plastycznie obrobionej jest większe od ciepła rozpuszczania tego samego metalu o budowie krystalicznej. Tłumaczyć to można tym, że część energii tarcia środka polerskiego powoduje powstanie naprężeń, te zaś z kolei powodują rozpad struktury. Osiągnięte tym nakładem energii przegrupowanie atomów odznacza się wyższym potencjałem energii, niż właściwy pierwotnej strukturze krystalicznej. Z tego wynika, że część energii tarcia nie uległaby zamianie na ciepło, lecz byłaby zakumulowana jako energia potencjalna warstewki spolerowanej.

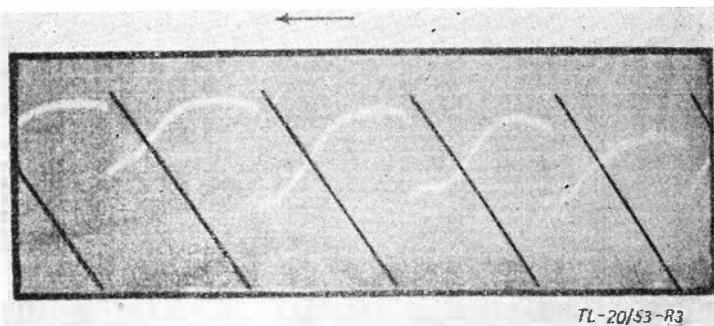
2. Zjawisko polerowania

Oddziaływanie powierzchni polerującej na polerowaną wyraża się dociskiem, tarciem i ciepłem, których skutki są następujące: wywołanie silnych naprężeń ścinających wewnątrz krystalitów położonych na powierzchni; naprężenia te z kolei powodują poślizgi i rozpad krystalitów; wystające części krystalitów mogą przy tym ulec połupananiu na skutek samego tylko zgniotu, wreszcie — najdrobniejsze cząstki powierzchni, o rozmiarach nawet rzędu atomów, mogą zostać pod działaniem nacisku i ciepła tarcia rozmazane po powierzchni polerowanej na skutek ich pociągania lub spychania wzdłuż powierzchni i w ten sposób doprowadzone do stanu bezpostaciowego.



Rys. 2 — Wytrzymałość zwarcia większa niż metalu powierzchni trącej powoduje wyrwanie cząstek jednej powierzchni i przywarcie ich do drugiej. Cząstki miedzi przywarły do powierzchni stali po jednokrotnym przesunięciu miedzi po stali.

W obecnym stanie znajomości zagadnienia można uważać, że wytworzenie struktury bezpostaciowej i silnie lśniącej osiąga się przez wprowadzenie powierzchni polerowanej w stan prawie płynny na skutek ciepła, wytworzonego tarciem środka polerskiego o polerowaną powierzchnię. To upłynienie jest momentalne, rzędu 1/1000 — 1/3000 sek., wystarcza ono jednak do wprowadzenia powierzchni w stan bezpostaciowy. Stwierdzono bowiem, że pod wpływem ciepła tarcia temperatura powierzchni wzrasta prawie do punktu topliwości ciała stałego, że jednak tego punktu nie przekracza.



Rys. 3 — Obraz chwilowych poślizgów i zwarć spowodowanych adhezją dwóch powierzchni.

Stwierdzono również, że polerowanie zachodzi tylko wówczas, jeśli: a) punkt topliwości środka polerskiego jest wyższy od punktu topliwości materiału polerowanego, oraz b) w temperaturze polerowania środek polerski wykazuje wyższą twardość od materiału polerowanego. Cały szereg doświadczeń potwierdza powyższą obserwację, np.: kamfora (pkt. topl. 178°C) poleruje metal Wooda (68°C), natomiast nie poleruje cyny (202°C) ani ołowiu (297°C). Tlenek cyny (1625°C) i tlenek cynku (1800°C) polerują kalcyt (1339°C), natomiast tlenek miedzi (1235°C) nie poleruje kalcytu. Tlenek cynku (pkt. topl. 1880°C, twardość 4 skali Mohsa) poleruje kwarc (twardość 7 skali Mohsa), jednak dopiero wówczas, gdy kwarc zagrzany ciepłem tarcia do 1710°C dozna transformacji w chryzobalit, tracąc swą twardość.

W warunkach normalnych, powierzchnie metalu są pokryte szczelnie przylegającą błoną adsorbowanych tlenków, soli, gazów, par i tłuszczu. Grubość tej błony nie przekracza 3 Å. Odrogadzają ona powierzchnię metali, dzięki czemu siły tarcia i współczynniki tarcia wykazują powszechnie znane wartości. Usunięcie lub uszkodzenie błony tlenków w sposób sztuczny (laboratoryjnie), lub przez zniszczenie jej mechaniczne (np. polerowaniem, skrawaniem, hamowaniem itp.) — wprowadza w bezpośredni styk doskonale czysty i nie utleniony metal obu powierzchni. W takim momencie występuje zjawisko silnej adhezji w postaci lokalnych zwarć między wystającymi cząstkami obu powierzchni. Zwarcia te mogą jednak nastąpić dopiero wówczas, gdy cząstki metalu w punktach styku znajdują się tak blisko siebie, że wejdą w zasięg przyciągania molekularnego, tj. znajdują się we wzajemnej odległości nie większej od kilku Å.

Łączną wielkość powierzchni tych styków — nazwijmy je „rzeczywistymi“ — można ocenić jako rzędu 10⁻⁴ do 10⁻⁵ całkowitej powierzchni stykających się przedmiotów. Siła, potrzebna do zniszczenia tych zwarć dla przesuwania obu metali po sobie, jest bardzo znaczna, czego dowodem są następujące przykłady:

Miedzy idealnie czystymi powierzchniami kulki stalowej i płytki ołowiu, cynku, kadmu lub indu, wzajemnie dociśniętymi z siłą ok. 1 kg występuje tak silna adhezja, że siła potrzebna do rozłączenia tych powierzchni jest prawie równa wywartej sile docisku.

Szklana soczewka przesuwana po płycie szklanej pozostawia po sobie ślad szerokości, początkowo ok. 1 μ. Szerokość tego śladu wzrasta po krótkiej drodze około 50-krotnie, a powierzchnia płytki szklanej jest usiana łuskami oderwanymi od soczewki i posiada wygląd powierzchni zatartej. Zjawisko to występuje bez względu na to, czy obie powierzchnie są chropowate, czy też spolerowane.

Dalsze przesuwanie po sobie powierzchni, na których powstały wspomniane zvarcia, jest możliwe tylko w razie zniszczenia (ścięcia) tych zwarć. Siła do tego potrzebna objawia się jako zwiększona siła tarcia. Opór stawiany przez zvarcia przeciwko ich zniszczeniu jest tak wielki, że powoduje znaczny wzrost współczynnika tarcia, który osiąga wartości 4 do 7 dla stali, a dla złota dochodzi nawet do 30.

Raz rozpoczęte uszkodzenie błony tlenków może w odpowiednich warunkach postępować szybko naprzód, zwłaszcza w podwyższonej temperaturze. Środkami ułatwiającymi zniszczenie błony zanieczyszczeń są między innymi: pasty polerskie tzw. chemiczne aktywne. Celem ich zastosowania jest przyspieszenie niszczenia błony tlenków drogą chemiczną, w porównaniu z powolniejszym działaniem czysto mechanicznym środków ściernych.

Przy zastosowaniu past „aktywnych“ występują dwa działania: jedno chemiczne, które oczyszcza powierzchnię metalu z błony tlenków, koroduje ją i ułatwia drugie działanie — właściwego polerowania mechanicznego, którego istotę omówiono wyżej. Które z tych dwóch działań (chemiczne czy mechaniczne) przeważa, zależy to od stopnia aktywności pasty, tzn. od intensywności i szybkości przebiegu reakcji chemicznych z jednej strony oraz od intensywności polerowania, tj. od częstości zwarć i od wzrostu temperatury powierzchni metalu, tj. od docisku tarczy i doboru środka ściernego — z drugiej strony.

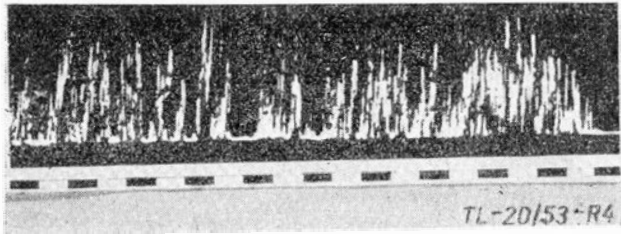
Zniszczenie zwarć celem umożliwienia dalszego ruchu może nastąpić tylko przez ich ścięcie. Może ono wystąpić w płaszczyźnie zwarcia, jeśli wytrzymałość na ścinanie samego zwarcia jest mniejsza od wytrzymałości obu metali. W przeciwnym razie ścinanie nastąpi nie w płaszczyźnie zwarcia, lecz w głębi jednego z metali i to na granicy struktury zgniecionej i normalnej. Wyrwana przy tym cząstka metalu jednej z powierzchni przywrze do drugiej powierzchni (rys. 2). Objaw ten stanowi istotę zatarcia czopów, osadzania się metalu na ostrzu noża, przylepiania metalu do gładzi hamulca i innych podobnych zjawisk.

Ścinanie zwarć podczas polerowania powinno mieć miejsce tylko w płaszczyźnie zwarcia — inaczej powierzchnia polerowana doznawałaby uszkodzeń (wyrw) i miałaby wygląd „ospowaty“, lub też byłaby oblepiona cząstkami środka polerskiego. Utrzymanie warunku ścinania w płaszczyźnie zwarcia zależy od dostosowania rodzaju środków ściernych, smarnych i lepiszcza past polerskich do rodzaju metalu polerowanego.

Wzajemny ruch powierzchni na skutek cyklicznego tworzenia się i ścinania zwarć przestaje być jednostajny w skali tysięcy części sekundy, lecz staje się ruchem „rwanym“, składającym się z następujących po sobie utknięć (moment zwarcia) i poślizgów (moment ścinania zwarć), o cyklu krótszym niż 0,001 sek. Utknięciom towarzyszą lokalne, punktowe, błyskawiczne

wiczne skoki temperatur, powodujące nadtopianie metalu w miejscach niszczonych zwarć (rys. 3, 4, 5). Skoki te, jak wspomniano wyżej, nie przekraczają jednak punktu topliwości metalu czemu zapobiega utajone ciepło topnienia.

Stwierdzono np., że podczas przesuwania płytki gallium po stali skok temperatury nie przekracza 300°C (pkt. topliwości gallium 320°), natomiast przesuwanie konstantanu po stali powoduje skoki temperatury ponad 1000°C (pkt. topliwości konstantanu 1210°C).



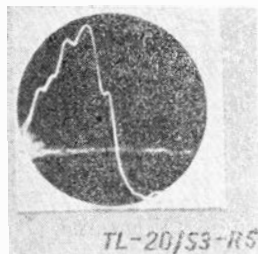
Rys. 4 — Obraz skoków temperatury w czasie ślizgania konstantanu po dotarłej powierzchni stali. Podziałka pozioma — 0,001 sek. Obciążenie 500 G, prędkość 3 m/sek.

Zjawisko skoków temperatur obserwowano w praktyce podczas hamowania. Skoki temperatur sięgały wówczas ponad 800°C. Zjawisko skoków temperatur badano podczas przesuwania stali po płycie szklanej. Obraz skoku temperatury na skutek zwarcia i obraz rozchodzenia się fali ciepła przedstawiają rysunki 5 i 6.

Czas trwania skoku temperatury obserwowano w granicach rzędu 10^{-4} do 10^{-3} sek. na powierzchni ok. 10^{-3} cm². Docisk wzajemny powierzchni w obecności tak wysokich temperatur powoduje zgnioty plastyczne, prowadzące do dalszego zwiększania pola styku, zwarć, coraz częstszych skoków temperatur tak, że ostateczny obraz powierzchni polerowanej przedstawia ją jako metal rozmażany w stanie półpłynnym, po czym zakrzepły.

Lokalne zmiany struktury metalu poniżej warstewki bezpośredniej świadczą również o obecności gwałtownych skoków temperatur. Dają się z łatwością dostrzec punkty różnych struktur przejściowych (troostytu lub austenitu) na tle struktury pierwotnej (właściwej).

Jest rzeczą charakterystyczną, że objawy o podobnym charakterze zachodzą przy współpracy powierzchni ruchem posuwistym. Wspomniane już zjawisko zatarcia czopów i panewek, objawy



Rys. 5 — Obraz promieniowania ciepłego punktu zwarcia, spowodowanego ślizganiem stali po szkło. Pomiar temperatury: ołów — siarczek ołowiu, $T_{\max}$ — ok. 600°C, czas skoku temperatury rzędu 2×10^{-3} sek.

pracy hamulców, a nawet warunki spływu wióra po ostrzu — wszystkie wywodzą się z opisanych zjawisk. Między tymi zjawiskami zachodzi tylko różnica w intensywności objawów tarcia. W przypadku polerowania tarcie jest niezbędne, ale najmniejsze objawy zatarcia są szkodliwe, w przypadku współpracy czopów i panewek oraz w przypadku skrawania tarcie jest szkodliwe. Zmniejsza się je smarowaniem, natomiast w przypadku hamulców występuje tarcie suche. Może ono spowodować nawet iskrzenie, nader intensywne objawy zatarcia, zmiany strukturalne, a nawet spękanie głazki hamulca. Własności poszczególnych środków polerskich dają się sklasyfikować na tle rozszerzonej skali twardości Mohsa (tab. I). Układ ten pomaga orientacyjnie dla tworzenia poglądu na stosowność środków ściernych i polerskich.

Jako czynniki decydujące o przebiegu i intensywności polerowania należy wymienić:

- Wzajemny stosunek twardości środka polerującego i metalu w temperaturze polerowania.
- Wzajemny stosunek punktów topliwości środka polerującego i metalu polerowanego.
- Ciągliwość metalu polerowanego.
- Wytrzymałość na ścinanie błon złożonych z tlenków, soli itp.
- Stopień adhezji środków polerskich do uplastycznionej powierzchni metalu w temperaturze polerowania i kohezja uplastycznionej powierzchni polerowanej z nienaruszonym wnętrzem metalu.
- Napięcie powierzchniowe półpłynnej powierzchni metalu, które pozwoli na ułożenie się atomów w sposób nadający strukturze cechy bezpostaciowe.

3. Charakterystyka polerowania pod względem technologicznym

Początek procesu polerowania wykazuje wyraźnie charakter obróbki ścierniej. W miarę stosowania coraz to bardziej drobnoziarnistych środków ściernych, działanie ściernie zanika stopniowo, ustępując objawom polerowania (ewentualnie w połączeniu ze zjawiskami korozji, jeśli stosowane pasty są chemicznie aktywne). Pod koniec procesu polerowanie wykazuje prawie wyłącznie charakter zmian plastycznych, jeśli polerowana powierzchnia nie ma zawierać rys. Dlatego trudno jest zaliczyć polerowanie bez zastrzeżeń do sposobów obróbki czysto mechanicznej.

TABELA I

Metale i środki ściernie w skali twardości Mohsa³⁾

stopień skali tward.	Metale	Tlenki i azotki metalii krzemu
1		
2	Sn	
3	Al Zn	Mg(OH) ₂
4	Cu	
5	miękką stal	Cu ₂ O ZnO
6		Mn ₂ O ₄ Fe ₂ O ₃ MgO Mn ₂ O ₃
7	stal hartowana	SnO ₂ Si zeszklony (czysty)
8	stal azotowana	azotki
9	stopy spiekane węgliki wolframu	Al ₂ O ₃ SiO ₂ B ₄ C
10		

³⁾ Porównawcze tabele twardości znane były już w średnich wiekach. Mohs wprowadził (1822 r.) system numeracji w istniejącą skalę. System ten jest krytykowany jako czysto umowny, jednak mimo wielu badań nad twardością nie potrafiono zbliżyć żadnego szczegółu tej skali — przeciwnie — sklasyfikowano i umieszczono w niej szereg materiałów, umieszczając je między poszczególnymi klasami oraz rozszerzono ją do 15 punktów. Natomiast nie znaleziono sposobu zamiany jakościowego charakteru tej skali na ilościowy.

Między typową obróbką ścierną, a polerowaniem zachodzi szereg istotnych różnic zarówno w przebiegu, środkach, jak i w skutkach. W obróbce ścierniej szlifowaniem, docieraniem mechanicznym zwykłym i oscylacyjnym (tj. w tzw. superfinishu) ziarno jest chwyczone sztywno w nieelastycznej i twardej oprawie tarcz lub płytek, lub oparte luźno o twardy materiał, po którym może się toczyć lub ślizgać. Docisk ziarna do powierzchni docieranej jest tak wielki a ziarno posiada tak ostre krawędzie (szczególnie elektrokorund), że w tych warunkach praca jego odbywać się musi głównie skrawaniem. Dobór wytrzymałości spoiwa i docisk tarczy do przedmiotu zapewnia wykruszenie się typych ziarn z oprawy i odsłanianie nowych — ostrych krawędzi. Zgniot w obróbce ścierniej nie stanowi istoty procesu; jest on objawem zdecydowanie niepożądanym, ze względów omówionych. Zgniot ten jednakże w obróbce ścierniej nie jest do uniknięcia. Do spowodowania go zmusza konieczność wywarcia takiej siły, która by umożliwiła skrawanie wieloma ziarnami jednocześnie, na stosunkowo dużej powierzchni styku tarczy z obrabianą powierzchnią. Towarzyszącą obróbce ścierniej wzrost temperatury również jest szkodliwy dla własności obrabianych przedmiotów, dlatego nowoczesne sposoby obróbki ścierniej zmierzają do obniżenia docisku. Docisk ten przy szlifowaniu stanowi rząd wielkości $7,0 \div 70 \div 140$ kG/cm², przy docieraniu osłkami („honing”) $3,5 \div 14 \div 70$ kG/cm², przy docieraniu oscylacyj-

nym („superfinish“) $0,07 \div 2,0$ kG/cm² dla otworów, $1,0 \div 3,5$ kG/cm² dla wałków i płaszczyzn.

Odpowiedni do tego jest też i wzrost temperatury powierzchni przedmiotu. Wynosi on przy szlifowaniu $180 \div 600^\circ\text{C}$, przy docieraniu $4 \div 20 \div 150^\circ\text{C}$, a przy docieraniu oscylacyjnym jest niewyczuwalny. Odpowiednio do wielkości docisku i temperatury zachodzi też głębokość uszkodzeń struktury. Wynosi ona przy szlifowaniu $13 \div 80$ μ , przy docieraniu $0,2 \div 2,5 \div 25$ μ , przy docieraniu oscylacyjnym $0,0001 \div 1,5$ μ . Grubość warstewki podpowierzchniowej wynosi około 0,10 grubości warstwy uszkodzonej.

Warunki polerowania — jak wynika z początkowej treści — są zupełnie odmienne od przytoczonych warunków obróbki ścierniej. Pomijając bowiem wstępną część procesu o charakterze obróbki ścierniej, właściwe polerowanie może się odbywać dopiero w obecności tak wysokich docisków i temperatur, które stwarzają warunki dla nadania bardzo gładkiej i ewentualnie lśniącej powierzchni. Kiedy bowiem proces polerowania zmierza do nadania struktury bezpostaciowej drogą zmian plastycznych, wszystkie inne sposoby obróbki starają się uniknąć tych objawów.

Ziarno ściernie stosowane do polerowania (z wyjątkiem fazy wstępnej) powinno wywoływać raczej efekt zgniotu, natomiast nie powinno być skłonne do pęknięcia i tworzenia nowych, ostrych krawędzi. Charakter procesu polerowania jest bezwzględny po części, od pewnego stadium. Ziarno lub pasta — oparte o elastyczne podłoże tarczy nie otrzymują dostatecznego podparcia niezbędnego do skrawania, za to praca ziarna i past odbywa się przy tak dużej prędkości tarczy, aby stworzyć warunki do opisanych powyżej przemian na powierzchni przedmiotu. Z tych powodów polerowanie nie stanowi z punktu widzenia technologii sposobu, którym można nadać gładkość w żądanym stopniu, a tym mniej wymiar. Przyczyną tego jest opisany charakter obróbki, który polega na rozgniataciu i rozmazywaniu metalu po nierównościach powierzchni.

Dzięki temu wyniki polerowania zależą w dużym stopniu od gładkości i falistości powierzchni przed polerowaniem, od rodzaju poprzedzającej obróbki oraz od ilości odrębnych operacji polerskich i od środków stosowanych w każdej z nich. Znaczy to, że gładkość powierzchni polerowanej zależy w wysokim stopniu od gładkości nadanej powierzchni ostatnią obróbką skrawaniem poprzedzającą polerowanie, od drobnostopniowości stosowanych środków i od napięcia powierzchniowego polerowanego metalu w momencie, gdy jest on doprowadzony do stanu półpłynnego i ma zastygnąć.

Polerowanie można stosować jako polerowanie tzw. techniczne, w którym zmiana własności powierzchniowych metalu jest istotna, lub jako polerowanie tzw. galanterijne (dekoratywne).

Polerowanie techniczne ma na celu: nadanie gładkości przy możliwym zachowaniu dokładności wymiarów, a zwłaszcza kształtów przedmiotu (usunięcie uszkodzeń powierzchniowych, przygotowanie podpowłoki bez wprowadzenia falistości, ochrona przed korozją itp.), zmniejszenie (rozprowadzenie) koncentracji naprężeń powierzchniowych. spowodowanych kształtem, lub obróbką poprzedzającą polerowanie, zmiana znaku naprężeń powierzchniowych (najczęściej rozciągających — na ściskające).

Polerowanie galanterijne ma na celu tylko nadanie gładkości i polysku bez względu na inne własności materiału polerowanego i kształtu przedmiotu.

Geometryczny skutek polerowania objawia się wprawdzie wzrostem gładkości, jednakże polerowanie nie usuwa falistości — raczej ją wprowadza — nie poprawia geometrii kształtów (płaskości, prostopadłości, równoległości itp.), a raczej ją obniża. Wskutek tych cech, polerowania nie należy między innymi stosować do powierzchni, których nośność jest cechą istotną. Pod względem geometrycznym polerowania nie można więc zaliczać do obróbki dokładnej.

Stopień gładkości nadawany polerowaniem w porównaniu z gładkością uzyskiwaną innymi sposobami obróbki wykańczającej podaje tabela II.

Polerowanie powoduje następujące zmiany własności materiału, istotne z uwagi na własności eksploatacyjne części:

- wzrost odporności na zmęczenie i na korozję⁶⁾,
- wzrost obciążenia zatarcia (niewielki w porównaniu z innymi sposobami obróbki),
- wzrost szybkości wymiany ciepła.

Jak widać zmiany te są bardzo bliskie zmianom spowodowanym obróbką zgniotem plastycznym (np. rolowaniem). Stopień

tych zmian na skutek polerowania jest jednakże mniejszy niż w przypadku zgniatania.

Zjawiska cieplne i zgniot, towarzyszące polerowaniu, powodują jednocześnie zmiany spójności między zewnętrzną warstwą, a wnętrzem metalu o nieuszkodzonej strukturze (na ogół spadek). Polerowanie nieumiejętnie przeprowadzone może do tego stopnia uszkodzić spójność, że mogą wystąpić miejscowe odpryski zgniecionego materiału. Częsteczki te wysokiej twardości (sięgającej ponad $60 H_{RC}$) mogą stać się przyczyną poważnych zatarć, jeśli dostaną się między powierzchnie np. czopów i panewek.

TABELA II

Typowa gładkość uzyskiwana różnymi sposobami obróbki wykańczającej⁴⁾

Sposób obróbki	Wysokość chropowatości		Klasa gładkości ⁵⁾
	H_{sr} (μ)	H_{sk} (μ)	
Szlifowanie wykańczające	$3,2 \div 1,6$	$0,8 \div 0,4$	8
b. gładkie	$1,6 \div 0,8$	$0,4 \div 0,2$	9
Docieranie między tarczami (lapping)			
wykańczające	$0,8 \div 0,5$	$0,2 \div 0,1$	10
b. gładkie	$0,25 \div 0,06$	$0,05 \div 0,012$	12—13
Docieranie oselkami (honing)			
wstępne	$1,6 \div 0,8$	$0,4 \div 0,2$	9
b. gładkie	$0,5 \div 0,125$	$0,1 \div 0,025$	11—12
Docieranie oscylacyjne (superfinish)			
wykańczające	$0,8 \div 0,5$	$0,2 \div 0,1$	10
b. gładkie	$0,25 \div 0,06$	$0,05 \div 0,012$	12—13
Polerowanie wykańczające	$1,6 \div 0,8$	$0,4 \div 0,2$	9
b. gładkie	$0,5 \div 0,25$	$0,1 \div 0,05$	11—12

⁴⁾ wg Instytutu Budowy Maszyn Akademii Nauk ZSRR.

⁵⁾ wg PN/M—04251. Struktura geometryczna powierzchni. Klasyfikacja gładkości i kierunkowości struktury.

