

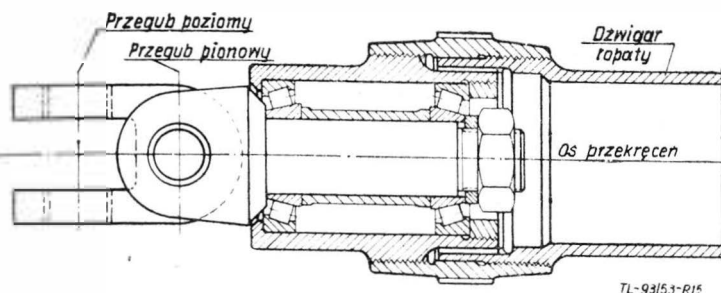
41. Głowica wirnika

Znaczenie pojęcia: podzespół piasty wirnika, do którego mocuje się łopaty wirnika.

- (ang.) — Rotor head
(fr.) — Tête de rotor
(niem.) — Rotorkopf
(ros.) — Головка ротора

42. Przegub poziomy (łopaty)

Znaczenie pojęcia: zamocowanie łopaty, umożliwiające wahania łopaty w płaszczyźnie przechodzącej przez oś wału wirnika i oś podłużną łopaty. (Rys. 9 i 15).

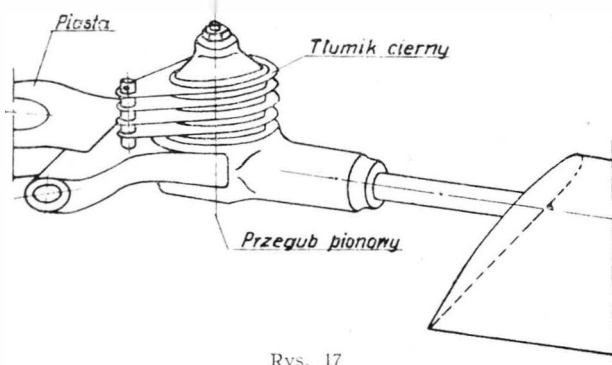


Rys. 15

- (ang.) — Flapping hinge
(fr.) — Charnière de battement vertical
Charnière de la levée
(niem.) — Schlaggelenk
(ros.) — Горизонтальный шарнир Г. III.

43. Przegub pionowy (łopaty)

Znaczenie pojęcia: zamocowanie łopaty, które umożliwia wahania łopaty w płaszczyźnie jej obrotu od położenia ściśle promieniowego. (Rys. 10 i 17).



Rys. 17

- (ang.) — Drag hinge. Alpha hinge
(fr.) — Charnière de trainée
Charnière de battement horizontal
(niem.) — Schwenkgelenk
(ros.) — Вертикальный шарнир В. III.

44. Oś przekreślen (łopaty)

Znaczenie pojęcia: geometryczna oś ułożyskowania łopaty, która umożliwia stałą i okresową zmianę jej kąta nastawienia. (Rys. 15).

- (ang.) — Feathering hinge
(fr.) — Articulation d'entrainement
(niem.) — Verstellachse
(ros.) — Осевой шарнир О. III.

45. Łopata wirnika

(wyraz przestarzały: śmiga)

Znaczenie pojęcia: specjalna powierzchnia, której przekroje prostopadłe do osi podłużnej stanowią profile lotnicze, dająca siłę nośną podczas jej obrotu względem odpowiedniej osi.

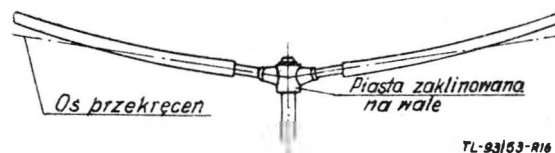
- (ang.) — Rotor blade
(fr.) — Pale du rotor

- (niem.) — Rotor-blatt
Drehflügel
(ros.) — Лопасть ротора

46. Łopata utwardzona

(wyraz niewłaściwy: łopata sztywna)

Znaczenie pojęcia: łopata wirnika połączona z piastą tak, że



TL-93/53-R16

Rys. 16

może zmieniać jedynie kąt nastawienia (obróć względem osi przekreślen). (Rys. 16).

- (ang.) — Rigidly-mounted blade
(fr.) — Pale rigidement encastrée
(niem.) — starr eingespanntes Blatt
(ros.) — Жёстко заделанная лопасть

47. Łopata przegubowa

Znaczenie pojęcia: łopata wirnika połączona z piastą za pomocą dwu lub więcej przegubów czy osi. (Rys. 10 i 15).

- (ang.) — Articulated blade
(fr.) — Pale articulée
(niem.) — gelenkig angeschlossenenes Blatt
kardanisch angelenktes Blatt
(ros.) — Шарнирно подвешенная лопасть

48. Tłumik łopaty

(wyraz niewłaściwy: amortyzator łopaty)

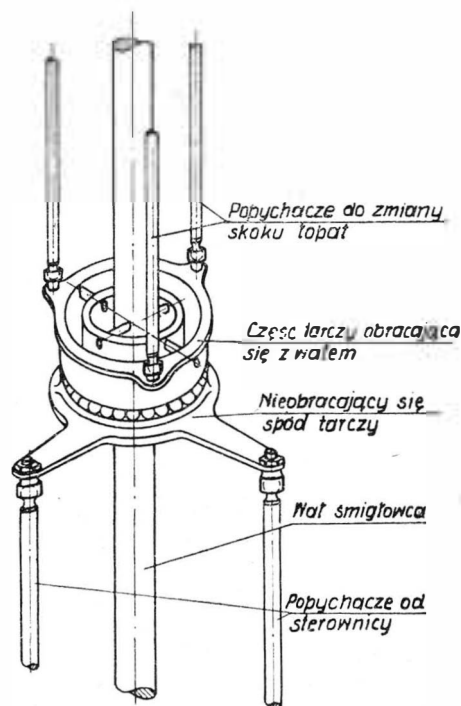
Znaczenie pojęcia: urządzenie dla tłumienia wahań poziomych łopaty (względem przegubu pionowego). (Rys. 17).

- (ang.) — Blade damper
(fr.) — Amortisseur de pale
Amortisseur de trainée de pale
(niem.) — Dämpfungsvorrichtung des Blattes
(ros.) — Демпфер лопасти

49. Tarcza sterująca

Płyta sterowania okresowego

(wyraz niewłaściwy: automat przechylen)



TL-93/53-R18

Rys. 18

Znaczenie pojęcia: płaszczyzna osadzona kardanowo na wale obracającym się razem z nim, służąca dla okresowego przekreś-

POMOCE KONSTRUKTORSKIE TECHNIKI LOTNICZEJ STALE STOSOWANE W KONSTRUKCJACH LOTNICZYCH

Cz. II

Podane w tej części stale stopowe do ulepszenia cieplnego, stal typowa do azotowania i stale na łożyska toczne nie wyczerpują asortymentu stali, które Technika Lotnicza pragnie udostępnić konstruktorom lotniczym. Ilość miejsca przeznaczona na stale lotnicze jest za mała na to, by zmieścić wszystkie te gatunki, które mają zastosowanie w lotnictwie. Z tego powodu umieszczono łącznie w cz. I i II tylko część z bogatego asortymentu stali uwzględnionych w najnowszych normach PKN — po uzgodnieniu ich z normami GOST. Czy podany w Technice Lotniczej wykaz zaspokoi potrzeby konstruktora lotniczego?

Technika Lotnicza chce umożliwić wymianę uwag między Czytelnikami a Redakcją, oraz dążąc do uzupełnienia braków z I i II części, przesuwa wydanie cz. III ze względów technicznych na jeden z dalszych numerów.

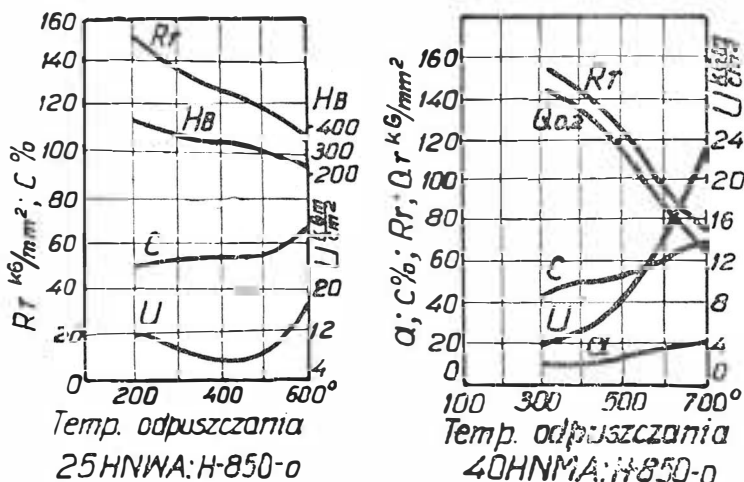
Część III kończąca wykaz stali lotniczych, poda poza uzupełnieniem stali do cz. I i II, stale nierdzewne, zaworowe, i żaroodporne, kwasoodporne, odporne na wodę morską, narzędziowe, szybkołnące i ew. stępy i stopy pracujące pod obciążeniem w wysokich temperaturach.

Wskaźnik obrabialności

Rubryka „obrabialność” umieszczona w tabeli bezpośrednio za właściwościami mechanicznymi zawiera pewne wskaźniki, których znaczenie podano poniżej.

Jako podstawę charakteryzującą obrabialność metali skrawaniem przy toczeniu podłużnym i czołowym przyjęto szybkość skrawania v w m/min. Przy ściśle określonych warunkach skrawania nożami ze stali szybkołnącej przyjęto dla stali chromoniklowej 37iN3A w stanie wyżarzonym o wytrzymałości doraźnej na rozciąganie $R = 70 - 80$ kg/mm² wskaźnik obrabialności = 1,0 oraz dla stali autenitalowej o składzie chemicznym: C=0,08-0,16%, Mn=0,6-0,9%, Mn=0,6-0,9%, Si=0,15-0,35%, S=0,08-0,20% i P=0,08-0,15%; normalizowanej, przyjęto wskaźnik obrabialności za 100%.

Zamieszczone w tabeli wskaźniki pozwalają na zorientowanie się, czy rozpatrywana stal ma obrabialność wyższą, lub niższą od podanych wzorców i to w stopniu określonym wskaźnikiem. Np. cyfra wyższa od 1,0 obrabialność lepszą, niższa — gorszą.



Wskaźniki umieszczone w odpowiednich przedziałach odnoszą się do stali, której stan cieplny, wytrzymałość doraźna na rozciąganie R i twardość Brinella H są wykazane w tej samej rubryce poziomej. Do danie przed wskaźnikiem obrabialności liter: N — oznacza, że wskaźnik odpowiada stali w stanie normalizowanym; Z — w stanie wyżarzonym itp.

Poza tym w pewnych dość rzadkich wypadkach przyjęto 5-stopniowy sposób oznaczania obrabialności, jak dla plastyczności i spawalności, np. w — wysoka, n — niska, itp.

Zebrał mgr inż. R. Berkowski

Właściwości mechaniczne w wysokich temperaturach

Znak stali	Symbol wł.mech.	Temperatura w °C				
		100	200	300	400	500
10	R _r	30.6	40.3	38.5		20.1
	Q ₀₂	20.4	20.9	10.6		8.3
	Q ₁₀	18.0	16.3	24.0		33.3
	U	14.9	14.3	13.2		9.27
20	R _r	38	48	44	36	25
	Q _r	22	24	16	13.5	10
	Q ₅	22	16	24	29	29
	C	64	56	64	70	
35	R _r	51.6	59.0	59.2		39.5
	Q ₀₂	31.3	31.3	20.7		15.4
	Q ₁₀	19.8	9.5	21.3		24.0
	U	7.33	8.43	7.21		4.4
45	R _r	60.5	70.2	72.0		38.3
	Q ₀₂	33.8	35.7	26.3		17.9
	Q ₁₀	16.0	10.3	22.3		23.5
	U	6.32	6.45	6.78		4.03
20HMA	R _r	62.3	80.5	86.1		70.5
	Q ₀₂	66.4	69.8	70.3		59.2
	Q ₁₀	9.7	8.8	11.3		9.9
	U	18.8	15.3	18.1		11.2
35HMA	R _r	70	70	80		50
	Q ₀₂	44	38	28		9
	Q ₁₀	18	18	19		20
	C	72	71	68		75
30G2	R _r			68.5	55.8	43.3
	Q _r			32.4	31.5	28.0
	Q ₁₀			30	28	28
	C					
38HA	R _r	70	71	69		50
	Q _r	44	40	37		25
	Q ₁₀	26	22	22		26
	U	13	12.7	12.7		8
40HFA	R _r	97.0	92.4	86.2	87.3	
	Q _r	89.1	82.4	76.2	86.2	
	Q ₁₀	23.2	22.4	18.7	28.0	
	C	54.7	46.8	35.5	50.6	
50HFA	R _r	98	93	87.5		51.5
	Q _r	90	83.4	77.0		42.6
	Q ₁₀	20	16	20		26
	C					

СОДЕРЖАНИЕ

M. Muszka — Роль авиации в лесном хозяйстве	стр. 33
K. Zuchowicz — Влияние разрядов статического электричества на радиосвязь самолета и способы устранения этого влияния	33
Производство — Z. Osiński — Изготовление сварных фюзеляжных ферм	44
Заметки по технической эксплуатации — Пайка алюминия и его сплавов	49
Технический почтовый ящик	51
Авиационный технический словарь — B. Żurkowski — Термины и обозначения в области вертолетов, ч. II	51
Технические новости	55
Обзор новаторских предложений — S. M.	58
На книжных полках	60
Хроника	61
Документальный обзор авиации	62
Конструкторские пособия — R. Berkowski — Сорта стали, применяемые в авиационных конструкциях, часть II	обертки

CONTENTS

M. Muszka: Aviation in forestry management	page 33
K. Zuchowicz: Electric static discharges and airborne radio reception effects and countermeasures	38
Production — Z. Osiński: Manufacturing of welded tube fuselages	41
The User's Note-Book — Soldering of aluminium and its alloys	49
Technical Letter Box	51
Aeronautical Technical Glossary — Helicopter Glossary	51
Technical News	55
Review of Rationalisation Projects — S. M.	58
On Booksellers Shelves	60
Chronicle	61
Aviation Documentation Review	62
Designer's Data Sheets — R. Berkowski: Steels used in aircraft production, part II	on cover

TECHNIKA LOTNICZA

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

ROK IX

MARZEC – KWIECIEŃ 1954 R.

ZESZYT 2 (26)

Mgr inż. MIECZYSLAW MUSZKA

Lotnictwo w gospodarce leśnej

632.943 634.956.32:629.13

Autor artykułu był jednym z organizatorów i kierownikiem technicznym akcji opylania, przeprowadzonej w Polsce w latach 1948–1950, jako pierwszej o tak dużym zasięgu terenowym. W artykule omawia zagadnienia związane z wykorzystaniem lotnictwa w gospodarce leśnej, wskazując sytuację entomologiczną oraz objaśnia wymagania stawiane sprzętowi lotniczemu i aparaturze służącym do opylania, ze szczególnym uwzględnieniem smigłowców.

ZAGADNIENIE ENTOMOLOGICZNE

Szeroko rozpowszechnione są na kuli ziemskiej owady (insecta), które znajdujemy we wszystkich zakątkach naszego globu. Owady żyją w ziemi, w wodzie jak również unoszą się w powietrzu, jest ich tak dużo (dochodzi do 1 000 000 gatunków), że trudno wyobrazić sobie, by te stworzenia nie miały znaczenia w życiu człowieka, jak również wpływu na gospodarkę rolną-leśną, a zatem i na dobrobyt człowieka. Owady żywiąc się roślinami, wchodzą tym samym w drogę człowiekowi, żywiącemu się w większości również takim pokarmem lub też użytkującemu rośliny w sposób przemysłowy. Człowiek, czując się silniejszym stworzeniem, a będąc wyższy pod względem rozwoju, dzieli owady ze swego punktu widzenia i interesu na szkodliwe, tj. te, które utrudniają mu życie, oraz na pożyteczne, tj. na sprzyjające mu lub dające produkt swej pracy.

Na roślinach żyją rozmaite gatunki owadów, nieraz po kilka a często po kilkaset różnych gatunków. Obecność owadów na roślinach związana jest najczęściej z ich żerem, za pożywienie służą ta lub inna część rośliny. Występowanie jednego rodzaju rośliny na większej przestrzeni wpływa szczególnie dodatnio na rozwój tych stworzeń. Owady, żywiące się wyłącznie jedną rośliną, zwimy monofagami, dla takich lasy zbożowe, kartofliska lub lasy z drzewostanem jednolitym, są obficie zastawionym stołem pożywienia. Dla innych owadów, żywiących się różnymi gatunkami roślin (polifagi) takie pożywienie nie stoi na przeszkodzie ku rozmnożeniu się, dochodzącym do rozmiarów klęski, jednakże nawet gorsze warunki bytowania mogą sprzyjająco wpłynąć na ich kolosalny rozwój. Nie tylko obfitość pożywienia wpływa korzystnie na masowe występowanie owadów szkodliwych. Jest wiele nieraz nieuchwytnych i jeszcze nie wyjaśnionych przyczyn, wpływających dodatnio na rozmnożenie nadmierne szkodników. Szczególne znaczenie posiadają warunki klimatyczne, panujące na danym terenie, sprzyjające szczególnie rozwojowi jakiegoś gatunku owadów.

Owady posiadają wiele wrogów spośród świata owadziego jak i ptasiego oraz chorób grzybowych, które szerzą zniszczenie wśród owadów występujących masowo. Wszystkie te choroby, pasożyty, drapieżcy i owadożercy są regulatorami powstrzymującymi nadmierny rozwój szkodliwych owadów, tym samym są one sprzymierzeńcami człowieka w walce ze szkodnikami naszych pól i lasów.

Analizując pobieżnie straty poniesione w poszczególnych krajach na obu półkulach naszego globu w ostatnich dziesiątkach lat obecnego stulecia, widzimy, że te małe stworzenia — owady, nie przesadzając, mają niekiedy kolosalny wpływ na dobrobyt człowieka, obniżając znacznie produkcję roślinną. Strat ponoszonych przez wszystkie kraje w Ameryce i Europie z powodu niszczycielskiej działalności owadów możemy oszacować w przybliżeniu, powołując się na dane statystyczne, zebrane przez znanych entomologów: Gibsona, Silretriego, Lebediewa, Mokrzeckiego i Kozikowskiego oraz innych, na przeszło 10 000 000 000 dolarów, pomimo że wszystkie kraje w miarę możliwości prowadzą stałą uporczywą walkę z tym wrogiem ludzkości. Ażeby zwiększyć wydajność produkcji roślinnej, by tym samym podnieść dobrobyt kraju, należy zrozumieć, że jedną z najważniejszych czynności jest pokonanie, hamującego ten rozwój, wroga, z powodu którego rokrocznie gospodarka narodowa ponosi olbrzymie straty.

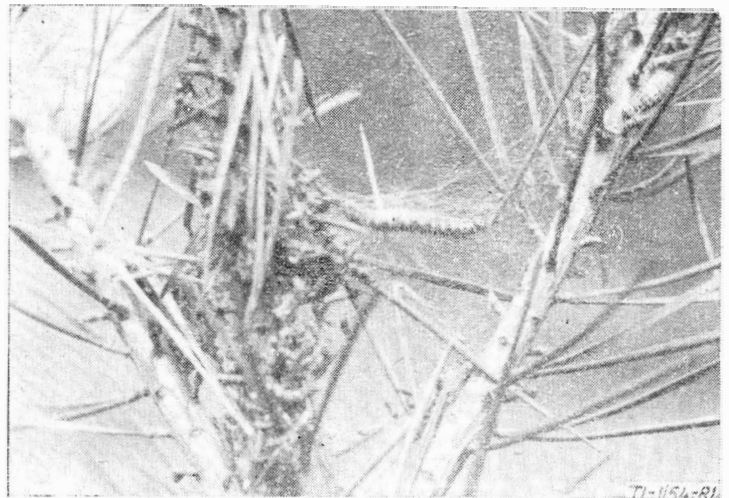
Do pokonania tego wroga należy skoncentrować wszystkie siły, mobilizując łachowców i wszystkie środki znajdujące się w kraju, a środki i możliwości istniejące, należy jedynie zrozumieć doniosłość tego zadania i przystąpić do walki planowej i zorganizowanej tak, jak to ma miejsce w innych krajach, w szczególności zaś w ZSRR.