Ograniczenie stosowalności polerowania stanowi dokładność wymiarów — błąd falistości, który obniża własności nośne powierzchni polerowanej, powoduje kruchość warstewki bezpostaciowej i niebezpieczeństwo jej odprysnięcia. Wynika stąd, że polerowanie nie jest wskazane dla wykańczania czopów wałów, prowadnic i innych powierzchni, pracujących tarciami pod silnymi naciskami lub uderzeniami w zakresie wysokich prędkości.

Wzrost obciążenia zatarcia w wyniku polerowania nie jest zbyt silny, jak to wynika z tabeli III.

TABELA III

Stosunkowe zmiany obciążenia zatarcia spowodowane różnymi sposobami obróbki wykańczającej

Sposób wykończenia powierzchni	H_{sr} (μ)	Stosunek wzrostu obciążenia zatarcia
Szlifowanie, po czym polerowanie	0,8—1,0	1,0
Szlifowanie gładkie	0,16	1,56
Docieranie	0,10	1,62
Docieranie oscylacyjne (superfinish)	0,05	2,06

Z tabeli III widać, że wszystkie sposoby obróbki, które nie pozostawiają zgniotów lub czynią to w mniejszym stopniu, wykazują wyższe obciążenie zatarcia, w porównaniu z polerowaniem. Wniosek, jaki stąd wypływa jest zgodny z tym, jaki wynika z geometrycznego stanu powierzchni polerowanej (p. wyżej).

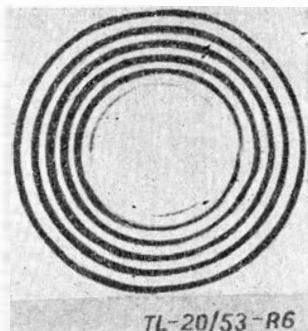
Pośród aktualnych zastosowań polerowania, szczególnie trudne jest polerowanie stopów nierdzewnych i żaroodpornych. Własności mechaniczne tych stopów są przyczyną ich złej podatności na polerowanie. Z jednej strony niskie przewodnictwo cieplne i wysoki współczynnik rozszerzalności powodują, że stopy nierdzewne są skłonne do silniejszych odkształceń niż inne stopy w miejscu zagrzaną tarczą polerską.

Ten wzgląd nakazuje skrócenie czasu polerowania i możliwie łagodny przebieg procesu. Z drugiej strony zalety stopów nierdzewnych spadają, jeśli powierzchnia ich nie jest bardzo gładka. Odnosi się to do blach i do przedmiotów obrobionych skrawaniem. Ten wzgląd nakazuje długotrwałe polerowanie zakończone stosunkowo drobnymi środkami polerskimi. Wreszcie odporność na korozję stopów nierdzewnych czyni bezskutecznym zastosowanie wyżej wspomnianych chemicznie aktywnych środków polerskich. Również znane sposoby polerowania i materiały polerskie dla niklu, mosiądzu i innych metali nie nadają się do polerowania stopów nierdzewnych i żaroodpornych.

⁶⁾ Należy rozróżnić dwie przyczyny wzrostu odporności na zmęczenie — usunięcie warstwy odwęgłonej oraz zagładzenia rys. Ta druga przyczyna jest związana z polerowaniem częściej niż pierwsza (sprężyny).

Polerowanie stopów nierdzewnych stosuje się w celu usunięcia uszkodzeń powierzchni na skutek tłoczenia, spawania, odlewania itp. oraz w celu spolerowania powierzchni poddawanych obróbce cieplnej i następnie trawionych.

Ogólne reguły skrawania i polerowania stopów nierdzewnych należy przestrzegać znacznie ściślej, niż w obróbce innych metali. A więc posuw tarcz po powierzchni powinien odbywać się bez zatrzymania, gdyż to spowoduje utwardzenie powierzchniowe zbyt trudne do usunięcia. Celem zapobieżenia zagrzanu miejsc polerowane należy chłodzić (mokrymi szmatami), jeśli zachodzi takie niebezpieczeństwo (np. przy czyszczeniu szwów spawalniczych). Powierzchnie tarcz wymagają częstszego czyszczenia niż przy polerowaniu innych metali, gdyż tarcze zanieczyszczają się łatwo.



Rys. 6 — Obraz punklowego rozgrzania spowodowanego ruchem stali po dotartej płycie szklanej. Temp. ok. 550°C, obciążenie 1200G, prędkość 70 cm/sek.

Wrażliwość stopów nierdzewnych na zanieczyszczenia wymaga, by tarcz przeznaczonych do ich obróbki nie używać do obróbki innych metali. Z tego samego powodu środki polerskie nie powinny zawierać żelaza, które barwi powierzchnię stopów nierdzewnych.

W celu uniknięcia zagrzanu, polerowanie stopów nierdzewnych wymaga przygotowania możliwie gładkiej powierzchni. Intensywne usuwanie nierówności staje się powodem lokalnego zagrzanu powierzchni na skutek zbyt silnego i długotrwałego docisku tarczy.

Kierunek pracy tarczy należy jak najczęściej zmieniać. Pomaga to do usunięcia rys i zapobiega zgniotom i zagrzanu. Praca tarczy stale w jednym kierunku powoduje żłobienie coraz głębszych rys, natomiast praca w kierunkach krzyżujących się wykazuje wyraźnie ślady poprzednich operacji polerskich, które należy usunąć.

Jeśli kształt przedmiotu nie pozwala na zmianę kierunku polerowania, należy ją zastąpić poprzecznymi ruchami tarczy.

Do polerowania wstępnego i zgrubnego zaleca się stosować ziarno elektrokorundu. Posiada ono ostre krawędzie przez co skrawanie jest bardziej wydajne. Stępione ziarna elektrokorundu pękają, tworząc nowe ziarna, drobniejsze, i ostrzejsze krawędziach. Praca tych ziarn staje się w ten sposób coraz łagodniejsza, gdyż żłobią one coraz płytsze rysy. Natomiast do polerowania wykańczającego najodpowiedniejsze jest ziarno korundu naturalnego, zwłaszcza gatunku znanego jako „szmergiel turecki”, powody tego wyjaśniono wyżej.

Przy polerowaniu stopów nierdzewnych i żaroodpornych wysuwa się wymaganie bardzo dokładnego sortowania ziarn. Obecność nawet nieznacznej ilości ziarn o większych rozmiarach, niż przewidziane dla danej czynności polerskiej, spowoduje tak silne porysowanie powierzchni, że pogorszy jej jakość i zmusi do cofnięcia się w cyklu operacji. W ten sposób łatwo zepsuć pracę polerowania i oddalić się od wymaganej gładkości w poszczególnym stadium polerowania. Usunięcie tych rys przypadkowych wymaga powtórzenia szeregu kolejnych operacji polerskich, zależnie od stanu uszkodzenia powierzchni.

Całkowity zakres wielkości ziarn stosowanych do polerowania sięga od nr 12 (bardzo grube) do nr 600 (mączka).

Dobór zakresu wielkości ziarn, rodzajów past i rodzajów tarcz polerskich, odstopniowanie ziarn i ilość poszczególnych operacji polerowania zależy od wyjściowego stanu powierzchni, od głębokości rys, chropowatości powierzchni, odżądanego wykończenia i wreszcie od własności metalu polerowanego.

Każdy środek polerski posiada ograniczone możliwości w odniesieniu do głębokości swego działania. Dobór tych środków i ich odstopniowanie należy przeprowadzać z uwagi na wymienione względy. Dlatego istotnym warunkiem szybkiego i skutecznego polerowania jest unikać „oszczędności” przez przekakiwanie poszczególnych operacji polerskich, przez co odstopniowanie wielkości ziarn ulega zwiększeniu. Miałkie środki nie działają do takich głębokości, by mogły usunąć zbyt głębokie rysy. Głębokie rysy dają się usunąć tylko stopniowym zmniejszaniem wielkości ziarna. Zastępowanie poszczególnych operacji polerskich zwiększaniem docisku tarczy jest również bezskuteczne, natomiast w przypadku stopów nierdzewnych wprowadza ono niepożądane zagrzanu i zgnioty. Cofanie się w kolejności operacji dla usunięcia rys jest bardziej pracochłonne dla całości przebiegu procesu, niż przestrzeganie właściwej ilości operacji i właściwego odstopniowania ziarna.

TABELA IV

Typowy układ zastosowania środków polerskich i procesu polerowania

Środki polerskie — zakres zastosowania	←———— Szczotki druciane ———→			←———— Szczotki z włosia, sierści lub włókien roślinnych do obróbki wstępnej ———→										
				←———— Tarcze muślinowe i bawel- niane, kwacze ———→										
				←———— Nóż polerski ———→										
				←———— Al_2O_3 i Cr_2O_3 ———→										
				←———— Tarcze polerskie coraz miększe (brezent, sukno, filce, płótno itp.) ———→										
	←———— Tarcze szlifierskie ———→										←———— Tlenki metali w postaci past tłustych i beztłuszczowych ———→			
	←———— Elektrokorund ———→			←———— Korund naturalny i smar (szmergiel turecki, pumeks itp.) ———→										
Nr ziarna	60	80	100	120	150	180	200	220	240	280	320	400 (M28)	600 (M20)	
Operacje polerskie	← Usunięcie nierówno- ści, skaz i rys, czysz- czenie spoin itp. ———→			← Sporządzenie „tła“ dla nadania po- łysku, wykańczanie w zakresie śred- nich gładkości ———→							← Nadawanie połysku lustrzanego i wy- sokiej gładkości ———→			
	← Obróbka wstępna ścierna ———→			← Obróbka wykańczająca początkowo ścierna przechodzi stopniowo w po- lerowanie właściwe — wprowadzając zmiany plastyczne (i chemiczne) ———→							← Obróbka czysto polerska o cechach o- bróbki plastycznej (i chemicznej) ———→			

Operacje polerskie dla nierdzewnych stopów składają się z dwóch etapów:

- wstępne usuwanie skaz, szwów, rąbków, spoin, rys itp. szlifowaniem dla nadania czystego i równomiernego „tła”, jako podstawy pod wykańczanie,
- wykańczanie „tła” polerowaniem, tj. środkami o odpowiednio dobranym zakresie i skali odstopniowania wielkości ziarn, aż do właściwych dla nadania żądanej gładkości i połysku.

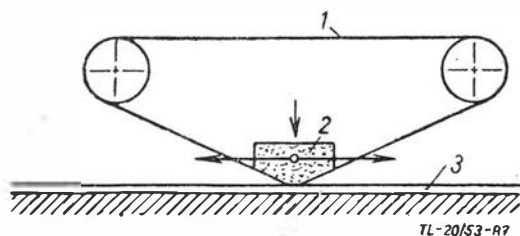
Tarcze szlifierskie do wstępnej obróbki stopów nierdzewnych przed polerowaniem stosować należy o spoiwie organicznym (guma, masy syntetyczne, żywice). Tarcze te są bardziej wydajne od tarcz o spoiwie ceramicznym. Na przykład dla czyszczenia szwów spawanych można rozpocząć pracę tarczami zgrubnymi o ziarnie 16 do 36 i następnie wygładzić powierzchnię tarczami o ziarnie 60 do 80. Jeśli potem ma nastąpić polerowanie, wówczas należy wykonać „tło” trzecią tarczą, o ziarnie jeszcze drobniejszym. Dla polerowania powierzchni trawionych można przykładowo przytoczyć następujący układ operacji polerskich:

Polerowanie zgrubne I: ziarno 80 osadzone na klej. Jeśli powierzchnia jest nierówna należy rozpocząć obróbkę nawet ziarnem 60. W ten operacji powinny być usunięte wszystkie wady powierzchniowe.

Polerowanie zgrubne II: ziarno średnie dla wykonania „tła”, tak dobrane, by nie rysowało silniej, niż rysy otrzymane z polerowania I.

Ziarno, którym rozpoczynamy proces, zależy od stanu przygotowania powierzchni. Na przykład:

Materiał nie żarzony i nie trawiony, gładki, bez rys, walcowany na zimno: uzyskanie wysokiego połysku możliwe w jednej do dwóch operacji, rozpoczynając od ziarna 120.



Rys. 7 — Taśma do polerowania blach i dużych płaszczyzn. 1 — taśma, 2 — korkowy docisk (ręczny), 3 — blacha polerowana

Materiał polerowany z gruba — usunięcie skaz i rys zgrubnie i wykonanie „tła” ziarnem 100 na sucho, po czym ziarna 120 do 150 przy zastosowaniu smaru.

Materiał polerowany wykazuje rysy („tło” jest już wykonane); należy stosować kolejno ziarna od 120 do 220 dla spolerowania, po czym ziarna od 240 i dalej, zależnie od wymaganego połysku ewent. aż do ziarna 400. Począwszy od ziarna 280 należy stosować zamiast tarcz, kwacze bawelniiane.

Wykończenie „satynowe”, tj. bardzo gładkie, półmatowe, można nadać przy pomocy past beztłuszczowych. Użycie tych past nie wymaga czyszczenia tarczy. Wykończenie „satynowe” nie uwydatnia rys pozostawionych z poprzedniej obróbki. Wymagane jest przy tym przygotowanie powierzchni na średni połysk.

Środki do nadania wykończenia satynowego: ziarno 180 w paście, nałożone na szczotkę z sierści, po czym zastosowany pumeks z lekkim olejem i z naftą.

Typowy układ i zastosowanie środków polerskich i procesu polerowania przedstawia tabela IV.

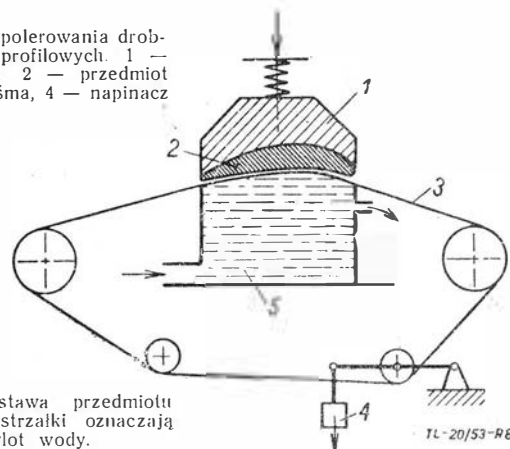
Prędkość tarcz leży w granicach między 2 000, a 2 600 m/min. Im drobniejsze środki tym większą prędkość tarczy należy stosować.

Zwykłe tarcze polerskie (brezent, sukno, filc itp.) o różnych twardościach można stosować do polerowania wstępnego — zgrubnego i zwykłego; natomiast do nadania połysku należy stosować tarcze muślinowe lub płócienne. Tarcze te powinny być do pierwszej operacji szyte tuż przy osi, do drugiej — luźne.

Miękkie tarcze polerskie twardnieją w pracy na skutek siły odśrodkowej i stają się sprężyste. Twardość ta jest cechą nabytą i zależy od liczby obrotów tarczy.

Odprowadzenie ciepła, szczególnie ważne przy polerowaniu stopów nierdzewnych, odbywa się przy pomocy wentylacji tarcz. Odstęp między poszczególnymi płatami tarcz pomagają do wytworzenia ruchu odśrodkowego powietrza, które chłodzi powierzchnię polerowaną. Odstęp w tarczach uzyskuje się stosując wkładki z tektury lub przez stosowanie płatów marszczonych,

Rys. 8 — Taśma do polerowania drobnych przedmiotów profilowych. 1 — docisk sprężynowy, 2 — przedmiot polerowany, 3 — taśma, 4 — napinacz



taśmy, 5 — podstawa przedmiotu chłodzona wodą; strzałki oznaczają wlot i wylot wody.

Dla jasności rysunku zaznaczono szczelinę pomiędzy przedmiotem 2, a taśmą 3. Przerwy tej w rzeczywistości nie ma.

wykonanych z pasów muślinowych. Siła odśrodkowa wyprostowuje zmarszczki i powoduje promieniowy ruch powietrza. Prędkość tarcz wpływa na intensywność wentylacji. Dlatego też tarczom wentylowanym należy nadawać prędkość 3 000 do 3 300 m/min.

Obróbka ścierna na taśmach jest sposobem stosowanym od kilkunastu lat. Ten sposób obróbki może być stosowany również i do polerowania zarówno blach i taśm, jak i drobnych przedmiotów. Praca taśm odznacza się szybkością i czułością regulowania ilości ściernego materiału.

TABELA V

Ziarno	Środek smarny	Zastosowanie
80	Olej średniej wiskozy i nafta ⁷⁾ 1 : 7	Zdjęcie nadatku i usuwanie śladów i rys, wykonanie „tła”
120	Smara stały na bazie lanolinowej (obojętny)	Polerowanie zgrubne i półwykańczające
180	„	Polerowanie wykańczające
220	„	Wykańczanie bardzo gładkie bez zmiany wymiarów

⁷⁾ Ilość nafty może być większa jeśli nie zachodzi niebezpieczeństwo pożaru.

Materiałem ściernym jest ziarno α Al_2O_3 . Tabela V podaje zestawienie wielkości ziarna, środków smarnych i ich zastosowania do obróbki taśmą ścierną.

Prędkość taśm wynosi ok. 2 500 m/min. Taśmy są wykonane z papieru lub płótna, klejone jako taśmy bez końca.

Rys. 7 i 8 przedstawiają schematycznie przykłady polerowania na taśmach.

LITERATURA

- N. K. Adam — Fizyka i chemia powierzchni. Gostechizdat, 1947.
- Cz. S. Barret — Struktura metali, Metallurgizdat, 1948.
- Bowden — The physics of rubbing surfaces, Journ. Proc. Roy. Soc. of N. S. Wales, vol. 78, 1945, p. 187.
- I. W. Krahelski i W. S. Szczedrow — Analiz suchowo trienia skoleżenia na oświe o rasmotrienja małych dwiżenij w zonie kontaktów. Zurnal Techničeskoj Fiziki, 1948, nr 6.
- Rebinder P. A. — Znaczenie fiz. chim. processow pri miechaniceskom razruszenji, Wiestnik AN SSSR, 1940, 8—9.
- Tomlinson — Molecular Theory of Friction Phil. Mag. 1929.

Artykuł wpłynął dnia 16 lutego 1953 r.



PRZY rysowniczy

Mgr inż. WŁADYSŁAW NOWAKOWSKI
Mgr inż. JUSTYN SANDAUER
S. Z. D. — Bielsko

Obliczanie klapki wyważającej

Spośród wielu sposobów wyważania samolotu klapka wyważająca, nastawiana w locie z kabiny pilota, jest rozwiązaniem z punktu widzenia aerodynamiki poprawnym, nie narażającym na większe trudności konstrukcyjnych i nie powodującym wtórnych oddziaływań na układ sterowania. Znajduje szerokie zastosowanie w nowoczesnych samolotach. Poniżej jest przedstawiona metoda obliczania klapki wyważającej dla podłużnego wyważenia. Jednakże zamieszczone dane pozwalają również na zaprojektowanie klapki wyważającej na sterze kierunku czy też lotce. Należy zwrócić uwagę, że klapka wyważająca może działać skutecznie tylko wtedy, gdy w układzie sterowania (zwłaszcza w samolotach mniejszych) nie występuje zbyt duże tarcie.

Klapka wyważająca zwana w gwarze „trymerem” służy do sprowadzania momentu zawiasowego steru do zera przy dowolnym jego wychyleniu, a więc w czasie dowolnej prędkości lotu. Poprawnie zwymiarowana klapka pozwala nie tylko na „wyważenie” płatowca w wystarczająco dużym zakresie prędkości, ale — w przypadku uszkodzenia napędu steru — pozwala na sterowanie płatowcem, stając się klapką sterowniczą.

V_{min} , w przypadku ewentualnego lądowania z uszkodzonym napędem steru.

Chcąc określić wymiary klapki wyważającej, która spełniałaby wspomniane powyżej żądania, musimy określić wielkość momentu zawiasowego steru, a następnie zbadać możliwość sprowadzenia go do zera przy pomocy klapki.

Moment zawiasowy steru M_s można obliczyć z zależności:

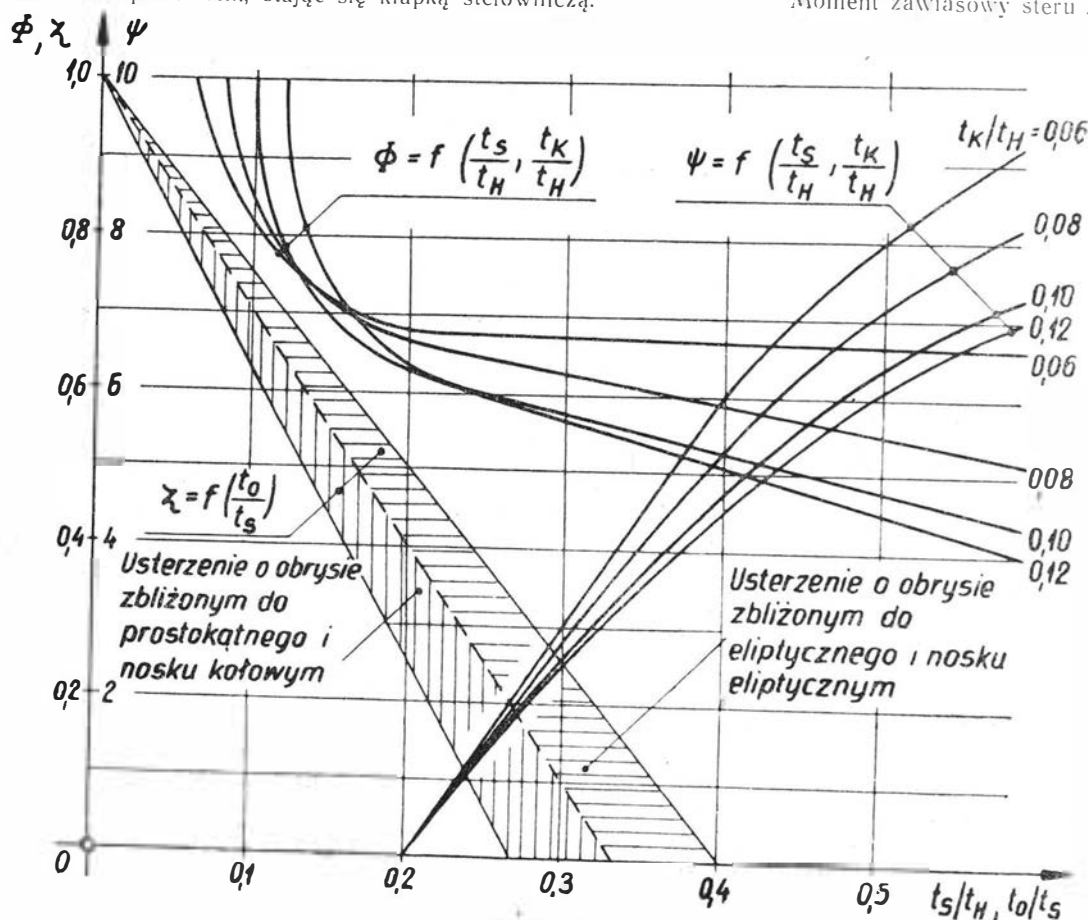
$$M_s = c_{ms} \cdot S_H \cdot q_H \cdot t_H \quad [1]$$

w której to zależności oznaczają:

- c_{ms} — współczynnik momentu zawiasowego steru
- S_H — powierzchnię usterzenia wysokości
- q_H — ciśnienie dynamiczne w okolicy usterzenia
- t_H — średnią cięciwą aerodynamiczną usterzenia.

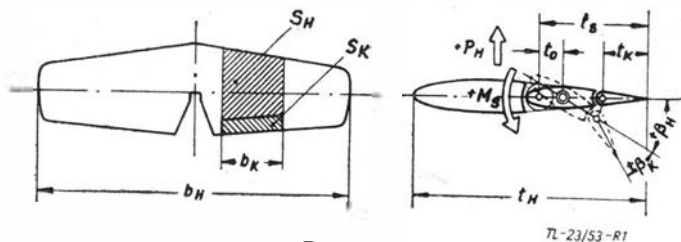
Wielkość współczynnika momentu zawiasowego steru zależy od wielkości współczynnika siły aerodynamicznej na usterzeniu „ c_H ”, kąta wychylenia steru „ β_H ”, kąta wychylenia klapki wyważającej „ β_k ” oraz stosunku powierzchni usterzenia objętej klapką „ S_k ” do całkowitej powierzchni usterzenia „ S_H ”, co ujmuje zależność:

$$c_{ms} = \frac{\partial c_{ms}}{\partial c_H} \cdot c_H + \frac{\partial c_{ms}}{\partial \beta_H} \cdot \beta_H + \frac{\partial c_{ms}}{\partial \beta_k} \cdot \beta_k \cdot \frac{S_k}{S_H} \quad [2]$$



Wykres 1

Biorąc powyższe pod uwagę, widzimy, że klapka wyważająca powinna być przedstawiana przy pomocy dźwigni w kabine pilota, której ruchy winny wywoływać podobny efekt, jak analogiczne ruchy drążka sterownicy. Pożądane jest — oczywiście — by klapka pozwalała na osiągnięcie prędkości lotu zbliżonej do



Rys. 1

giczne ruchy drążka sterownicy. Pożądane jest — oczywiście — by klapka pozwalała na osiągnięcie prędkości lotu zbliżonej do

Rys. 1 wyjaśnia dodatkowo zwroty wielkości występujących w zależności [2]. W zależności tej wygodnie jest wyrazić współczynnik siły na usterzeniu „ c_H ” oraz kąt wychylenia steru „ β_H ” przy pomocy współczynnika siły nośnej skrzydła „ c_z ”.