Jednym z najbardziej radykalnych środków stosowanych w walce ze szkodnikami owadziemi są chemiczne preparaty rozpylane z samolotów. Pominiemy rozważania na temat stosowania różnych środków chemicznych w odniesieniu do poszczególnych gatunków szkodników, natomiast zajmijmy się próbą rozważenia możliwości technicznych lotnictwa, do walki ze szkodnikami leśnymi, ponieważ na tym polu posiadamy dotychczas duże doświadczenie. Stosowane środki chemiczne są dwójakiego rodzaju: żołądkowe i kontaktowe.

Pośród preparatów żołądkowych powszechnie stosowane są mieszaniki arsenianu wapnia o różnym stężeniu — począwszy od 8% do 25%. Stosowanie preparatów żołądkowych posiada niekiedy szkodliwy wpływ na zwierzęta ciepłokrwiste, powodując w zwierzęstwie leśnym ubytek, szczególnie wśród ptaków owadożernych jak np. świergotki, zięby, mucholówki i inne.

Odmienne działanie posiadają truteczny kontaktowe, w szczególności preparaty składające się z HCH + DDT *) w stosunku 1:1. Jeżeli chodzi o traktowanie tym preparatem groźnego szkodnika leśnego, jakim jest osnuja gwiaździsta, to posiadamy już pewne doświadczenie.

Momentem dopingującym do wyzyskania wszystkich sposobów, któreby skutecznie mogły uratować nasze lasy, jest ogrom zniszczeń dokonanych przez okupanta w drzewostanie polskim. Zdrowe lasy pierwotne odznaczały się nie tylko większym bogactwem form roślinnych i zwierzęcych niż lasy sztucznie zagospodarowane, ale cechowały je ponadto idealniejszą równowagą między światem zwierząt i roślin, wchodzących w skład zespołu leśnego. Równowaga ta jest zasadniczym warunkiem zdrowia lasu, jego odporności na działanie różnych szkodliwych czynników. Z chwilą, gdy zostanie ona gwałtownie zachwiana, zespół leśny traci swą odporność biologiczną, a nawet może ulec całkowitej zagładzie. Jedną z przyczyn zachwiania równowagi biologicznej w naszych lasach była gospodarka kapitalistyczna, oparta na zasadzie tzw. najwyższej renty gruntowej, której naczelnym założeniem było: wyekspluować z lasu w jak najkrótszym czasie jak najwięcej użytków, przy możliwie jak najniższych kosztach produkcyjnych. Dla osiągnięcia tego celu zaczęto ścinać lasy zrębami zupełnymi, które następnie zalesiano jednym z gatunków iglastych, sosną lub świerkiem. W wyniku takiej gospodarki zniknęły na niektórych naszych ziemiach piękne zdrowe lasy wielogatunkowe, a na ich miejsce powstały sztuczne, jednogatunkowe i równowagowe plantacje leśne o zupełnie wadliwej strukturze biologicznej, sprzyjającej nadmiernej rozmnoży szkodników leśnych. Początkowo powierzchnie, na których szkodniki te pojawiały się były niewielkie, a okres czasu między jedną ich gradacją a drugą wynosił parę dziesięcioleci. W miarę jednak upowszechniania tej gospodarki zrębowej, powierzchnie obejmowane klęskami zwiększały się szybko, a czas dzielący poszczególne okresy masowego pojawu szkodników skrócił się do kilkunastu lat.



Rys. 1 — Osnuja gwiaździsta w oprzędzie, zjadająca szpilkę sosnową

Jak wielkie straty ponosiło gospodarstwo leśne na skutek tych klęsk świadczy fakt, że np. w latach 1922-24 niewielka ęma, zwana strzygonią choińską, potrafiła opanować ponad 500 000 ha lasów, z czego około połowę trzeba było usunąć zrębem zupełnym. Inna ęma — brudnica mniszka, wystąpiła masowo już kilkakrotnie na powierzchni kilku milionów ha rozrzuconych na przestrzeni ciągnącej się od Leningradu aż po Niemcy Zachodnie. Barczatka sosnowka pojawia się regularnie na dużych powierzchniach w zachodnich dzielnicach naszego kraju, a wreszcie osnuja gwiaździsta wystąpiła masowo na terenie Zagłębia Śląsko-Dąbrowskiego, zagrażając poważnie tamtejszemu lasom sosnowym. Osnuja gwiaździsta, owad przypominający wyglądem osę, pojawia się u nas w kwietniu i w maju, po czym samice tego szkodnika składają na igłach sosny jajeczka, z których wylęgają się żarłoczne larwy, żywiące się igliwem zaatakowanych drzew (rys. 1).

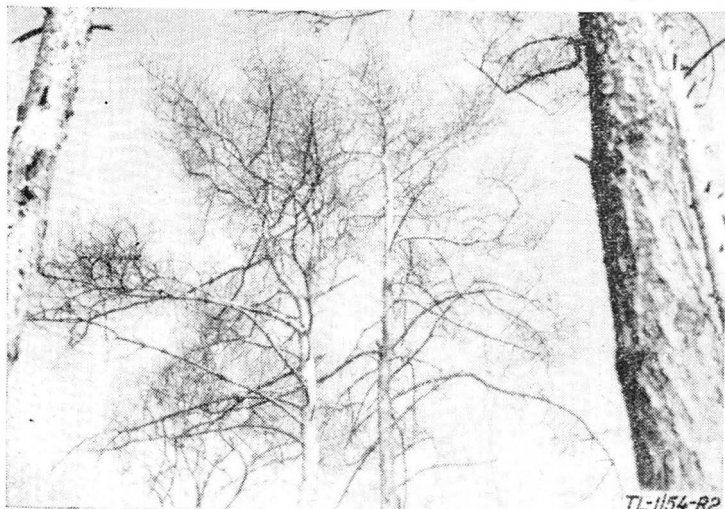
*) HCH = gama izomeron — sześciochlorocykloheksanu
DDT = dwuchloro-dwufenylo-trójkchloroetam

W czerwcu larwy zagrzebują się w ziemi, gdzie po upływie 2 — 3 lat przeobrażają się w poczwarki, a wreszcie w dojrzałą formę owada. Po raz pierwszy osnuła się na lasu w 1911 r. i do tej pory stale nawiedza łamtejsze drzewostany, czyniąc w nich ogromne szkody. W 1945 r. opłaniona przez nią powierzchnia wynosiła jeszcze 18 000 ha, w 1946 r. — 20 000 ha, w 1947 r. 23 000 ha, a w 1948 r. doszła już do 35 000 ha (rys. 2). Nie bronione — padłyby młode drzewa; w rezultacie otrzymamy a kolosalne sumy, wyłożone na zalesienie i na koszty pielęgnacji drzewostanów, opłaciłyby się w nikłym procencie — w porównaniu do zysków, otrzymanych z drzewostanów dojrzałych do użytkowania.

Podjęcie walki lotniczej, jedynie skutecznej ze względu na wielkie przestrzenie lasów, w celu uratowania tych drzewostanów, mimo dość znacznych kosztów, jest celowe. Jest to wysiłek olbrzymi, podyktowany jednak koniecznością gospodarczą, koniecznością naprawienia poważnego zła, wynikłego z aspołecznej gospodarki leśnej ustroju kapitalistycznego. Zaniedbanie tego obowiązku na tym etapie zagrożenia naszym lasom spowodowałoby coraz to większe nasilenie zła, w następstwie czego wytworzyłaby się na olbrzymich powierzchniach tragiczna sytuacja, której opanowanie przekraczałoby możliwości ludzkie — nawet przy największym nakładzie kosztów i zastosowaniu wszelkich zdobyczy technicznych. Strata tych lasów spowodowałaby nieobliczalne szkody w szczególności na terenie zagłębia górniczego, gdzie drzewostany odgrywają kolosalną rolę przy utrzymywaniu na odpowiednim poziomie wód gruntowych, które mają zasadnicze znaczenie dla górnictwa; również należy pamiętać, że lasy te spełniają rolę płuc dla tych terenów. Zwalczanie istniejącego zła — to tylko półśrodki, nie zapewniające w żadnym przypadku przyszłości polskim lasom. Usunąć przyczyny zła, zapobiegać ich powstawaniu — to jest właściwa droga — drogą tą jest przebudowa lasów w kierunku lasu naturalnego, tj. powrót do lasu wielogatunkowego i różnowiekowego, w którym utrzymywana byłaby równowaga biologiczna w sensie wyżej wymienionym. Zrozumienie i właściwa ocena tego problemu skłania nas do bardziej wnikliwej analizy możliwości technicznych lotnictwa w odniesieniu do tak specjalnego celu, jakim jest użycie samolotów do walki ze szkodnikami rolniczo-leśnymi.

Przeanalizujemy możliwości zastosowania lotnictwa w jego właściwym celu istnienia, tj. w służbie człowieka dla jego dobra, dla dobra całego społeczeństwa, w pracy pokojowej i twórczej.

Walka chemiczna ze szkodnikami leśnymi przy użyciu samolotów posiada już kilkudziesięcioletnią historię. Pierwszy raz w Europie próby użycia samolotów poczyniono w Związku Ra-



Rys. 2 — Całkowicie objęte drzewa iglaste

dzieckim w zwalczaniu szarańczy w 1922 r. Próby te, aczkolwiek dały początkowo słabe rezultaty z uwagi na użyty sprzęt lotniczy, pozwoliły jednak stwierdzić, że użycie samolotów do tego rodzaju pracy może być uważane za najbardziej racjonalne ze wszystkich dotychczasowych stosowanych metod. Następne próby stosowania samolotów do zwalczania niebezpiecznych katastrof gospodarczych poczyniono w latach następnych prawie równocześnie w trzech państwach, tj. w Związku Radzieckim, w Niemczech i w Polsce, przeciwko szkodnikowi leśnemu brudnicy mniszce w 1925 r. w nadleśnictwie Mścin na Pomorzu. Szczególnie szeroko rozwinięto metodę walki z samolotów przeciwko szkodnikom rolnym i leśnym w Niemczech, gdzie powstały specjalne firmy, dysponujące przystosowanym do tego celu sprzętem lotniczym oraz wysoko wykwalifikowanym personelem naukowo-technicznym.

ANALIZA MOŻLIWOŚCI UŻYCIA SAMOLOTÓW

Tabor lotniczy Polski Ludowej nie jest wyposażony w typy samolotów, które nadawałyby się do zastosowania w akcji opylania lasów, bez zmian konstrukcyjnych lub uzupełnień. Nie posiadamy również samolotu, który posiadałby wszystkie warunki techniczne, jakie powinien posiadać samolot przeznaczony do tego rodzaju pracy, ale przy rozważaniu zalet i wad posiadanych samolotów można pójść na rozumny kompromis, który wobec palącej potrzeby rozwiązania tego problemu jest słuszny i korzystny. Ze względu na szerokie rozmiary, jakie powinna przyjąć ta akcja, możemy oprzeć się w tej chwili na sprzęcie znajdującym się w kraju. Pod uwagę należy wziąć trzy typy samolotów, mianowicie: samolot dwusilnikowy typu Li 2, samolot jednosilnikowy typu CSS-13 (PO 2) oraz samolot, również jednosilnikowy, lekkiego typu „Piper Cub”. Samoloty te posiadają zupełnie różne warunki techniczne i znacznie różnią się pod względem konstrukcyjnym. Pierwsze dwa typy nadają się do opylania lasów, jak również i do leśnych prac gospodarczych, każdy jednak w oparciu o różne założenia i bazy wyjściowe.

Samoloty dwusilnikowe

W r. 1948 użyto u nas pierwszy raz do akcji zwalczania szkodników leśnych ciężkie samoloty dwusilnikowe typu Li 2 — próby udaly się znakomicie (rys. 3). Li 2 jest samolotem typu pasażersko-transportowego (ciężar w locie 11 500 kg) o zbyt



Rys. 3 — Samolot typu Li 2 nad lasem w akcji rozpylania preparatu owadobójczego

dużej prędkości w interesujących nas warunkach eksploatacji (ok. 200 km/godz.). Samolot ten wymaga jako bazy dużego lotniska, licznej i wyposażonej w odpowiedni sprzęt obsługi technicznej naziemnej, minimum trzyosobowej załogi, osłony radiowej oraz dużej ilości paliwa i oleju. Zainstalowanie bazy i eksploatacja pociąga za sobą szereg trudności oraz powoduje wysoki koszt jej utrzymania. Zasadniczą wadą tego typu samolotu w odniesieniu do akcji opylania lasu jest niewspółmiernie duży procent czasu „martwego”, zużytego na dołoty i odloty z terenu pracy na lotnisko macierzyste, w stosunku do czasu roboczego. Wynika stąd, że jednostka czasu roboczego jest bardzo droga. W mniejszym stopniu niż koszt lotu wpływa na podrożenie jednostki efektywnej pracy konieczność utrzymania bazy wraz z urządzeniami pomocniczymi. Zaletą zdecydowanie przekonującą użycia tego typu samolotu do opylania lasów jest duży udźwieg, który osiąga netto 2500 kg. Użycie samolotu typu Li 2 opłaca się przy opylaniu zwartych i dużych kompleksów leśnych, położonych o ile możliwości w pobliżu czynnych lotnisk, dysponujących dowozem materiałów pędnych i środków owadobójczych. Ważnym zagadnieniem jest również właściwe zakwaterowanie licznej personelu lotniczego i technicznego, który pracuje w ciężkich warunkach.

Samoloty jednosilnikowe

Licznie u nas reprezentowany typ jednosilnikowego samolotu dwuosobowy samolot CSS-13, powszechnie używany do szkolenia i treningu posiada, w stosunku do Li 2, bardzo wiele zalet kwalifikujących go do szerokiego zastosowania w pracach rolno-leśnych. Samolot ten (ciężar w locie 1 120 kg) nie wymaga specjalnego lotniska i może startować i lądować na równym i twardym polu długości około 450—600 m. Zużycie materiałów pędnych jest około dziesięciokrotnie niższe aniżeli samolotu typu Li 2. Załoga może składać się tylko z pilota oraz mechanika naziemnego. Obsługa techniczna jest znacznie prost-

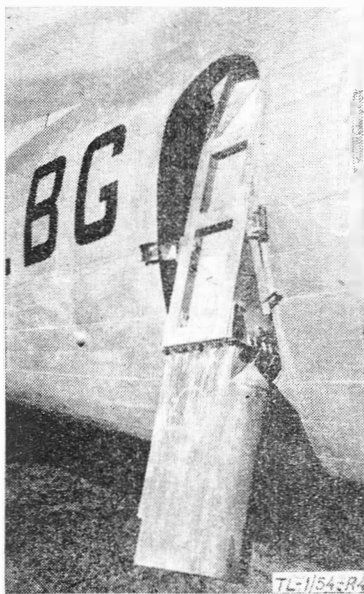
sza, aparatura rozpylająca preparat owadobójczy powinna być uruchamiana przez pilota. Prędkość robocza samolotu tego typu waha się w granicach 110—120 km/godz. Samolot typu CSS-13 jest w stanie udźwignąć do 350 kg preparatu (w przypadku lotów bez drugiego członka załogi). Jeżeli uwzględnimy dużą zwrotność samolotu, która dla samolotu Li2 jest stosunkowo niewielka, to ostatecznie CSS-13 wypadnie w eksploatacji znacznie taniej.

Wnioski z tej analizy są proste, samoloty typu CSS-13 w szczególności nadają się do opylania mniejszych obszarów leśnych. Techniczne możliwości tego samolotu są powszechnie znane, dlatego nie będziemy ich powtarzać.

W walce ze szkodnikami leśnymi i rolnymi brały udział również samoloty aeroklubów LPZ — typu „Piper Cub”. Użycie tych samolotów, nie posiadających wymaganych właściwości, należy uznać jako znaczne osiągnięcie naszych pilotów i mechaników, którzy wykorzystali z wynikiem dodatnim ten nieodpowiedni sprzęt do dużej akcji o znaczeniu gospodarczo-społecznym. Jednakże oceniać to trzeba jedynie jako improwizację, której nie można kontynuować ze względów na bezpieczeństwo.

APARATURA ROZPYLAJĄCA

Osobne zagadnienie, związane u nas z właściwym użytkowaniem samolotów typu Li2 do prac rolno-leśnych, stanowi aparatura rozpylająca preparaty owadobójcze. Początkowe próby rozwiązania tego problemu, w latach 1948—49, poszły w kierunku stworzenia takiej aparatury, ażeby nie naruszyć konstrukcji samolotu typu Li2 (warunek zawarty w umowie z P. L. L. „Lot”). Wobec powyższego stworzono aparaturę dosyć prymitywną, nieskomplikowaną, łatwą do zainstalowania i obsługi. Aparatura rozpylająca wykonana przez Centralne Studium Samolotów w Warszawie (rys. 4 i 5) składa się zasadniczo z trzech części, mianowicie: z zasobnika wraz z mecha-



Rys. 4 — Aparatura wykonana przez CSS, stosowana w czasie akcji w latach 1948—1950; rura wylotowa wystawiona na zewnątrz samolotu przez drzwi

dnienia trzyosobowej obsługi na każdy samolot, poprzez duży rozkurz preparatu w kabine samolotu — aż do braku dokładnego zamknięcia i uszczelnienia wylotu rury rozpylającej. Trudno było jednak stworzyć inne aparaty, ponieważ ostry zakaz naruszania konstrukcji samolotu nawet w granicach najmniejszych zmian, utrudniał realizację wszelkich innych projektów. Konstrukcja aparatury rozpylającej była również uzależniona od cech fizycznych preparatu: mianowicie preparat składał się z mieszanki tałku i 20% arsenianu wapnia. Cechą zasadniczą preparatu była „pudrowata” konsystencja. Drobnopiękista struktura preparatu powodowała dużą ściśłość, a zatem istniała skłonność do tworzenia się nawisów nawet na dosyć pochylonych ścianach zasobnika. Ze względu na zbijanie się proszku w warstwy nie może on tworzyć w zbiornikach grubych pokładów, ponieważ pod własnym ciężarem posiada tendencję do skawania się. Chłec zatem uzyskać pewną określoną pojemność zasobnika, wskazane było zwiększenie jego szerokości przy równoczesnym zmniejszeniu wysokości. W zastosowanej konstrukcji ograniczeniem szerokości zasobnika były wymiary otworu drzwiowego. Ponieważ, jak wspomniano poprzednio,

proszek nie zsuwa się sam po pochyłości, konieczne było zainstalowanie wewnątrz zasobnika dwu zgarniaczy, wykonujących ruchy wahadłowe, które popychały dolną warstwę proszku do wylotu. Przesuwanie warstwy najniższej jest najbardziej celowe, ponieważ tam jest proszek najbardziej zbity przez górne warstwy. Ażeby uzyskać równomierne opylanie, preparat owadobójczy powinien wydobywać się na zewnątrz z jednakową prędkością. W omawianym przypadku uzyskano jednostajność dozowania przez umieszczenie u wylotu skrzyni zasobnikowej bębna, podzielonego na dwanaście klatek. Obracający się ze stałą prędkością bęben dozuje z wystarczającą dokładnością preparat, co stwarza praktycznie wystarczające pokrycie 25 kg preparatu na 1 ha lasu.

W wykonanym i stosowanym opylaczu w wersji pierwotnej, który pracował w latach 1948—49—50 napęd odbywał się przy pomocy ludzi specjalnie zaangażowanych do tej pracy. Mechanizm napędowy poruszany był za pomocą przekładni korbowej, następnie ruch obrotowy przenoszony był łańcuchem rowerowym na wał dawkujący i na zgarniacze. Do wylotu zasobnika przymocowana była rura metalowa o przekroju opływowym. Wylot rury rozpylającej odsunięty był od kadłuba na odległość ok. 800 mm w celu oddalenia strumienia proszku od kadłuba, a w szczególności zabezpieczenia przed opylaniem usterzenia samolotu. Warunek ten został tylko częściowo spełniony, ponieważ część kadłuba była po każdym locie nieznacznie opylona — co jednak nie wpłynęło ujemnie na stan samolotu. Początkowo zakończenie rury było w formie prostopadłego ścięcia z niewielkim skosem na samym końcu. Takie ukształtowanie wylotu rury jest niewystarczające, ponieważ powoduje zawirowania porywające masy preparatu, unosząc je w postaci nierównomiernie skłębionej chmury, będąc zarazem zasadniczą przyczyną opylania tylnej części kadłuba. Na wniosek radzieckiego entomologa, gościa naszej akcji, zastosowaliśmy dysze zbliżone do dysz Venturiego, na końcu rury wylotowej, która prostuje strumień proszku, zwęża go i nadaje mu kierunek poziomy. Wytworzone podciśnienie u wylotu rury wymaga szczególnie dokładnego zamknięcia przepustnicy, co ma zasadnicze znaczenie w czasie dołotów i odlotów samolotów opylających.

Dozowanie preparatu jest zagadnieniem bardzo istotnym i trudnym do zrealizowania, ze względu na właściwości preparatu. Należy tu wymienić projekt zastosowania przenośnika taśmowego, zaopatrzonego w łopatki, których rozstawienie i wysokość tworzyłyby klatki o pewnej pojemności, co przy pewnej stałej prędkości taśmy dawałoby równomierne opylanie, przy czym przemieszczanie proszku byłoby poziome wzdłuż osi podłużnej samolotu. Pokrycie terenu preparatem można regulować dowolnie, dostosowując wydajność aparatu do prędkości przelotu samolotu. Przewidywaną wadą aparatu taśmowego jest obawa wyrobienia przez poruszającą się taśmę drogi wśród nawisającego preparatu, dalsze obawy budzi problem uszczelnienia przenośnika w szczególności po bokach taśmy i zabezpieczenia przed przesypaniem się proszku pod taśmą przenośnika. Pokonanie oporu nawarstwiającego się preparatu można przezwyciężyć jedynie zwiększeniem energii napędowej.



Rys. 5 — Wnętrze samolotu z aparaturą CSS w czasie akcji

Próby ułożenia taśmy pod różnymi kątami, począwszy od położenia opadającego aż do wznoszącego się, wykazują tę samą wadę zasadniczą: ubijanie się przenoszonego do wylotu proszku oraz duże obciążenie napędu wywołanego przez nacisk na taśmę całej objętości preparatu zawartego w zasobniku.

Inną koncepcją spełniającą żądane warunki jest projekt rozwiązania konstrukcji aparatury rozpylającej preparat owado-

bójeży, w postaci ślimaka obracającego się w pionowym zasobniku. Nie mamy bliższych danych wynikających z doświadczenia odnośnie pracy ślimaka w takim preparacie, jakim jest arsenian wapnia, ale z ogólnych cech można sądzić, że taka konstrukcja dałaby dobre wyniki z tym, że wymiary ślimaka musiałyby być prawie takie same jak zasobnika, w którym się porusza. Zastosowanie ślimaka tylko na dnie zasobnika nasuwa przypuszczenie, że wyrobi on sobie cylindryczny kanał w nawisającym proszku i nie będzie podawał go do wylotu.

We wszystkich wyżej rozważanych przypadkach przyjmujemy, że siłą napędową jest człowiek lub specjalnie zainstalowany silniczek, będący w stanie wykonać pewną pracę w określonym czasie. Zasadniczym zagadnieniem związanym z budową aparatury jest problem przeciwdziałania rozpylania proszku w kabine samolotu. Problem ten jest bardzo ważny, tak dla załogi, jak i dla ochrony części ruchomych urządzeń sterowniczych samolotu. Najwłaściwszym rozwiązaniem zagadnienia aparatury rozpylającej, spełniającej niemalże wszystkie wymagane warunki techniczne, jest taka koncepcja, która w swoim założeniu musi spowodować rezygnację stalego użytkownika

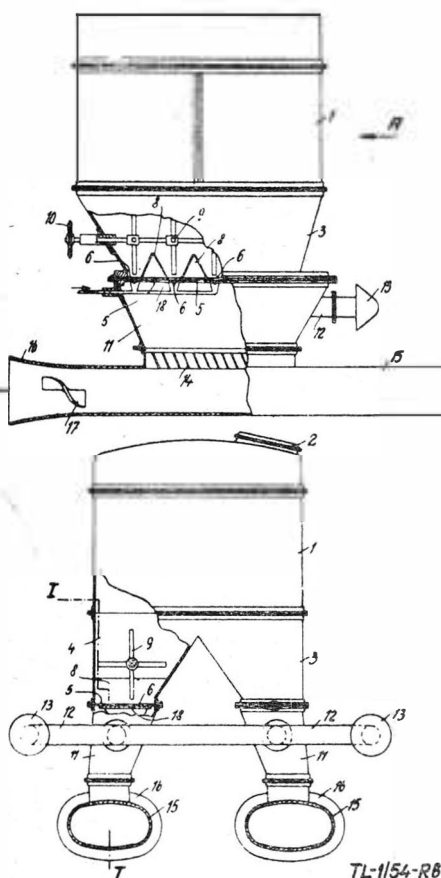
samolotów komunikacyjnych z głównego zastrzeżenia umowy, jakim było pierwotne wymaganie nienaruszenia w najmniejszym stopniu konstrukcji samolotu wewnątrz kadłuba. Z chwilą uzyskania zezwolenia na dokonanie pewnych instalacji wewnątrz kabiny zaistnieją możliwości wielu rozwiązań konstrukcyjnych. Przede wszystkim powstaje koncepcja zamontowania zamkniętych zasobników, zamocowanych w środku ciężkości samolotu. Takie rozwiązanie konstrukcyjne wyeliminuje całkowicie konieczność ładowania preparatów owadobójczych w workach, można natomiast załadować preparat wprost do zasobników przy pomocy odpowiednich podnośników, przez otwór w górnym pokryciu kadłuba, tnikać w ten sposób wszelkiego rozpylania wewnątrz kabiny. Zastosowanie tego rodzaju zasobnika wewnątrz kabiny wyeliminuje całkowicie konieczność zatrudnienia 3—4 pracowników obsługujących poprzednio aparaturę wewnątrz samolotu, zwiększając tym samym dopuszczalny ładunek proszku owadobójczego. Powstaje jednak konieczność skonstruowania takiego mechanizmu wewnątrz zasobnika, który pracowałby w sposób niezawodny, przy zużyciu minimalnej energii napędowej (elektrycznej, spalinowej lub energii opływu) z zasadniczym jednak warunkiem, tj. musi istnieć urządzenie do sterowania aparaturą z kabiny pilota, zarówno mechanizmem dawkującym, jak i układem dającym pewność, iż preparat w czasie dolotów nie będzie się rozsypywał, i możliwość obserwacji rozsypywania proszku.

Wydaje się, że istnieją tu duże możliwości koncepcyjno-konstrukcyjne, tym bardziej, że do tej pory stosunkowo mało zostało dokonane. Przy projektowaniu tego rodzaju rozwiązań należy jednak wziąć pod uwagę możliwość zmiany stosowanych preparatów owadobójczych, a zatem powstają możliwości zmiany cech fizycznych proszków, które w głównej mierze wpływają na takie lub inne rozwiązanie techniczne.

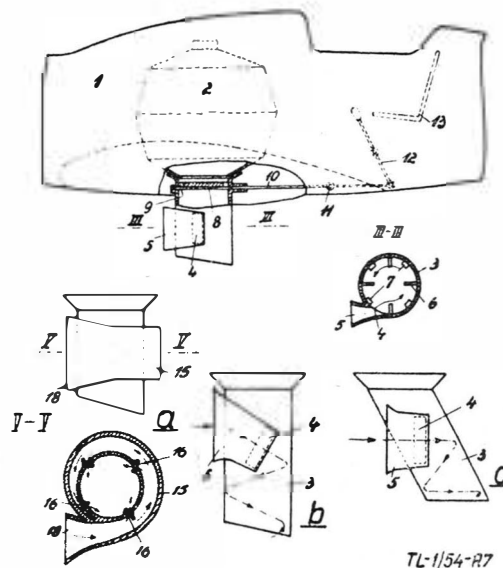
Przykładem wykonania aparatury dostosowanej do rozpylania preparatów owadobójczych w postaci proszkowej może być urządzenie (zaczep-

nięte z patentu niemieckiego Nr 711 173 kl. 45 k. 4/35) uwidocznione na rys. 6. Powyższa aparatura składa się z zamkniętego zasobnika preparatu owadobójczego, wykonanego w postaci zbiornika 1, wyposażonego u góry w zamykany pokrywę 2 otwór wyspowy, a u dołu rozwidlającego się na dwie odnogi 3 i 4, zakończone dnem 5 z otworami wylotowymi 6. Między tymi otworami znajdują się ukośne płaszczyzny ślizgowe 8, które zapobiegają osiadaniu preparatu na dnie 5, nad nimi zaś są umieszczone mieszadła 9, które mogą być osadzone na wspólnym walcu napędzanym za pośrednictwem przekładni łańcuchowej i koła 10. Poniżej otworów 6 każda z odnogi 3 i 4 zwyża się, tworząc komory mieszkankowe 11, w których zsypany się preparat miesza się z powietrzem doprowadzonym rurą 12, zakończoną dwoma lejowatymi chwytami 13. Dolna część komór mieszkankowych jest zaopatrzona w kilkanaście płytek przewodniczych 14, nachylonych w kierunku przeciwnym do kierunku lotu, które tworzą kanały, połączone z rurą wyrzutową 15 o przekroju okrągłym, eliptycznym, itp. Przednia część rury 15 posiada kształt stożkowy, w postaci leja 16, ułatwiającego chwytanie strug powietrza. W zależności od potrzeb, można umieścić w pobliżu leja 16 śrubowy człon ślizgowy 17 w celu nadania ruchu wirowego przepływającej masie powietrza. Regulacja dopływu preparatu do komór mieszkankowych odbywa się za pomocą wykonanej w postaci rusztu zasuw 18, uruchamianej przez pilota. Z chwilą ruszenia samolotu jednocześnie zostaje wprowadzone w ruch mieszadło przeciwdziałające osadzeniu się i skwaleniu preparatu na dnie zbiornika. W przypadku odsunięcia zasuw 18 sproszkowany preparat wpada równomiernie przez otwory 6 do komór mieszkankowych i zostaje tam porwany przez strumienie powietrza doprowadzone rurą 12. Utworzona w ten sposób powietrzno-pyłowa mieszanina wpada pomiędzy płytki przewodnicze 14, skąd zostaje wyrzucona do rury wyrzutowej, gdzie ponownie miesza się z przepływającymi strugami powietrza i w postaci drobnej, równomiernej mgły wylatuje otworem 19 na zewnątrz. Rura wyrzutowa może być zasilana swobodnymi strugami powietrza, albo owiewana strumieniem zaśmigłowym.

Odmianą konstrukcję aparatury do rozpylania preparatów owadobójczych, charakteryzującą się niezmierną prostotą wykonania uwidacznia rys. 7 (patent niemiecki Nr 467 659 kl. 45k. 4/35). W kadłubie samolotu wbudowany jest zbiornik 2 na preparat owadobójczy, w dolnej części którego przymocowana jest rura wylotowa 3, zaopatrzona w szczelną nową otwór 4 i przylegający do niego chwytający powietrze lej 5. Między zbiornikiem 2 i rurą wylotową 3 umieszczona jest zasawa 8, uru-



Rys. 6 — Schemat aparatury rozpylającej, przystosowanej zwłaszcza do samolotów dwusilnikowych



Rys. 7 — Schemat aparatury rozpylającej, przystosowanej zwłaszcza do samolotów jednosilnikowych

chamiana przez pilota za pomocą układu dźwigniowego 10, 11, 12 i regulująca dopływ preparatu ze zbiornika do rury wylotowej. Prostej konstrukcji rura wylotowa służy zarówno do rozdrabniania skwalonego preparatu, jak również do jego mieszania z powietrzem. Przez umieszczenie ściętno do rury wylotowej otwór leja 5, wpadają przepływające strugi powietrza i porywając opadający ze zbiornika 2 preparat, uderzają o ścianki rury wylotowej. W ten sposób powstaje ruch wirowy powietrza, powodujący rozdrabnianie i częściowe rozpylenie preparatu. Dalsze rozpylenie preparatu może być spotęgowane podczas uderzenia powietrza o umieszczone w rurze wylotowej przeszkody w postaci kółek 6, albo ukośnych listew 7. Lej chwytający powietrze może być wykonany w postaci spirali 15 (odmiana a), zaopatrzony w szereg szczelin 16, przez które przedostaje się do rury wylotowej powietrze z różnymi prędkościami obwodowymi, wywołując przez to bardzo silny ruch wirowy, powodujący dostatecznie wielkie rozdrabnianie i rozpylenie preparatu. W przypadku b i c uwidoczniło jak należy umieścić lej 5, by spowodować zwiększenie ruchu powietrza w kierunku wolnego wypływu. Można też stwierdzić doświadczalnie, że skośne ścięcie końcówki rury wylotowej umożliwia równomierne rozpylenie preparatu owadobójczego.

Dla przykładu opisano poniżej konstrukcję urządzenia rozpylającego, stosowanego powszechnie w Związku Radzieckim, Czechosłowacji, a ostatnio i u nas, przy użyciu samolotów typu CSS-13. Jak uwidoczniło na rys. 8 urządzenie rozpylające składa się z podłużnego pionowego zbiornika 6 z uszczelnionym otworem wyspowym 5, umieszczonego wewnątrz kadłuba samolotu. Pod kadłubem wystaje tylko obudowa urządzenia dawkującego, wykonanego w postaci dwóch wycinków kołowych a i b, osadzonych na wale h. Wal ten jest napędzany wiatrakami 2 za pośrednictwem przekładni ślimakowej 3, osadzonej na stojaku 4. W dolnej części zbiornika na wale h osadzone są trzy kołki, na których umieszcza się poprzeczne nieruchome zgrzebła, przeznaczone do rozdrabniania skwalonego preparatu. Uruchomienie urządzenia dawkującego następuje przez przesunięcie układu dźwigniowego, powodujące odryglowanie przekładni ślimakowej za pomocą linki Bowdena 1. W tym przypadku wiatrak 2 napędza wał 3 z zamocowanym na nim urządzeniem dawkującym,

przy czym preparat ze zbiornika spada między wycinkami *a* i *b* na płytę 9, skąd jest zdmuchiwany do tyłu między dyszę 8 i płytę 9, tworząc szeroką płaską smugę poza samolotem. Wyżej opisane urządzenie rozpylające dostosowane jest szczególnie do samolotu typu CSS-13.

ZASTOSOWANIE ŚMIGŁOWCÓW

W wielu przypadkach zastosowanie zwykłych samolotów, zarówno dwusilnikowych jak i jednosilnikowych, nie pozwala uzyskać pożądaných wyników szczególnie podczas opylania terenów pagórkowatych i zróżniczkowanych co do kierunku i wielkości obszarów, wymagających ciągłej zmiany wielkości pokrycia preparatem. Niedogodności te można tylko i wyłącznie usunąć przez zastosowanie śmigłowca.

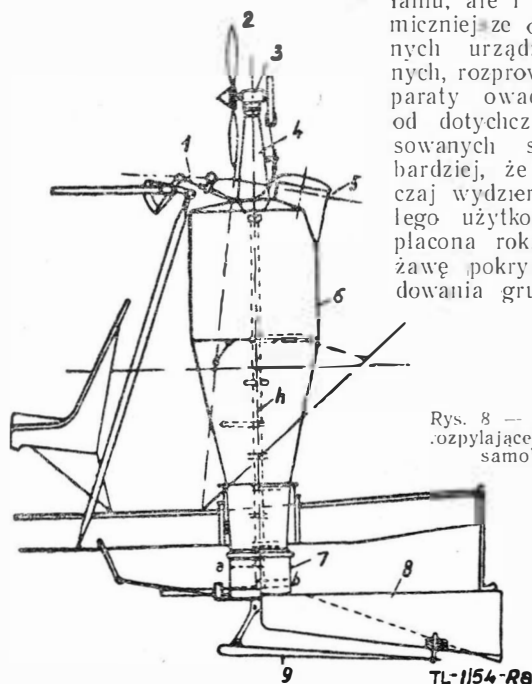
Wielokrotne próby, dokonane za granicą w ostatnich latach, stosowania śmigłowców w gospodarce leśnej i rolnej udowodniły, że posiadają one zdecydowaną przewagę nad wszelkiego rodzaju samolotami, tak pod względem ekonomicznym, jak i dokładności oraz jakości wykonania pożądaných zadań. Do szczególných zalet śmigłowców zaliczyć należy możliwości osiągnięcia dowolnej prędkości, począwszy od 0 do 200 km/godz., co ma szczególnie znaczenie dla precyzji wykonania zadania. Na przykład, gdy zachodzi konieczność ponownego opylania pewnych terenów na skutek przejścia przez tereny opylane ulewnej deszczu lub gdy istnieje konieczność zlikwidowania „ognisk”, tj. większego nasilenia żeru przy skoncentrowaniu szkodników na pewnym ograniczonym terenie. Samolotami dotychczas stosowanymi takiej akcji nie da się przeprowadzić dokładnie w pewnych ściśle określonych granicach, co natomiast nie jest trudne do wykonania dla śmigłowców. Dalszymi zaletami śmigłowców są: łatwa obsługa, możliwość startowania i lądowania na bardzo małych przestrzeniach i dość duży udźwig. Elastyczność sterowania i manewrowania śmigłowcem w kierunku pionowym i poziomym posiada również szczególne znaczenie przy zwalczaniu szkodnika w terenach górzystych, np. akcja w okolicach Istebnej, gdzie nasza ekipa, złożona z samolotów CSS-13 i „Piperów”, miała wiele trudności z powodu falistego terenu.

Śmigłowce posiadają tyle zdecydowanych zalet, których nie posiadają żadne inne samoloty, że należy je w szczególności uwzględniać w planowaniu walki lotniczej ze szkodnikami rolno-leśnymi, a w szczególności w gospodarce, związanej z wielkimi terenami uprawnymi. Stosowanie śmigłowców na szeroką skalę w gospodarce rolno-leśnej jest nie tylko skuteczne w działaniu, ale i znacznie ekonomiczniej ze względu na wszelkie inne urządzenia mechaniczne, rozpraszające preparaty owadobójcze, nawet od dotychczas szeroko stosowanych samolotów, tym bardziej, że są one zazwyczaj wydzierżawione od stałego użytkownika, a suma płacona rokrocznie za dzierżawę pokryłaby koszty zbudowania grupy śmigłowców,

prowadzonych w oleju. Rezultaty okazały się doskonale pod względem szybkości działania i skuteczności. Badano w szczególności technikę rozprzestrzeniania owadobójczej mgły, która jest w dużym stopniu zależna od siły wiatru, przy czym najkorzystniejsza średnia wydajność okazała się przy wartości 1 litr/min. Gdyby udało się zrealizować upowszechnienie tego sposobu dla celów rolno-leśnych, to ekonomiczne problemy akcji zakrojonych na większą skalę zmieniłyby się całkowicie. Przy stosowaniu 2–3 litrów/ha można by pokryć 80–100 ha aktywną mgłą w jednym locie jednego śmigłowca bez konieczności uzupełniania zapasów środka owadobójczego w zasobnikach. Inaczej natomiast przedstawia się użycie środków owadobójczych, sproszkowanych przy dawkach normalnych, tj. 25–30 kg/ha, wówczas samolot małego typu może obsłużyć zaledwie 10–15 ha w jednym locie, zabierając na pokład 250–300 kg preparatu owadobójczego. Liczba hektarów, które można pokryć aktywną mgłą, zależna jest również od prędkości lotu śmigłowca, należy mieć jednak szczególnie na uwadze równomierność rozsmucia mgły. Najlepsze warunki pracy są oczywiście przy braku wiatru, wówczas można bowiem opryskiwać z wysokości 3 m w zasięgu 50 m, co po przeliczeniu na



Rys. 9 — Śmigłowiec z aparaturą do rozpylania preparatów owadobójczych



Rys. 8 — Schemat aparatury rozpylającej stosowanej na samolotach CSS-13

przeznaczonych i odpowiednio wyposażonych do prac rolno-leśnych. Należy jednak podkreślić, że praca grupy śmigłowców nie może ograniczyć się tylko do jednego rodzaju zadań, ale powinna być wieloraka, zgodnie z harmonogramem kolejnych prac i zadań.

Do rozpylania preparatów można zastosować w śmigłowcu znane urządzenia i zamocować je po obu stronach kadłuba, nie naruszając zbyt wielkiej stateczności i innych właściwości tego samolotu (rys. 9).