Wygodnie jest w tym celu użyć zależności podanych w „Technice Lotniczej” Nr 2 z 1951 r. w notatce pt. „Szybka metoda obliczania podłużnej stateczności statycznej płatowca”.

We wspomnianej notatce podano, że:

$$c_H = \frac{\partial c_H}{\partial \alpha_H} \cdot \left[c_z \left(\frac{\partial \alpha}{\partial c_z} - \frac{\partial \varepsilon}{\partial c_z} \right) + \frac{\partial \alpha_H}{\partial \beta_H} \cdot \beta_H + \alpha_0 + \delta \right] = \frac{\partial c_H}{\partial \alpha_H} \cdot \left(\frac{\partial \alpha}{\partial c_z} - \frac{\partial \varepsilon}{\partial c_z} \right) c_z + \frac{\partial c_H}{\partial \alpha_H} (\alpha_0 + \delta) + \frac{\partial c_H}{\partial \beta_H} \cdot \beta_H$$

Wprowadzając — oprócz stałych A, B, C, D, E , użytych we wspomnianej notatce — stałe F oraz G , możemy powyżej podaną zależność napisać w postaci:

$$c_H = F \cdot c_z + G + \frac{\partial c_H}{\partial \beta_H} \cdot \beta_H \cdot \dots \dots \dots [3]$$

w której: $F = \frac{\partial c_H}{\partial \alpha_H} \cdot \left(\frac{\partial \alpha}{\partial c_z} \cdot \frac{\partial \varepsilon}{\partial c_z} \right)$

$$G = \frac{\partial c_H}{\partial \alpha_H} \cdot (\alpha_o + \delta) \cdot$$

Wstawiając do zależności [2] powyżej obliczoną wartość na „ c_H “, oraz z zależności [6] wyżej przytoczonej notatki wartość:

$$\beta_H = - \frac{A \cdot c_z^2 + B \cdot c_z + D (\alpha_o + \delta) + E}{C} [4]$$

przechodząc z miary łukowej na kątową oraz zastępując z wystarczającym przybliżeniem stosunek powierzchni przez stosunek rozpiętości: $S_k/S_H = b_k/b_H$, otrzymujemy:

$$c_{ms} = \frac{\partial c_{ms}}{\partial c_H} (F \cdot c_z + G) - 114,6 \frac{A \cdot c_z^2 + B \cdot c_z + D (\alpha_o + \delta) + E}{C} \cdot \frac{\partial c_{ms}}{\partial \beta_H} + \frac{\partial c_{ms}}{\partial \beta_k} \cdot \beta_k \cdot \frac{b_k}{b_H} \dots \dots \dots [5]$$

Wyżej podaną zależność możemy — po przyjęciu, że $c_m = 0$ z wychyloną klapką — napisać w postaci ostatecznej, nadającej się do obliczeń:

$$\frac{b_k}{b_H} \cdot \beta_k = 114,6 \cdot \Phi \cdot \frac{A \cdot c_z^2 + B \cdot c_z + D (\alpha_o + \delta) + E}{C} - \Psi (F c_z + G) [6]$$

przy czym oznaczyliśmy przez

$$\Phi = \frac{\frac{\partial c_{ms}}{\partial \beta_H}}{\frac{\partial c_{ms}}{\partial \beta_k}} \quad \text{oraz} \quad \Psi = \frac{\frac{\partial c_{ms}}{\partial c_H}}{\frac{\partial c_{ms}}{\partial \beta_k}}$$

Wartości pochodnych występujących w zależności [5] obliczył na drodze teoretycznej Glauert oraz Perring, a skorygował Goethert, przez porównanie ich z wynikami pomiarów aerodynamicznych. Wykres 1 pozwala na odczytanie wartości stosunków

tych pochodnych: Φ oraz Ψ , które występują w zależności [6]. Jak widać z tego wykresu, pochodne — a więc i ich stosunki — są funkcjami stosunków: t_s/t_H oraz t_k/t_H .

Zależność [6] pozwala na określenie koniecznej rozpiętości klapki wyważającej przy założonym kącie wychylenia klapki oraz współczynnika siły nośnej, który ma być przy pomocy tej klapki osiągnięty w czasie „wyważania“, względnie pozwala na określenie potrzebnego kąta wychylenia klapki, gdy przyjęta została jej rozpiętość oraz współczynnik siły nośnej.

Największy kąt wychylenia klapki wyważającej nie powinien przekraczać 45° i tę wartość można przyjąć za wartość graniczną przy korzystaniu z wykresu 1.

Dotychczasowe rozważania dotyczyły steru aerodynamicznie nieodciążonego. Z dwu rodzajów odciążenia aerodynamicznego, a mianowicie wewnętrznego i zewnętrznego, omówimy z kolei wpływ odciążenia wewnętrznego na moment zawiasowy steru, ponieważ ten typ odciążenia jest częściej stosowany.

Przy wychyleniu steru rozkład wyporu wzdłuż jego cięciwy staje się w przybliżeniu trójkątny, a działająca na ster siła aerodynamiczna „zaczepiona“ jest w przybliżeniu w $1/3$ cięciwy steru, licząc od jego „noska“. Przesuwając do tyłu oś obrotu steru zmniejszamy ramię wspomnianej siły aerodynamicznej względem osi obrotu steru, a więc zmniejszamy moment zawiasowy steru.

Podany na wykresie 1 współczynnik $\xi = f(t_o/t_s)$ określa nam stopień odciążenia steru w zależności od położenia jego osi obrotu. Korzystając z tego wykresu musimy pamiętać o tym, że na wielkość odciążenia wewnętrznego ma wpływ nie tylko stosunek t_o/t_s , lecz także obrys steru oraz kształt jego noska. Dlatego też na wykresie 1 wartość współczynnika „ ξ “ została podana nie przy pomocy ściśle określonej krzywej, lecz przy pomocy pewnego obszaru, zaznaczonego przez zakreskowanie.

Większe wartości „ ξ “ należy przyjmować dla usterzeń o obrysach eliptycznych względnie trapezowych i o „noskach“ eliptycznych, mniejsze zaś dla usterzeń o obrysach prostokątnych oraz „noskach“ kołowych.

Omówiony powyżej współczynnik „ ξ “ pozwala na użycie zależności [6] również dla określenia wymiarów klapki wyważającej dla steru z wewnętrznym odciążeniem aerodynamicznym, można mianowicie dowiedzieć, że:

$$\left(\frac{b_k}{b_H} \cdot \beta_k \right) \text{ odciążony} = \left(\frac{b_k}{b_H} \cdot \beta_k \right) \text{ nie odciążony} \cdot \xi \cdot \dots \dots [7]$$

Artykuł wpłynął dnia 27 lutego 1953 r.

St. ZAMEĆNIK

Obsługa samolotów sportowych

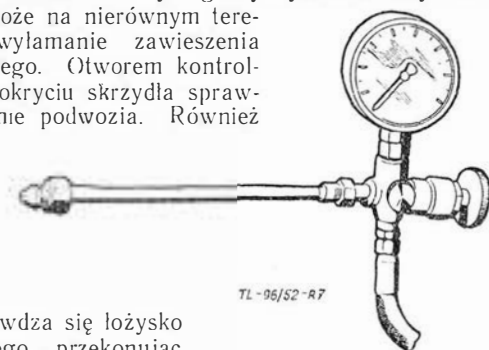
CZĘŚĆ III

ZLIN 22 — JUNAK

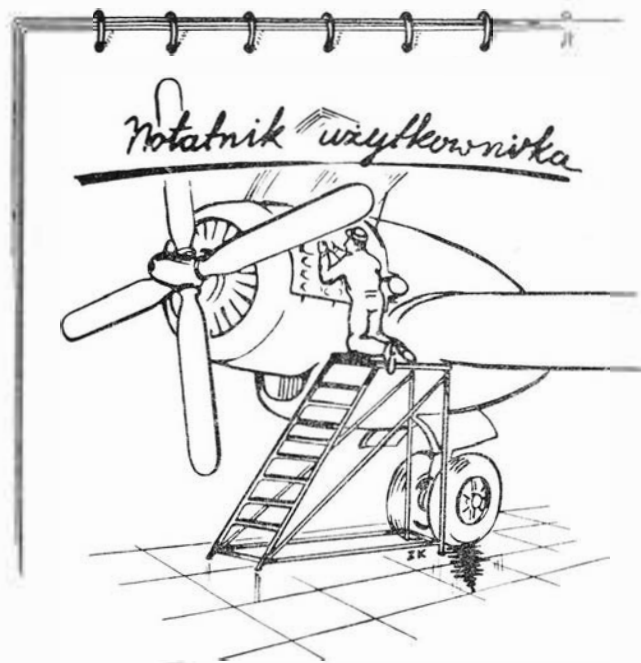
Powierzchnię samolotu oczyszczamy podobnie jak to było podane dla samolotu Z 381.

Podwozie

W kołach podwozia głównego sprawdza się i dopełnia ciśnienie, które ma wynosić 1,4 atn. Golenie podwozia posiadają amortyzatory olejowo-powietrzne, przy czym ciśnienie powietrza wynosi w nich 10 atn. Amortyzatory podwozia ogonowego są również olejowo-powietrzne o ciśnieniu powietrza 25 atn. Dopełnianie amortyzatora podwozia ogonowego wykonujemy za pomocą kurka z długą końcówką, zaopatrzonego w manometr (rys. 7). Ciśnienie w amortyzatorze podwozia ogonowego należy utrzymywać dokładnie w wymaganej wysokości. Zbyt twardy amortyzator może na nierównym terenie spowodować wylamanie zawieszenia podwozia ogonowego. Otworem kontrolnym w górnym pokryciu skrzydła sprawdza się zawieszenie podwozia. Również



Rys. 7



Poniżej drukujemy część trzecią i ostatnią artykułu o obsłudze samolotów sportowych. W części tej, w większości omówione są sprawy dotyczące obsługi znanego u nas samolotu Zlin 26 — Trener. Tłumaczył mgr inż. Stanisław Madeyski.

Jednocześnie z przyjemnością możemy zawiadomić Czytelników działu „Notatnik użytkownika“, że w tece redakcyjnej już posiadamy artykuł mgr inż. Jerzego Pindery, pt. „Usuwanie rys i zmętnień z szyb wykonanych z żywicy metakrylowych“, nadany dla naszego działu, w związku z wezwaniem skierowanym do Czytelników w poprzednim zeszycie „Techniki Lotniczej“.

w ten sposób sprawdza się łożysko podwozia ogonowego, przekonując się, czy wszystkie śruby są prawi-

dłowo dociągnięte i czy nie jest uszkodzone sklejkowe pokrycie wokół łożyska. Śruby łożyska podwozia ogonowego dość często luzują się i dlatego przewidziana była rekonstrukcja całego łożyska, którą przeprowadza się przy przeglądach ewentualnie naprawach w wytwórni.

Demontaż goleni podwozia

Kadłub samolotu podiera się na oznaczonych miejscach. Zdejmuje się osłony podwoziowe i odłącza linki od hamulców. Otworem kontrolnym odłącza się i wyjmuje sworznie (górny i dolny) mocujące. Przy montażu postępuje się odwrotnie.

Demontaż amortyzatora ogonowego

Zdejmuje się osłonę nad statecznikiem poziomym i odkręca zawór napełniający. Luzuje się linki sterujące podwozia ogonowego i odłącza się je. Następnie zdejmuje się pierścienie zabezpieczające nakrętki obejmującej górnego zawieszenia i tuleję łączącą sterowania podwoziem ogonowym, a potem wybija się sworznie tulei łączącej, stanowiący połączenie pomiędzy tą tuleją i amortyzatorem podwozia ogonowego. Odkręca się górną nakrętkę obejmującą, luzuje dolne łożysko podwozia ogonowego i wyciąga się ostrożnie amortyzator. Przy montażu postępuje się w sposób odwrotny.

Instalacja paliwowa (schemat na rys. 1 w zeszytce nr 2/53 „Techniki Lotniczej”).

Główny zbiornik paliwowy znajduje się w lewym skrzydle. Paliwo jest doprowadzane z niego przez filtr paliwowy, silnikową pompę paliwową i zawór redukcyjny do gaźnika. Zbiornik opadowy jest umieszczony za ścianą ogniową pod górnym pokryciem kadłuba. Paliwo jest doprowadzane z niego pod własnym ciężarem wprost przez filtr paliwowy do gaźnika. W tym obwodzie, w filtrze paliwowym jest wykręcony zaworek przepuszczający paliwo do „szklanki” filtra, przez co osiąga się lepszy przepływ paliwa pod własnym ciężarem. Przy wymianie filtrów paliwowych trzeba o tym układowie pamiętać.

Zaworem redukcyjnym, umieszczonym na ścianie ogniowej można regulować ciśnienie paliwa. Kontrolę instalacji paliwowej przeprowadza się w sposób podany poprzednio, w zeszytce nr 2/53 „Techniki Lotniczej”.

Sterowanie kurka paliwowego odbywa się dźwignią, połączoną linkami z rolką kurka. Aby sterowanie kurka było pewne, linki nie mogą być ani zbyt napięte, ani luźne. Linki są prawidłowo napięte, gdy ich wychylenie przy lekkim nacisku ręki wynosi 10 ÷ 15 mm. Dźwignia kurka musi we wszystkich położeniach swobodnie zaskakiwać. Jeżeli pod gniazdo przełączanego zaworka dostanie się jakiś śmieć (jakieś zanieczyszczenie), przy zaworze ustawionym na zbiornik główny — paliwo przelewa się do zbiornika opadowego i po jego ewentualnym przepelnieniu przecieka odpowietrzeniem do kadłuba. Jeżeli więc stwierdzi się zapach benzyny w kabinie pilota, dochodzący od zbiornika opadowego, należy kilkakrotnie przestawić kurek paliwowy z położenia „zbiornik główny” na „rezerwa” i z powrotem. Usadowiony śmieć wypłynie w ten sposób i paliwo przestanie przedostawać się do zbiornika opadowego. Uniknie się tej usterki przez włożenie siateczki do wydrążonej końcówki przewodu doprowadzającego paliwo do filtru paliwowego.

Wskazania paliwomierza w głównym zbiorniku są dość niedokładne i dlatego na nich nie można zbyt polegać, wskazane jest przed lotem sprawdzić ilość paliwa cechowanym miernikiem prętowym, wsadzonym przez wlew do zbiornika.

Instalacja olejowa

Zbiornik oleju mieści się w karterze silnika. Olej należy dopełniać dokładnie wedle wskazań prętowego miernika. Ciśnienie oleju można regulować zaworem redukcyjnym przy pompie olejowej na pokrywie karteru silnika.

Wymiana śmigła

Śmigło ustawia się dokładnie na sprężanie, odbezpiecza się i odkręca nakrętkę osłony piasty śmigła. Odbezpiecza się i odkręca nakrętki śrub śmigła i ściąga śmigło. Nowe śmigło nasadza się tak, aby było w tym samym położeniu jak śmigło poprzednie. Nakrętki śrub śmigła dociąga się zawsze dwie naprzeciw siebie. Wycentrowanie śmigła sprawdza się przyłożeniem do łopaty śmigła ostrza lub wkretaka, umocowanego do jakiejś podstawki. Śmigło musi być dokładnie wycentrowane. Silnik ze źle wycelowanym śmigłem ma twardy „chód” i trzęsie. Sprawdza się następnie, czy ząbkowe zabezpieczenia są prawidłowo osadzone w nakrętkach piasty śmigła i nakłada osłonę.

Naprawę powierzchni samolotu przeprowadza się podobnie jak samolotu Z 381.

Zabezpieczenie sterownic

Jeżeli samolot zakotwiczony jest pod gołym niebem, trzeba zabezpieczyć ręczne sterownice, aby wiatr nie uderzał nimi do

skrajnych oporów. Wykonuje się to w ten sposób, że dosuwa się do oporu drążek sterowy i przesuwając przesuwa przezeń brzusznym pas mocujący, który potem można dociągnąć zależnie od potrzeby. Zabezpieczenie to nie jest idealne ale spełnia zadany cel. To samo da się przeprowadzić i w samolotach Z 381 oraz Z 26.

ZLIN 26 — TRENER

W porównaniu do typów poprzednich ten samolot odróżnia się zasadniczo układem foteli, które są umieszczone jeden za drugim (tandem). Wymaganie, aby wszystkie urządzenia były uruchamiane z obydwu kabin spowodowało w tym przypadku zastosowanie dość obfitego wyposażenia elektrycznego oraz hydraulicznych hamulców nożnych. Te obydwie grupy wymagają troskliwej obsługi i utrzymywania niezawodności ich działania. Szczegółowej opieki wymaga akumulator pokładowy, od którego zależy działanie kłap skrzydłowych (do lądowania), zakrętomierza i paliwomierza. Nigdy przy opuszczaniu samolotu nie wolno zapomnieć o wyłączeniu głównego wyłącznika elektrycznego. Zapomnienie to powoduje stałe uruchomienie wirtha zakrętomierza i zużywanie akumulatora.

Obsługa akumulatora

1. Należy dbać o to, by zwierciadło kwasu znajdowało się przynajmniej 10 mm ponad górną krawędzią płyt. Nie należy nigdy napełniać akumulatora aż do korków, ponieważ przy lądowaniu akumulatora nadmiar elektrolitu potem wycieka przez otworki w korkach. Oprócz tego elektrolit może wyciekać przy akrobacji. Na niektórych akumulatorach poziom elektrolitu można sprawdzać za pomocą szklanej rurki, umieszczonej na stałe obok korków. Kontrolę przeprowadza się w ten sposób, że akumulator kładzie się bokiem na stole. Zwierciadło elektrolitu musi przy tym sięgać do znacznika na rurce szklanej. Od czasu do czasu sprawdza się areometrem ciężar właściwy elektrolitu, który powinien wynosić przynajmniej 220 Be. Jeżeli stwierdzi się, że ciężar właściwy elektrolitu wynosi około 180 Be, to oznacza, że akumulator jest całkowicie rozładowany. W tym przypadku trzeba zaraz akumulator naładować.

2. Do akumulatora dolewa się wodę destylowaną.

3. Uważać trzeba, aby akumulator nie był nigdy spięty na krótko, albowiem przy tym następuje uszkodzenie płyt ołowowych. Uszkodzony w ten sposób akumulator nie utrzymuje energii elektrycznej.

4. Po zamontowaniu akumulatora do samolotu podłącza się dobrze ośluszone i oczyszczone zaciski, które po dociągnięciu smaruje się wazeliną. W ten sposób ochrania się zaciski i przewody doprowadzające przed zżarciem przez kwas.

5. Przy jakichkolwiek pracach z akumulatorem nie wolno stosować otwartego ognia, ponieważ wyziewy uchodzące z elektrolitu tworzą z powietrzem mieszaninę wybuchową.

Instalacja elektryczna

Ponieważ instalacja elektryczna samolotu Z 26 stanowi bardzo ważną grupę, trzeba jej poświęcać wiele uwagi. Zasadniczo nie przeprowadza się żadnych zmian w instalacji elektrycznej. Od czasu do czasu należy skontrolować dociągnięcie śrubek na zaciskach, które są skupione w dostępnym miejscu na prawej stronie kadłuba pod łatwo odejmowaną blaszaną pokrywą. Również trzeba starannie sprawdzać przewody od akumulatora do regulatora prądu, umieszczonego na ścianie ogniowej. Jeżeli stwierdzi się uszkodzenie którego z nich, zastępuje się go przewodem o tym samym przekroju i rodzaju.

Zasadniczo nie łączy się przerwanego przewodu ani przez skręcanie ani przez lutowanie. W ten sposób naprawione miejsca są źródłem usterek, a ich wykrycie nie jest również łatwe. Końcowe wyłączniki elektrycznych wciągników dla kłap skrzydłowych są ustawiane przez wytwórnię. Niewłaściwym ustawieniem można doprowadzić do uszkodzenia kłap przy zamykaniu lub do zepsucia całego mechanizmu uruchamiającego kłapy.

Podwozie posiada amortyzatory olejowo-powietrzne, przy czym amortyzatory podwozia głównego są napełnione powietrzem o ciśnieniu 13,5 atn, amortyzator zaś podwozia ogonowego — o ciśnieniu 27,5 atn.

Napełnianie hamulców hydraulicznych

Hamulce napełnia się pod ciśnieniem. Przy cylindrze hamulcowym na tarczy koła odkręca się korek i zamiast niego wkłada się urządzenie do napełniania. W kabinie tylnego pilota odłącza się linki ograniczające skok roboczego cylindra, przez co odpowietrza się go. Na końcówkę odpowietrzenia nakręca się przewód, którego koniec zanurza się do naczynia z cieczą hamulcową. Ciecz hamulcową przelatuje się tak długo, aż z przewodu zanurzonego do naczynia przestanie wychodzić powietrze. Następnie znowu zapina się linkę ograniczającą skok cylindra roboczego w kabinie tylnego pilota i odłącza się linkę na cylindrze roboczym w kabinie przedniego pilota, przy czym napełnianie

przeprowadza się podobnie jak dla pedałów tylnego pilota. Napelnianie lewych i prawych pedałów przeprowadza się niezależnie. Hamulce napelnione wyprobowuje się, po czym zabezpiecza nakrętki przewodów cieczy hamulcowej.

Instalacja paliwowa

Główne zbiorniki paliwowe, o pojemności po 35 l każdy, są umieszczone w noskach skrzydła. Są one połączone za pomocą łącznika T-owego ze zbiornikiem zbiorczym, umieszczonym w dolnej części kadłuba. Łącznik T-owy jest zaopatrzony w zaworek kulkowy, aby paliwo przy napelnianiu zbiorników nie przeciekało z jednego do drugiego. Wszystkie zbiorniki są połączone nawzajem przewodami odpowietrzającymi. Główne zbiorniki są zaopatrzone w najwyższych miejscach w odpowietrzenia, które są połączone i wyprowadzone na zewnątrz pod kadłubem. Zbiornik zbiorczy służy do lotu odwróconego („na plecach”), ilość zaś paliwa zawartego w nim wystarcza na trzy minuty lotu.

Samolot jest zaopatrzony jeszcze w zbiornik opadowy, umieszczony w kadłubie poza ścianą ogniową. Regulacja linek od dźwigni kurka paliwowego jest podobna jak w samolocie Z 22. Należy uważać, aby odpowietrzenie zbiornika opadowego, umieszczone po lewej stronie kadłuba, było zawsze skierowane dokładnie przeciw kierunkowi lotu. Instalację paliwową bada się na szczelność sposobem opisanym powyżej.

Instalacja olejowa

Instalacja olejowa jest podobna do instalacji samolotu Z 381. Różni się tylko układem zbiornika olejowego i wykonaniem zaworu opadowego. Należy tu uważać, aby przy wymianie oleju korpus zaworu opadowego był wkręcony do kołnierza zbiornika olejowego tak głęboko, aby po dociągnięciu nakrętki uszczelniającej pozostawało pod nią jeszcze 4 mm swobodnego gwintu. Zbytne dokręcenie korpusu zaworu do zbiornika może spowodować uszkodzenie siatki filtra olejowego i zakłócenie pracy zaworu opadowego.

Przeprowadzanie mniejszych napraw na powierzchni samolotu przeprowadza się jak w samolocie Z 381.

PRZYZRĄDY POKŁADOWE

Przyrządy pokładowe, pomimo że są bardzo dokładne i czułe, nie wymagają zazwyczaj żadnej szczególnej obsługi. Należy je wszakże kontrolować i sprawdzać ich połączenia. Wadliwe przyrządy należy wymienić, nigdy zaś nie należy naprawiać ich we własnym zakresie.

Obrotomierz

Najczęstsze usterki obrotomierza występują przy jego wálku napędowym. Przy montażu i demontażu wálka napędowego należy zwracać uwagę, aby przy obrocie nie była przez nakrętkę obejmującą pociągana również i końcówka pancerza. Przez ewentualne przekręcenie pancerza narusza się stosunek właściwej długości pancerza do długości wálka giętkiego, składającego się z segmentów. Jeżeli walek jest dłuższy jak pancerz, wtedy zwiększe w nim, a przy obrocie zachwytuje o ścianki pancerza. To powoduje drgania, które przenoszą się na wskazówkę przyrządu. Przy większym zwisie wálka giętkiego w pancerzu, zazwyczaj następuje ukręcenie pancerza. Ukręcony walek napędowy należy fachowo naprawić i dlatego poleca się jego wymianę. Przy montażu wálka zaleca się najpierw zamocować go do przyrządu a następnie na drugim końcu wsunąć do wycięcia wkręta i przekręcić walek. Dopiero gdy walek da się łatwo obrócić, przykręca się go na silniku. W ten sposób zapobiega się ukręceniu wálka wskutek złego zamontowania.

Prędkościomierz

Jeżeli stwierdzi się w czasie lotu, że wskazania prędkościomierza nie odpowiadają rzeczywistej prędkości samolotu, bywa to spowodowane bądź nieszczelnością przyrządu, bądź przewodów doprowadzających. Należy przeto najpierw sprawdzić szczelność obsadzenia szklanych szyb przyrządu, a następnie prze-

rzeć przewody, czy nie są popękane ewentualnie ostro zagięte. Popękane przewody gumowe wymienia się, przy czym należy uważać, aby przy połączeniu nie było ostrych zagięć. Jeżeli loty odbywają się w deszczu, istnieje możliwość wniknięcia wody do przyrządu i wskazania prędkościomierza są potem błędne. W takim przypadku należy najpierw usunąć wodę z przewodów, a gdy przez to nie zostanie usunięta usterka — należy wymienić przyrząd.

Busola

Błędne wskazania busoli są spowodowane bądź za dużą ilością powietrza w komorze z cieczą tłumiącą busoli, bądź uszkodzeniem jego kompensacji magnetycznej. Ponieważ do napelniania busoli potrzeba specjalnej cieczy, a do dokładnego wyregulowania pewnego doświadczenia — zaleca się skierować przy najbliższej okazji busolę dla naprawy do wytwórni.

Zakrętomierz

Powszechnie stosowane zakrętomierze posiadają napęd albo pneumatyczny albo elektryczny. Zakrętomierze pneumatyczne są dołączone do ssącego kolektora silnika lub do dyszy Venturi. W zakrętomierzach elektrycznych stosuje się albo 4 V z suchej baterii (głównie jako zakrętomierz dodatkowy), albo 24 V pobierane z sieci pokładowej. Jeżeli wskazówka pneumatycznego zakrętomierza porusza się „leniwie”, to albo jest uszkodzony przewód i zasysane jest tu dodatkowe powietrze, albo w zakrętomierzu, przyłączonym do kolektora ssącego, jest zatkana dysza w przewodzie. Dysza jest przykręcona w stożkowym przewężeniu przewodu przyspawanego do kolektora ssącego. Jeżeli jednak stwierdzi się, że instalacja jest w porządku, to usterka spowodowana jest przez sam przyrząd, który należy zaraz wymienić. W zakrętomierzach elektrycznych może być uszkodzony przewód elektryczny lub źródło energii elektrycznej jest za słabe.

Wariometr

Stosuje się wariometry dwóch rodzajów: a) skrzydełkowe, b) membranowe.

a) Wariometry skrzydełkowe są pochodzenia niemieckiego (remanentowego) i należy uważać, aby zawsze były montowane razem z termosem również pochodzenia remanentowego. Wariometr skrzydełkowy rozpoznaje się łatwo po czarnej płytce w środkowej części szyby.

b) Wariometry membranowe są produkowane przez wytwórnię czechosłowacką Pal. Aby zapewnić właściwą pracę wariometru, musi być on montowany również razem z termosem Pal, typ 341.

W działaniu wariometru mogą występować usterki albo wskutek nieprawidłowego podłączenia, albo przez nieszczelność przyrządu i instalacji. Prawdowo zabudowany wariometr musi posiadać przewód od termosu podłączony do końcówki oznaczonej literą „P” (na remanentowych: Ausgleichgefaess) oraz przewód od dyszy pomiarowej do końcówki oznaczonej literą „S” (na remanentowych: Stat. Druck). O nieszczelności przyrządu można łatwo się przekonać w ten sposób, że podczas lotu otwiera się i zamyka okno kabiny oraz równocześnie obserwuje przyrząd: jeżeli otworzy się boczne okno, zwiększy się odsysanie z kabiny i nieszczelny przyrząd zareaguje na tę zmianę. W nieszczelnym przyrządzie wystarczy dociągnąć pierścień mocujący szybę, który się luzował wskutek drgań. Jeżeli istnieje nieszczelność w instalacji, należy wymienić przewody.

Wysokościomierz, termometr oleju, manometr oleju i paliwa

W tych przyrządach jest mało prawdopodobne, aby wystąpiły usterki w ich instalacjach. Jeżeli więc wskazania tych przyrządów są niedokładne, należy je wymienić. Włoskowate termometry oleju są dość niedoskonałe i już po krótkim okresie użytkowania wskazują nieprawidłowo. Najlepiej można to sprawdzić w samolocie Z 26, gdzie są dwa termometry. Po krótkim czasie wskazują wartości różne.

Artykuł wpłynął dnia 7 grudnia 1952 r.

Skrzynka techniczna

Na wezwanie nasze, zamieszczone w Skrzynce Technicznej w zeszycie 5 z 1952 r. w sprawie nadsyłania materiałów dotyczących polskich zbiorów muzealnych z dziedziny lotnictwa, otrzymaliśmy wzmiankę o muzeum lotnictwa w Inowrocławiu w okresie do roku 1939, napisaną przez Autora poprzedniej kol. Romualda Flacha, którą zamieszczamy poniżej:

„Okolo roku 1932 w Inowrocławiu powstało muzeum pod nazwą „Muzeum L.O.P.P. w Inowrocławiu”. Muzeum to mieściło się przy ul. Dworcowej 15, początkowo w parterowym bu-

dynku wytwórni wozów, a później na piętrze sąsiedniego budynku fabryki obuwia, zajmując halę o wymiarach 40 na 20 metrów. Muzeum było zorganizowane dzięki inicjatywie i staraniom Prezesa Obwodu Powiatowego LOPP w Inowrocławiu, ob. Jungsta, który był równocześnie Wiceprezydentem m. Inowrocławia. Muzeum LOPP w Inowrocławiu zajmowało powierzchnię bodaj większą aniżeli Dział Lotniczy Muzeum Przemysłu i Techniki w Warszawie. Ilością i jakością posiadanych eksponatów również niewiele mu ustępowało.

W muzeum inowrocławskim stał zmontowany cały samolot wywiadowczy typu „Potez”, a ponadto kadłub samolotu „Hanriot” i cały zdemontowany samolot „Spad 61”. Było kilka silników lotniczych szeregowych jak: „Lorraine-Dietrich” i inne, oraz silnik rotacyjny „Rhône” i gwiazdowy „Anzani”. Silniki były zaopatrzone w śmigła z obciętymi łopatkami. Niezależnie od tego, muzeum posiadało około dziesięciu różnych śmigieł lotniczych. Na stołach, pod oknami, rozłożone były poszczególne części silników z opisami przy każdym eksponacie. Pokazane były chłodnice silników lotniczych, amortyzatory podwozia, fotoaparaty lotnicze, broń pokładowa różnych typów oraz rozwinięty spadochron podwieszony pod sufitem.

Kilkadziesiąt modeli samolotów, podwieszonych w kilku rzędach na specjalnych ramach przedstawiało historię samolotu i chronologiczny jego rozwój. Były również modele balonów i sterowców. Szereg modeli zaopatrzone w makiety (lalki) pilotów i obserwatorów. Specjalnie urządzone kącie modelarski z kompletem modeli, materiałów i narzędzi, ilustrował rozwój tej gałęzi lotnictwa. Model szybowca „Wrona” o rozpiętości około 2 m był zaopatrzony w ruchome sterownice dla celów poglądowych.

Muzeum posiadało dość dużą kolekcję lotniczych znaczków pocztowych oraz — umieszczone w gablocie — odznaki i krzyże LOPP. Rozwój i osiągnięcia LOPP ilustrowane były planszami i fotografiami. Zgromadzono również komplet wydawnictw LOPP.

Duże powiększenia fotograficzne ilustrowały ciekawe momenty z walk frontowych lotnictwa i zdjęcia obiektów naziemnych z powietrza. Umieszczono również w muzeum komplet bomb lotniczych i granatów wszelkich wielkości i rodzajów, takich, jakie były używane podczas pierwszej wojny światowej.

Nie pominęto także działu obrony przeciwlotniczo-gazowej, gdzie znalazły się: manekiny w ekwipunku przeciwpierwotnym, komplet masek przeciwgazowych, modele oparzeń i plansze zatruc gazowych, próbki gazów bojowych itp. Sprzęt obserwacyjny-meldunkowy znalazł również miejsce wśród zbiorów muzeum.

W budynku muzeum znajdowała się również modelarnia i świetlica LOPP, posiadające osobne wejście od podwórza.

W każdym bądź razie muzeum Ligi Obrony Powietrznej i Przeciwgazowej w Inowrocławiu, choć było mało znaną placówką w Polsce, przedstawiało poważny i cenny zbiór eksponatów lotniczych, będący dumą miasta. Muzeum pozostawało pod troskliwą opieką ob. Jungsta i mechanika Aeroklubu Inowrocławskiego — ob. Bialeckiego Floriana, który z największym zapalem i poświęceniem konserwował eksponaty, rozmieszczał je starannie w hali, a w czasie, gdy muzeum było dostępne dla publiczności, udzielał objaśnień i oprowadzał wycieczki.

Smutny był koniec muzeum, urządzonego z tak dużym wysiłkiem LOPP i miejscowego społeczeństwa. Już w dwa tygodnie po wkroczeniu hitlerowców do Inowrocławia w 1939 r., muzeum przestało istnieć, a jego twórcę ob. Jungsta zamordowali wkrótce okupanci. Część eksponatów zabrał NSFK — resztę zniszczono.

W okresie powojennym zdołano odnaleźć dwa silniki i jedno śmigło. Resztę zniszczyli Niemcy.

(—) Romuald Flach

Spodziewamy się, że do Skrzynki Technicznej napłyną jeszcze dalsze interesujące informacje o polskich osiągnięciach lotniczych, które będą mogły przyczynić się do ułatwienia prac przy tworzeniu zrębów Muzeum Lotnictwa Polskiej Rzeczypospolitej Ludowej.

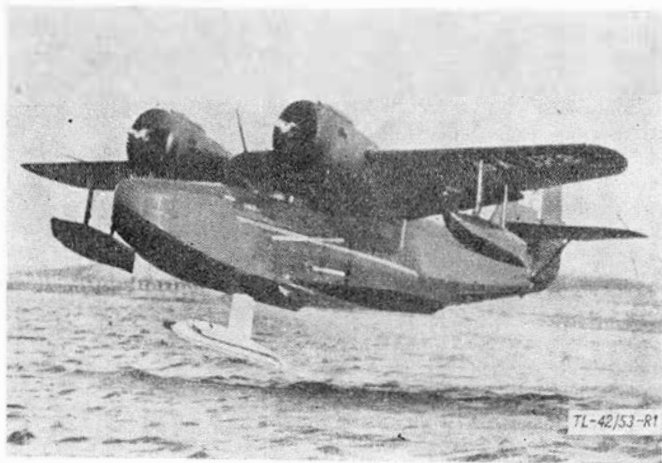
Mgr inż. STANISŁAW MADEYSKI

Nowości techniczne

NARTY WODNE W ZASTOSOWANIU DO SAMOLOTÓW

W odróżnieniu od lotnictwa, które do lotu wykorzystuje prąd aerostaticzny (statki „lżejsze” od powietrza) i aerodynamiczny (statki „cięższe” od powietrza) w żegludze wykorzystuje się powszechnie jedynie te pierwsze. Drugie mogą być oczywiście stosowane również w żegludze, jak to widzimy na przykładzie nart wodnych i częściowo w przypadku ślizgaczy.

Narty wodne niewiele odbiegają swym kształtem od nart zwykłych „śniegowych”. „Narciarz” jest holowany przez motorówkę, dzięki prędkości wytwarza się dla hydrodynamiczna, wskutek czego „narciarz” może utrzymać się na powierzchni wody. Gdy prędkość spadnie poniżej pewnego minimum — narciarz „tonie” i to jest główną przyczyną niepopularności zasady hydrodynamicznej pływania w żegludze.

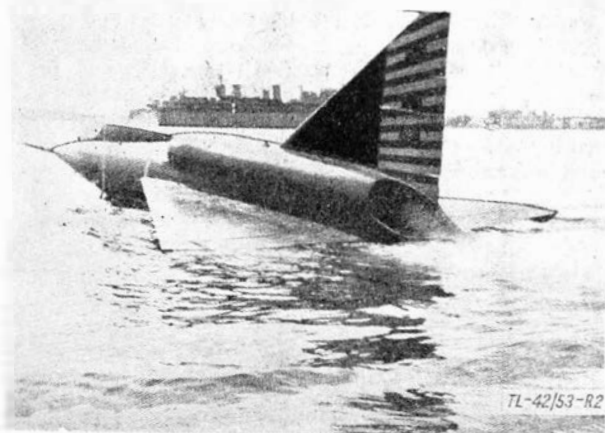


Rys. 1 — Wodnosamolot łodziowy zaopatrzony w nartę wodną wkrótce po starcie

Warunki opływu były zanurzonej całkowicie w wodzie, którą przez analogię nazwiemy „płatem hydrodynamicznym” są podobne do działania płata aerodynamicznego. Rozkład ciśnień kształtuje się w taki sam sposób, jedyne różnice to brak efektu ścisłości, jaki pojawia się na płacie aerodynamicznym przy dużych liczbach Macha, oraz możliwość powstawania kawitacji

w miejscach o obniżonym ciśnieniu. Przy dobrym ukształtowaniu płata hydrodynamicznego można uzyskać wartość stosunku siły nośnej do oporu rzędu 30.

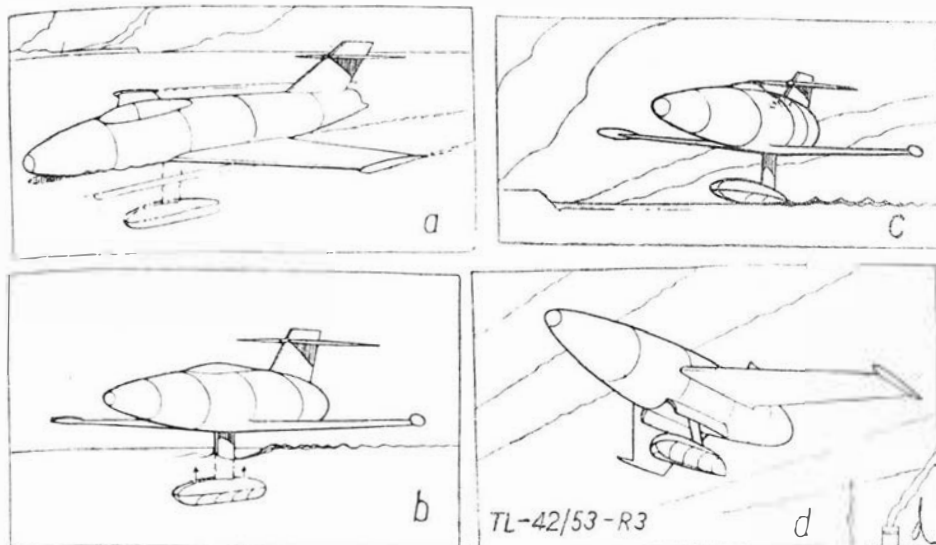
Bryła ślizgająca się po wodzie pracuje w innych warunkach niż płate hydrodynamiczny, gdyż reakcję hydrodynamiczną wytwarzają tylko ciśnienia wody działające na dolną (zwilżoną) powierzchnię bryły. Oczywiście warunki opływu są gorsze niż przy całkowitym pogrążeniu w wodzie i uzyskuje się mniejsze wartości stosunku siły nośnej do oporu. Podczas gdy w przypadku zwykłego wodno-samolotu łodziowego największa wartość stosunku oporu hydrodynamicznego do ciężaru samolotu w czasie startu może osiągnąć 0,14, to przez dodanie płata hydrodynamicznego można zmniejszyć ten stosunek do 0,12, za-



Rys. 2 — Samolot odrzutowy w czasie wodowania z małą prędkością. Skrzydło układu „delta” styka się z wodą.

stosowanie zaś zamiast łodzi narty ślizgającej się po powierzchni wody daje 0,35. Ta duża wartość nie ma jednakże większego znaczenia przy samolotach mających małe obciążenie mocy i duży nadmiar ciągu przy starcie.

W praktyce trudno rozgraniczyć płate hydrodynamiczny od narty ślizgającej się po wodzie, gdyż ten sam element może



wanie łodzi czy pływaka jest kompromisem wymagań hydro- i aerodynamicznych. Dzięki nartom uzyskujemy pełnowartościowy sprzęt i uniezależniamy się od lotnisk, wymagających bardzo kosztownych pasów betonowych. W ten sposób wszędzie tam, gdzie jest do dyspozycji teren wodny, otrzymujemy od razu bez większego nakładu środków bazę dla działania nowoczesnych szybkich samolotów, które w przeciwnym przypadku wymagałyby pasów betonowych długości 2 — 4 km. Ponieważ narta może być amortyzowana

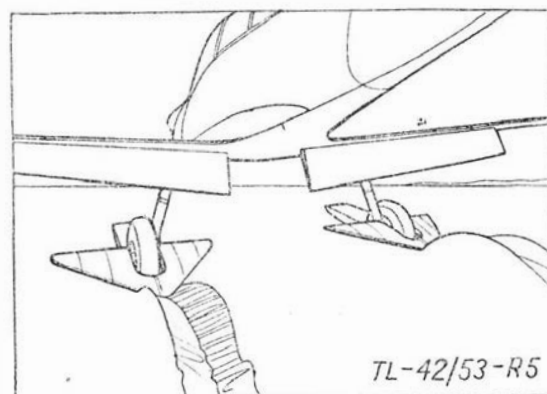
Rys. 3 — Schemat startu samolotu odrzutowego z chowaną nartą wodną, a) zanurzenie pełne przy małej prędkości, b) zaczyna działać siła hydrodynamiczna, narta działa jako płat hydrodynamiczny, c) faza ślizgania się po wodzie przy dużej prędkości, d) samolot przechodzi do wznoszenia, za chwilę narta zostanie wciągnięta do wnętrza samolotu.

pracować raz w jednych warunkach, raz w drugich, zależnie od prędkości wodowania.

Zastosowanie nart wodnych do samolotów wydaje się wielce obiecujące. Rys. 1 przedstawia zwykły wodno-samolot łodziowy zaopatrzony w centralnie umieszczoną nartę. W czasie postoju łódź jest normalnie zanurzona w wodzie i dopiero pod wpływem prędkości powstaje na nartie odpowiednio ukształtowanej i zaklinowanej względem samolotu siła hydrodynamiczna, która stopniowo dźwiga samolot do góry. W ostatniej fazie startu narta ślizga się po powierzchni wody. Zdjęcie przedstawia samolot w chwilę po oderwaniu. W omówionym wykonaniu korzyści zastosowania narty nie są jeszcze oczywiście, użyty schemat służy dla wypróbowania samej zasady i dla zdobycia doświadczenia. Próby wykazały, że taki układ dość dobrze się trzyma na większej fali, zaś długość startu wypada krótsza.

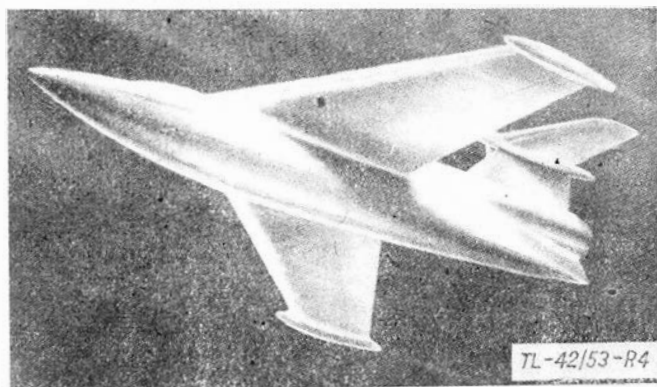
Pełne korzyści w zastosowaniu narty mogą być wyciągnięte dopiero w przypadku szybkiego samolotu o napędzie odrzutowym. Samolot musi być tak skonstruowany, by mógł się utrzymać na powierzchni wody (skrzydła mogą przy tym być częściowo zanurzone) i by w tym stanie były zapewnione warunki pracy silnika. Start będzie się odbywał w następujący sposób

tak, jak się to robi z kołami, samolot będzie mógł znosić większe uderzenia przy wodowaniu niż dotychczasowe łodzie czy pływaki, co pozwoli na ruch po bardziej wzburzonej wodzie.



Rys. 5 — Narty wraz z kołami umożliwiające start z ziemi, wody i śniegu.

Problem startu i lądowania samolotów szybkich, będący zawsze poważnym zagadnieniem, jest tym samym tanio rozwiązany.



Rys. 1 — Projekt szybkiego samolotu odrzutowego przystosowanego do startu z wody (z chowaną nartą wodną).

(rys. 3): Pod wpływem przyspieszającego działania silnika odrzutowego samolot rozpocznie wodowanie i pod działaniem siły hydrodynamicznej zacznie się stopniowo wynurzać, skrzydła będą teraz w stanie wytworzyć siłę nośną aerodynamiczną, po czym po uzyskaniu odpowiedniej prędkości samolot oderwie się od wody. Narta zostaje teraz wciągnięta do wnętrza samolotu. W takim układzie samolot może mieć bardzo dobry kształt aerodynamiczny, w niczym nie ustępujący samolotom lądowym (rys. 4). Dotychczas wodnosamoloty mają zawsze większy opór szkodliwy, gdyż ukształto-



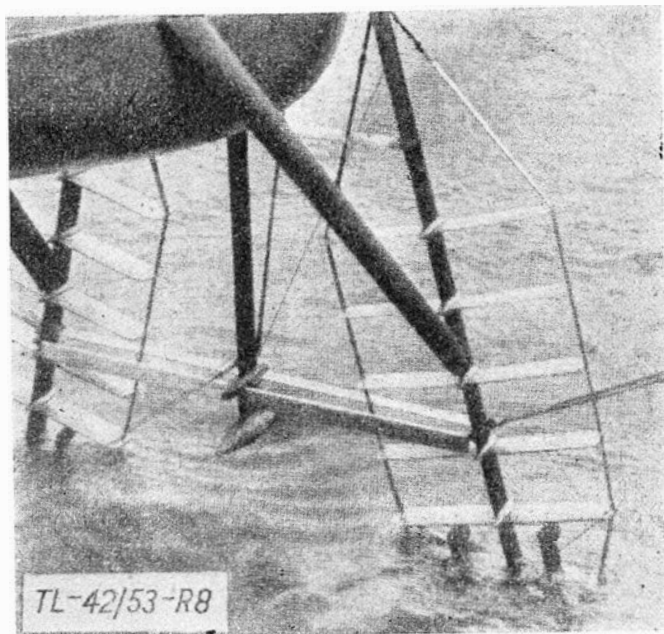
Rys. 6 — Wodnosamolot łodziowy — amfibia — zaopatrzony w narty umożliwiające start z wody, ziemi i śniegu.



Rys. 7 — Zwykły samolot lądowy zaopatrzony w narty startuje z wody.

Przeprowadzone próby wykazały, że samoloty zaopatrzone w narty wodne mogą być z powodzeniem użytkowane na śniegu i na lodzie. Jeżeli obok nart są umieszczone kółka (patrz rys. 5) to uzyskuje się bardzo dużą wszechstronność sprzętu — jest wtedy możliwy ruch z ziemi, z wody, lub lodu i śniegu bez jakichkolwiek zmian podwozia — korzyści z tego wynikające są jasne.

Oczywiście warunek utrzymania pewnej minimalnej prę-



Rys. 8 — Płaty hydrodynamiczne samolotu z roku 1912.

kości w czasie wodowania samolotów nie posiadających łodzi czy też pływaków może się początkowo wydać krępujący, ale przecież w lotnictwie jest to sprawa, z którą każdy pilot jest



Rys. 9 — Wodnosamolot Piaggio z roku 1929.

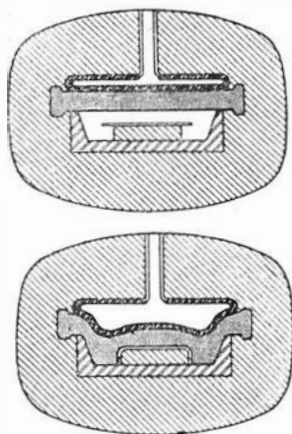
dostatecznie żyty, pracujący silnik pozwoli dotrzeć do lądu stałego w przypadku wodowania (byle tylko starczyło paliwa).

Na tym miejscu warto zaznaczyć, że pierwsze tego rodzaju próby były przeprowadzane już w roku 1912. Rys. 8 przedstawia układ płatów hydrodynamicznych, umieszczonych na samolocie zamiast podwozia; pozwalały one na start samolotu z wody. Rys. 9 przedstawia samolot z roku 1929 przygotowany do wzięcia udziału w wyścigu lotniczym o puchar Schneidera. W spoczynku jest on prawie zupełnie zanurzony w wodzie. Początkowo, prędkość nadaje śruba wodna napędzana za pośrednictwem odpowiedniej transmisji od silnika lotniczego. W miarę rozpędzania samolot dzięki płetwie hydrodynamicznej stopniowo się wynurza i, gdy śmigło znajdzie się w dostatecznej odległości od zwierciadła wody zostaje sprzęgnięte z silnikiem a śruba wodna wyłączona. Start dalej jest kontynuowany w zwykły sposób.