W jednej z licznych prób pracy śmigłowców w gospodarce rolno-leśnej zastosowano tzw. „opylanie mgławicowe” środkami kontaktowymi, złożonymi z preparatów HCH i DDT, roz-

wydajność wynosi 100 ha/godz. Zabieg rozpylania mgły owadobójczej polega na zastosowaniu podwójnych wylotów, zakończonych cylindrycznymi rozpylaczami (dyszami), rozpraszającymi preparat kontaktowy (HCH + DDT w oleju) będący pod ciśnieniem. Rozprężenie preparatu, następujące przy wylocie dysz, wytwarza gęstą mgłę. Wielkość kropelek może być regulowana w zależności od potrzeby, począwszy od 1 do 50 mikronów, które pokrywając roślinę, są niewidoczne dla oka. Kropleki wielkości od 1–5 mikronów stanowią prawdziwy aerosol, który stosowany jest w medycynie i weterynarii, ostatnio zaś także w przetworach spożywczych. Kropleki wielkości od 5 do 25 mikronów stwarzają trwałą mgłę, tak zwaną suchą, kropleki zaś wielkości od 25 do 50 mikronów tworzą mgłę wilgotną, mniej trwałą, bardzo zbliżoną do normalnego atomizowanego rozpylania cieczy. Do wytwarzania mgły o różnej wielkości kropelek służą specjalne aparaty, które zamontowane na śmigłowcach pozwalają osiągnąć doskonałe rezultaty. Stosowano śmigłowce z tymi aparatami do prac ochronnych w rolnictwie, np. w pielęgnacji rzepaku, który niszczy jest przez szkodnika i to w okresie, kiedy rośliny są już wyrosnięte, gdzie użycie sprzętu naziemnego wyrządziłoby wielkie szkody. Dla przykładu wydajności pracy jednego śmigłowca można przytoczyć fakt osiągnięcia 600 godzin pracy w jednym sezonie, co stanowi w przypadku opryskiwania aktywną mgłą obsługę 18 000 ha, tzn. połowę liczby hektarów opylonych przez 8 samolotów dużego typu w warunkach szczególnie przychylnych.

WNIOSKI

Jak wynika z rozważań tego artykułu, gospodarka leśna, jak również i rolna w obliczu planowych zadań ogólnonarodowych wymaga właściwego zagospodarowania, opieki i kontroli. Jest przeto rzeczą jasną i zupełnie zrozumiałą, że wciągnięcie na szeroką skalę lotnictwa (w szczególności śmigłowców i samolotów np. typu CSS-13) do prac rolno-leśnych jest najbardziej celowe. Należałoby przeto stworzyć stałe jednostki operacyjne dysponujące kilkoma typami samolotów, w szczególności śmigłowców, przygotowanych do różnych prac rolno-leśnych, przy czym oczywiście jest możliwość ich eksploatacji w ciągu całego roku. Przykładowo zakres prac z dziedziny leśnictwa obrazuje umieszczona poniżej tabela.

Tabela poglądowa prac grupy samolotów w gospodarce leśnej

Miesiące w roku	I	II	III	IV	V	VI	VII	VIII	IX	X	XI	XII	U w a g i
Zagospodarowanie lasu, badania i kontrola													Szybka doradza kontrola i interwencja
Zajęcia fotogrametryczne													Ważne prace przy zagospodarowaniu lasu
Akcja przeciwpożarowa													Obserwacja i szybka pomoc w dostawie ludzi
Wymóz z lasu produktów nie drzewnych np. jagody, grzyby													Szybki transport owoców decydują o ich wartości
Wymóz drewna z terenów trudnodostępnych													Barażo korzystny wymóz szczególnie w górach
Badania warunków śnieżnych w górach													Obserwacje lawin
Badania trzęsawisk													
Zbiór nasion, zwłaszcza drzew szpilkowych													Jodła, Świerk, Modrzew.
Akcja ratownicza przeciwpowodziowa													Obserwacja zatorów lodowych.
Zwalczanie szkodników leśnych													Osnuja, Strzygonia, Barchatka.

PL-1154-7

Zazwyczaj względy ekonomiczne decydują o sposobie przeprowadzania upraw hodowli lub też walki ze szkodnikami tych roślin. Wobec jednak niewątpliwych osiągnięć w stosowaniu samolotów, a w szczególności śmigłowców w gospodarce rolno-leśnej nie może zabraknąć subsydiów na zorganizowanie stałej grupy lotniczej, pracującej dla tej dziedziny gospodarki narodowej. Biorąc pod uwagę niewątpliwie zalety śmigłowców

i z tym związaną celowość ich zastosowania do powyższych prac, należy umożliwić naszym konstruktorom wykonanie odpowiednich typów śmigłowców, po to, by usunąć zasadniczą i jedyną trudność ich użycia, wyrażającą się brakiem odpowiedniej liczby tego sprzętu.

Artykuł wpłynął dnia 2 stycznia 1954 r.

Mgr inż. KWIRYN ZUCHOWICZ

621.396.821:551.594

Wpływ wyladowań elektryczności statycznej na odbiór radiowy na samolocie oraz środki zaradcze

Autor omawia zagadnienie powstawania elektryczności statycznej, wskazuje źródła zakłóceń radiowych, objaśnia zjawiska ładowania samolotu elektrycznością, opisuje pomiar stopnia naładowania samolotu, omawia warunki rozładowania ładunku elektrycznego z samolotu oraz wskazuje sposoby zmniejszenia zakłóceń radiowych spowodowanych przez rozładowanie elektryczności statycznej samolotu.

WSTĘP

Wyladowania elektryczności statycznej z punktu widzenia oddziaływania na samolot w locie można podzielić na dwie grupy: pierwsza — najważniejsza — to wyladowanie elektryczności statycznej z samolotu, która powoduje zakłócenia w odbiorze radiowym i ta jest tematem niniejszego artykułu, druga — wyrównywanie ładunków elektryczności statycznej pomiędzy chmurami lub pomiędzy chmurami a ziemią — przy czym samolot może stanowić część drogi wyladowania atmosferycznego. Druga grupa powodująca tylko sporadyczne zakłócenia radiowe może w pewnych przypadkach być groźna dla całości samolotu.

Podczas złych warunków atmosferycznych niekiedy pewność lotu i życie załogi zależy od dobrej łączności radiowej pomiędzy samolotem i ziemią lub pomiędzy samolotami. Lecz gdy nastąpią wyladowania elektryczności statycznej z samolotu, sprzęt radiowy staje się często bezużyteczny i to w momencie najmniej odpowiednim, gdy podczas burzy pilot i nawigator chcieliby się dowiedzieć, gdzie się znajdują i otrzymać niezbędne informacje o rozmiarach burzy i o czasie jej trwania.

Stwierdzono, że zakłócenia w odbiorze radiowym od wyladowań elektryczności statycznej występują na szerokim zakresie częstotliwości, czyniąc nawet w stosunkowo małym wyladowaniu cały sprzęt radiowy bezwartościowym z wyjątkiem odborników na bardzo duże częstotliwości, które są stosowane do nawiązania łączności w zasięgu wizualnym. Wtórny niebezpieczeństwem zakłóceń radiowych jest czynnik psychologiczny. Gdy pilot nie może nawiązać łączności radiowej z powodu zaburzeń atmosferycznych, stara się znaleźć odpowiedni teren i lądując często w najmniej odpowiednich warunkach.

Na początku drugiej wojny światowej lotnictwo odczuwało dotkliwie trudności, jakie powodowały zakłócenia w odbiorze radiowym, spowodowane przez wyladowania elektryczności statycznej z samolotów. Strata z tego powodu wielu samolotów z załogą skłoniła do przeprowadzenia licznych badań nad środkami zaradczymi. Tworzono specjalne laboratoria, np. między innymi w formie dużego hangaru, gdzie do samolotu podwieszonego na izolatorach doprowadzano napięcie prądu stałego

o dowolnej wielkości, dochodzące do 1 200 000 V. Napięcie tak wysokie przyczyniało się do powstawania z ostrych krawędzi samolotu wyladowań snopiących, które były źródłem zakłóceń radiowych, bardzo podobnych do zakłóceń występujących podczas lotów w specjalnych warunkach, o których będzie mowa później.

Większość badań, dotyczących sposobów zmniejszenia zakłóceń radiowych, spowodowanych przez wyladowanie elektryczności statycznej, przeprowadzono w takim hangarze doświadczalnym. W laboratorium jednak nie można było odtworzyć wszystkich zjawisk, które występują podczas lotu, przeto używano również kilka samolotów różnych typów do przeprowadzenia badań uzupełniających w locie. Podczas badań w locie trudno było znaleźć — na żądanie — warunki, w których występowałyby naturalne zakłócenia w odbiorze radiowym, dostatecznie trwale w ciągu pewnego czasu i wystarczająco silne do przeprowadzenia prób, opracowano więc urządzenia, pozwalające ładować samolot podczas lotu w ściśle określony sposób.

Zastosowanie urządzenia do sztucznego ładowania samolotu podczas normalnych warunków atmosferycznych (bezburzowych), pozwoliło określić początkowe wartości napięć U_0 , przy których występują wyladowania snopiące z różnych części samolotu oraz umożliwiło dokonanie pomiarów porównawczych dla różnego rodzaju urządzeń, zmniejszających zakłócenia w odbiorze radiowym. Ponadto przeprowadzono doświadczalne loty w złych warunkach atmosferycznych tylko dla potwierdzenia niektórych punktów krzywych, otrzymanych w warunkach laboratoryjnych.

POWSTAWANIE ELEKTRYCZNOŚCI STATYCZNEJ

Zjawiska powstawania elektryczności podczas opadów atmosferycznych nie są jeszcze dotychczas wyjaśnione. Istnieje wiele hipotez odnośnie jej powstawania. Badania szły w dwu kierunkach: 1) Systematyczne rejestrowanie przez automaty wyladowań atmosferycznych i elektryczności sprowadzanej z deszczem; 2) Badania laboratoryjne dla określenia przyczyn powstawania wyladowań atmosferycznych. Badania wykazały, że w okresie pory deszczowej 75% elektryczności sprowadzonej

z deszczem miało znak dodatni. Stwierdzono, że gdy duże krople wody rozpryskują się w powietrzu na małe, wówczas woda staje się naładowana elektrycznością dodatnią, a powietrze — ujemną. Jeśli krople wody przed rozdrobnieniem miały ładunki dodatnie, po rozprysku ładunki ich wzrosły, gdy miały ładunki ujemne — zmalały. Dowiedziono, że krople wody, mające średnicę większą niż 5,5 mm są nietrwałe, gdy spadają w powietrzu i szybko rozpryskują się na mniejsze, przy czym krańcowa prędkość dowolnej kropli wody o średnicy mniejszej niż 5,5 mm nie przekracza 8 m/sek, gdy spada w spokojnym powietrzu o normalnej gęstości. Obserwacje te doprowadziły do stworzenia poniszszej hipotezy powstawania elektryczności.

Podczas burzy istnieją prądy wznoszące o prędkości większej niż 8 m/sek. Prądy te podtrzymują znaczne ilości wody, która nie może opaść z powodu wznoszącego się powietrza. Gdy prędkość ich po pewnej wysokości zacznie się zmniejszać z powodu rozplywania się masy powietrza na boki, woda będzie się gromadzić w formie kropeł, które ciągle przechodzą proces wzrastania z małych kropeł do dostatecznie dużych, aby znów ulec rozbiciu na mniejsze. Podczas każdego rozbicia kropli następuje rozdział elektryczności — woda otrzymuje ładunek dodatni, a powietrze odpowiadający ładunek ujemny. Ruch powietrza unosi z sobą ujemne jony, pozostawiając dodatnio naładowane krople wody. Dana masa wody może być wielokrotnie rozpryskiwana przed tym nim ostatecznie upadnie na ziemię i wobec tego może uzyskać duży ładunek dodatni. Jony ujemne unoszone z powietrzem są pochłaniane przez częste cząsteczki chmury w jej górnej części, która z biegiem czasu staje się naładowana ujemnie. Deszcz padający z takiej chmury będzie miał ładunki ujemne.

Przeprowadzona z grubsza ilościowa analiza wykazała, że rzad wielkości ładunków elektrycznych, powstających podczas rozpryskiwania kropeł wody jest wystarczający, aby spowodować efekty elektryczne, występujące podczas najsilniejszych burz.

Zjawiska elektryzacji chmur są również spotykane bez prądów wznoszących i szybkiej kondensacji wody. Wykazano, że zjawiska elektryzacji mogą powstawać przy rozdziale dowolnej substancji. Przeto podczas burz piaskowych i śnieżnych rozdzielanie ładunków występuje na skutek zderzania i ściągania się cząsteczek, w przybliżeniu w ten sam sposób, jak to ma miejsce podczas rozpryskiwania się kropeł wody, co powoduje gromadzenie się ładunków elektrycznych oraz powstawanie towarzyszących im zjawisk. Elektryzacja tego rodzaju rzadko powoduje wyladowanie w formie pioruna, chyba podczas burzy śnieżnej, kiedy złodowaciały śnieg lecąc do ziemi uzyskuje duży ładunek na skutek zderzania się z płatkami śniegu.

ŹRÓDŁA ZAKŁÓCEN RADIOWYCH

Zakłócenie odbioru radiowego może być spowodowane przez dowolny sygnał, usłyszany w odbiorniku, a nie wysłany przez współpracujący nadajnik.

Istnieje wiele źródeł, które powodują zakłócenia w odbiorze radiowym, jak:

1. Niewłaściwe zaprojektowanie elektrycznych urządzeń samolotowych.

2. Wyladowania atmosferyczne pomiędzy chmurami lub pomiędzy chmurami a ziemią. Zakłócenia powstające w ten sposób mogą być bardzo silne, ponieważ jednak trwają krótko i z długimi przerwami, nie uniemożliwiają odbioru radiowego.

3. Przeskoki iskier pomiędzy odizolowaną częścią metalową, naładowaną do wysokiego potencjału, a konstrukcją samolotu, które są jednak obecnie opanowane przez zastosowanie złącz umiastających.

4. Wyladowania snopiące. Jeżeli podczas lotu w specjalnych warunkach ładunki elektryczne zbierają się na samolocie, potencjał jego będzie wzrastał do chwili, póki ładunki nie zaczną spływać z ostrych krawędzi samolotu, a niekiedy z samej anteny w postaci wyladowań snopiących. Wyladowania te, o charakterze impulsów następujących często po sobie, trwają niekiedy godzinami, powodując bardzo silne zakłócenia w odbiorze radiowym, uniemożliwiając całkowicie łączność.

Gdy podczas badań okazało się, że najpoważniejszym źródłem zakłóceń są wyladowania snopiące, zarzucono stosowane dawniej środki zaradcze i zwrócono zasadniczy wysiłek w kierunku kontrolowania wielkości jak i charakteru tych wyladowań.

Wobec tego przystąpiono do gruntownych studiów zagadnienia elektrostatyki, sposobów ładowania i rozładowania samolotu, aby skutecznie tłumić zakłócenia radiowe spowodowane przez wyladowania snopiące.

ŁADOWANIE SAMOLOTU ELEKTRYCZNOŚCIĄ

Istnieją dwie zasadnicze przyczyny gromadzenia się ładunków elektrycznych na samolocie, podczas jego lotu, które powodują powstawanie wyladowań snopiących. Pierwsza i najważniejsza przyczyna ma miejsce podczas uderzania samolotu

przez pędzące płatki suchego śniegu i kryształki lodu (w znacznie mniejszym stopniu przez deszcz). Druga — przez indukcję zwaną ładowaniem „zewnętrznym”. Płatki śniegu czy lodu, uderzając o krawędź natarcia ześlizgują się po jej powierzchni i dzięki różnicy stałych dielektrycznych powierzchni metalu lub jego farby i suchych płatków śniegu, samolot uzyskuje ładunek jednego znaku, zwykle minusowy, podczas gdy równy mu, ale przeciwnego znaku, ładunek plusowy, zostaje zabrany przez śnieg. Ładowanie samolotu w ten sposób nazywa się „samoladowaniem”.

Rozkład pola elektrycznego zależy od gęstości powierzchniowej ładunku, który z kolei zależy od kształtów geometrycznych samolotu — im mniejszy promień krzywizny, tym większa gęstość ładunku, a zatem i natężenie pola elektrycznego.

Prąd „samoladowania” samolotu średnich rozmiarów, lecącego w specjalnie sprzyjających warunkach, może niekiedy przekraczać 500 μ A, a przeciętnie wynosi około 250 μ A. Napięcie prądu stałego wytworzone przez te prądy na samolocie często przekracza 500 000 V. Ładunek zbierający się na samolocie jest zwykle ujemny. Na wielkość prądu „samoladowania” mają wpływ następujące czynniki:

1. Rodzaj powierzchni samolotu.
2. Gęstość padającego śniegu, jego budowa i temperatura otoczenia.
3. Prędkość względna samolotu w stosunku do padającego śniegu.

Wpływ powierzchni. Badania wykazały, że wielkość prądu ładowania zależy od chemicznych właściwości powierzchni. Na przykład powierzchnia lekko natłuszczona przez potarcie dłonią, może nie tylko zmienić stopień naładowania, ale w pewnych przypadkach spowodować gromadzenie się ładunków przeciwnego znaku.

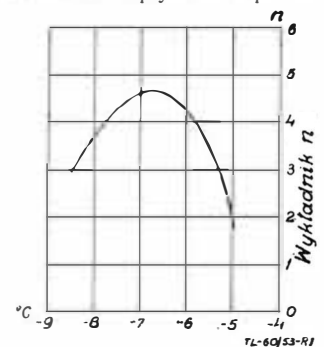
Próby czynione w celu uzyskania powierzchni, która ładowałaby się dodatnio, dla samoczynnego zneutralizowania powstających ładunków, dały pozytywne rezultaty. Pomalowanie aluminiowej powierzchni samolotu koloidalną krzemionką powoduje gromadzenie się dodatnich ładunków zamiast ujemnych, jednak z powodu nietrwałości takiej powierzchni, która zmienia swoje właściwości ładowania się dodatnio nawet po potarciu natłuszczoną szmatką, uzyskane pozytywne wyniki obecnie praktycznego zastosowania nie mają, co więcej — tego rodzaju środek nie posiada znaczenia przy ładowaniu „zewnętrznym”.

Wpływ śniegu i temperatury otoczenia. Podczas wielu lotów doświadczalnych stwierdzono, że samolot lecący z tą samą prędkością (320 km/godz) na tej samej wysokości (2500 m) ładował się tym silniej, im była większa gęstość padającego śniegu. Przy lekkim śniegu prąd ładowania wynosił 100 μ A, przy średnim 155 μ A. Stwierdzono również, że wielkość prądu ładowania wzrasta ze wzrostem energii uderzenia o krawędź natarcia. Co się tyczy budowy płatków śniegu, stwierdzono w większości przypadków, że płatki sześciokątne i pył śnieżny powodują najsilniejsze ładowanie.

Opady atmosferyczne w temperaturze powyżej 0°C powodują bardzo słabe samoladowanie. Liczne badania wpływu temperatury wykazały, iż dla wielu rodzajów powierzchni maksymalny stopień ładowania miał miejsce w temperaturze otoczenia minus 7°C, niezależnie od znaku gromadzonego ładunku. Informacje te powinny umożliwić służbie meteorologicznej przestrzeganie załogi samolotów o prawdopodobnych rejonach, w których będzie miała miejsce silna elektryzacja samolotów.

Wpływ prędkości. Warunki, w których występuje ładowanie samolotu, nigdy nie są dostatecznie stałe, aby przez zmianę prędkości samolotu łatwo można było określić zmianę jego stopnia ładowania. Jednak dokładna analiza wyników kilku setek lotów doprowadziła do wniosku, że przy stałej temperaturze, rodzaju śniegu i jego gęstości, prąd ładowania można wyrazić równaniem: $I = \text{stała} \times (\text{prędkość})^n$. Dla większości powierzchni średnia wartość n równa się 3. Z zależności tej widać, że pilot ma możliwość zmniejszania stopnia ładowania przez zmniejszenie prędkości lotu. Gdy uwzględniono wpływ temperatury stwierdzono, że wykładnik n zmienia się według krzywej podanej na rys. 1.

Ponieważ wierzchołek łopaty śmigła ma prędkość względem powietrza dwu- lub trzykrotnie większą od prędkości postępowej



Rys. 1 — Wpływ temperatury na wykładnik n w równaniu: prąd ładowania = stała $\times$ (prędkość) ^{n}

samolotu, zbadano, jaki udział w ładowaniu samolotu biorą śmigła. Wyniki badań, przeprowadzone na samolocie czterosiłkowym, ładowania przez śmigło w locie na wysokości 3000 m, podczas padającego śniegu podane są na rys. 2. Z krzywej widać, że przy natężeniu pola elektrycznego 200 V/cm prąd ładowania jednego śmigła wynosi 5 μ A, a czterech wyniesie 20 μ A.