R. L.

NOWY SYSTEM PRASY HYDRAULICZNEJ

W budowie płatowców coraz szerzej są zastosowane prasy hydrauliczne do formowania blach, zapewniając dużą dokładność i wydajność oraz niskie koszty własne. Grubość blach (blachy duralowe 3—6 mm nie należą już do rzadkości w nowoczesnych samolotach) oraz wielkości formowanych przedmiotów wzrastają, co zmusza do dalszego zwiększania pras i tak już jednostek dość dużych i kosztownych. Dużym postęпом było wprowadzenie kilkanaście lat temu prasowania gumy, system ten jednak wymagał ręcznego wykończania formowanych przedmiotów. Dalszym udoskonaleniem jest prasa hydrauliczna, której schemat działania podany jest na rysunku 1. Foremnik z leżącym na nim arkuszem blachy jest umieszczony na przesuwym stole, który wsuwa się do zamkniętej przestrzeni prasy. W części górnej jest umieszczony blok z dość miękkiej gumy a nad nim zbiornik wykonany w postaci „dętki”.



TL-35/53-R1

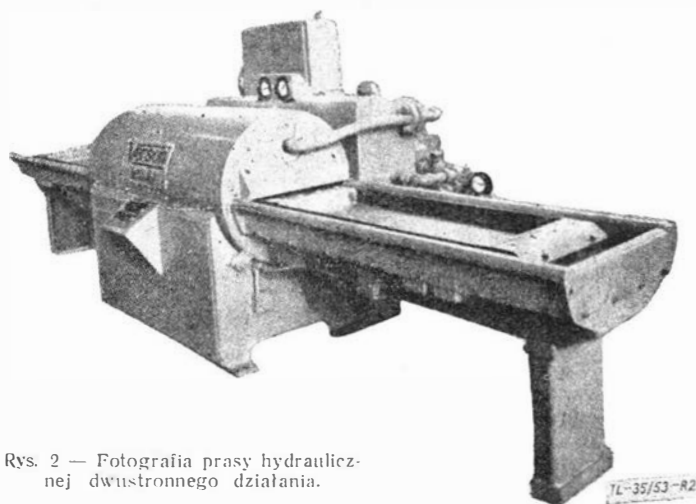
Rys. 1 — Schemat działania prasy. U góry — przed wytworzeniem ciśnienia, u dołu — pod działaniem wysokiego ciśnienia.

Po doprowadzeniu do „dętki” cieczy pod ciśnieniem (może ono dochodzić do 350—700 atm) blok zostaje silnie dociśnięty i formuje blachę. Blok gumowy, znajdując się w zamkniętej przestrzeni i mogąc się dość znacznie odkształcać, zapewnia dokładne utrzymanie kształtu i gładkości powierzchni tak, że wykańczanie ręczne jest sprowadzone do minimum.

Pompy hydrauliczne — niskiego i wysokiego ciśnienia — są napędzane silnikiem elektrycznym, a sterowanie prasy może być całkowicie automatyzowane. Cykl pracy jest następujący: stół uruchamiany hydraulicznie, układem niskiego ciśnienia został wsunięty do wnętrza prasy. Po zablokowaniu stołu następuje pompowanie cieczy pod dużym ciśnieniem do „dętki”. Osiągnięcie maksymalnego ciśnienia wymaga ok. 12 sekund, po czym następuje dekompresja i wypompowanie cieczy (ok. 10

sek.). Po odpompowaniu cieczy następuje odblokowanie stołu i wysunięcie go, po czym wsuwa się do prasy drugi stół, umieszczony po przeciwnej stronie prasy i przygotowany w międzyczasie. Cały cykl pracy trwa ok. 45 sek. Układ dwóch stołów daje znaczną oszczędność czasu.

Opiywany system prasy nadaje się raczej do płytkiego prasowania do 70 — 100 mm. Przy wielkości stołu np. 500 × 1200

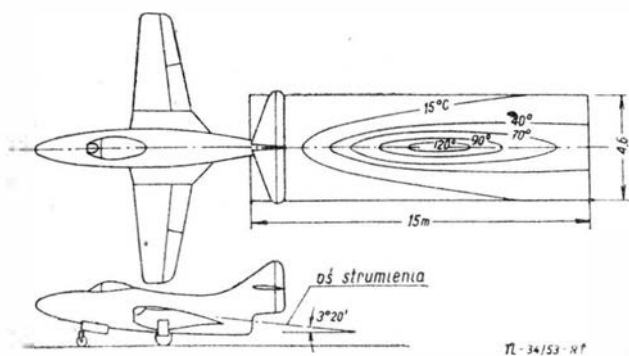


Rys. 2 — Fotografia prasy hydraulicznej dwustronnego działania.

można uzyskać nacisk do 4200 ton. Konstrukcja samej prasy jest dość prosta, nie wymagająca stosowania ani drogich materiałów ani też kosztownej obróbki. Ciężar prasy jest kilkakrotnie mniejszy niż odpowiedniej prasy hydraulicznej zwykłego typu. Również wysokość wypada niewielka, co pozwala na instalowanie prasy w przeciętnym pomieszczeniu. Prasy nowego typu mogą być również budowane jako małe jednostki dla drobniejszych robót. Z uwagi na swój układ nadają się szczególnie do prasowania długich przedmiotów, co jest korzystne w produkcji lotniczej.

R. L.

SAMOLOTY ODRZUTOWE A NAWIERZCHNIA LOTNISKA



Rozkład temperatur na powierzchni betonu za samolotem odrzutowym.

Ruch samolotów o napędzie odrzutowym stwarza nowe zagadnienia również w stosunku do lotnisk. Nie tylko drogi startowe muszą być dłuższe i bardziej odporne na naciski kół z ogumieniem na wysokie ciśnienie. Przybija nowy czynnik — działanie strumienia gorących gazów na nawierzchnię. Dla zorientowania Czytelników, jaki jest zasięg działania strumienia gazów i jak wielkie temperatury mogą występować na powierzchni betonu, podajemy wykres zaczerpnięty z obcej prasy. Temperatury pomierzono za pośrednictwem termopar umieszczonych w podłożu.

Oczywiście — rozkład i wielkość temperatur są różne dla różnych typów samolotów, jednak wpływ oddziaływania strumienia gazów na powierzchnię lotniska musi być wzięty pod uwagę zarówno przez konstruktorów samolotów jak i konstruktorów lotnisk.

R. L.

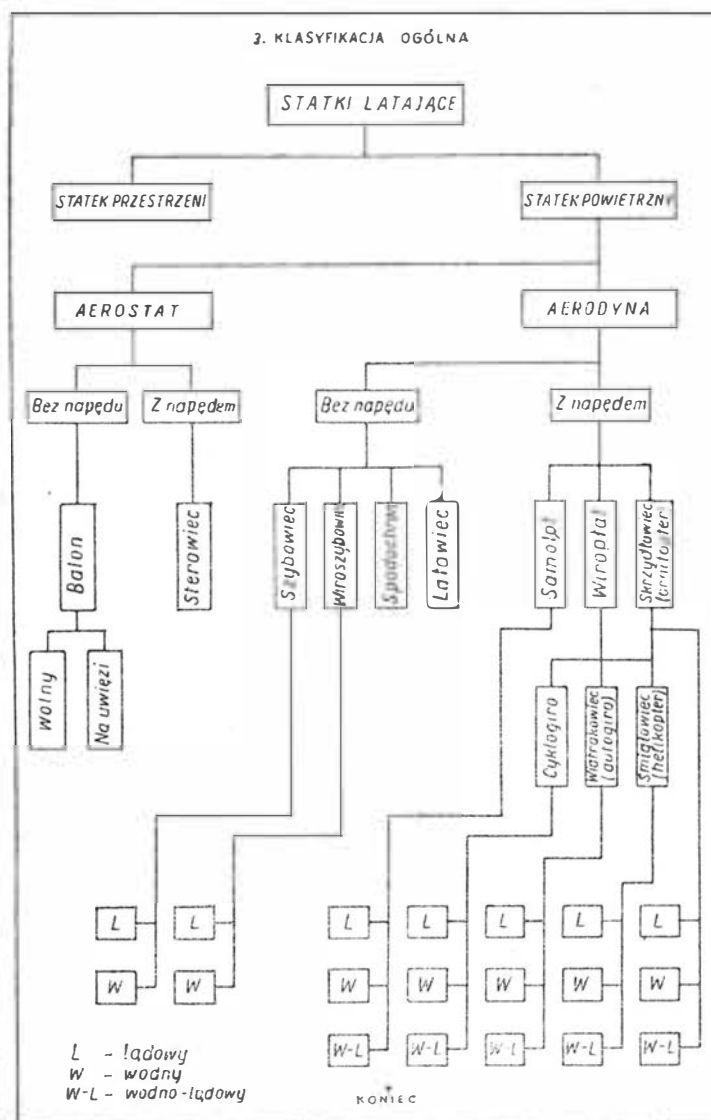
Lotnicze słownictwo techniczne

KLASYFIKACJA STATKÓW LATAJĄCYCH

Reprodukujemy poniżej normę PN/L-02501 „Statki latające — określenia i klasyfikacja ogólna”. Jest to z kolei druga norma pojęciowa (patrz „Technika Lotnicza” nr 3/53 „Klasyfikacja sil-

ników lotniczych”), którą zamieszczamy w naszym czasopiśmie. Rozpowszechnienie tej normy pozwoli na ujednolicenie słownictwa, likwidując jednocześnie stan płynności, który utrzymywał się w tej dziedzinie od dłuższego czasu.

629.13	POLSKIE NORMY
Statki latające	PN
Określenia i klasyfikacja ogólna	L- 02501
1. WSTĘP	
Przedmiotem normy są określenia i klasyfikacja ogólna statków latających.	
2. OKREŚLENIA	
2.1. STATEK LATAJĄCY jest to urządzenie w zasedzie służące do wielokrotnego przewożenia ładunku, które może unosić się z ładunkiem w przestrzeni na skutek przelazwania energii lub oddziaływanie otoczenia albo obu wymienionych czynników działających równocześnie.	
2.2. STATEK PRZESTRZENI jest to statek latający, który może unosić się w przestrzeni pozbawionej atmosfery.	
2.3. STATEK POWIETRZNY jest to statek latający, który może unosić się w atmosferze na skutek statycznego lub dynamicznego oddziaływania powietrza.	
2.4. AEROSTAT jest to statek powietrzny, który może unosić się w atmosferze na skutek statycznego oddziaływania powietrza.	
2.5. AERODYNA jest to statek powietrzny, który może unosić się w atmosferze na skutek dynamicznego oddziaływania powietrza na nieruchome lub ruchome względem statku powierzchnie nośne.	
2.6. BALON jest to aerostat bez napędu silnikowego.	
2.7. BALON NA UWIĘZI jest to balon zakotwiczony (do ziemi, statku itp.).	
2.8. BALON WOLNY jest to balon niezakotwiczony.	
2.9. STEROWIEC jest to aerostat z napędem silnikowym.	
2.10. SPADOCHROM jest to aerodyna bez napędu silnikowego, której całkowite siła aerodynamiczna jest przeciwnie skierowana do kierunku ruchu.	
2.11. LATAWIEC jest to aerodyna bez napędu silnikowego unosząca się tylko na uwięzi.	
2.12. SZYBOWIEC jest to aerodyna bez napędu silnikowego o nieruchomych względem statku powierzchniach nośnych.	
2.13. WIROSZYBOWIEC jest to aerodyna bez napędu silnikowego o wirujących powierzchniach nośnych.	
2.14. SAMOLOT jest to aerodyna z napędem silnikowym o nieruchomych względem statku powierzchniach nośnych.	
2.15. WIROPLAT jest to aerodyna z napędem silnikowym o wirujących powierzchniach nośnych.	
2.16. CYKLOGIRO jest to wiropłat o poprzecznej względem statku, poziomej osi obrotu powierzchni nośnych poruszanych napędem silnikowym.	
2.17. WIATRAKOWIEC (AUTOGIRO) jest to wiropłat o pionowym kierunku osi obrotu powierzchni nośnych poruszających się samoczynnie.	
2.18. ŚMIGŁOWIEC (HELIKOPTER) jest to wiropłat o pionowym kierunku osi obrotu powierzchni nośnych poruszanych napędem silnikowym.	
2.19. SKRZYDŁOWIEC (ORNIPTER) jest to aerodyna o powierzchniach nośnych wykonujących ruchy podobne do ruchów skrzydeł ptaków.	
2.20. AERODYNA LĄDOWA jest to aerodyna przystosowana do startowania ze stałego podłoża i lądowania na nim.	
2.21. AERODYNA WODNA jest to aerodyna przystosowana do startowania z powierzchni wody i do wodowania na niej.	
2.22. AERODYNA WODNO-LĄDOWA (AMFIBIA) jest to aerodyna przystosowana do startowania z powierzchni wody i stałego podłoża oraz do wodowania i lądowania na nich.	
Ustalono jako Polską Normę przez Polski Komitet Normalizacyjny dnia 31 października 1952 r.	
Ciąg dalszy na str. 2.	



Ze względu na to, że druga strona normy byłaby nieczytelna po zmniejszeniu w wykonaniu oryginalnym, została ona dla celów „Techniki Lotniczej” odpowiednio przerysowana.

Redakcja

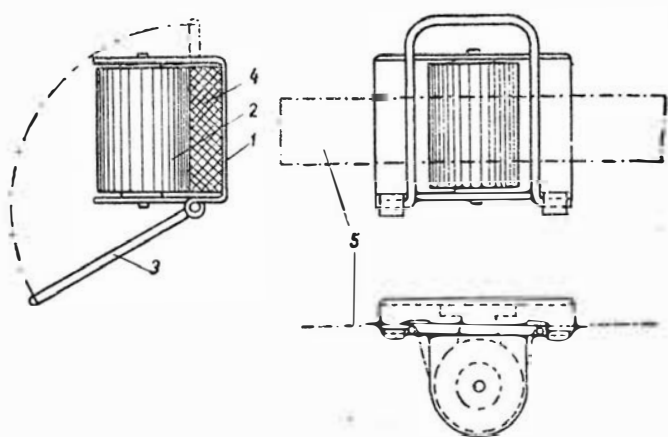
Przeglądamy usprawnienia...

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 cytowane 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.

Urządzenie do regeneracji zużytych taśm do maszyny do pisania

(Kl. 15 g; Seria 14; Nr 0-584) Arno Christoffels (NRD).

Od czasu do czasu należy odświeżać taśmę maszyny do pisania. Zgodnie z usprawnieniem można to wykonać bez zdejmowania taśmy z maszyny przy pomocy urządzenia przedstawionego na rysunku i zakładanego na taśmę. We wsporniku 1

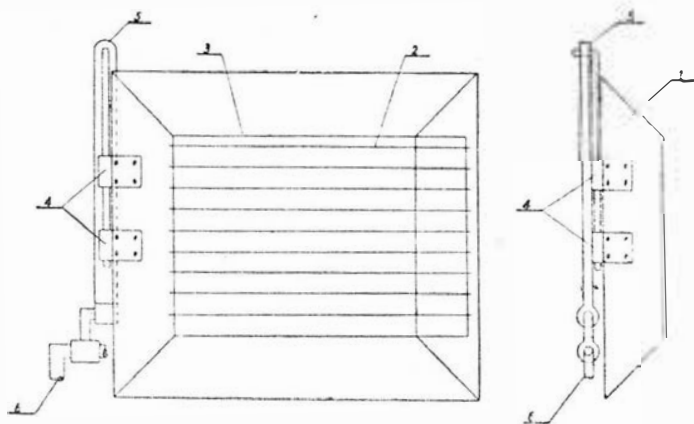


o kształcie litery U osadzony jest obrotowo walec 2. Pod walcem znajduje się przesycony farbą filc 4, dostarczający ją na walek. Taśmę maszyny 5 prowadzi się po waleku 2 i przytrzymuje przy pomocy osadzonego wahliwie i dającego się nastawiać kabłąka 3. Po uruchomieniu taśmy w maszynie do pisania, przebiega ona po waleku 2 i zostaje pokryta farbą.

Szyba ochronna przy szlifierce automatycznej.

(Kl. 67a; Seria 14; Nr 0-1006) Ewald Złotos.

Używane dotychczas przy pracach szlifierskich okulary nie spełniały swego zadania. W chwili pęknięcia tarczy szlifierskiej robotnik był narażony na bezpośrednie zetknięcie się z niebezpieczeństwem utraty wzroku, a rosa, osiadająca dość często na szklach, utrudniała widoczność, osłabiając tempo pracy.

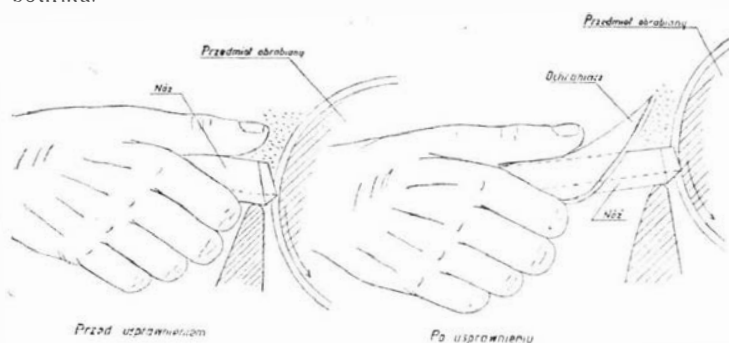


Aby poprawić warunki bezpieczeństwa pracy robotnika, a jednocześnie uzyskać większą wydajność pracy szlifierskiej i zabezpieczyć widoczność, zastosowano według usprawnienia szybę ochronną, przedstawioną na rysunku, składającą się z ochroniacza 1, w którym umieszczona jest siatka druciana 2 i szyba 3. Ochroniacz zamocowany jest za pomocą zawias 4 do trzymaka 5, osadzonego na ramieniu 6 szlifierki.

Ochroniacz gumowy do noża tokarskiego przy toczeniu drewna.

(Kl. 38e; Seria 7; Nr 0-1007) Jan Adamczyk.

Dotychczas do toczenia drewna stosowano nóż tokarski, nie posiadający osłony zabezpieczającej od rozpryskiwania wiórków drzewnych. Wiórki te mogły spowodować skaleczenie oka robotnika.

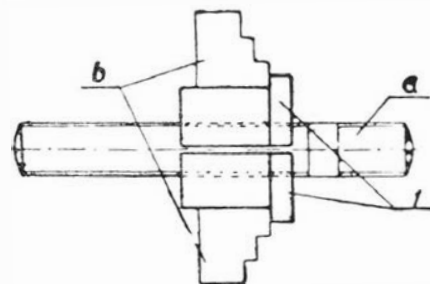


W celu zabezpieczenia robotnika od wypadku zastosowano w myśl usprawnienia ochroniacz, wykonany z odpadów węża gumowego. Ochroniacz nasadza się na nóż, jak uwidoczniło na rysunku.

Tulejka dwudzielna do zamocowywania śrub dwustronnych przy gwintowaniu na tokarce.

(Kl. 49a; Seria 1; Nr 0-1011) Reinhold Dziuba.

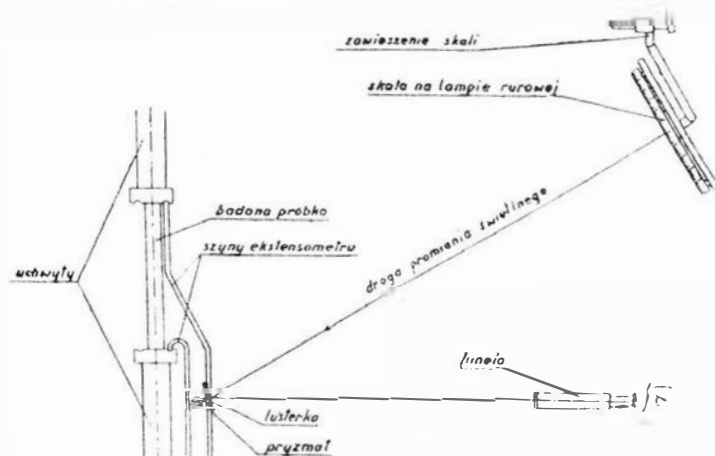
W celu skrócenia czasu pomocniczego przy gwintowaniu śrub dwustronnych zastosowano, w myśl usprawnienia, tulejkę dwudzielną 1, posiadającą wewnętrzny gwint odpowiadający gwintowi śruby obrabianej. Obrabianą śrubę a należy włożyć do tulejki 1, a następnie docisnąć ją szczękami b uchwytu samocentrującego tokarki, jak to uwidoczniło na rysunku. Powyższa tulejka pozwala na uchwycenie obrabianej śruby dwustronnej w dowolnym miejscu nie niszcząc wykonanego już gwintu.



Skala do laboratoryjnych przyrządów pomiarowych.

(Kl. 42d; Seria 14; Nr 0-1036) Jan Siekierski.

Do laboratoryjnych aparatów pomiarowych były używane skale wykonane na kauczuku, drewnie itp. Aby taka skala była do-

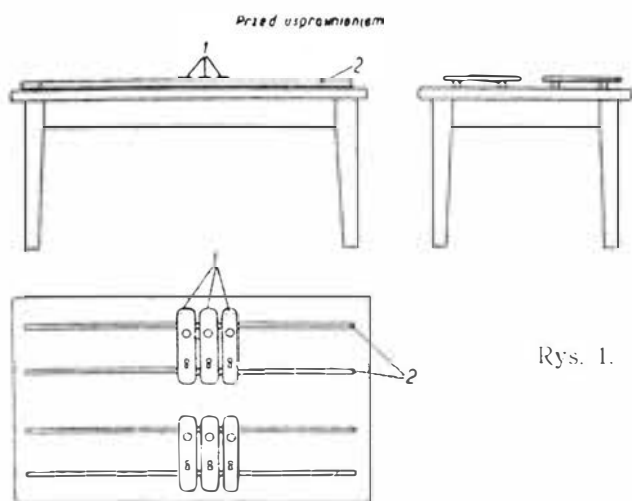


brze widoczna w lunecie przyrządu, musiała być oświetlana odrębnym silnym źródłem światła, np. żarówkami o łącznej mocy 1000 W. W myśl usprawnienia wykonano skalę do ekstensometru na lampie rurowej o mocy 40 W, spełniającej jednocześnie rolę źródła światła. Obraz skali, otrzymywany w lunecie po odbiciu się w lusterkach ekstensometru, jest bardzo wyraźny. Oznaczenia cyfrowe na skali są tak wykonane, że zastępują dwie niezależne skale w klasycznym aparacie Martensa. Załączony rysunek schematyczny uwiadczenia przyrządu pomiarowy, w którym została zastosowana skala wykonana na lampie rurowej.

Zmniejszenie strat lakieru przy lakierowaniu natryskowym.

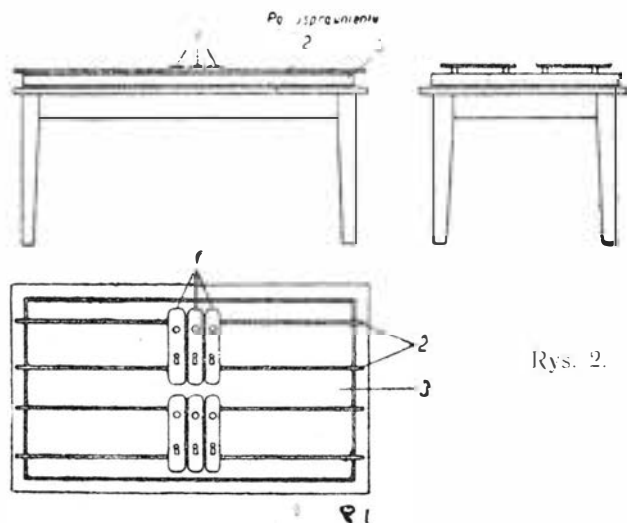
(Kl. 75c; Seria 14; Nr 0-1038) Stanisław Stańczyk, Ludwik Babiak.

Przed usprawnieniem (rys. 1) przedmioty 1, lakierowane sposobem natryskowym, były układane na listwach 2, umieszczonych na stołach. Rozpylany lakier, padający poza powierzchnię lakierowanych przedmiotów, był tracony.



Rys. 1.

Po usprawnieniu (rys. 2) przedmioty przeznaczone do lakierowania układa się na listwach, umieszczonych nad wanielkami 3 z wodą. Przy tym sposobie lakierowania lakier, padający



Rys. 2.

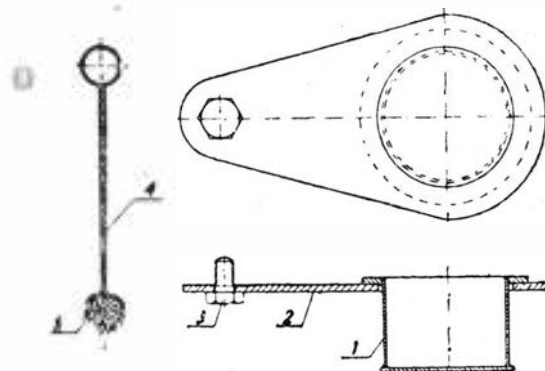
poza powierzchnię przedmiotów, wpada do wody, skąd jest zbierany i ponownie używany do produkcji. Sposób ten pozwala na zaoszczędzenie około 7% użytego lakieru.

Podręczna oliwiarka ślusarska.

(Kl. 47e; Seria 14; Nr 0-1039) Antoni Nowak.

Dotychczas ślusarze w codziennej pracy przechowywali w luźnych pudełkach olej przeznaczony do oliwienia różnych części, co okazało się niepraktyczne ze względu na częste wylanie oleju, brak zaś stałego miejsca dla pudełka narażał w razie potrzeby na ciągłe jego szukanie. W celu ułatwienia pracy ślusarzom i zaoszczędzenia oleju zastosowano w myśl usprawnienia podręczną oliwiarkę z pędzelkiem, uwiadczoną na rysunku. Oliwiarka składa się z naczynia 1 na olej i z ramienia 2. Za pomocą śruby 3 przykręca się ramię 2 oliwiarki do spodu płyty

stołu tak, że może ona obracać się około śruby 3. Pędzelek wykonuje się z drutu 4 i z kawałka czyściwa 5. Pędzelek zawieszają na haczyku przy oliwiarce. W ten sposób umieszczoną oliwiarkę

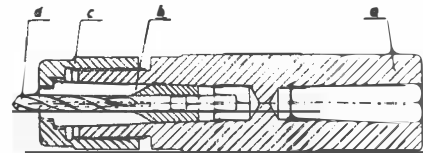


można w razie potrzeby w każdej chwili wysunąć i wsunąć pod płytę stołu.

Uchwyt zapobiegający łamaniu wiertel o małej średnicy.

(Kl. 49a; Seria 1; Nr OU-70) Józef Blumreder.

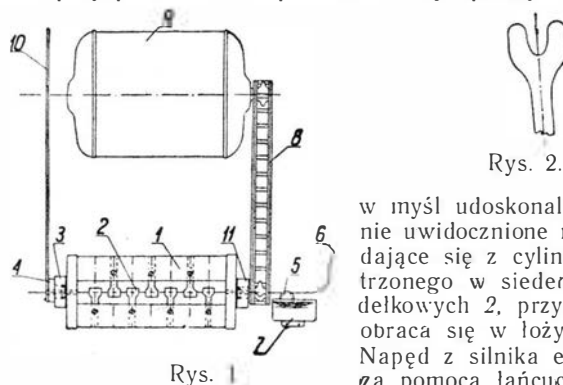
Wiertła o małej średnicy (2,5 do 3 mm), używane na centrówce do nawiercania nakielków, były dotychczas mocowane w uchwytach, których konstrukcja nie pozwalała na wysuw wiertła w zależności od potrzeby, a nadmierny wysuw wiertła był właśnie głównym powodem częstego ich łamania. Dla zapobieżenia temu zastosowano w myśl usprawnienia uchwyt przedstawiony na rysunku, który pozwala na wysunięcie tylko takiej długości wiertła, jaka konieczna jest do wykonania nawiercania. Pozostała część znajduje się wewnątrz uchwytu i jest w nim należycie umocowana. Takie rozwiązanie konstrukcji uchwytu znacznie uodparnia przeciw łamliwości będącą w pracy część wiertła. Uchwyt składa się z trzech części: korpusu a, stożkowej tulejki rozprężnej b oraz nakrętki c. Wiertło d umocowane jest przez dokręcenie nakrętki na korpusie, która cisnąc na czoło tulejki rozprężnej zaciska ją na wiertle na skutek działania powierzchni stożkowej. Tulejki rozprężne są wymienne i posiadają odpowiednie otwory wewnętrzne w zależności od średnicy wiertła.



Rotacyjne widelkowe urządzenie do prostowania drutu.

(Kl. 7d; Seria 1; Nr OU-81) Teofil Brońka.

Prostowanie drutu (około 6 mm grubości) przeciąganiem go przez pięć rolek nie dawało dostatecznie dobrych rezultatów. Celem przyspieszenia i usprawnienia tej operacji skonstruowano



Rys. 1.

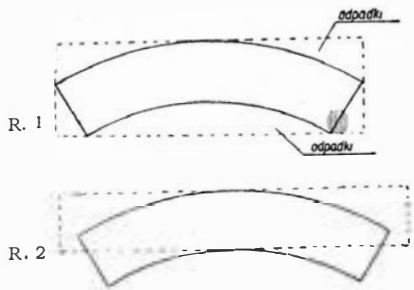
Rys. 2.

w myśl udoskonalenia urządzenia uwiadczonego na rys. 1, składające się z cylindra 1, zaopatrzonego w siedem ramion widelkowych 2, przy czym całość obraca się w łożyskach 3 i 11. Napęd z silnika elektrycznego 9 za pomocą łańcucha 8. Długość przed wprowadzeniem między widelki zostaje nasmarowany przez rolkę 5, częściowo zanurzony w zbiorniku 7, po czym przez otwór osiowy w kole zębatym i prawym łożysku 11 przechodzi kolejno przez siedem widelków 2 o kształcie uwiadczonego na rys. 2 i przez otwór w lewym łożysku 3 wychodzi na zewnątrz już wyprostowany. Przy łożysku 3 znajduje się nóż obcinający 4, uruchamiany ręcznie dźwignią 10. Wydajność urządzenia wynosi około 20 kg drutu wyprostowanego na godzinę przy obsłudze przez jednego robotnika.

Sposób wykonywania segmentów z materiału Ferrodo do sprężel ciernych.

(Kl. 47c; Seria 1; Nr O-909) Walenty Grobortz, Jerzy Kalkowski.

Dotychczas wykonywano segmenty z ferrodo do sprężel ciernych za pomocą wycinania segmentu z płyty prostokątnej po uprzednim wytrasowaniu jego kształtu, jak uwidoczniło na rys. 1, przy



czym pozostawały znaczne odpadki materiału. Dla uzyskania oszczędności na materiale zastosowano w myśl usprawnienia nowy sposób wykonywania segmentów z ferrodo, polegający na wytrasowaniu i wycięciu paska o odpowiedniej szerokości i długości, jak uwidoczniło linią przerywaną na rys. 2. Tak wycięty pasek po nagrzeniu nad parą wygina się na żądany promień, jak uwidoczniło linią ciągłą na rys. 2. Przy takim sposobie wykonywania segmentów z ferrodo wyeliminowuje się całkowicie odpadki materiałowe.

S. M.

Czytelnicy, interesujący się działem usprawnień, znajdą bogaty materiał dotyczący racjonalizacji w „Wiadomościach Urzędu Patentowego”.

Na półkach księgarskich

Z teorii dźwigarów cienkościennych o przekroju otwartym, obciążonych równomiernie, Jerzy Nowiński, Polskie Towarzystwo Matematyczne, 1952 r., stron 48.

Zeszyt I Rozpraw Matematycznych Instytutu Matematycznego Polskiej Akademii Nauk zawiera tytułową pracę, stanowiącą rozwinięcie ogólnej teorii dźwigarów cienkościennych, zawartej w omawianej na tym miejscu pracy doktorskiej Autora. (Prace GILoT, zeszyt Nr 1, wzmianka w zeszycie nr 5/52 „Techniki Lotniczej”). W treści podano uwagi ogólne, równania równowagi, rozwiązanie zagadnienia na wartości brzegowe, układy samorzównoważone naprężeń, skręcanie, zginanie, zginanie połączone ze skręcaniem, naprężenia według teorii przybliżonej. Bibliografia oraz streszczenia w języku rosyjskim i angielskim dopełniają całości pracy, której temat związany jest bezpośrednio z potrzebami lotnictwa.

S. M.

Struganie drewna, W. W. Kuźmin, tłum. z ros. inż. Aleksander Roszkowski i inż. Adam Wiejski, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1952 r., stron 104.

Omawiana książka jest tłumaczeniem broszury „Strogalszczik po dieriewu” wchodzącej do cyklu „Biblioteczka roboczo-awiacyjnej promyszlennosti” i poruszającej zagadnienie obróbki drewna struganiem. Treść zawiera następujące tematy: strugarki, przyrządy i narzędzia, przygotowanie strugarek do pracy, obsługiwane strugarek, organizacja stanowiska roboczego, zasadnicze operacje strugania (przygotowanie i metody pracy), braki techniczne występujące przy struganiu, przyczyny ich powstawania i sposoby usuwania, przepisy bezpieczeństwa pracy, zwiększenie wydajności pracy na strugarkach. Książka zaznacza Czytelnika z podstawowymi zagadnieniami obróbki drewna, tak, że jest bardzo przydatna dla pracowników przemysłu lotniczego. Szkoda tylko, że tłumaczenie zniekształca nieco lotniczy charakter oryginału, w założeniu przydatności dla przemysłu drzewnego a nie lotniczego. W następnym wydaniu tej książeczki trzeba przywrócić ten lotniczy rodowód i słownictwo. Na przykład obecnie spotykamy takie określenia: stróżka karasow nierwjur i szpangoutow w plazach = struganie szkieletu w płytach; plaz dla sborki nierwjury = płat do zestawiania szkieletu; polki lonżeronow centropłana = półki szkieletów; itp.

S. M.

Aerodynamika dużych prędkości, J. L. Lewinson, tłum. z ros. mjr J. Czownicki, Wydawnictwo MON, 1953 r., stron 368.

Powyższa książka jest pierwszym w języku polskim podręcznikiem z młodej dyscypliny aerodynamiki — dynamiki gazów. Recenzja oryginału radzieckiego była opublikowana w zeszycie nr 3/49 „Techniki Lotniczej”, przy czym wyrażono w niej wówczas opinię o celowości zrobienia przekładu tej książki. Intencją autora książki, jak wynika ze wstępu, było napisanie podręcznika z zakresu dynamiki gazów, przystosowanego do użytku jednostek i szkół lotniczych, jak również wszystkich pracowników lotnictwa posiadających przynajmniej średnie wykształcenie. Książka ujmie więc zagadnienia dynamiki gazów od strony fizycznej w oparciu o wiadomości z matematyki i fizyki w zakresie szkoły średniej. Na początku autor omawia znaczenie dynamiki gazów w rozwoju lotnictwa, podkreślając wielki wkład uczonych radzieckich, jak Czapłygina, Christianowicza, Frenkla i innych. Część pierwsza książki podaje wiadomości wstępne z fizyki gazów, termodynamiki, atmosfery ziemskiej i aku-

styki. W drugiej części — wiadomości z aerodynamiki płynów ściśliwych — w oparciu o wyprowadzone równanie Bernoulliego wyjaśnione są zasady działania przyrządów pomiarowych (prędkościomierzy i machometrów); oraz opisane zjawisko nagrzewania się samolotów pod wpływem ściśliwości powietrza w lotach z dużą prędkością i sposoby zapobiegania temu zjawisku. Trzecia część poświęcona jest przepływowi w przewodach, dyszach i przystawkach. Dalej omówione jest zastosowanie dysz Laval'a do turbin i silników odrzutowych. Zakończenie tej części stanowi rozdział o tunelach aerodynamicznych dużych prędkości. Czwarta część poświęcona jest zagadnieniom powstawania fal zgęszczeniowych i oporu falowego w przypadku przepływów przy- i nadźwiękowych. Wyjaśnia ona powstawanie prostopadłego i skośnego zgęszczenia uderzeniowego od strony fizycznej i teoretycznej. W końcu omówiony jest opływ przydźwiękowy płatów nośnych. Piąta część omawia dynamikę gazów w zastosowaniu do szybkich samolotów. Zawiera ona wyjaśnienie wpływu ściśliwości powietrza (w zakresie przepływów pod- i przydźwiękowych) na charakterystyki aerodynamiczne profili. Dalej poruszone są zagadnienia oporu ciał przy prędkościach nadźwiękowych i przydźwiękowych. Następnie — kształty aerodynamiczne szybkich samolotów (ciekawe zagadnienie opływu skrzydeł o małym wydłuzeniu i skrzydeł skośnych). Na zakończenie omówiono perspektywy zastosowania śmigieł nadźwiękowych oraz zagadnienia naprawy i obsługi szybkich samolotów.

Ujęcie książki jest, zgodnie z intencją autora, bardzo przystępne i dające jednocześnie głęboką analizę zjawisk fizycznych w niezwykle przejrzystej formie. Ogromne zdolności dydaktyczne autora przejawiają się w całej książce — jego trafne porównania, przykłady i zagadnienia na końcu każdego rozdziału oraz liczne ilustracje czynią z książki doskonały podręcznik dynamiki gazów.

Polski przekład książki posiada pewne niedociągnięcia — charakterystyczna stylistyka języka rosyjskiego pozostawiła zbyt duże piętno na tłumaczeniu. Tłumaczenie jest ponadto dosłowne, miejscami tekst tłumaczenia odbiega daleko od zasad pisowni polskiej. Również terminologia nie jest pozbawiona dosłownie przetłumaczonych pojęć charakterystycznych dla języka rosyjskiego a odbiegających od naszej terminologii. Jako przykład mogą służyć pojęcia: rozszerzanie się gazu — zamiast właściwego rozprężanie się gazu, fala spiętrzenia — zamiast fala zgęszczeniowa, rozerwanie ciągłości — zamiast nieciągłość, gazu dynamika — zamiast dynamika gazów, uderzeniowa biegunowa — zamiast biegunowa uderzenia, krzywizna procentowa profilu — zamiast strzałka względna linii szkieletowej. Należy stosować właściwe pojęcie „temperatury całkowitej” (analogicznie do ciśnienia całkowitego) a nie „temperatura zahamowanego strumienia” oraz „temperatura w punkcie wejścia”. Określenie „kryzys falowy skrzydła” nie wydaje się szczęśliwe. Zwrot „przepływ w pobliżu twardej ścianki” powinien być zastąpiony przez: przepływ w pobliżu ciała stałego. Określenie szybkościomierz jako przyrządu do pomiaru prędkości powinno ustąpić oczywiście miejsca pojęciu prędkościomierza — pojęcie szybkość używa się w innym znaczeniu od pojęcia prędkości (np. szybkość reakcji). Pojęcie szybkości zostało w tym znaczeniu jedynie w formie przymiotnika, np. szybki samolot. Powiedzenie „płaska płaszczyzna” nie powinno mieć w książce miejsca. Również w książce nie uniknięto sporej ilości błędów drukarskich nie objętych erratą. Poza niedociągnię-

ciami językowymi i drukarskimi strona merytoryczna tłumaczenia nie nasuwa zastrzeżeń.

Szkoda jednak, że książki nie można nabyć w księgarniach z powodu, jak twierdzą przedstawiciele Wydawnictwa MON, braku zainteresowania „Domu Książki” tego rodzaju książkami. Należy zmobilizować całą prasę lotniczą i wszystkich jej Czytelników, aby nakłoniła „Dom Książki” do zainteresowania się wydawnictwami lotniczymi. Duże wysiłki w kierunku stworzenia literatury techniczno-lotniczej nie mogą być unicestwiane przez biurokratyczne podejście „Domu Książki”.

J. R.

Elektryczeska kontaktaja swarka, N. P. Siergiejew i M. S. Fiejgienson, Maszgiz, 1952 r., stron 260.

Książka zawiera opisy zasadniczych sposobów spawania stykowego, procesów technologicznych spawania i nowoczesnych typów maszyn do spawania produkcji radzieckiej. W opisach zwrócono uwagę na układy i pracę aparatury elektrycznej maszyn do spawania stykowego, konstrukcję oprzyrządowania i zagadnienia przygotowania pracy. Treść podzielona została na dwadzieścia rozdziałów. Prócz wyżej wymienionych zagadnień omawiają one: spawalność metali, technologię spawania punktowego, wielopunktowego i rolkowego, technikę bezpieczeństwa, kontrolę jakości spawanych połączeń, techniczne normowanie prac spawania punktowego i stachanowskie metody pracy przy wykonywaniu spawania stykowego. Książka przeznaczona jest dla majstrów i brygadzystów oddziałów montażowo-spawalniczych. Może również służyć dla mechaników i energetyków zajmujących się przygotowaniem, regulacją i naprawą maszyn spawalniczych.

L. S.

Technologie kontaktnej elektroswarki, A. S. Gelman, Maszgiz, 1952 r. stron 324.

Autor opisuje podstawowe zagadnienia technologii spawania stykowego, a mianowicie elektrotermiczne procesy zachodzące przy spawaniu, zachowanie się różnych metali i stopów przy spawaniu stykowym, technologię spawania stykowego, punktowego, szeregowego i typu teowego, technologię spawania rolkowego. W dalszych rozdziałach znajdują się opisy transformatorów oraz urządzeń rozruchowych i regulacyjnych maszyn spawania stykowego, elektryczne charakterystyki maszyn, opisy maszyn do spawania punktowego, szeregowego i rolkowego. W osobnym rozdziale omówione jest zautomatyzowanie spawania punktowego i rolkowego. Dwa ostatnie rozdziały zawierają omówienie zasad ustawiania i eksploatacji urządzeń, zagadnienie techniki bezpieczeństwa i krótkie dane dotyczące organizacji pracy, zasad normowania i technologicznej dokumentacji spawania stykowego. Chociaż książka jest podręcznikiem szkolnym dla specjalistów spawalniczych, skorzystać z niej winni w codziennej pracy zaawansowani robotnicy, majstrowie i technolodzy oddziałów spawania.

L. S.

Elektryczne spawanie i cięcie metali, Technika bezpieczeństwa i ochrony pracy, mgr inż. Mieczysław Rzęcki, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1952 r., stron 100.

Książka stanowi tom „Biblioteki Ochrony Pracy” i jest zatwierdzona przez Centralny Instytut Ochrony Pracy. Zawiera ona wskazówki z zakresu bezpieczeństwa i higieny pracy, obowiązujące przy elektrycznym spawaniu i cięciu metali. Treść podzielona jest na dziesięć rozdziałów: procesy spawalnicze, wymagania bezpieczeństwa i higieny pracy przy spawaniu elektrycznym, ochrona spawacza łukowego przed porażeniem prądem elektrycznym, higiena pracy przy spawaniu łukowym, bezpieczeństwo i higiena pracy przy innych procesach spawalniczych, bezpieczeństwo pracy przy łukowym spawaniu i cięciu metali pod wodą, wskazówki dotyczące bezpieczeństwa pracy przy naprawianiu zbiorników i naczyń za pomocą spawania, ochrona przeciwpożarowa przy spawaniu łukiem, wymagania bezpieczeństwa pracy przy obsłudze butli z tlenem lub wodorem, ratowanie w razie porażenia prądem elektrycznym przy spawaniu i cięciu metali. Ponadto wykaz piśmiennictwa oraz skróty rzeczowy. Książka powinna znaleźć się w rękach referentów bhp naszego przemysłu lotniczego, ze względu na zawarte informacje przydatne w ich pracy.

S.M.

Spawanie i lutowanie przewodów aluminiowych, inż. mech. Stanisław Bryś, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1952 r., stron 156.

Omawiana książka, poza tematem tytułowym, zawiera obfity materiał dotyczący aluminium i jego spawania, który może być przydatny dla pracowników przemysłu lotniczego nie tylko na poziomie rzemieślniczym, lecz i dla techników na warszta-

cie i w biurach konstrukcyjnych. Treść książki dzieli się na osiem rozdziałów, w których poruszono następujące tematy: wiadomości wstępne o produkcji i właściwościach aluminium, gazy i urządzenia spawalnicze, spawanie aluminium, gazowe spawanie przewodów aluminiowych, odlewnicze spawanie przewodów aluminiowych, rodzaje i metody lutowania aluminium, lutowanie przewodów aluminiowych, produkcja końcówek, łączników i nasadek aluminiowo-miedzianych.

S. M.

Elektrolukowe nawarstwianie narzędzi skrawających stałą szybkością, F. F. Smirnow, tłum. z ros. mgr inż. J. Dobrowolski, Państwowe Wydawnictwa Szkolnictwa Zawodowego, 1952 r., stron 144.

Książka omawia szczegółowo, w sposób przystępny i praktyczny, jedną z metod nawarstwiania narzędzi skrawających, o pozostałych zaś metodach wspomina pokrótce w rozdziale pierwszym. Dalsze rozdziały zawierają projektowanie i przygotowanie półwyrobów do nawarstwiania elektrodami ze stali szybko tnącej i zastępczej pokrytych specjalną otuliną, elektrody ze stali szybko tnącej i ich wykonanie, technologia nawarstwiania przy użyciu elektrod ze stali szybko tnącej, obróbka cieplna nawarstwionych narzędzi skrawających, obliczanie czasu na wykonanie nawarstwienia i określanie zużycia stali szybko tnącej. Liczne tablice zawarte w tekście oraz w załącznikach podają charakterystyczne wielkości dotyczące elektrod, naddatków, materiałów oraz narzędzi nawarstwionych.

S. M.

Mechanika Techniczna — cz. I. Statystyka, cz. II. Kinematyka, cz. III. Dynamika, Prof. Jarosław Naleszkiewicz, Państwowe Wydawnictwa Naukowe, 1952 r., stron 287 + 143 + 250.

Omawiana książka jest obszernie i starannie opracowanym, tak ze strony naukowej jak i z formy zewnętrznej, podręcznikiem mechaniki, zatwierdzonym przez M. S. W. do użytku w szkołach wyższych. Ze względu jednak na zbyt obszerne opracowanie teoretyczne zagadnień nadaje się przede wszystkim dla magistrów kursów technicznych. Dla posługiwania się wymienionym podręcznikiem niezbędna jest znajomość odpowiednich zagadnień z wyższej matematyki i geometrii wykreślnej, często w stopniu wyższym od przeciętnie wymaganego na kursach inżynierskich wyższych szkół technicznych. Szeroki wachlarz zagadnień opracowanych teoretycznie i popartych mniej lub więcej charakterystycznymi przykładami predysponuje książkę jako pomoc naukową przy jednoczesnym jednak, jak wspomniano, uzupełnieniu wiadomości z zakresu matematyki wyższej i geometrii wykreślnej (tej ostatniej szczególnie przy zagadnieniach kinematyki, której opracowanie wkracza często w zakres zagadnień specjalnych t.j. teorii mechanizmów).

Książka prof. Naleszkiewicza, w której Autor opracował całością zagadnień tak podstawowej dla techniki gałęzi wiedzy jak mechanika, stanowi wartościową ze strony naukowej pozycję Państwowych Wydawnictw Naukowych w roku 1952.

J. Z.

Zarys chemii i technologii tworzyw sztucznych, Stanisław Porejko i Stefan Chudzyński, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1951 r., stron 376.

Książka zawiera omówienie podstaw chemii oraz technologii tworzyw sztucznych. Na treść książki składają się następujące tematy, zgrupowane w dziewiętnastu rozdziałach: teoretyczne podstawy technologii tworzyw sztucznych, klasyfikacja tworzyw sztucznych, etenoidy, poliacetale, żywice kontaktowe, kauczuk syntetyczny, fenoplasty, karbamidoplasty, alkidale, poliamidy, pochodne krzemowe, różne polimery o szkieletach nieorganicznych, poliuretany, celuloza regenerowana, estry i etery celulozy, kauczuk naturalny i jego pochodne, rośliny kauczukowe strefy umiarkowanej, gutaperka, balata i inne — oraz pochodne kazeiny. Siedemdziesiąt tablic, przeszło sto rysunków, wykaz literatury oraz skróty nazwisk i rzeczowy — dopełniają całość pracy, która powinna zainteresować pracowników lotnictwa, ze względu na coraz większe rozpowszechnianie sztucznych tworzyw w konstrukcjach lotniczych.

S. M.

Technologie izgotowlenja frieziernowo instrumenta dla obrabotki drierwesiny, W. S. Rybalko i D. D. Kriuczukow, Goslesbumizdat, 1952 r., stron 148.

Treść podzielona jest na trzy rozdziały podające typową technologię mechanicznej obróbki narzędzi do frezowania, technologię obróbki cieplnej i sprawdzanie dokładności i jakości wykonania narzędzi. W treści podane są przykładowo karty technologiczne obróbki mechanicznej i cieplnej narzędzi.

L. S.

KRONIKA

TRZECIA NARADA PRODUKCYJNA REDAKCJI „TECHNIKI LOTNICZEJ” Z CZYTELNIKAMI

W dniu 27 marca r.b. odbyła się trzecia z kolei Narada Producyjna Redakcji „Techniki Lotniczej” z Czytelnikami.

Poniżej podajemy w skrócie najważniejsze momenty z przebiegu Narady.

Ponieważ w Naradzie uczestniczył stosunkowo mały odsetek Czytelników i głównie z Warszawy sądzą, że zapoczątkowana dyskusja rozwinię się i że napływające do Redakcji listy uzupełnią ją i rozwiną. Szczególnie pragnęlibyśmy usłyszeć dalsze zdanie na temat kwestii nie rozstrzygniętych definitywnie na zebraniu, tj. o celowości i sposobie redagowania działów „Lotnicze Słownictwo Techniczne”, „Nowości Techniczne” oraz nowowprowadzonego działu „Notatnik Użytkownika”. Liczymy na wypowiedzi Kolegów z terenu.