Na rys. 3 podany jest prąd sztucznego ładowania w zależności od natężenia pola elektrycznego, mierzonego pod spodem kadłuba. Z wykresu tego widać, że do wytworzenia na samolocie natężenia pola elektrycznego 200 V/cm, prąd ładowania powinien wynosić 150 μ A. Zatem udział czterech śmigieł w ładowaniu samolotu wynosi około 13% całkowitego prądu ładowania. Należy zwrócić uwagę, że ładowanie śmigła zmienia swój znak, gdy natężenie pola elektrycznego wzrasta i od pewnej jego wartości śmigło zaczyna rozładowywać samolot. Ze wzrostem natężenia pola — rozładowanie znacznie przekracza prąd ładowania.

Ładowanie „zewnętrzne“.

Chmury burzowe wytwarzają silne pola elektryczne. Gdy samolot metalowy przelatuje w sąsiedztwie takich chmur, pole elektryczne indukuje w krańcowych jego częściach

ładunki przeciwnych znaków. Ponieważ w tym przypadku źródłem ładowania jest przestrzeń zewnętrzna samolotu, ładowanie takie nazywamy „zewnętrznym“.

Wielkość prądu płynącego od ośrodka burzowego przez przewodnictwo, dzięki jonom, będącym zawsze w powietrzu, zależy od wielkości ładunku zawartego w chmurze burzowej, od wymiarów i położenia przestrzennego samolotu w stosunku do chmury. Natężenie pola elektrycznego mierzone pod spodem kadłuba podczas silnej burzy wynosiło około 3400 V/cm. Prąd płynący do samolotu, pomierzony bezpośrednio przed wylądowaniem piorunu wynosił co najmniej 10 mA. Prąd o natężeniu 1 mA jest dość często spotykany przy ładowaniu „zewnętrznym“.

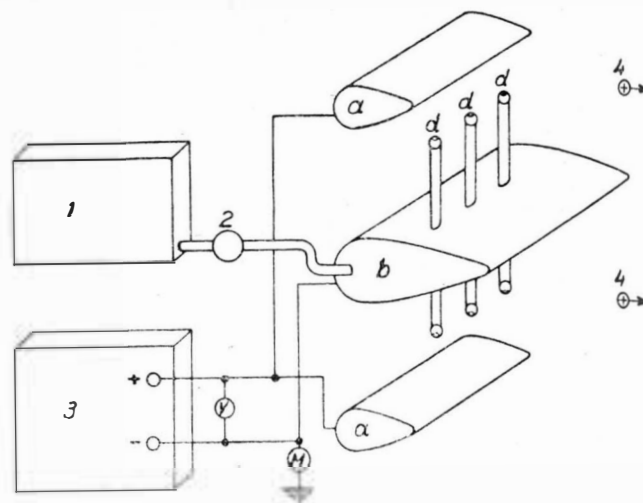
Prąd ten zarówno przy wejściu jak i przy wyjściu z samolotu powoduje wylądowania snopujące, które dają silne zakłócenia w odbiorze radiowym. Zjawiska powyższe mogą mieć miejsce nawet podczas pięknej pogody, gdy samolot znajduje się blisko aktywnego czoła chmury burzowej. Indukcja elektrostatyczna, mająca miejsce podczas wylądowań atmosferycznych, może mieć w

fewnych przypadkach poważne następstwa. Wylądowania w formie iskier o długości od kilku mm do trzech cm spowodowane przez indukcję elektryczną zaobserwowano w odległości kilku kilometrów od ośrodka zaburzenia atmosferycznego. W przedmiotach metalowych, izolowanych od otoczenia, na przykład w częściach metalowych szybowców lub samolotów o konstrukcji zasadniczo drewnianej, mogą wytworzyć się ładunki, dające znaczny potencjał w stosunku do otoczenia. Osoba dotykająca je w danym momencie spowoduje rozładowanie i odczuje silny wstrząs w przypadku, gdy pojemność naelektryzowanej części jest duża. Zjawisko indukcji elektrostatycznej w bezpośrednim sąsiedztwie piorunu może być w skutkach groźniejsze, gdyż długości iskier mogą dochodzić do 50 cm.

Istnieje jeszcze kilka mniej ważnych przyczyn gromadzenia się wolnych ładunków elektrycznych na płatowcu podczas lotu, jak na przykład ładowanie przez konwekcję. Wolne ładunki elektryczne, unoszone przez deszcz, dym, kurz itp., po zetknięciu się z samolotem przechodzą do niego po uzyskaniu elektrycznego kontaktu, po czym cząsteczki te mogą być zdmuchnięte już bez

ładunku pierwotnego. W tym przypadku ładunek zgromadzony na samolocie zależy tylko od wielkości i znaku ładunków unoszonych przez cząsteczki.

Proces ten może być odwracalny. cząsteczki wody odrywające się od krawędzi splotu samolotu mogą z sobą zabierać ładunki.



Rys. 4 — Urządzenie do sztucznego ładowania: 1 — zbiornik wody, 2 — pompa tłocząca wodę do zbiornika b, przez którego dysze d woda dostaje się ze zbiornika b, 3 — źródło prądu wytwarzające pole elektryczne pomiędzy częściami a i dyszami d, 4 — naładowane krople wody

Podczas lotu w piękną pogodę samolot uzyskuje mały ujemny ładunek, wytwarzający natężenie pola elektrycznego 7 V/cm, co odpowiada doprowadzeniu do samolotu napięcia 6000 V.

Samoladowanie ma tendencję do stałego zwiększania ładunku na samolocie, a zatem do zwiększania jego potencjału. Szybkość wzrostu potencjału jest bardzo duża, na przykład dla samolotu o pojemności około 780 μ F prąd ładowania 150 μ A podwyższa potencjał samolotu w stopniu

$$\frac{1}{c} = \frac{u}{dt} = \frac{150 \mu A}{780 \mu F} = 192000 \text{ V/sek}$$

Potencjał ten wzrastałby niekończąc, gdyby nie naturalne samowyladowywanie, które utrzymuje na samolocie pewien stały potencjał, zależny od kształtu krawędzi splotu.

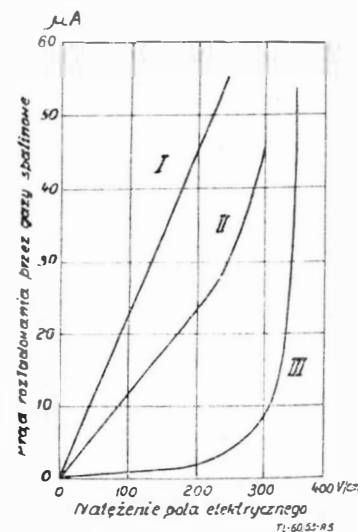
Pojemność typowego jedopłata, wyrażoną w cm², można z grubsza określić z jego wymiarów, biorąc 20% rozpiętości jego skrzydeł wyrażonych w cm.

POMIARY STOPNIA NAŁADOWANIA SAMOLOTU

Dla bezpośredniego pomiaru stopnia samoladowania samolotu przez opady atmosferyczne, zastosowano urządzenie do sztucznego ładowania podczas lotu.

Ponieważ samoladowanie daje zwykle ładunki ujemne, więc dla zneutralizowania tego ładunku urządzenie do sztucznego ładowania powinno wytwarzać ładunki równe co do wielkości, lecz przeciwnego znaku. Pomiar doprowadzonych ładunków różnych znaków może być dokonany przez pomiar pola elektrycznego na powierzchni samolotu. Gdy pole elektryczne jest równe zeru, wówczas nie ma ładunku na powierzchni samolotu, a zatem stopień sztucznego ładowania i samoladowania jest jednakowy.

Na rys. 4 podany jest schemat urządzenia do sztucznego ładowania. Ze źródła prądu otrzymuje się regulowane napięcie około 10 kV, które doprowadza się pomiędzy zewnętrzną część a urządzenia oraz środkową część, zbiornik b, zawierającą dysze d. Pole elektryczne wytworzone pomiędzy częściami a



Rys. 5 — Prąd rozładowania przez gazy spalinowe w zależności od natężenia pola elektrycznego pod kadłubem. Samolot ładowany ujemnie. I — przy pracy silników 1, 2, 3, 4; II — przy pracy silników 2, 3, 4; III — przy pracy silników 2, 3

oraz b z dyszami d indukuje ładunki elektryczne w kropkach wody, wychodzących z dysz d . Naładowane kropki wody są unieszone w powietrze, a samolot uzyskuje ładunek przeciwnego znaku w stosunku do ładunku uniesionego z wodą. Przy pomocy takiego urządzenia można podwyższyć (lub obniżyć) potencjał samolotu w stosunku do atmosfery i powodować wyladowania snopiące z zewnątrz, o małych promieniach krzywizny, części samolotu. Powstałe w ten sposób wyladowania są źródłem silnych zakłóceń w odbiorze radiowym.

Urządzenie do sztucznego ładowania jest odizolowane od samolotu, a tylko wyprowadzenie od miliamperomierza M , wskazującego wielkość prądu ładowania samolotu jest połączone z konstrukcją samolotu.

W czasie równowagi prąd wskazywany przez miliamperomierz jest równy sumie prądów rozładowania przez: a) wyladowania snopiące, b) przewodność powietrza oraz c) gazy spalinowe.

Przy 200 dyszach i napięciu 10 kV można otrzymać prąd rozładowania około 0,25 mA, który na samolocie doświadczalnym wytworzył pod kadłubem natężenie pola elektrycznego, wynoszące 450 V/cm, lub potencjał samolotu — około 500 000 V. Stopień zużycia wody wynosi 340 l/godz.

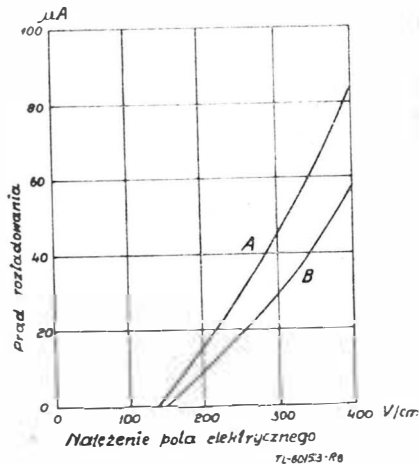
ROZŁADOWANIE ŁADUNKU ELEKTRYCZNEGO Z SAMOLOTU

Podczas zwykłych warunków, w których występuje ładowanie samolotu, stopień wzrostu potencjału wynosi w przybliżeniu około 50 000 V/sek. Ponieważ na większości samolotów wyladowanie snopiące występuje przy napięciu U_0 bliskim 200 000 V, przeto czas ładowania do chwili, w której rozpocznie się rozładowanie, jest krótki (kilka sekund). Stopień rozładowania jest taki sam jak i stopień ładowania i dzięki temu potencjał samolotu ustala się na pewnym poziomie. Stan ten może być zakłócony, jeśli stopień ładowania w jakimś momencie będzie bardzo duży. Naturalne rozładowanie samolotu, zależnie od decydujących czynników, możemy podzielić na:

1. Rozładowanie przez przewodnictwo powietrza;
2. Rozładowanie przez konwekcję;
3. Rozładowanie przez gazy spalinowe;
4. Rozładowanie przez wyladowania snopiące.

Powietrze ma wprawdzie bardzo małą przewodność, jednak dzięki niej przedmiot naelektryzowany, będący w tym ośrodku, utraci większość ładunku w czasie wynoszącym około 7 minut. Samolot naładowany podczas lotu traci w ten sposób część swego ładunku. Ten sposób rozładowania jest słabszy od rozładowania przez gazy spalinowe, a jest nieznaczny w porównaniu z wyladowaniami snopiącymi.

Stwierdzono, że samolot może się rozładowywać przez konwekcję. Gdy samolot leci podczas deszczu, kropki uderzają o jego przednią część i następnie



Rys. 6 — Zależność natężenia pola elektrycznego od prądu rozładowania z pręta aluminiowego o średnicy 6 mm, wystającego 30 cm: krzywa A — z końca skrzydła, krzywa B — z pionowego statecznika

plywają do części tylnej, skąd zostaną zdmuchnięte przez strumień powietrza. Gdy samolot jest naładowany, wówczas dzięki polu elektrycznemu, w odrywających się od samolotu kropkach wody będą się indukować ładunki tego samego znaku jaki ma samolot, a odpowiadające im ładunki przeciwnego znaku będą powodowały rozładowanie.

Gazy spalinowe z silników lotniczych dostarczają dużą ilość wolnych jonów, powstających przy spalaniu paliwa. Gdy konstrukcje rur wydechowych są takie, że pozwalają wyjść gazom spalinowym przed zupełnym ponownym połączeniem się jonów, pole elektryczne samolotu chwytwa jony przeciwnego znaku, a jednocześnie odpycha jony tego samego znaku i w ten sposób przyczynia się do rozładowania samolotu. Ciekawe jest, że sprawność gazów spalinowych jako rozładowacza, zależy w dużym stopniu od szczegółów wykonania rur wydechowych i od ustawienia przepustnicy gazu (rośnie tylko do pewnego składu mieszanki).

Próby pomiaru skuteczności rozładowania ładunku elektrycznego przez gazy spalinowe, przeprowadzone na czterosilnikowym

samolocie doświadczalnym, dały wyniki podane na rys. 5. Wykresy te podają wielkości prądu rozładowania w zależności od natężenia pola elektrycznego pod spodem kadłuba dla pracujących jednocześnie dwu, trzech lub czterech silników.

Punkty przebiegu na poszczególnych krzywych są to miejsca, w których potencjał osiągnął wartość U_0 , przy której rozpoczyna się wyladowanie snopiące dla danego samolotu. Rozładowanie do punktów przebiegu jest spowodowane głównie przez gazy spalinowe, gdyż rozładowania na skutek przewodzenia powietrza i konwekcji są nieznaczne. Z krzywych widać, że silniki zewnętrzne (1, 4) rozładowują skuteczniej niż silniki wewnętrzne (2, 3). Wytlumaczyć to można tym, że w rurach wydechowych silników wewnętrznych, dłuższych co najmniej dwukrotnie od rur wydechowych silników zewnętrznych, następowało ponowne połączenie się większości wolnych jonów.

Z powyższego wynika, że gdy stopień naładowania samolotu jest taki, że potencjał jego utrzymuje się poniżej wartości U_0 , przy której powstają wyladowania snopiące, wówczas prąd rozładowania, spowodowany przez gazy spalinowe ma duże znaczenie, lecz gdy potencjał samolotu wzrośnie powyżej tej wartości U_0 i powstaną wyladowania snopiące, wówczas prąd ich znacznie przekroczy prąd rozładowania przez gazy spalinowe.

Doświadczalnie stwierdzono, że gdy natężenie pola elektrycznego pod spodem kadłuba wynosiło 400 V/cm, prąd rozładowania spowodowany przez gazy spalinowe wynosił 12% całkowitego prądu rozładowania w tych warunkach.

Wyladowania snopiące są najskuteczniejszym naturalnym sposobem rozładowania samolotu. Gdy podczas ładowania potencjał samolotu rośnie, natężenie pola elektrycznego, w miejscach gdzie promienie krzywizny są bardzo małe, staje się tak duże, że warstwa powietrza przylegająca do ostrych krawędzi zaczyna słabo świecić. Świecenia te ze wzrostem potencjału przeistaczają się w wyladowania snopiące.

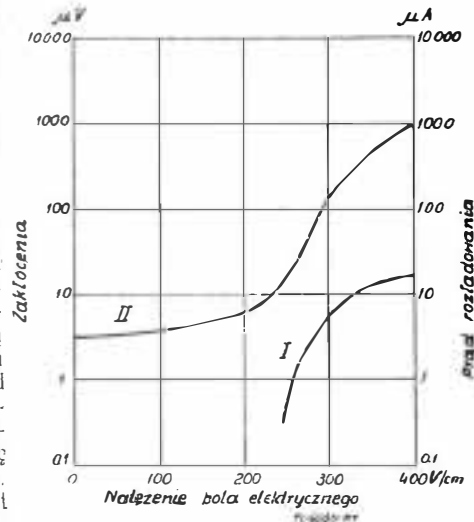
Takie części samolotu jak: antena, kołce łopaty śmigieł, krawędzie spływu skrzydła i usterzenia, są miejscami, gdzie wyladowania snopiące występują najsilniej. Każda z tych części, w zależności od kształtu, ma swój potencjał U_0 , przy którym rozpoczyna się wyladowanie snopiące. Na rys. 6 podana jest zależność pomiędzy natężeniem pola elektrycznego pod spodem kadłuba samolotu doświadczalnego a prądem rozładowania snopiącego z pręta aluminiowego o średnicy 6,0 mm, z półkolistym końcem, wystającego około 30 cm z końca skrzydła — krzywa A i z końca pionowego statecznika — krzywa B.

Przy zdejmowaniu tych krzywych ładunek ujemny doprowadzono do samolotu w locie przy pomocy urządzenia do sztucznego ładowania. Z krzywych widać, że wyladowanie snopiące powstaje, gdy natężenie pola elektrycznego osiągnie pewną wartość. Przebieg krzywej prądu rozładowania w zależności od natężenia pola elektrycznego jest podobny do krzywej prądu ładowania w zależności od natężenia pola elektrycznego podanej na rys. 3.

SPOSOBY ZMNIEJSZANIA ZAKŁÓCEŃ RADIOWYCH SPowodowanych PRZECZ ROZŁADOWANIE ELEKTRYCZNOŚCI STATYCZNEJ Z SAMOLOTU

Jak z powyższych rozważań wynika, rozładowanie elektryczności statycznej z samolotów ma miejsce głównie w postaci wyladowań snopiących, które są zasadniczym źródłem zakłóceń w odbiorze radiowym.

Zakłócenia w odbiorze radiowym, powstające przy wyladowaniach snopiących są wynikiem krótkotrwałych impulsów napięć o wysokiej amplitudzie. Impulsy te, powtarzające się okresowo, są źródłem promieniowania fal elektromagnetycznych, które są odbierane przez antenę i tą drogą dostają się do odbiornika.



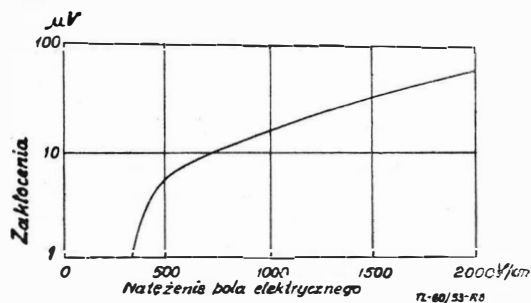
Rys. 7 — Prąd rozładowania (I) i charakterystyka zakłóceń (II) (300 kc) z anteny gołej o średnicy 1 mm w zależności od natężenia pola elektrycznego, zdjęte podczas „samoladowania”

Jeżeli częstotliwość impulsów jest duża, wówczas odbiór radiowy staje się utrudniony, a często niemożliwy.

Liczne badania wykazały, że gdy wyladowania snopiące mają miejsce bezpośrednio z anteny, powodują one bardzo silne zakłócenia w odbiorze radiowym, a stają się tym mniejsze im występują dalej od anteny. Antena, zabudowana na samolocie wzdłuż kadłuba od jego przedniej części do statecznika kierunkowego, jest szczególnie podatna do wyladowań snopiących.

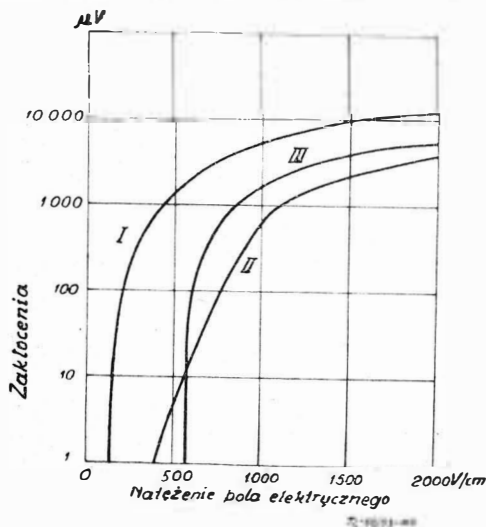
Na rys. 7 podany jest typowy wykres zakłóceń radiowych, spowodowanych przez wyladowania snopiące z anteny samolotu doświadczalnego, lecącego w warunkach samoladowania. Z krzywych widać, że zakłócenia radiowe rosną ponad dozволony poziom zakłóceń z chwilą powstania znacznego prądu wyladowań snopiących, po czym rosną w przybliżeniu proporcjonalnie ze wzrostem tego prądu.

Do pomiaru zastosowano miernik zakłóceń mierzący bezpośrednio sygnał zakłóceń w antenie w μV ; miernik ten był dostrójony na 300 kc, ponieważ zakłócenia tej częstotliwości są zwykle największe. Aby móc ocenić wielkość zakłóceń, wyrażonych w mikrowoltach, doprowadzonych do odbiornika a spowodowanych przez wyladowania z anteny i innych części samolotu, zaprojektowano antenę nie dającą praktycznie zakłóceń. Cel ten osiągnięto przez zawieszenie ponad anteną w odstępnie 10 cm sznura, nasyconego koloidalnym roztworem grafitu w wodzie. Sznur ten, o oporze 30 M Ω /m, stanowi ekran anteny przed elektrostatycznymi liniami sił, które kończą się na nim zamiast na antenie i w ten sposób zapobiega on wyladowaniom snopiącym z anteny.



Rys. 8 — Charakterystyka zakłóceń radiowych (900 kc) z anteny miedzianej o średnicy 3 mm, osłoniętej sznurem o dużej oporności, w zależności od natężenia pola elektrycznego

Amplitudy napięć krótkotrwałych, powstałych przy wyladowaniach snopiących ze sznura, są bardzo zmniejszone i zniekształcone przez duży opór włókien, a zatem sygnał zakłócający odebrany przez antenę jest znikomy. Na rys. 8 podana



Rys. 9 — Charakterystyki zakłócające dla trzech anten gołych, mierzonych przy 900 kc, na samolocie podwieszonym w hangarze: I — antena miedziana, $\phi = 1$ mm; II — antena miedziana, $\phi = 3$ mm; III — antena aluminiowa, $\phi = 3,9$ mm

jest zależność zakłóceń radiowych od natężenia pola elektrycznego dla anteny miedzianej o średnicy 3 mm, ekranowanej sznurem o dużej oporności. Charakterystykę tę otrzymano w hangarze doświadczalnym. Z krzywej widać, że dla natężenia pola elektrycznego, wynoszącego 1000 V/cm, poziom zakłóceń wynosi 14 μV , gdy na samolocie nie było akcesorii. Po zabudowaniu w krawędzi natarcia skrzydła rurki Pitota w odległości 6 m od anteny odbiorczej, poziom zakłóceń wzrósł do 30 μV

przy tym samym natężeniu pola elektrycznego. Dla zorientowania się odnośnie wyboru najodpowiedniejszego miejsca na zabudowanie różnych akcesorii, aby mieć możliwie małe zakłócenia w odbiorze radiowym, przeprowadzono następujące doświadczenie: na końcu skrzydła samolotu, będącego w hangarze doświadczalnym, zabudowano pręt metalowy o średnicy 6 mm. Po doprowadzeniu wzrastającego napięcia prądu stałego mierzono: natężenie pola elektrycznego, poziom zakłóceń i prąd rozładowania z pręta.

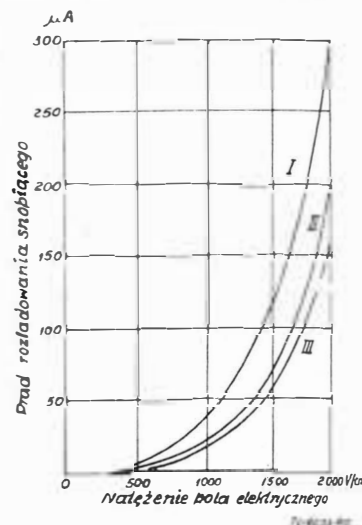
Stwierdzono, że poziom zakłóceń wzrósł nagle, gdy natężenie pola elektrycznego osiągnęło taką wartość, przy której powstało wyladowanie snopiące z pręta, a następnie zakłócenie rosło ze wzrostem tego prądu. Zakłócenia również wzrastały, gdy pręt przesunięto bliżej anteny odbiorczej. Na przykład zakłócenie dla danego prądu rozładowania z pręta zabudowanego na końcu skrzydła wynosiło 20 μV , gdy pręt ustawiono na stateczniku pionowym, zakłócenie wzrosło do 200 μV , a przy zamocowaniu na maszcie antenowym — wzrosło do 500 μV . Powyższe próby powtórzone w locie dały podobne wyniki.

Na rys. 9 podane są zależności poziomu zakłóceń od wielkości natężenia pola elektrycznego dla trzech różnych anten z drutu nieizolowanego i nieosłoniętego sznurem o dużej oporności. Porównując te krzywe z krzywą na rys. 8 widać, że wielkość zakłóceń spowodowanych przez różne akcesoria jest nieznaczna w porównaniu z zakłóceniami wytwarzanymi przez goły drut antenowy.

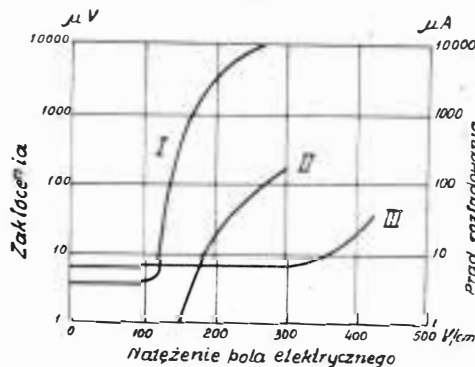
Gdy antena jest wykonana z drutu o małej średnicy, wówczas będzie ona jednym z pierwszych elementów, gdzie rozpoczną się wyladowania snopiące, z powodu małego promienia krzywizny i wysuniętego położenia. Aby podwyższyć napięcie, przy którym rozpoczynałoby się wyladowanie snopiące z anteny należałoby zwiększyć jej średnicę, ale z punktu widzenia aerodynamicznego niepożądane jest stosowanie anteny o średnicy większej niż 5 mm.

Anormalne zachowanie się anteny aluminiowej o średnicy 3,9 mm w porównaniu z anteną miedzianą o średnicy 3,0 mm, jest prawdopodobnie spowodowane nie jednakowymi powierzchniami tych metali.

Na rys. 10 podana jest dla różnych anten zależność wielkości prądu wyladowania snopiącego od wielkości natężenia pola elektrycznego, mierzonego pod spodem kadłuba. Pomiary wykonano



Rys. 10 — Prąd rozładowania dla trzech anten gołych w zależności od natężenia pola elektrycznego: I — antena miedziana, $\phi = 1$ mm; II — antena miedziana, $\phi = 3$ mm; III — antena aluminiowa, $\phi = 3,9$ mm



Rys. 11 — Zależność zakłóceń radiowych od prądu rozładowania przy sztucznym ujemnym ładunku podczas lotu: I — zakłócenia z anteny gołej, $\phi = 1$ mm; II — prąd rozładowania anteny gołej; III — zakłócenia z anteny izolowanej polietylenem

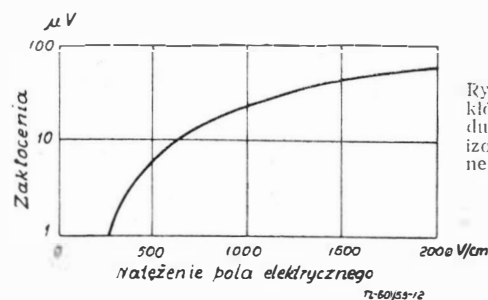
w hangarze doświadczalnym. Z porównania krzywych podanych na rys. 9 i 10, dla tych samych anten widać, że poziom zakłóceń rośnie bardzo szybko z chwilą, gdy zostanie osiągnięte dla danej anteny napięcie U_0 , przy którym rozpocznie się wyladowanie snopiące.

Ponieważ poziom zakłóceń radiowych jest tak krytyczną funkcją prądu rozładowania, przeto nie powinno się dopuścić, aby prąd rozładowania z anteny przekraczał więcej niż część μA , o ile chce się utrzymać łączność radiową. Dla zmniejszenia prądu rozładowania z anteny, a zatem dla zmniejszenia poziomu zakłóceń radiowych, próbowano różnych środków. Pierwszy polegał na pokrywaniu anteny materiałem izolacyjnym (plastyk,

zwany polietylen), aby zapobiec powstawaniu prądu rozładowania z anteny (patrz rys. 11), drugi — polegał na pokrywaniu anteny opłotem bawełnianym, impregnowanym roztworem wody i gliceryny. Duża ilość cienkich włókien opłotu o dużym oporze zmniejsza strumień czoła fali prądu rozładowania. W warunkach laboratoryjnych stwierdzono, że prąd rozładowania z takiej anteny, dochodzący do 300 μA pozwalał otrzymywać jeszcze zrozumiały odbiór. Na rys. 12 podana jest zależność zakłóceń radiowych od natężenia pola elektrycznego dla anteny pokrytej impregnowaną bawełną. Z krzywej widać, że zakłócenia są wyższe tylko o kilka μV w porównaniu z zakłóceniami otrzymanymi z anteny ekranowanej impregnowanym sznurem (rys. 8).

Próby w locie wykazały, że pierwszy sposób dawał dobre wyniki, ale tylko tak długo, póki warstwa izolacyjna nie została przebita przez nadmierne natężenie pola elektrycznego. Po uszkodzeniu izolacji chociażby w jednym punkcie zakłócenia były takie, jakby antena nie była izolowana wcale. Drugi sposób okazał się również zły podczas prób w locie, gdyż wiatr dmuchając na włókna zmieniał charakter rozładowania i powstawały silne zakłócenia w odbiorze radiowym.

Próby przeprowadzone z prętem metalowym o średnicy 6 mm, wykazały, że im dalej od anteny znajduje się miejsce rozłado-



Rys. 12 — Zależność zakłóceń radiowych od prądu rozładowania z anteny izolowanej, impregnowanej bawełną o dużej oporności

wania, tym zakłócenia radiowe są mniejsze, a próby z anteną pokrytą przędzą bawełnianą wykazały, że nawet duży prąd rozładowania nie jest groźny, gdy ma miejsce z materiału posiadającego dużą oporność.

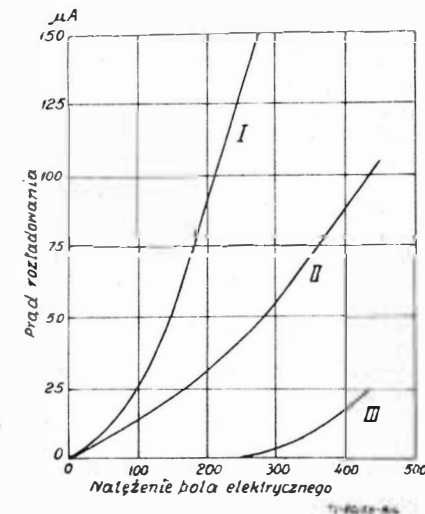
Powyższe spostrzeżenia nasunęły myśl obniżania potencjału samolotu przez wywołanie rozładowań snopjących. Aby jednak rozładowania te nie wytwarzały zakłóceń w odbiorze radiowym, powinny one mieć miejsce z materiału o dużej oporności, zaizolowanego możliwie daleko od anteny. Cel ten osiągnięto przez zastosowanie specjalnych rozładowaczy w miejscach, gdzie istnieją duże natężenia pola elektrycznego (np. końce skrzydeł). Stosowano wiele różnych typów rozładowaczy, jak na przykład: a) wysuwane podczas silnych zakłóceń z części ogonowej kadłuba cienkie druty oporowe w formie miotłki, b) luk wytwarzany przez prąd o częstotliwości radiowej, c) płomieniowe, d) knotowe.

molotu dużym oporem. Opór ten łagodzi szczyty impulsów powstających podczas rozładowań snopjących. Rozładowacze knotowe znalazły szerokie zastosowanie z powodu dużej skuteczności, niskich kosztów instalacyjnych i eksploatacyjnych. Rozładowacze knotowe wykonane są z materiałów włóknistych bawełnianych lub welnianych, nasączonych materiałem przewodzącym (roztwory srebra, grafitu). Nasycanie powinno być trwałe, aby materiał ten nie zmywał się łatwo podczas użytkowania. Dla wzmocnienia mechanicznego splecione włókna włożone są do rurki gumowej lub z plastiku o długości około 25 cm, przy czym końcowa część materiału włóknistego, na długości około 3 cm, jest odsłonięta. Ponieważ podczas lotu rozładowacz knotowy strzępi się oraz wypłukuje się materiał przewodzący, przeto po około 100 godzinach lotu należy obcinać część rurki izolacyjnej. Obcinanie rurki powoduje nie tylko odsłonięcie włókna, ale i poprawienie skuteczności działania, które zostało zmniejszone na skutek wypłukania się materiału przewodzącego. Na rys. 13 pokazano sześć rozładowaczy knotowych. Środkowe dwa są nowe; zabarwienie ich jest zupełnie ciemne na skutek impregnacji metalowej. Dwa po prawej stronie są gorsze w wykonaniu, a bawełna po stu godzinach lotu jest zupełnie biała. Dwa po lewej stronie, produkowane w innej wytwórni, zastosowane na tym samym samolocie — zachowały w tym samym czasie 60% skuteczności.

Na rys. 14 podane są zalety rozładowaczy knotowych, zastosowanych na samolocie doświadczalnym. Krzywe te przedstawiają prąd rozładowania samolotu w różnych warunkach, w zależności od natężenia pola elektrycznego mierzonego pod spodem kadłuba.

Z wykresu widać, że jeśli będą istniały typowe warunki samoladowania, wynoszące 100 μA , wówczas bez zastosowania rozładowaczy knotowych, natężenie pola elektrycznego na samolocie osiągnie wartość 430 V/cm. Przy takim natężeniu prąd wyladowań snopjących z anteny gołej o średnicy 1 mm wynosi 25 μA , który jest dostatecznie duży, aby uniemożliwić łączność radiową. Jednak, gdy zostanie zabudowanych sześć rozładowaczy knotowych, po dwa na końcach skrzydła i po jednym na wierzchołkach dwóch stateczników pionowych, przy tym samym prądzie ladowania, natężenie pola elektrycznego będzie tylko 200 V/cm, przy którym prąd wyladowań snopjących z anteny jeszcze nie występuje. Rozładowacze knotowe mogą być produkowane o dowolnym oporze w granicach od 10 omów do wielu megomów.

Ogólnie biorąc, im wyższy jest opór rozładowaczy, tym zakłócenia radiowe występują przy większym prądzie (na skutek tłumienia amplitudy impulsu). Na przykład poniżej 30 Ω zakłócenia radiowe są już nadmierne przy prądzie wynoszącym 1 μA dla 10 K Ω — 70 μA powoduje zauważalne zakłócenia, a dla 100 K Ω prąd rozładowania wynoszący 250 μA nie powoduje znacznych zakłóceń radiowych. Oczywiście ze wzrostem wielkości oporu dla wytworzenia danego prądu rozładowania, potencjał samolotu musi być wyższy, więc przy zbyt wysokich oporach urządzenie staje się nieskuteczne.

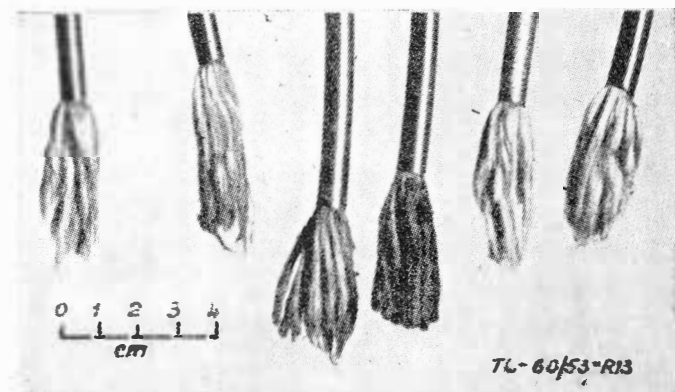


Rys. 14 — Zależność prądu rozładowania z samolotu doświadczalnego od natężenia pola elektrycznego podczas sztucznego ladowania: I — prąd rozładowania z samolotu z sześcioma rozładowaczami knotowymi, II — prąd rozładowania z samolotu bez rozładowaczy knotowych, III — prąd rozładowania z anteny gołej, $\phi = 1 \text{ mm}$

Wnioski

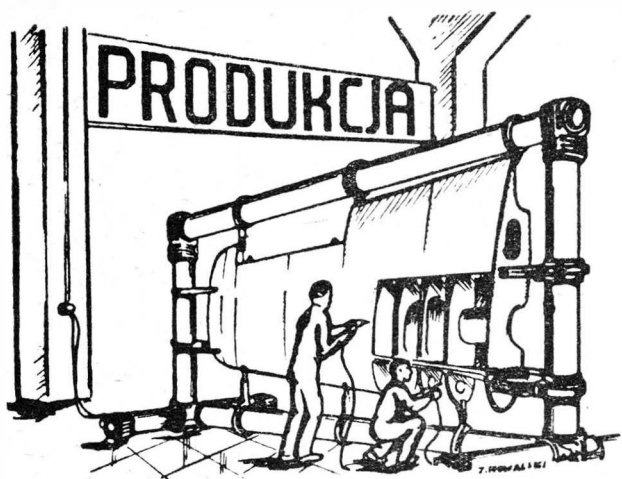
Z powyższych rozważań widać, że zakłócenia w odbiorze radiowym, spowodowane przez wyladowania elektryczności statycznej z ostrych krawędzi samolotu, można skutecznie zmniejszyć przez zastosowanie rozładowaczy knotowych. Przy zabudowaniu ich na samolotach należy uważać, aby w sąsiedztwie anteny były one typu „spokojnego“ o dużym oporze. Ponieważ rozładowania snopjące, występujące zdale od anteny, nie powodują tak silnych zakłóceń w odbiorze radiowym, przeto na końcach skrzydeł można stosować rozładowacze z cienkich drutów oporowych, które wprawdzie dają silniejsze zakłócenia, ale są znacznie trwalsze pod względem mechanicznym.

Artykuł wpłynął dnia 8 lipca 1953 r.



Rys. 13 — Rozładowacze knotowe. Para rozładowaczy po prawej stronie zniszczona po 100 godz. lotu; para po lewej stronie zachowała 60% swej skuteczności. Środkowe są nowe

Rozładowacze z drutów oporowych, zabudowane na krawędziach samolotu, obniżają jego średni potencjał, ale powodują zakłócenia w odbiorze radiowym, szczególnie, gdy są zabudowane w sąsiedztwie anteny. Rozładowacze lukowe i płomieniowe wytwarzają dużą ilość jonów, z których część o odpowiednim znaku jest odpychana przez pole elektryczne samolotu, nie powodując przerw iskrowych, a zatem nie wytwarzając zakłóceń w odbiorze radiowym. Rozładowacze lukowe nie znalazły szerszego zastosowania z powodu kłopotliwego ich użycia. Rozładowacze płomieniowe stwarza przy normalnej pracy każdy silnik lotniczy. Rozładowacze knotowe są o charakterze „spokojnym“, ponieważ rozładowanie następuje z ostrzy, oddzielonych od konstrukcji sa-



Mgr inż. ZBIGNIEW OSINSKI

G29.13.012 215:621.791

Fabrykacja spawanych kratownic kadłubowych

Artykuł omawia wykonywanie kratownic kadłubowych. Podaje sposoby przygotowania rur i wykonania zespołów. Omawia problemy konstrukcji przyrządów spawalniczych, spawania zespołów i prostowania ich. Następnie omawia składanie kratownicy w przyrządzie montażowym, jej spawanie, prostowanie i wykończenie. Podaje pobieżny przegląd stosowanych metod kontroli spawania. Celem Autora jest omówienie występujących przy fabrykacji kratownic kadłubowych problemów technologicznych w ujęciu praktycznym i warsztatowym.

1. Wstęp

Kadłuby, których częścią konstrukcyjną jest kratownica spawana z rur stalowych, są obecnie stosowane w budowie niedużych samolotów i śmigłowców. Stosuje się na ogół rury ze stali chromowo-molibdenowej o zawartości węgla 0,25% oraz chromowo-manganowo-krzemowej o zawartości węgla 0,3%. Rury te używa się w stanie normalizowanym. Wytrzymałość ich w tym stanie wynosi 60 do 70 kG/mm². Rury mają średnice stosunkowo niewielkie, a ścianki cienkie. Na ogół średnice używanych rur wahają się od 10/8 do 60/55.