Naradę, której przewodniczył prof. F. Misztal, rozpoczął Redaktor Naczelny „Techniki Lotniczej” inż. J. Paczowski, składając sprawozdanie, w którym dokonał przeglądu osiągnięć i niedociągnięć „Techniki Lotniczej” na przestrzeni lat 1951 — 1952, tj. od drugiej Narady z Czytelnikami. Zasadniczą zmianą w tym okresie jest stopniowe przechodzenie z tematyki mniej lub bardziej przypadkowej na tematykę sterowaną, ujętą w określone działy. W latach 1951 — 1952 wprowadzono następujące stałe działy: 1) Pomocę Konstruktorskie (okładki), 2) Na półkach księgarskich (transformacja działu „Nowe książki”), 3) Przeglądamy usprawnienia..., 4) Notatnik użytkownika oraz 5) Produkcja. Kierunek pisma został w ostatnim czasie rozszerzony na zagadnienia technologiczne.

Jako niedociągnięcia w stosunku do Narady w roku 1951 Redaktor Naczelny wymienił: a) słabą działalność na terenie prac słownicznych, b) niezrealizowanie żądania powiększenia działu „Nowości Techniczne”, c) nie zwiększenie w znacznym procencie ilości opisów osprzętu lotniczego, czego sobie szczególnie życzyła grupa studentów Politechniki Warszawskiej. Jakkolwiek winę ponosi tu Redakcja, to jednak zaistniały przyczyny merytoryczne i formalne, które się do tego w znacznym stopniu przyczyniły.

Omawiając bolączki czasopisma Redaktor Naczelny stwierdził, że wielu Czytelników zwróciło się do Redakcji sygnalizując zły sposób kolportażu, reklamując nieotrzymanie zeszytów mimo opłacenia prenumeraty i dużą trudność nabycia zeszytów bieżących i zaległych itp. Zorganizowana przez Redakcję „Techniki Lotniczej” i Kolo Lotnicze SIMP konferencja w sprawie dystrybucji oraz akcja propagandowa, zorganizowana między innymi przy udziale czasopism „Skrzydła Polska”, i „Skrzydła i Motor”, „Wojсковy Przegląd Lotniczy” i „Sztandar Młodych”, spowodowała pewne zlepśnienie na odcinku dystrybucji i wzrost liczby prenumeratorów o przeszło 50%. Zamierzenia Redakcji to: a) jeszcze większe związanie tematyki czasopisma z życiem, b) większe wykorzystanie doświadczeń Związku Radzieckiego, c) dalsze zwiększenie podawanej w zeszytach treści i ulepszenie wykonania granicznego. Kończąc swój referat Redaktor Naczelny zaprosił uczestników do omówienia kolejno poszczególnych działów czasopisma i do postawienia dezyderatów dla Redakcji.

Dyskusję rozpoczęto od artykułów głównych. Jako pierwszy zabral głos prof. Brzoska, który zaproponował rozważenie możliwości drukowania zamiast pełnych artykułów naukowych tylko krótkich notatek, zawierających streszczenia istoty pracy naukowej. Zainteresowani streszczeniem Czytelnicy mogliby dodatkowe informacje uzyskać bezpośrednio od Autorów. Taka forma pozwoliłaby na szybsze ukazywanie się prac naukowych, które wobec szczupłej objętości zeszytów „Techniki Lotniczej” nkażują się z okolo rocznym opóźnieniem.

Dalsi dyskutanci inżynierowie: Mosica, Witkowski Stanisław, Lamparski i Soltyk Tadeusz nie poparli stanowiska prof. Brzosi. W rezultacie zebrani złożyli przewodniczącemu zebrania rezolucję w tej sprawie, uchwaloną w „wolnych wnioskach”.

Pozytywnie został oceniony nowowprowadzony dział „Produkcja”, który jednak należy koniecznie rozszerzyć (inż. Soltyk T.), lub nawet rozbić czasopismo „Technikę Lotniczą” na trzy: a) zawierające duże artykuły naukowe i przyczynkowe, b) zawierające artykuły o charakterze dydaktycznym oraz c) artykuły „na gorąco”, bezpośrednio przydatne w praktyce bieżącej podobnie jak istnieją równolegle „Mechanik” i „Przegląd Mechaniczny” (inż. Wyszynski). Istniejące inne czasopisma lotnicze jak: „Skrzydła Polska” oraz „Skrzydła i Motor” (obecnie połączone — przyp. red.) są obliczone na innych Czytelników (sport lotniczy) i nie stanowią pod tym względem zaplecza dla „Techniki Lotniczej”.

Inż. Tadeusz Nowiński — redaktor działu lotniczego „Wydawnictw Komunikacyjnych” wyraził pogląd, iż „Technika Lotnicza” nie może być pogotowiem dla wszystkich potrzeb. Należy w ogóle rozszerzyć zakres

wydawnictw lotniczych i opracować biblioteczki na specjalnym poziomie. Nie wyobraża sobie, aby „Technika Lotnicza” była przydatna dla majstrów. Z zakresu produkcji proponuje poruszać tylko zagadnienia wyjątkowe, zaś „Technikę Lotniczą” pozostawić na dotychczasowym poziomie. Prace przyczynkowe utrzymać na poziomie najwyższym. Inne działy skomprimować.

Również pozytywnie oceniono dział „Pomocę Konstruktorskie”. Kol. inż. St. Witkowski zabierając głos w tej sprawie podkreślił staranne przygotowanie materiału, który jest cenny i pożyteczny; ubolewa nad tym, że zewnętrzna strona okładki ulega w trakcie przesyłki do prenumeratora uszkodzeniu na skutek złego opakowania (lamanie zeszytu). Materiał „Pomocy Konstruktorskiej” jest zbyt cenny, aby ulegać zniszczeniu. Przedstawiciel studentów Politechniki Warszawskiej zrzeszonych w ZMP stwierdza, że studiującym potrzebny jest dział podobny do Pomocy Konstruktorskiej pod względem ujęcia, ale odnoszący się do zagadnień produkcji. Materiał taki stanowiłby uzupełnienie studiów.

Skrajnie sprzeczne poglądy wyrażono na temat działu „Lotnicze Słownictwo Techniczne”. Podezają gdy koledzy inżynierowie: Flach, Nowiński Tadeusz i Wyszynski uważają dział ten za bardzo celowy, pomagający do należytego utrzymania jednoznaczności opracowań polskiego piśmiennictwa lotniczego — innego zdania jest kolega inż. Koźniowski, który uważa sprawę słownictwa za błałą, stwierdza, że szereg państw obcych o znacznie bardziej rozwiniętej technice lotniczej nie przywiązuje do zagadnień słownictwa zbytnej wagi i że na zagadnienie słownictwa oraz polemiki szkoda miejsca. Kol. Koźniowski chciałby, aby zeszyt „Techniki Lotniczej” zawierał od pierwszej do ostatniej strony same „Nowości Techniczne”.

W dalszej dyskusji omówiono działy „Przeglądamy Usprawnienia” oraz „Na półkach księgarskich”. Kolega inż. Osifski uważa, że za dużo miejsca zajmują usprawnienia, zbyt białe, nie ściśle lotnicze. Szkoda na to miejsca. W dziale „Na półkach księgarskich” są podawane recenzje o książkach, które nie interesują lotników, np. o książce „Chłodnictwo”, zaś kolega Wyszynski uważa, że należy ograniczyć wzmianki w dziale „Na półkach księgarskich” do tematyki lotniczej, inne należy sygnalizować tylko przy pomocy tytułów.

Kolega inż. Madeyski wypowiada się w sprawie działu „Przeglądamy Usprawnienia”. Wzmianki w tym dziale są na pozór nie lotnicze, ale technika lotnicza to właśnie frezowanie, wiercenie, tocenie itp. W zbiorach Urzędu Patentowego w ogóle nie ma usprawnień lotniczych. Przedrukowane i przerysowane usprawnienia z „Techniki Lotniczej” wywieszone w jednej z jednostek lotniczych świadczą, iż wybór był trafny. To samo dotyczy wzmianek „Na półkach księgarskich”; nawet zaczeponie „Chłodnictwo” może być wykorzystane np. przy zagadnieniu przechowywania nitów duralowych. Zespoły fabryczne w terenie są zainteresowane w informacjach o książkach potrzebnych bezpośrednio w pracy. Książek ściśle lotniczych nie ma zresztą za wiele.

Kol. Witkowski S.: Jako redaktor wydawnictw Instytutu Lotnictwa uważa za obowiązek podziękować za pracę przy tych działach i ogromny wkład członków Redakcji „Techniki Lotniczej” w redagowaniu pod względem technicznym wydawnictw „Biuletyn Instytutu Lotnictwa” oraz „Przegląd Dokumentacyjny Lotnictwa”.

W odpowiedzi dyskutantom Redaktor Naczelny wyjaśnia: „Technika Lotnicza” podaje konkretny materiał roboczy a nie tylko nowości. Dział słownictwa jest zupełnie uzasadniony, nawet ekonomicznie. W przemyśle sprawa różnorodności nazw powoduje często straty, np. magazynowanie tych samych elementów inaczej nazwanych — nieraz już spowodowało zamieszanie i konkretne straty w złotych. Co do działu „Przeglądamy Usprawnienia” oraz „Na półkach księgarskich” Redaktor chciałby usłyszeć głos ludzi z przemysłu. Redakcji wydaje się, że działy w tej formie jak dotychczas są właśnie nastawione na potrzeby przemysłu. „Notatnik Użytkownika” stanowi forum dla wymiany doświadczeń użytkowników LOTu, wojska i Ligi Lotniczej.

Redaktor Naczelny wzywa kolegów z przemysłu do propagowania „Techniki Lotniczej” i prosi o nawiązanie bezpośredniego kontaktu z Redakcją przez nadsyłanie uwag, listów oraz przez współpracę autorską.

Przewodniczący zebrania podsumował przebieg obrad, stwierdzając, że dyskusja wniosła szereg cennych uwag, które Redakcji dadzą materiał do pracy.

Kol. Kaczyński oświadcza, iż po zapoznaniu się zebranymi z potrzebami i wynikami pracy zespołu redakcyjnego „Techniki Lotniczej” należy wyrazić mu uznanie (oklaski).

Przewodniczący zamknął zebranie o godz. 21, dziękując obecnym za przybycie.

PRZEGŁĄD DOKUMENTACYJNY LOTNICTWA

OPRACOWANY PRZEZ OŚRODEK DOKUMENTACJI I WYDAWNICTW INSTYTUTU LOTNICTWA

DODATEK DO DWUMIESIĘCZNIKA „TECHNIKA LOTNICZA”

ROCZNIK III

WARSZAWA, LIPIEC-SIERPIEŃ 1953

Z E S Z Y T 3

W Przeglądzie Dokumentacyjnym Lotnictwa stosowana jest klasyfikacja dziesiętna.

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

65* 388.9.656.7 C4-3.53
Osiński J.: Aktualne problemy transportu lotniczego. Transport, r. 4, Nr 1, stycz. 52, s. 11; A4, 2 str. — Analiza czynników technicznych i eksploatacyjnych decydujących o obniżeniu kosztów transportu lotniczego. M. Łękowski.

66* 531.8 : 621-5 C4-3.53
Artobolewskij I. I.: Dynamiczny współczynnik nierównomierności biegu maszyny. „Dinamiceskij koeficient nierównomiernosti choda maszyn”. Dokł. Akad. Nauk SSSR, t. 87, Nr 3, list. 52, s. 349; B5, 3,5 str., 2 wykr., 1 poz. bibl. — Zwykle używa się pojęcia współczynnika nierównomierności biegu przy ustalonym reżimie

$$\delta = \frac{\omega_{\max} - \omega_{\min}}{\omega_{\text{śr}}}$$

To pojęcie często nie odpowiada potrzebom praktyki, gdzie chodzi o zachowanie pewnej równomierności cyklu. Dlatego autor wprowadza nowe pojęcie dynamicznego współczynnika nierównomierności

$$\delta = \frac{\delta_{\max} - \delta_{\min}}{\delta_{\text{śr}}}$$

co pozwala na stosowanie mniejszych mas zamachowych. W. Narkiewicz.

67* 533.6.07 C4-3.53
Valensi J., Parigi H., Rebont J.: Określenie pochodnych aerodynamicznych (stateczność boczna) w tunelu aerodynamicznym. „Determination en soufflerie des dérivées aérodynamiques (stabilité latérale)”. C. r. des Séances de l'Académie des Science (Paryż), t. 235, Nr 16, paźdz. 52, s. 865; A4, 1,5 str., 1 rys. — Podana jest metoda zawieszania modelu i sposób pomiaru współczynników aerodynamicznych określających stateczność boczna samolotu przy użyciu wzmacniacza (lampowego), mostka Wheatstone'a i galwanometru. F. Janik.

68* 533.6.08 C4-3.53
Dątwyler G.: Nowe zastosowanie anemometru drucikowego. „Applications nouvelles de l'anémomètre à fil chaud”. C. r. des Séances de l'Acad. des Science, t. 235, Nr 19, list. 52, s. 1401; A4, 2 str., 1 poz. bibl. — Przy pomiarach turbulencji kinetycznej, czyli wahań prędkości powietrza, występują zwykle również wahania temperatur, czyli turbulencja termiczna. Autor podaje wzory na uwzględnienie turbulencji termicznej. F. Janik.

69* 536.24 C4-3.53
Michajew M. A.: Wymiana ciepła przy burzliwym przepływie płynu w rurach. „Tieplotidaczka pri turbulentnom dwizenii zhidkosti w trubach”. Izw. Akad. Nauk SSSR, Otd. techn. Nauk, Nr 10, paźdz. 52, s. 1448; B5, 6,5 str., 3 wykr., 1 tabl., 14 poz. bibl. — Dotychczasowe wzory nie rozróżniały kierunku wymiany ciepła, co powodowało różnice z danymi doświadczalnymi. Opracowano nowe wzory, które dają zgodność z doświadczeniami dla różnego rodzaju płynów i różnego profilu rur. W. Narkiewicz.

70* 539.3:536 C4-3.53
Grigoluk E. I.: W. M. Majziel: Problem temperaturowy teorii sprężystości. „W. M. Majziel. Temperaturaja zadaczia teorii uprugosti”. Sowiet. Kniga, Nr 6, czerw. 52, s. 61; B5, 4,5 str. — Recenzja książki W. M. Majziela o tytule podanym w nagłówku, traktującym o naprężeniach termicznych w ciele izotropowym, przy założeniu ważności prawa Hooke'a. Siedem rozdziałów: 1. Wykład metody autora pozwalającej na otrzymanie nowych wyników teoretycznych, jak również nadającej się do badań doświadczalnych. 2. Zastosowanie metody Majziela do problemów już rozwiązanych. 3. Rozwiązanie szeregu zagadnień płaskich. 4. Wyprowadzenie wzorów na wygięcie cienkiej ścianki pod wpływem działania temperatury. 5. Naprężenia cieplne w wirnikach. 6. Naprężenia w cienkich powłokach osiowo-symetrycznych. 7. Metoda doświadczalna. J. Roliński.

71* 551.594.22:629.135.15 C4-3.53
Bojanowski J.: Wyladowania elektryczne w szybowcowych lotach chmurowych. Techn. lotn., r. 7, Nr 6, list.-grudz. 52, s. 167; A4, 3 str., 6 fot., 4 rys. — Przyczyny powstawania wyladowań elektrycznych na szybowcach w czasie lotów chmurowych oraz sposoby zabezpieczenia przed ich skutkami szybowców i załogi. (a).

72* 620.1:629.13 C4-3.53
Malavard L.: O nowej technice badań doświadczalnych przy zastosowaniu analogii reoelektrycznej. „Sur une nouvelle technique dans le calcul expérimental par analogies rhéoelectriques”. Recherche aéro. (Paryż), Nr 20, marz.-kw. 51, s. 61; A4, 7 str., 1 fot., 4 rys., 8 wykr., 11 poz. bibl. — Opis metody realizowania analogii reoelektrycznej przy użyciu papieru „Télédelto”, posiadającego odpowiednie własności. Autor akcentuje autor ilustruje przykładami wzajemne uzupełnianie się dwóch metod analogii reoelektrycznej: przy użyciu wanny elektrycznej oraz przy użyciu stałego przewodnika o małej przewodności. Opisana jest technika realizacji warunków brzegowych. J. Pindera.

73* 620.1:629.13.014 C4-3.53
Malavard L., Duquenne R.: Studia nad powierzchniami nośnymi przy użyciu metody analogii reoelektrycznej. „Etude des surfaces portantes par analogies rhéoelectriques”. Recherche aéro. (Paryż), Nr 23, wrzes.-paźdz. 51, s. 3; A4, 10 str., 1 fot., 4 rys., 7 wykr., 12 poz. bibl. — Artykuł zawiera podstawy teoretyczne oraz opis techniki laboratoryjnej doświadczalnego badania opływów metoda

analogii reoelektrycznej przy użyciu wanny elektrycznej. Jest podana szczegółowo strona laboratoryjna i przedyskutowane są przykłady zastosowania. J. Pindera.

74* 621.386.1:620.179 C4-3.53
Dudawskij J. Je.: Rentgenowska aparatura o dużej „światłosile” dla analizy strukturalnej. „Swietosilnaja apparatura dla rentgenowsko-wo strukturnowo analiza”. Izw. Akad. Nauk SSSR, Ser. fiz., t. 16, Nr 3, maj-czerw. 52, s. 360; B5, 4 str., 5 rys., 4 poz. bibl. — Krótki opis aparatury do analizy strukturalnej, opracowanej w Laboratorium Rentgenowskim W.N.I.I.O. na podstawie prac B. I. Pinesa. Aparatura składa się z lampy rentgenowskiej o dużej „światłosile”, z regulacji plamki ogniskowej od 0,006 do 4 mm² i urządzeń dla szybkich zdjęć foto. W. Narkiewicz.

75* 621.43.019.862:662.75 C4-3.53
Stacey R. H.: Badanie liczby oktanowej małej objętości paliwa. „Knock rating of small samples”. A.S.T.M. Bull., Nr 180, luty 52, s. 21; A4, 0,5 str. — Normalna próba ASTM Motor wymaga co najmniej 450 ml paliwa, co jest często kosztowne przy laboratoryjnym przyrządzaniu próbek. Krótko opisano metodę pozwalającą na użycie próbek 100 ml. Metoda dla próbek 50 ml jest opisana w „Standards on Petroleum Products and Lubricants”, Appendices VI and VII strona 727 i 736, wydanie September 1951. W. Narkiewicz.

76* 621.43.068 C4-3.53
Keenan J. H.: Własności gazów spalinowych. „Properties of the gases of combustion processes”. Engineering, t. 172, Nr 4468, wrzes. 51, s. 347; Nr 4469, wrzes. 51, s. 375; 36 x 26 cm, 4,5 str., 1 rys., 13 wykr., 29 poz. bibl. — Informacje o najnowszych zdobyczach wiedzy w dziedzinie termodynamicznych własności spalin. Rola analizy widmowej w badaniach termodynamicznych własności gazów. Postęp w badaniach zjawisk molekularnych — gazów przy ciśnieniu zerowym i skończonym. Najnowsze badania zjawiska dławienia. Postęp w badaniach własności termodynamicznych pary wodnej, wodoru, helu i innych gazów. Badania własności różnych spalin (entalpia, entropia, przewodność cieplna, lepkość itp.). J. Roliński.

77* 621.431.75:629.135 C4-3.53
Brodie J.: Rozwój serii silników De Havillanda do lekkich samolotów. „The development of the De Havilland series of engines for light aircraft”. Instn. mech. Engrs. Auto. Div. Proc., 1950-51, cz. II, s. 48; A4, 22 str., 34 fot., 10 rys., 10 wykr. — Omówiono ewolucję silników 4- i 6-cylindrowych szeregowych na przestrzeni ostatnich 25 lat. Jej cechy — to wzrost mocy jednostkowej, zastosowanie pozycji odwróconej, obniżenie ciężaru jednostkowego, zwiększenie niezawodności i przedłużenie okresów międzynaprawczych. Szczególnie trudne jest opanowanie drgań skrętnych wałów wykorbionych. W celu ich częściowego stłumienia oraz uzyskania spokojnej pracy rozrządu, sprężarki oraz akcesoriów, napęd tych elementów powinien znajdować się w przedniej części wału wykorbionego. Sposobem prowadzącym do zmniejszenia drgań jest również zastosowanie sprężki sprężystego między wałem wykorbionym i śmigłem. L. Piechowski.

78* 621.431.75:629.135 C4-3.53
Norton J.: Projekt i rozwój zespołu napędowego do Bristol Brabazona, złożonego z dwu silników Centaurus. „The design and development of the twin Centaurus power plant for the Bristol „Brabazon””. Instn. mech. Engrs. Proc., t. 164, Nr 3, 1951, s. 281; A4, 16 str., 17 fot., 21 rys., 1 wykr., 1 tabl. — Samolot Bristol Brabazon posiada 8 silników zgrupowanych parami umieszczonych w skrzydłach i napędzających 4 pary przeciwbieżnych śmigieł. Autor uzasadnia przyjęty układ i opisuje konstrukcję podwójnego reduktora napędów głównych i pomocniczych, system sterowania śmigieł oraz stanowisko do prób dotyczących m. in. wykrywania i gaszenia pożaru. L. Piechowski.

79* 621.431.75:629.135 C4-3.53
Slatter B. H.: Silniki Mamba w samolocie Apollo. „The Mamba engines in the Apollo aircraft”. Trans. Amer. Soc. Mech. Engrs., t. 74, Nr 2, luty 52, s. 247; A4, 3,5 str., 5 fot., 1 rys., 1 wykr., 1 poz. bibl. — Przystosowanie do płatowca silnika nowego typu wiąże się z licznymi trudnościami nawet, gdy uzyskano całkowicie zadowalające wyniki przy próbach z silnikiem na hamowni. Najważniejszym problemem jest regulacja współpracy zespołu turbina—śmigło; w zespole omawianym jest ona całkowicie zautomatyzowana. Istnieje tu również urządzenie pozwalające na samoczynne i natychmiastowe zastępowanie śmigła w chorągiewkę, w przypadku defektu silnika. Omówiono dalej rozruch silnika na ziemi i w locie, wentylację przestrzeni silnikowej i porównano osiągi silnika na hamowni i w locie. L. Piechowski.

80* 621.438 C4-3.53
Martinuzzi P. F.: Wielostopniowe turbiny promieniowe. „Multistage radial turbines”. Trans. Amer. Soc. Mech. Engrs., t. 74, Nr 5, lip. 52, s. 663; A4, 10 str., 8 rys. — Spośród różnych możliwości zastosowań omówiono układ dla gazów spalinowych jako czynnika roboczego. Najwłaściwsza jest turbina o przepływie odśrodkowym, przy czym łopatkę wirników wszystkich stopni umocowane są na wspólnej tarczy. Podano przykład sprężarki promieniowej z wirującym dyfuzorem o przepływie odśrodkowym. L. Piechowski.

81* 621.438-574.9 C4-3.53
Nabojowy rozrusznik dla turbin „A cartridge starter for turbines”. Aeroplane, t. 81, Nr 2109, grud. 51, s. 793; A4, 1,5 str., 1 fot., 1 rys., 2 wykr. — Zwięzły opis rozrusznika dla turbin lotniczych, oznaczającego się małym ciężarem i dużą zdolnością uruchamiania w warunkach polowych. Jest nim mała turbinka napędzana gazami powstającymi ze spalania naboju wybuchowego, wystarczających na trzykrotny rozruch silnika bez uzupełniania ładunków. J. Wolf.

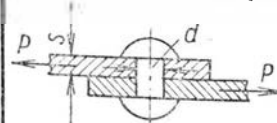
- 82* 621.438:620.178.3 C4-3.53
Bentele M., Lowthian C. S.: **Badania uderzeń cieplnych w materiałach dla turbin spalinowych.** „Thermal shock tests on gas turbine materials“. *Aircr. Engng.*, t. 24, Nr 276, luty 52, s. 32; A4, 6,5 str., 3 fot., 2 str., 15 wykr., 5 tabl., 12 poz. bibl. — Ogólne studium teoretyczne głównych czynników i warunków wpływających na zachowanie się materiału pod wpływem „uderzeń“ cieplnych. Krytyczny przegląd opublikowanych metod badawczych i ich teoretyczna podbudowa. Na zakończenie autor proponuje dwie postacie prób na uderzenia cieplne. J. Roliński.
- 83* 621.45:621.43.06 C4-3.53
Rappeneau J.: **Pomiar sprawności komór spalania silnika turbo-odrzutowego przez określenie ilości dwutlenku węgla zawartego w gazach wylotowych.** „Mesure du rendement des chambres de combustion de turbo-réacteur, par dosage de l'anhydride carbonique contenu dans les gaz d'échappement“. *Recherche aéro.* (Paryż), Nr 21, maj-czerw. 51, s. 19; A4, 5 str., 2 rys., 4 wykr., 1 tabl., 2 poz. bibl. — Pomiar sprawności komór spalania przeprowadzony przy pomocy analizatora spalin — ONERA typ 80 — działającego na zasadzie pochłaniania promieni podczerwonych bez rozkładu widmowego, co daje wyniki o błędach względnych mniejszych od 1%. Sprawność określana jest stosunkiem koncentracji CO₂ rzeczywistej znajdującego się w spalinach do CO₂ całkowitego — to jest ilości, która powinna się znajdować, gdyby spalanie było idealne. J. Żaboklicki.
- 84 621.45.01:621.515 C4-3.53
Goworow A.: **Teoria silników odrzutowych.** „Teorija rieaktywnych dwigatielej“. *Wiestn. wozd. Flota*, r. 34, Nr 3, marz. 52, s. 54; B5, 8 str., 3 rys., 3 wykr. — schemat i zasada działania sprężarki odśrodkowej; elementarne przy pomocy równań zachowania energii i Bernoulliego przedstawiony bilans procesów termodynamicznych z interpretacją graficzną oraz wyjaśnienie pojęcia sprawności efektywnej i adiabatycznej. W tekście podano orientacyjne charakterystyczne dla zagadnienia wartości liczbowe oraz wyprowadzono wzór na temperaturę zahamowanej strugi. M. Łekowski.
- 85* 621.45.001.5 C4-3.53
Wilkinson P. H.: **Doświadczalny silnik odrzutowy Phoebus firmy Bristol.** „Bristol Phoebus research engine“. *Aviat. Age (U.S.A.)*, t. 17, Nr 6, czerw. 52, s. 38; 28 x 28 cm, 1,5 str., 4 fot. — Krótki opis silnika doświadczalnego Phoebus, który jest praktycznie identyczny z silnikiem śmigłowym Proteus, bez przekładni redukcyjnej. Silnik ten pozwolił w szybkim tempie przeprowadzić badania sprężarki, komór spalania i turbiny dla późniejszego silnika Proteus. W. Narkiewicz.
- 86* 621.833.6 C4-3.53
Sicklesteel D.: **Projektowanie i produkcja kół planetarnych dla przekładni automatycznych.** „Design and production of planetary gears for automatic transmissions“. *SAE J.*, t. 59, Nr 7, lip. 51, s. 31; A4, 3 str., 1 rys., 2 wykr. — W części pierwszej artykuł omawia zasady wyboru typu przekładni oraz przebieg prac przy projektowaniu. Część druga jest opisem produkcji. J. Roliński.
- 87* 621.833.62 C4-3.53
Szybkobieżne przekładnie epicykloidalne Allen-Stoeckicht. „Allen-Stoeckicht high-speed epicyclic gearing“. *Engineering*, t. 171, Nr 4436, luty 51, s. 117; 36 x 26 cm, 2 str., 3 fot., 4 rys. — Wprowadzając podział przekładni na „planetarne, słoneczne i gwiazdowe“ autor omawia podstawowe zagadnienia konstrukcyjne każdej z nich. Stwierdza m. in., że dla uzyskania równomiernego obciążenia poszczególnych kół zębatach, koło słoneczne lub pierścień zębata winny być osadzone wahlwie. L. Piechowski.
- 88* 621.85.052 C4-3.53
Cooke B.: **Złącza rur dla hydraulicznego przeniesienia mocy.** „Pipe joints for hydraulic power transmission“. *Instn. mech. Engrs. Proc.*, t. 164, Nr 3, 1951, s. 308; A4, 15 str., 3 fot., 25 rys., 2 tabl., 3 poz. bibl. — Podano w sposób opisowy wyniki prób kilkunastu standardowych oraz kilku eksperymentalnych złączy. Mierzono przecieki złączy poddanych działaniu pulsującego ciśnienia, względnie drgań. Dyskusja zawiera wypowiedzi na temat konstrukcji złączy, metod badania ich oraz stosowanych materiałów uszczelniających. J. Wolf.
- 89* 629.13.002.5 C4-3.53
Sołtyk T.: **Oprządkowanie lotnicze i nielotnicze.** *Techn. Lotn.*, r. 7, Nr 6, list.-grud. 52, s. 154; A4, 3,5 str., 2 fot., 7 rys. — Trudności pracowników przybyłych z innych przemysłów wskutek różnic przy fabrykacji części lotniczych w porównaniu z wyrobem zwykłych części mechanicznych. Autor wskazuje na inne zadanie, jakie ma do spełnienia oprządkowanie lotnicze, inne kryteria sztywności, inne odniesienie do tolerancji. Trzy sposoby ustalania kształtu przyrządów: przez rozwijanie się ich z podstawowych szablonów głównych przekrojów, przez roztrasowanie wszystkiego w naturalnej skali na płycie traserskiej i wreszcie przez dopasowanie do części rozebranego pierwowzoru, zrobionego bez przyrządów. (a)
- 90* 629.13.014.3 C4-3.53
Bielajew W. N., Jucharin W. I.: **Zagadnienia konstrukcji skrzydeł szybkich samolotów.** *Techn. Lotn.*, s. 7, Nr 6 list.-grud. 52, s. 157; A4, 9,5 str., 1 fot., 13 poz. bibl. — Praca tłumaczona z czasopisma „Technika Wozdusznawstwa Floty“ (Nr 12, 1946 r.), omawia podstawowe zagadnienia przy projektowaniu skrzydeł szybkich samolotów. Krótko omówione konstrukcje stosowane w latach 1944—1946. Wyimaga stawiane tego rodzaju konstrukcjom, typowe rozwiązania konstrukcyjne, zagadnienia wytrzymałościowe i optymalne warunki rozwiązania konstrukcyjnego. Szczegółowo omówiona jest kwestia odkształceń i zachowania kształtu profilu. Tłumaczył mgr inż. St. Lassota. (t.)
- 91* 629.13.05 C4-3.53
Głębiński K.: **Niektóre zagadnienia dotyczące lotniczych przyrządów żyroskopowych.** *Prz. Mech.*, r. 11, Nr 11, list. 52, s. 448; A4, 2,5 str., 3 fot., 4 rys. — Artykuł zawiera schematy skrotomierza, sztucznego horyzontu i wskaźnika kursu oraz opis łożysk tych przyrządów i wyważania przyrządu. Ponieważ D.W.L. akceptowało nazwę „giroskop“ zamiast „żyroskop“ — więc należy na przyszłość używać raczej nazwy oryginalnej. F. Janik.
- 92* 629.135:629.13.06 C4-3.53
Laxague J.: **Wskaźnik środka ciężkości samolotów stojących na ziemi.** „Indicateur du centre de gravité des avions au sol“. *Recherche aéro.*, Nr 29, wrzes.-czerw. 52, s. 59; A4, 3 str., 1 fot., 2 rys., 2 wykr., 3 poz. bibl. — Uzasadnienie teoretyczne pracy wskaźnika. Opis techniczny i schemat elektryczny. Wyznaczanie środka ciężkości (rzutu jego na oś poziomą) przy pomocy wskaźnika jest bardzo proste i zaoszczędza dużo czasu. B. Kitzman.
- 93* 629.135-52 C4-3.53
Joy C. F.: **Serwo-sterowanie samolotem.** „Power controls for aircraft“. *J. Royal Aeronaut. Soc.*, t. 56, Nr 493, stycz. 52, s. 7; B5, 17 str., 11 rys., 3 wykr., 1 tabl., 11 poz. bibl. — Interesujące porównanie różnych systemów serwo-sterowania pod względem ciężaru, sprawności w działaniu i opłacalności. Omówienie zasadniczych cech poszczególnych systemów (hydraulicznych, elektrycznych itd.) poparte schematem działania. Doblowanie urządzeń ze względów bezpieczeństwa. Zastosowanie pilota automatycznego w serwo-sterowaniu. Sposoby regulowania sił proporcjonalnych do kwadratu prędkości na drążkach, wolantach i pedałach w celu zapewnienia pilotowi „wyczucia sterów“. B. Kitzman.
- 94* 629.135.001.512 C4-3.53
Degen A.: **Model silnikowy Jubi.** „Motormodell Jubi“. *Aero-Rev. Suisse*, r. 27, Nr 2, luty 52, s. 82; A4, 1 str., 1 rys. — Ogólne wiadomości o modelu i tabelka jego danych. Rady konstruktora odnośnie budowy poszczególnych zespołów modelu oraz wypróbowania w locie. B. Kitzman.
- 95* 629.135.002 C4-3.53
Hollyhock W. S.: **Pewne aspekty konstrukcji i wytwarzania samolotu przy niezbyt dużej produkcji.** „Somme aspects of aircraft design and manufacture for limited production“. *J. Royal Aeronaut. Soc.*, t. 56, Nr 493, s. 25; B5, 8 str., 3 rys. — Produkcja niezbyt dużych serii może być wydajna i zyskowna. Te i inne jej zalety udało się wykorzystać pod warunkiem pomocy ze strony konstruktora. Artykuł jest zbiorem rad dla konstruktora w zakresie właściwego doboru materiału, wyboru sposobu łączenia elementów oraz dostosowania konstrukcji do możliwości i opłacalności produkcji. Autor ujął temat interesująco, podał wiele konkretnych przykładów. B. Kitzman.
- 96* 629.135.4:534.12 C4-3.53
Saravanos B.: **Drgania własne śmigłowca na ziemi.** „The helicopter in free ground vibration“. *Aircr. Engng.*, t. 24, Nr 286, grud. 52, s. 356; A4, 4,5 str., 2 rys., 1 wykr., 2 tabl., 1 poz. bibl. — Obliczenie teoretyczne częstości drgań własnych płaty wirnika nośnego i masy sprowadzonej — dla śmigłowca stojącego na trójkątowym podwoziu na ziemi. Osie kół prostopadłe do płaszczyzny symetrii oparte na sprężynach zastępujących podatność opon i amortyzatorów. Z częstości drgań własnych i masy sprowadzonej obliczono sztywność podparcia płaty, potrzebną w analizie samowzbudnych drgań na ziemi — przegubowych łopatek wirnika śmigłowca. B. Żurkowski.
- 97* 629.135.4-23 C4-3.53
Harriman T.: **Przekładnie śmigłowcowe. Porównanie ciężaru i kosztu.** „Helicopter transmissions — weight vs. cost“. *Aero. Engng. Rev.*, t. 11, Nr 8, sierp. 52, s. 33; A4, 2,5 str., 2 tabl., 2 poz. bibl. — Szczegółowa analiza amortyzacji kosztu ciężaru przekładni. Na podstawie szczegółowej analizy procentowych składników ciężaru i kosztu typowej przekładni lekkiej i drogiej oraz cięższej i tańszej. dochodzi autor do wniosku opłacalności lekkiej i drogiej konstrukcji. W. Narkiewicz.
- 98* 629.135.52 C4-3.53
Brennan M. J.: **Łódź latająca „Princess“ firmy Saunders-Roe.** „The Saunders-Roe Princess flying boat“. *Aircr. Engng.*, t. 24, Nr 284, paźdz. 52, s. 300; A4, 18 str., 12 fot., 37 rys., 3 wykr. — Szczegółowa konstrukcja najnowszej łodzi latającej „Princess“, przeznaczony dla międzykontynentalnej komunikacji pasażerskiej. Samolot wyposażony jest w dziesięć śmigłowców i silników turbinowych Bristol „Proteus“, umieszczonych po pięć na każdym skrzydle, przy czym cztery wewnętrzne są parami sprzężone i napędzają współosiowo śmigła przeciwbieżnie. W treści artykułu omówiono: rozmieszczenie kabin załogi i dwupokładowej pasażerskiej, zabudowę zespołów napędowych (z osłonami mogącymi służyć za pomost dla obsługi), serwo-sterownice, tworzące dwa niezależne od siebie układy, klimatyzację i kabinę ciśnieniową, instalację paliwową (z integralnymi zbiornikami), olejową, elektryczną (prądu stałego 120 V i 24 V), hydrauliczną podnoszącą pływaków na końcach skrzydeł, przeciwpożarową oraz osuszającą kadłuba, podwozie naziemne oraz konstrukcję łodzi, skrzydła i usterzenia. S. Madeyski.
- 99* 629.138.4 C4-3.53
Leines E. W.: **Stan rozwoju samolotów komunikacyjnych.** „Der Entwicklungsstand der Verkehrsflugzeuge“. *VDI Z.*, t. 94, Nr 1, stycz. 52, s. 7; A4, 7,5 str., 6 fot., 6 rys., 3 wykr. — Konieczność regulacji ciśnienia w kabinie, dane liczbowe z zakresu regulacji. Nowoczesne procesy klejenia ułatwiają budowę szczelnych kabin. Umieszczenie zbiorników w skrzydle, przykłady poparte danymi liczbowymi. Systemy zabudowania silników w skrzydle. Typowe plany lotów w ruchu pasażerskim 1952/53 r. Przypuszczalne osiągi i cechy odrzutowych samolotów komunikacyjnych w latach 1952-57. B. Kitzman.
- 100* 629.138.5.04 C4-3.53
Wypożyczenie wnętrza samolotu komunikacyjnego. „Airliner interior equipment“. *Flight*, t. 61, Nr 2260, maj 52, s. 610; A4, 2,5 str., 5 fot. — Wnętrze umożliwiająca różne zastosowania samolotów. Wytrzymałość i konstrukcja foteli. Obicie kabiny. Konstrukcja okien i zamocowanie szyb. Klimatyzacja powietrza w kabinie. Oświetlenie. Kuchnia, umywalnie itp. Drobne urządzenia dodatkowe. B. Kitzman.
- 101* 629.139 C4-3.53
Osłowski J.: **Porty lotnicze.** *Transport*, r. 4, Nr 2, luty 52, okładka; A4, 1 str., 2 rys. — Problem portów lotniczych (podział na kategorie i niektóre przepisy ICAO). M. Łekowski.
- 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 183) — CIDNT przyjmuje prenumeratę kart dokumentacyjnych, która może obejmować zarówno całą dokumentację naukowo-techniczną, jak i oddzielne jej działy lub poszczególne zagadnienia i tematy techniczne. Cena karty dokumentacyjnej wynosi w prenumeracie 20 groszy.
- CIDNT wykonuje (za zwrotem kosztów) fotokopie i mikrofilmy publikacji objętych zarówno Przeglądem Dokumentacyjnym, jak i kartami dokumentacyjnymi.
- Skład Redakcji Wydawnictw Instytutu Lotnictwa:
Redaktor Naczelny — mgr inż. Stanisław Witkowski.
Redaktor Przeglądu Dokumentacyjnego Lotnictwa — Stanisław Rudka.

F. WYTRZYMAŁOŚĆ POŁĄCZEŃ NITOWYCH

XXV. Naprężenia ścinające nity

d_{nita} mm	dural R_t kG/mm ²	st. 0015 R_t kG/mm ²	st. 24.1.30 R_t kG/mm ²
2-4	22	24	50
5-6	20	32	
7-8	18	30	

XXVI. Naciski powierzchniowe (zgniot) blach w otworach



dural	$R_t = 36$ kG/mm ²	$R_n = 60$ kG/mm ²
superdural	42	70
stal 0020	40	70
stal 24.1.30		
i 267.1.30	100	150

XXVII. Obciążenia połączeń nitowych

Nit d mm	Przekrój nita f mm ²	Materiał nitów	Nity raz cięte P _{tk} kG	Materiał blach	Siły nacisku na blachy w otworach P _n kG przy grubości blach „s”:																	
					0,3	0,4	0,5	0,6	0,8	1,0	1,2	1,5	1,8	2,0	2,5	3	3,5	4	4,5	5	5,5	6
2	3,14	dural	70	dural	35	45	60	70														
		0015	105	0020	40	55	70	85														
		24.1.30	155	24.1.30	90	120	150	180														
2,3	4,15	dural	90	dural	40	55	70	80														
		0015	140	0020	45	65	80	95	125													
		24.1.30	205	24.1.30	100	135	170	205	275	345												
2,6	5,31	dural	115	dural	45	60	75	90	125	155												
		0015	180	0020	55	70	90	110	145	180												
		24.1.30	265	24.1.30	115	155	195	235	310	390												
3	7,07	dural	155	dural	50	70	90	105	145	180	215	270										
		0015	240	0020	60	85	105	125	165	210	250	315										
		24.1.30	355	24.1.30	135	180	225	270	360	450	540	675										
3,5	9,62	dural	210	dural	60	85	105	125	165	210	250	315	375	420	525							
		0015	325	0020	70	95	120	145	195	245	295	365	440	490	610							
		24.1.30	480	24.1.30	155	210	260	315	420	525	630	785	945	1050	1310							
4	12,57	dural	275	dural		95	120	145	190	240	285	360	430	480	600	720	840	960	1080			
		0015	425	0020		110	140	165	225	280	335	420	505	560	700	840	980	1120	1260			
		24.1.30	625	24.1.30		240	300	360	480	600	720	900	1080	1200	1500	1800	2100	2400	2700			
5	19,61	dural	390	dural			150	180	240	300	360	450	540	600	750	900	1050	1200	1350	1500	1650	
		0015	625	0020					280	355	420	525	630	700	875	1050	1225	1400	1575	1750	1925	
		24.1.30	980	24.1.30					600	750	900	1125	1350	1500	1875	2250	2625	3000	3375	3750	4125	
6	28,27	dural	565	dural						360	430	540	645	720	900	1080	1260	1440	1620	1800	1980	2160
		0015	905	0020							505	630	755	840	1050	1260	1470	1680	1890	2100	2310	2520
		24.1.30	1415	24.1.30							1080	1350	1620	1800	2250	2700	3150	3600	4050	4500	4950	5400
7	38,48	dural	690	dural								620	755	840	1050	1260	1470	1680	1890	2100	2310	2520
		0015	1155	0020									880	980	1225	1470	1715	1960	2205	2450	2695	2940
		dural	905	dural									865	960	1200	1440	1680	1920	2160	2400	2640	2880
8	50,27	0015	1505	0020											1120	1400	1680	1960	2240	2520	2800	3080
																						3360

XXVIII. Siły odrywające łby nitów P_r, kG

d_{nita} mm	Materiał nitów							
	2,6	3	3,5	4	5	6	7	8
dural	95	125	170	225	350	510	690	900
0015	100	140	190	250	390	565	770	1000
24.1.30	160	210	285	375	585	850	—	—

XXIX. Spadek wytrzymałości nitów na ścinanie ze wzrostem średnicy nita. Nity duralowe

d_{mm}	2	2,6	3	3,5	4	4,5	5	6	7	8	9	10
R_t kG/mm ²	25,5	23,5	22,6	21,8	21,4	20,9	20,6	19,9	19,3	18,9	18,5	18,2

XXX. Minimalne grubości blach duralowych: nacisk w otworze

$R_n = 60$ kG/mm²; wytrzymałość nita na ścinanie — zmienna

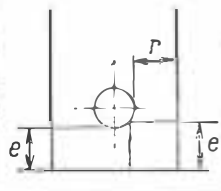
b_{nita} mm	2	2,6	3	4	5	6	8
s bl. min. mm	0,67	0,79	0,90	1,12	1,35	1,56	1,98

XXXI. Wytrzymałość blachy na docisk w otworze, w zależności od grubości; blacha — superdural $R_t = 42$ kG/mm²

s_{bl} mm	0,2	0,3	0,4	0,5	1,0	1,1	1,5	2	2,5	3	3,5	4
R_n kG/mm ²	63	70	77	83	120	122	120	118	115	113	110	107

XXXII. Wytrzymałość na docisk w zależności od odległości od brzegu „e” — dla duralu (w kierunku działania siły)

e	0,5 d	1,0 d	1,5 d	2,0 d	2,5 d	3,0 d
R_n kG/mm ²	42	69	90	107	120	120



XXXIII. Wytrzymałość blachy na docisk w otworze w zależności od bocznej odległości „r”: materiał blach — dural; e=2,5d=const.

r = x · d	0,5 d	0,75 d	1,0 d	1,5 d	2,0 d	2,5 d	3,0 d	3,5 d
R_n kG/mm ²	42,2	62,4	82,0	103,5	110,0	109,4	104,4	101,3

XXXIV. Ścinanie blachy do brzegu e e' = e + 0,25 d i przy mniej szych e < 2d jest równe średnio $R_t = 27$ kG/mm² (dla duralu)

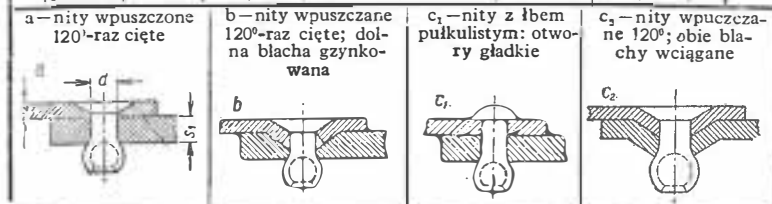
XXXV. Zerwanie blachy poprzeczne w przekroju otworu nita następuje przy r < 1,5 d i jest równe $R_t = 42$ kG/mm² (dla duralu)

XXXVI. Nity wybuchowe: wytrzymałość połączeń dla nitów blach duralowych a — nity wpuszczane 120° — raz cięte; blachy $s_2 = 0,6-0,8-1-1,2-1,5-1,8-2$

d_{nita} mm	2,6	3	4	5	6
$P_{tnąca}$ kG	72	95	170	266	382
s_1	s_2	Siła niszcząca nacisku w otworze P _n kG			
0,3	0,6—2,0	12	14	18	23
0,4	0,6—2,0	19	22	30	37
0,5	0,6—2,0	30	35	46	58
0,6	0,6—2,0	41	47	62	78
0,8		51/0,6	80/0,8	106/1—1,2	132/1,5
1		59/0,6	90/0,8	150/1	225/1,5
1,2		59/0,6	90/0,8	150/1	224/1,2
1,5—3,0		59/0,6	90/0,8	150/1	224/1,2

$P_{tnąca}$ kG	58	78	138	216	310
s_1	s_2	Siła niszcząca nacisku w otworze P _n kG			
0,3	0,3	13	15	19	24
0,4	0,3—0,4	16—21	18—24	24—32	30—40
0,5	0,3—0,5	20—33	23—38	31—51	38—64
0,6	0,3—0,6	23—45	26—52	35—69	44—87
0,8	0,3—0,8	30—50/do 95	34—68/do 0,6	46—122	57—152
1,0—3,0		46/0,4	66/0,5	106/0,6	176/0,8

$P_{tnąca}$ kG	80	106	188	295	420
s_1	s_2	Siła niszcząca nacisku w otworze P _n kG			
0,3	0,3	13	15	20	25
0,4	0,3—0,4	17—21	20—26	26—35	33—44
0,5	0,3—0,5	22—36	25—42	34—56	42—70
0,6	0,3—0,6	26—51	30—59	40—79	49—99
0,8	0,3—0,8	34—67/do 0,6	38—103	53—138	65—172
1,0—3,0		65/0,5	90/0,6	160/0,8	250/1,0



XXXVII. Wytrzymałość nitów rurkowych na ścinanie/miejscowa utrata stateczności ścianki nita/łączenie metalu z metalem

Typ połączenia	Nit d mm	Blacha s mm	Materiał blachy	Niszczące naprężenia ścinające τ kG/mm ² przy liczbie nitów					
				1	2	3	4	5	6
	12—10	1,5	dural	18,8	15,9	16	16	16	16
			0015	25	22,8	22,8	22,8	22,8	22,8
		3,0	dural	19,8	17,4	17,4	17,3	17,4	17,5
			0015	29,5	26,9	26,8	26,8	26,8	26,8
	10—8	1,5	dural	21,7	19,3	19,3	19,4	19,5	19,4
			0015	31,8	29,5	29,5	29,7	29,6	29,7
		3,0	dural	22,7	20,8	20,6	20,7	20,7	20,7
			0015	31,8	29,4	29,4	29,4	29,4	29,4
	8—6	3,0	dural	24,3	22	22	22	22	22
			0015	35,4	32,3	32,2	32,3	32,3	32,3
	12—10	1,5	0015	22,8	—	—	—	—	—
		3,0	0015	26,5	—	—	—	—	—
	10—8	1,5	0015	23,2	—	—	—	—	—
		3,0	0015	30,2	—	—	—	—	—
	12—10	1,5	0015	21,0	—	—	—	—	—
		3,0	0015	24,6	—	—	—	—	—
	10—8	1,5	0015	23,3	—	—	—	—	—
		3,0	0015	29,0	—	—	—	—	—
	12—10	—	dural	18,7	17,2	17,2	17,2	17,2	17,2
			0015	28,4	26,5	26,5	26,5	26,5	26,5
	10—8	—	dural	21	19,5	19,5	19,5	19,5	19,5
			0015	31,8	29,2	29,2	29,2	29,2	29,2
	8—6	—	dural	24	22	22	22	22	22
			0015	35,4	33,7	33,7	33,7	33,7	33,7
	12—10	—	dural	19,5	18,4	18	18	—	—
			0015	30	27,5	27,5	27,5	—	—
	10—8	—	dural	21,1	20,2	20	20	20	20
			0015	33,8	30	30	30	30	30
	8—6	—	dural	23,8	22,6	22,2	22	22	22
			0015	37,3	32,9	32,9	32,9	32,9	32,9

XXXVIII. Wykreślne wyznaczenie obciążeń nitów rurkowych: łączenie metalu z drewnem.