Wykonanie kadłuba według kolejności możemy podzielić na:

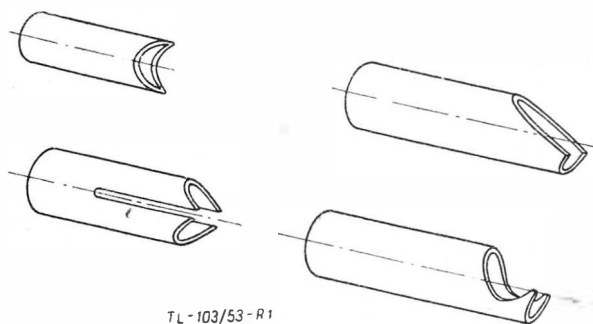
1. wykonanie elementów kratownicy: rur i okuć,
2. wykonanie zespołów kratownicy,
3. złożenie kadłuba z zespołów,
4. wykończenie kadłuba,
5. kontrola wykonania.

Wykonanie części nie będących rurami, a więc wszelkiego rodzaju okuć umieszczonych na kadłubie a służących do mocowania skrzydeł, stateczników, podwozia, łoża, sterownic, podłogi itp. nie będzie omawiane, gdyż nie różni się niczym od wykonywania innych elementów płatowca.

Według podanej kolejności wykonania omówimy przebieg wytwarzania kratownic i związane z tym problemy technologiczne.

2. Przygotowanie rur

Rury wchodzące w skład kadłuba muszą być odpowiednio przygotowane przed montażem. Przygotowanie polega na nadaniu im wymiarów i kształtu, umożliwiającego ich wpasowanie w kratownicę kadłuba. Przygotowanie polegać będzie na pocięciu rur o średnicach określonych rysunkiem na odpowiednie wymiary oraz wykonanie zakończeń tych rur zgodnie z rysunkiem. Cięcie rur może być wykonane ręcznie przy użyciu pilki oraz maszynowo przy użyciu piły tarczowej, krótkie odcinki rur (poniżej 100 mm) wygodnie tną się na tokarce. Cięcie ręczne może być stosowane tylko przy produkcji jednostkowej.



Rys. 1 — Przykłady zakończenia rur

Rodzaje zakończeń, jakie powinny mieć rurki, są różnorodne i zależą od kształtu kraty i konstrukcji węzłów. Rys. 1 przedstawia kilka typowych kształtów zakończeń rur kadłubowych. Do wykonania tych zakończeń stosuje się szablony (rys. 2). Szablon składa się z dwóch odcinków rur połączonych prętem o profilu ceowym, kątowym lub teowym. Rury szablony mają wewnętrzną średnicę nominalną równą średnicy rury obrabianej. Brzegi rury mają wymagany kształt zakończenia. Rury szablony są cementowane i hartowane. Długość szablony ustalona prę-

tem łączącym równa jest długości rury. Zwykle rury szablony są przecięte w celu łatwiejszego wkładania rury obrabianej. Szablony mają dwojakie zastosowanie. Możemy w szablonie obrysować kształt rury, a obróbić go po wyjęciu z szablony. Możemy też rurę włożoną w przyrząd obróbić w nim, przecinając jej brzegi według brzegów szablony. Ostatnia metoda jest częściej stosowana. W tym przypadku rozcięte końce rur można ścisnąć przy użyciu śruby ściągającej, w celu zapewnienia mocowania rury w szablonie.

Stosuje się następujące metody obróbki końców rur:

1. Wycięcie rurki pilką ręczną, wykończenie pilnikiem. Piluje się w szablonie lub według rysy. Obróbka taka jest bardzo pracochłonna i może być zastosowana tylko w produkcji jednostkowej. Szczególne zastosowanie może mieć do wycinania rur bardzo małej średnicy oraz rur dużej średnicy o grubych ściankach.

2. Obcięcie rury nożycami. Stosuje się nożyce specjalne o szczękach (ostrzach) krótkich i odpowiednio wygiętych. Tnie się według rysy, a więc nie w szablonie. Jest to więc też obróbka ręczna, ale wydajniejsza od pilowania. Przy dobrym wykonaniu nie jest potrzebne pilowanie i rury obcięte nożycami mogą być bezpośrednio spawane.



Rys. 2 — Szablon do wykonania zakończeń rur

3. Obcinanie rur na dziurkarcie. Obcinanie przeprowadza się w szablonie. Na normalnej matrycy jest niemożliwe wycięcie brzegów rury. Do obcinania rur trzeba wykonać specjalne matryce. Matryce muszą być wymienne, dla różnych średnic rur. Obróbka ta jest wydajniejsza od poprzednich. Nadaje się ona do produkcji seryjnej. Matryce są uniwersalne i zastosowane mogą być do różnych rur, oczywiście posiadających te same lub zbliżone średnice. Dokładność obróbki jest wystarczająca jako przygotowanie do spawania. Do wycinania wąskich a głębokich wycięć w rurach, których końce zachodzą na blachy węzłowe, używa się frezarki. Podobnie frezuje się inne wycięcia pod blachy węzłowe (położone w dowolnych miejscach rur).

Wszystkie rury stosowane do produkcji kadłuba muszą być oczyszczone. Szczególną uwagę poświęca się oczyszczeniu wnętrza rury. Po zespawaniu kadłuba do wnętrza rury nie ma dostępu i nie można jej zabezpieczyć przed korozją. Nie można też kontrolować wnętrza rury po spawaniu. Rury wewnątrz czyszczy się przed spawaniem szczotkami stalowymi. Do czyszczenia używa się specjalnego urządzenia. Główną jego częścią jest długi obracający się trzpień (napęd silnikiem elektrycznym). Na trzpień nasadza się szczotki. Czyszcimy rurę nasuwając ją na wirujące szczotki. W braku takiego urządzenia można do czyszczenia zastosować ręczne wiertarki elektryczne. Zamiast wiertła mocuje się w uchwycie wiertarki trzpień, na który wsadzamy szczotki. Wiertarkę mocuje się na stałe w imadle w położeniu poziomym. Proces czyszczenia przebiega podobnie jak we wspomnianym urządzeniu. Oczyszczone wnętrza rury poddaje się kontroli, po czym zabezpiecza się je przez posmarowanie cienką warstwą oleju.

Rury pocięte, obróbrane i oczyszczone powinny być posegregowane i poukładane w skrzynkach. Skrzynki oznaczyć należy

numerami rysunków odpowiednich rur oraz wymiarami ich średnic i długości. Skrzynki z rurami wydaje się pracownikom wykonującym podzespoły kratownicy.

3. Podział kratownicy na zespoły

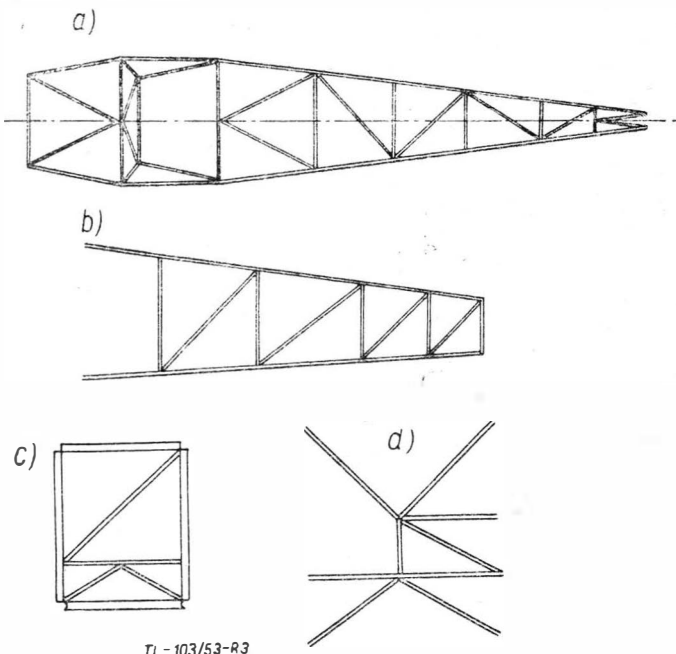
Dla ułatwienia, a często w ogóle dla umożliwienia wykonania kratownicy kadłuba dzieli się ją na zespoły składowe. Zespoły takie wykonuje się oddzielnie. Zespoły są prostsze do wykonania w porównaniu do wykonania całego kadłuba w jednym przyrządzie. Szczególnie ważna jest także większa łatwość prostowania takich zespołów po spawaniu. Dzięki temu łatwiej w końcowym efekcie uzyskać kratownicę o wymaganym kształcie i wymiarach. Rozdzielenie kratownicy na zespoły umożliwia podział pracy i zwiększa front robót przy kadłubie. Umożliwia również większą specjalizację pracowników wykonujących stosunkowo niewielką liczbę czynności przy wydzielonym zespole kadłuba. Te czynniki znakomicie ułatwiają zorganizowanie produkcji większej liczby sztuk.

Podział kratownicy na zespoły dokonuje się w ten sposób, aby były one możliwie proste i łatwe do wykonania. Następnie ważne jest, aby zespoły te dały łatwo łączyć się w kratownicę kadłuba przy użyciu niedużej ilości spoin. Wykonanie zespołów musi zapewniać od razu ustalenie ważnych wymiarów pomiędzy okuciami kadłuba, które w wyniku podziału znajdują się w danym zespole. Zespoły winny być tak dobrane, aby przyrządy do ich wykonania były jak najprostsze.

Geometrycznie biorąc kratownica kadłuba jest wielościanem złożonym ze ścian płaskich. Ściany te posiadają formę krat. Można w typowej kratownicy kadłuba wyróżnić następujące ściany (kraty):

1. ścianę (kratę) górną,
2. „ ” dolną,
3. dwie ściany (kraty) boczne,
4. kratę (ramię) przednią,
5. kratę (ramię) tylną,
6. przegrody (ramy lub kraty) wewnętrzne.

Często w kratownicy kadłuba znajdują się jeszcze kraty centralnej części skrzydła, stanowiące przedłużenie dźwigarów skrzydłowych, oraz kraty poziome łączące jc. Poza tym często są pomocnicze kraty, stanowiące podłogi lub pomosty pod różne urządzenia samolotu, np. pod urządzenia sterownicze lub nód przyrządu pokładowe.



Rys. 3 — Przykłady krat

Najwygodniej jest podzielić kadłub na zespoły, tworzące kraty płaskie. Wtedy mamy proste przyrządy i łatwo możemy taką kratę wykonać. Sąsiadujące ze sobą kraty mają wspólne rury, np. ściany górna i boczna mają wspólne podłużnice górne. W takich przypadkach wykonujemy jako zespół jedną z sąsiadujących krat. Jeżeli drugą kratę można wykonać bez tej wspólnej rury, to wykonujemy ją w ten sposób. Często nie można tak postąpić, gdyż wspomniana wspólna rura jest podstawowym wiążącym elementem kraty. Wtedy oczywiście takiej kraty wykonać nie można. Tak więc wykonując główne ściany kadłuba (górną, dolną i boczną) musimy wybrać z dwóch możliwości:

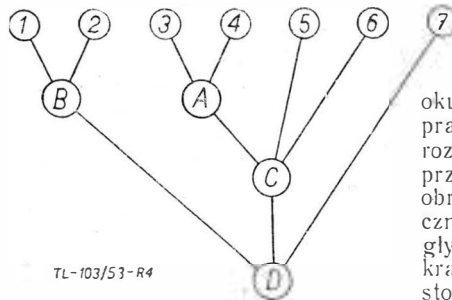
I. wykonujemy górną i dolną, a rury ścian bocznych składa się w przyrządzie montażowym całej kratownicy,

II. wykonujemy ściany boczne, a rury wchodzące w skład ścian górnej i dolnej składamy w przyrządzie montażowym całej kratownicy.

Obranie jednej z tych dwóch koncepcji zależy od:

1) stopnia łatwości wykonania krat oraz stopnia łatwości wykonania przyrządów do nich zgodnie z obraną wersją,

2) stopnia łatwości i pewności zachowania ważnych wymiarów okuć, znajdujących się na kadłubie. Np. jeżeli przez górną kratę kadłuba przechodzą dźwigiary, na końcach których umocowane są okucia skrzydłowe, to celowe będzie wykonywać jako zespół kratę górną. Wtedy łatwo przyspawamy okucia w przyrządzie montażowym tej kraty. Nakładki okuć można na gotowo wyspawać w tym przyrządzie. Wykonanie całkowite



Rys. 4 — Schemat stopniowego mon-
iażu królowic

kratownicy. Ten sposób wykonania jest więc trudniejszy. Oczywiście, o ile zdecydujemy się na wykonanie kraty górnej, to musimy wykonać i dolną, a boczne muszą być złożone w przyrządzie głównym z oddzielnych rur.

Na rysunku 3 widzimy kilka przykładów krat. Rys. *a* przedstawia ścianę górną kratownicy. Rys. *b* tylną część ściany bocznej. Rysunki *c* i *d* przedstawiają przegrody (ramy) wewnętrzne kratownicy. Krata *d* jest wykonana bez ograniczających rur, które są spawane w sąsiadujących prostokątach do niej kratkach.

Dzieląc kratownicę na kraty, myślimy o tym, jak będziemy je składać. Można tu wyróżnić dwa sposoby podziału:

1. podział umożliwiający montaż skłopiowy,
 2. podział narzucający montaż jednoczesny wszystkich krat.
- Omówimy te sposoby na przykładzie. Niech kratownica na-
a składa się z następujących elementów:

1. krata górna część tylna
2. krata dolna część tylna
3. dźwigar przedni kadłubowy
4. dźwigar tylny kadłubowy
5. krata górna część przednia
6. rama wewnętrzna.

(Kadłub posiada wystającą na boki środkową część skrzydła na stałe spawaną z kadłubem).

Montaż przebiega następująco:

A. Spawamy w przyrządzie dźwigarową część kratownicy, a więc dźwigar przedni i tylny wraz z łączącymi je rurami, tworząc zamkniętą część dźwigarową kratownicy.

B. Spawamy w przyrządzie część tylną, złożoną z kraty górnej i dolnej oraz rur łączących te kraty i tworzących kraty boczne.

C. Spawamy w przyrządzie przednią część kadłuba, łącząc część dźwigarowa z ramą przednią.

D. Spawamy część przednią z tylną oraz ramy wewnętrzne. Schemat kolejności montażu przedstawia rys. 4.

Niedogodnością takiego sposobu montażu jest konieczność wykonania czterech przyrządów montażowych przestrzennych i stosunkowo skomplikowanych. Zaletą jest większa łatwość uzyskania prawidłowych kształtów i wymiarów kadłuba oraz rozbić niewątpliwie trudnej pracy przy montażu jednoczesnym całości na szereg prostszych montażi.

Drugi sposób polegałby na wykonaniu oddzielnych krat płaskich i połączeniu ich od razu w jedną całość w jednym przyrządzie. Oszczędzamy w ten sposób na kosztach przyrządowania, ale wykonanie kratownicy jest trudniejsze i wymaga pracowników wyżej kwalifikowanych. Na wybór jednego z tych dwóch sposobów ma wpływ także plan produkcji. Jeżeli produkujemy dużą liczbę sztuk, to opłaca się zbudować więcej przyrządów i pracę rozdzielić na więcej czynności. Przy małej liczbie sztuk koszty przyrządowania i zajmowana przez nie

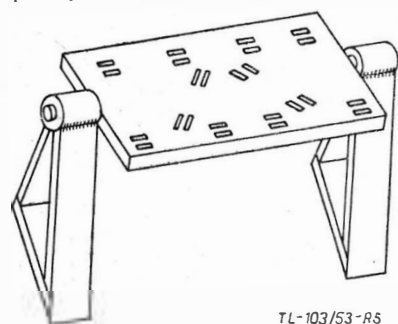
okuć zapewni nam uzyskanie prawidłowego wymiaru ich rozstawienia po wyjściu z przyrządu kraty. Gdybyśmy obrali wykonanie ściany bocznej, to okucia albo nie mogłyby być przypinane do kraty (nakładki okuć są prostopadłe do kraty), albo można by przypinąć częściowo, a wykończyć na przyrządzie montażowym całej

powierzchnia hali fabrycznej skłaniają nas do obrania jednoczesnego montażu.

Decydującym jednak czynnikiem o obiorze jednego z dwóch opisanych sposobów podziału (a co za tym idzie i montażu) jest konstrukcja kadłuba. Nierzadko kadłub posiada konstrukcję skomplikowaną i jednoczesny montaż jest niemożliwy lub bardzo trudny. Musimy wtedy stosować montaż stopniowy, choćby liczba produkowanych sztuk była bardzo mała. Inne proste konstrukcje, szczególnie małych samolotów sportowych, dadzą się łatwo składać w jednym przyrządzie, tak, że stosowanie stopniowego montażu nie jest celowe nawet przy dużej liczbie sztuk.

4. Przyrządy do spawania zespołów

Wykonanie krat odbywa się w przyrządach. Z grubsza możemy przyrządy podzielić na przyrządy do szepiania i przyrządy do spawania. W pierwszych układamy przygotowane rury, mocujemy okucia i szepiamy punktami wężły. Po wyjęciu z przyrządu spawamy kratę w stanie wolnym. W drugim ułożona kratka zostaje całkowicie pospawana w przyrządzie. Często pewnych szczegółów nie można wypawać w samym przyrządzie, wtedy wykańczamy takie spoiny po wyjęciu z przyrządu.

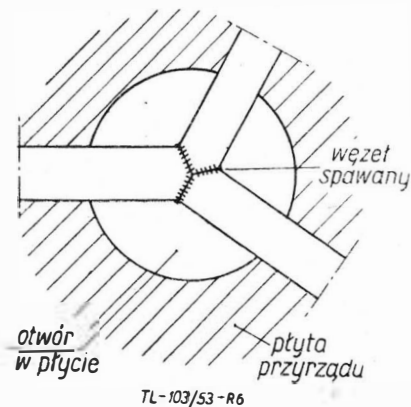


TL-103/53-RS

Rys. 5 — Stół do spawania kraty płaskiej

Na ogół kraty są płaskie lub mają małe krzywizny, albo składają się z kilku lekko skośnie względem siebie ustawionych ścian. Toteż przyrządy do spawania ich są to stoły montażowe. Na płycie stołu umocowane są zaciski, w których mocuje się rury. Płytka wykonana jest z drewna i obita blachą, lub z blachy stalowej. Stoły mogą być stałe lub obrotowe. Stoły stałe służą tylko do szepiania, gdyż nie możemy na nich wypawać węzłów. Najczęściej stosowane są stoły obrotowe. Płytka stołu posiada czopy osadzone w łożyskach podpór stołu. Dzięki temu płytka może się obracać i spawacz ma do niej dostęp z obu stron (rys. 5).

Rury spawanej kraty umocowane są w zaciskach znajdujących się na stole. Rury nie leżą zwykle na stole, a znajdują się na powierzchni leżącej powyżej płaszczyzny stołu. Dla umożliwienia spawania węzłów z obu stron w przyrządzie wykonuje się wycięcia w płycie stołu, w miejscach, w których znajdują się węzły kraty (rys. 6).



TL-103/53-R6

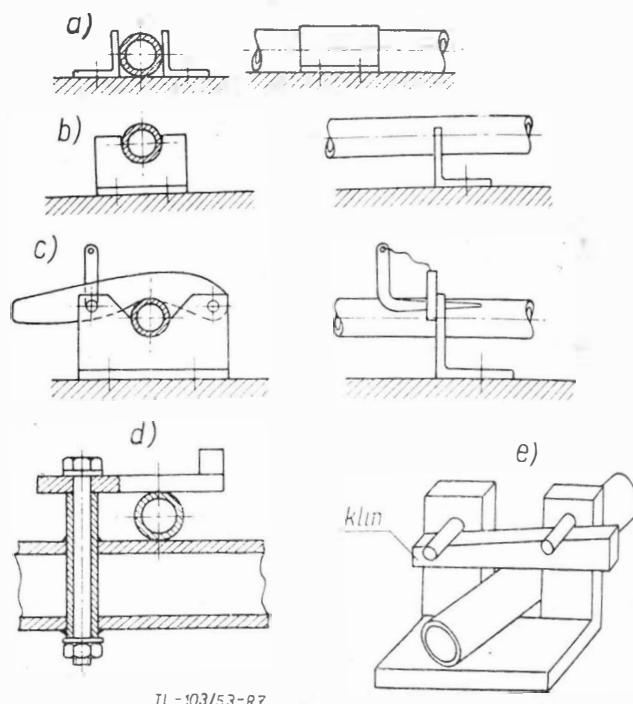
Rys. 6 — Wycięcie w stole spawalniczym pod węzłem

też złożoną z kilku płaszczyzn przecinających się. Zaciski na rys. c są obrotowo umocowane na płytkach ustalających. Kolek przyczepiony na łańcuszku przetyka się przez otwór zacisku i w ten sposób unieruchamia rury. Zacisk przedstawiony na rys. d składa się ze sworzni i z ramienia dociskającego. Zaciskanie rurki odbywa się przez obrót ramienia. Prosty i pewnie dociskającym elementem jest klin, którego zastosowanie przedstawia rys. e.

Często spawamy kratę bez ograniczających ją rur skrajnych (patrz kratka d rys. 3). Rury muszą być tak ustawione, aby pasowały potem do skrajnej rury, która będzie wspawana w kracie sąsiadującej. Aby umożliwić dokładne ich ustawienie, stosuje się w przyrządzie rurę ustalającą, która naśladuje rurę skrajną kraty. Taką rurę wsuwa się w łożyska znajdujące się na stole. Po wypawaniu kraty rurę wyciąga się z łożysk, aby

umożliwić wyjęcie kraty z przyrządu. Przykład takiej rury widzimy na rys. 8.

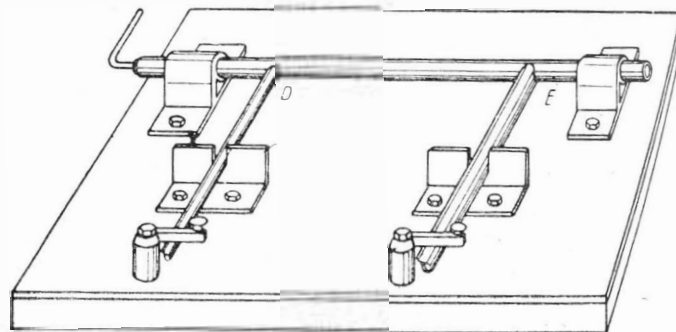
Na rys. 9 widzimy podobną rurę ustalającą kątową. Rura ta osadzona jest na sworzniu i może się obracać. Rura ta, po ustawieniu, musi być zablokowana przy pomocy kolka w położeniu, w którym wpasowuje się odpowiednią rurę do spawania. Po wyjęciu kolka i obróceniu rury można kratę bez przeszkód wyjąć.



TL-103/53-R7

Rys. 7 — Płytki ustalające i zaciski przyrządów spawalniczych

Do krat spawa się okucia. Dla umocowania i ustalenia okuć umieszcza się na przyrządzie w odpowiednich miejscach okucia ustalające. Okucia takie wykonane są jako współpracujące z okuciami kraty. W trakcie składania kraty okucia kraty zakłada się na okucia ustalające przyrządu i kolkuje. Przykład takiego mocowania okuć przedstawiony jest na rys. 10.



Rys. 8 — Rura ustalająca

W czasie pracy należy pamiętać o tym, aby kolek i okucia smarować grafitem, który zapewnia smarowanie, a uniemożliwia przypalenie smaru.

Większe przyrządy zamiast stołu, który wypadłby ciężki i drogi, wykonuje się w formie ramy z profilów lub rur, do której mocuje się zaciski rur. Przykład konstrukcji takiego przyrządu widzimy na rys. 11.

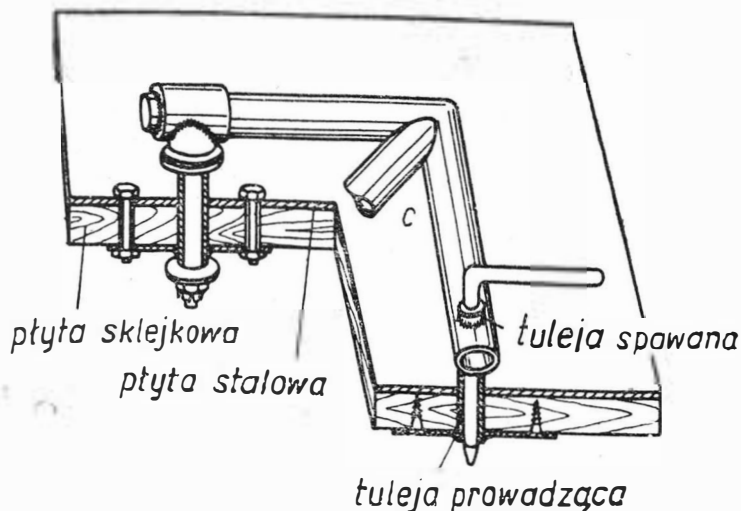
5. Spawanie zespołów krat

Spawanie krat jest pracą bardzo odpowiedzialną, poprawne więc jego przeprowadzenie wymaga:

1. doboru fachowych spawaczy,
2. przestrzegania ogólnych zasad spawania, a w szczególności kierunków układania spoin,
3. opracowania właściwej kolejności spawania węzłów.

Kryterium decydującym przy rozwiązaniu ostatniego zagadnienia jest wielkość naprężeń powstających w czasie spawania oraz wielkość ostatecznych odkształceń i naprężeń pozostających w rurach po ostygnięciu. W kilku poniższych punktach scharakteryzujemy ogólnie, od czego zależą te wielkości*).

* Autor przygotowuje do druku artykuł, w którym będzie podana dokładniejsza analiza tego zagadnienia.

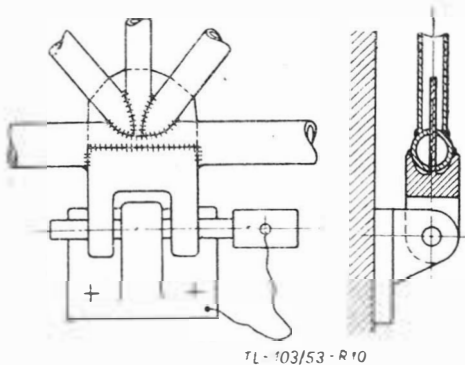


Rys. 9 — Rura narożna ustalająca

1. Przy spawaniu krai bez przyrządu.

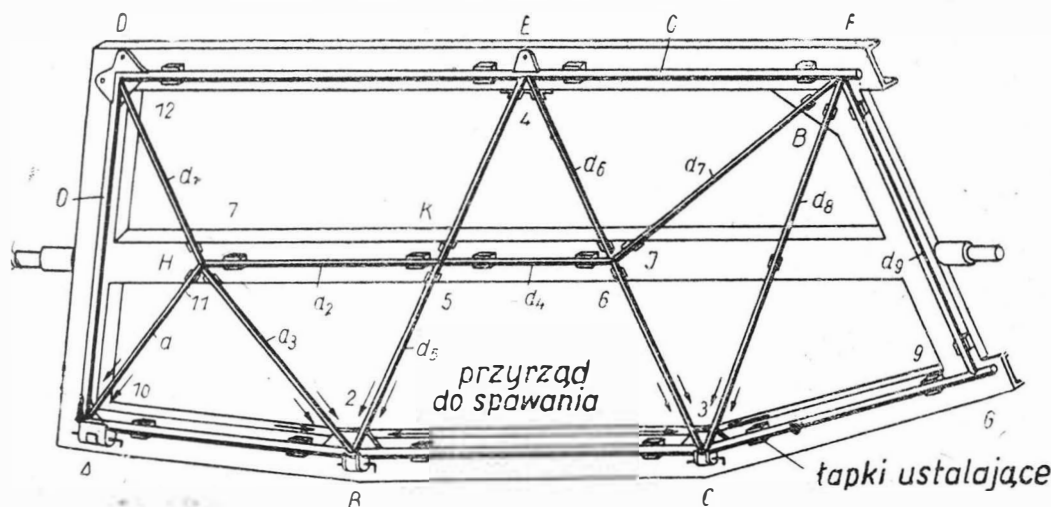
a) Jeżeli spawamy rurę swobodną, np. spawamy rurę jednym końcem, a drugi jest jeszcze wolny i posiada odpowiedni luz, to rura odkształca się swobodnie przy grzaniu i stygnięciu i naprężenia w niej nie powstają.

b) Jeżeli rura nie jest swobodna (drugi koniec wstawiany wcześniej), to odkształceniom rury przeciwdziałają sprężystości współpracujące z nią rury. W czasie grzania w rurze powstają naprężenia ściskające, których wielkość zależy od wielkości odkształcenia cieplnego (jakie posiadałaby rura swobodna), oraz od sztywności kraty. Gdy temperatura najbardziej nagrzanego przekroju przekroczy 600°C, granica sprężystości materiału spada praktycznie do zera. Wobec tego naprężenia w rurze także spadają do zera. Przy stygnięciu rury naprężenia nie istnieją w niej do chwili osiągnięcia temperatury poniżej 600°C w na-



Rys. 10 — Mocowanie okucia w przyrządzie

bardziej nagrzanym przekroju rury. Dalsze stygnięcie powoduje powstanie i wzrost naprężeń. Ostateczne naprężenia i skurcz rury po ostygnięciu zależą od wielkości cieplnego odkształcenia rury odpowiadającego momentowi osiągnięcia temperatury 600°C przez najbardziej nagrzaną część przekroju rury oraz od sztywności kraty. Jeżeli krata jest bardzo sztywna — to skurcz jest nieduży, a naprężenia duże. Mogą one osiągnąć wartość granicy



Rys. 11 — Konstrukcja przyrządu z profilów

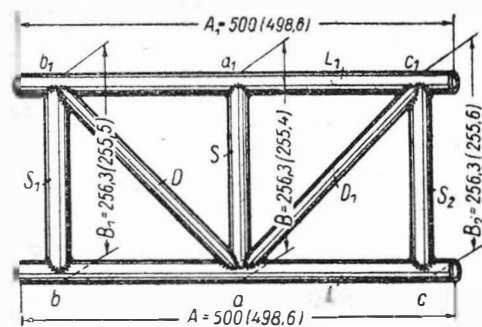
bardziej nagrzanym przekroju rury. Dalsze stygnięcie powoduje powstanie i wzrost naprężeń. Ostateczne naprężenia i skurcz rury po ostygnięciu zależą od wielkości cieplnego odkształcenia rury odpowiadającego momentowi osiągnięcia temperatury 600°C przez najbardziej nagrzaną część przekroju rury oraz od sztywności kraty. Jeżeli krata jest bardzo sztywna — to skurcz jest nieduży, a naprężenia duże. Mogą one osiągnąć wartość granicy

* Autor przygotowuje do druku artykuł, w którym będzie podana dokładniejsza analiza tego zagadnienia.

plastyczności (dla stali 24.1.25N 45 kG/mm²). Jeżeli krata jest mało sztywna, to skurcz jest duży, a naprężenia nieznaczne.

c) Jeżeli żaden przekrój nie osiągnie temperatury 600°C, np. przy prostowaniu, to ostateczny skurcz i naprężenia zależą od wielkości odkształcenia cieplnego, odpowiadającego momentowi, gdy temperatura będzie najwyższa.

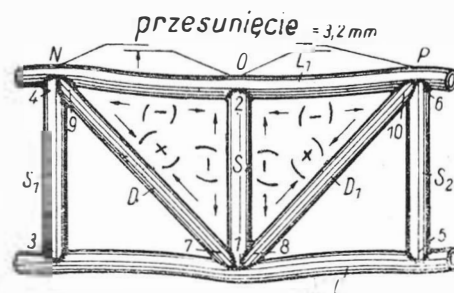
d) Skurcz rury spawanej wywołuje odpowiednie odkształcenia rur związanych z nią (skrócenia lub wydłużenia). Naprężeniu w rurze spawanej towarzyszą odpowiednie naprężenia w rurach współpracujących (ściśkające lub rozciągające).



TL-103/53-R12

e) Dla przykładu opiszemy doświadczenie przeprowadzone na kratce przedstawionej na rys. 12. Rura ta została pospawana bez przyrządu. Kolejność spawania przedstawiona na rys. 13. Najpierw spawane były rury poprzeczne: środkowa, spoiny 1, 2 i skrajne, spoiny 3, 4 i 5, 6. Następnie spawane zostały rury skośne, w węzle środkowym, spoiny 7, 8, oraz w węzłach skrajnych spoiny 9, 10. Z rys. 12 odczytać możemy wymiary rur przed spawaniem i po spawaniu. Widzimy, że podłużnice kraty skróciły się o 1,4 mm, a rury poprzeczne o 0,9, 0,8 i 0,7 mm. Rys. 13 przedstawia obraz zniekształceń kraty po spawaniu (w przesadzie). Na tym rysunku oznaczono jakie naprężenia istnieją w rurach. Na rys. 14 widzimy tę samą kratę, w której nagrzano środkową rurę do temperatury powyżej 600°C. Pod rysunkiem podane są wymiary rur przed nagraniem i po nagraniu (po ostygnięciu) rury. Rura środkowa skróciła się o 0,4 mm, przy czym wystąpiło w niej zgrubienie w przekroju nagrzanym. Względne odkształcenie rury:

Rys. 12 — Przykład kraty doświadczalnej



TL-103/53-R13

Rys. 13 — Kolejność spawania węzłów i odkształceń. Na tym rysunku oznaczono jakie naprężenia istnieją w rurach. Na rys. 14 widzimy tę samą kratę, w której nagrzano środkową rurę do temperatury powyżej 600°C. Pod rysunkiem podane są wymiary rur przed nagraniem i po nagraniu (po ostygnięciu) rury. Rura środkowa skróciła się o 0,4 mm, przy czym wystąpiło w niej zgrubienie w przekroju nagrzanym. Względne odkształcenie rury:

$$\varepsilon = \frac{0,4}{255,4} = 1,57 \cdot 10^{-3}$$

Odpowiada ono naprężeniu:

$$\sigma = \varepsilon E = 1,57 \cdot 10^{-3} \cdot 2,1 \cdot 10^6 = 3300 \text{ kG/cm}^2$$

A więc w rurze tej istniało po spawaniu naprężenie ściskające równe 33 kG/mm².

2. Przy spawaniu krat w przyrządach.

a) Rura spawana z drugim końcem swobodnym (konieczny luz przewyższający wartość cieplnego odkształcenia rury w chwili osiągnięcia temperatury 600°C w najbardziej nagrzanym przekroju rury).

b) Przyrządy mają bardzo dużą sztywność w stosunku do sztywności kraty. Toteż krata ani rura spawana nie może się odkształcić w czasie spawania. Po ostygnięciu rura posiada bardzo duże naprężenia zwykle równe granicy płynności, oraz odpowiadające tym naprężeniom odkształcenia sprężyste.

c) Po wyjęciu z przyrządu rura odkształca się. Wielkość odkształcenia zależy od sztywności kraty. Jeżeli krata jest bardzo sztywna — to rura odkształca się nieznacznie i pozostaną w niej duże naprężenia. Jeżeli krata jest mniej sztywna — to rura odkształca się więcej i naprężenia zmniejszą się w większym stopniu. Największy skurcz, jaki może w tym przypadku wystą-

TL-103/53-R11

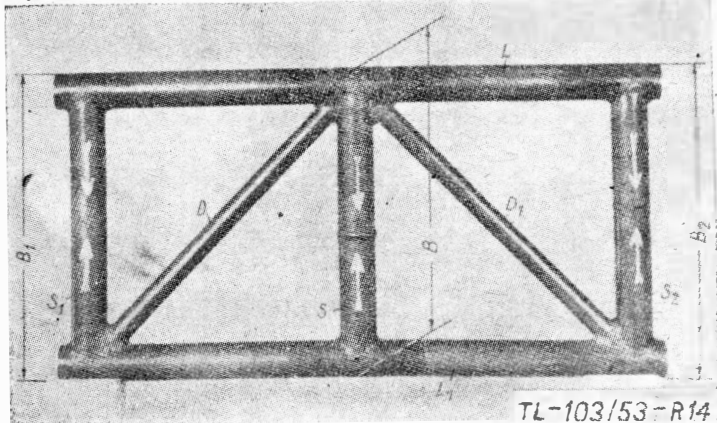
pić (gdyby sztywność kraty była pomijalnie mała), jest równy wartości odkształcenia sprężystego, odpowiadającego granicy płynności (ściślej granicy sprężystości):

$$\varepsilon = \frac{\sigma}{E} = \frac{4500}{2,1 \cdot 10^6} = 2,14 \cdot 10^{-3}$$

czyli 2,14 mm na 1 mb.

Różnicę spawania w przyrządzie i bez przyrządu można więc ująć następująco:

1. Przy spawaniu w przyrządzie kraty lepiej zachowuje swoje wymiary. Odkształcenia są mniejsze. Natomiast istnieją większe naprężenia w czasie stygnięcia, a mianowicie zwykle



Rys. 14 — Krata z odkształconym (spęczonym) węzłem

równe granicy płynności. Istnienie tych naprężeń sprzyja powstawaniu pęknięć w spoinie.

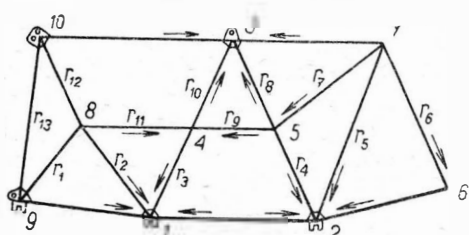
2. Spawając kratę bez przyrządu otrzymujemy znacznie większe odkształcenie. Poza skurczami rur występują tu jeszcze zwichrzenia kraty. Natomiast naprężenia w czasie stygnięcia są mniejsze, gdyż rura ma większą możność odkształcenia się. Toteż możliwość pęknięć jest mniejsza.

Z powyższego możemy wyciągnąć następujące wskazania przy opracowaniu spawania krat:

1. Kraty, dla których nie jest wymagana wyoka dokładność wymiarowa, należy szepiać w przyrządzie i spawać bez przyrządu. Wymiary kraty (i przyrządu do szepiania) wykonywać z odpowiednim nadkładem na skurcz.

2. Kraty, które muszą zachować dokładne wymiary (w szczególności kraty przestrzenne) powinny być spawane w przyrządzie. Przyrząd musi być sztywny. Możliwości powstawania pęknięć przeciwdziałać przez przestrzeganie właściwej kolejności spawania oraz kierunków układania spoin, a także przez stosowanie podgrzewania węzłów i powolne studzenie.

3. Kolejność spawania układać tak, aby możliwie najdłużej utrzymywać niesztynność kraty. Dopóki rury stykające się z ru-



TL-103/53-R15

Rys. 15 — Przykład schematu kolejności spawania węzłów

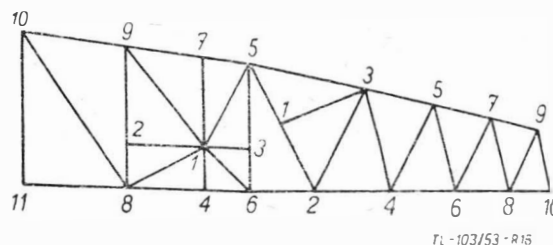
wanego, należy w pierwszej kolejności przy niesztynnej kratce spawać węzły wymagające dłuższego i rozleglejszego grzania.

5. Z tego samego powodu wynika warunek, aby każdą rurę spawać dopiero po wystygnięciu drugiego jej końca. Należy ułożyć tak kolejność spawania, aby nie spawać po sobie kolejno sąsiadujących rur. Nie zawsze da się ten warunek spełnić i wtedy spawacz przed rozpoczęciem spawania węzła musi czekać na wystygnięcie poprzedniego.

Omówimy spawanie kraty przedstawionej na rys. 15. Krata składa się z podłużnic p_1 i p_2 oraz rur $r_1, r_2, \dots, r_n$. Podłużnice są zespawane z okuciami. Najpierw spawamy węzeł 1, w którym zbiega się kilka rur, oraz wspawana jest blacha węzłowa i okucie. Węzeł trzeba silnie nagrzewać. Końce rur wchodzących są wolne, toteż naprężenia nie powstaną. Następ-

nie spawamy węzeł 2, który jest tak samo luźny, jak węzeł 1. Podłużnica p_1 łączy oba węzły i w niej powstaną już naprężenia, jednak nieduże, gdyż podłużnica jest już w tym miejscu spawana wcześniej i skurcz jej jest mały. Węzeł 3 kolejno spawany jest już mniejszy, rury zbiegające się w nim są jeszcze wolne, naprężenia nie powstaną. Spawamy węzeł 4. Jest to zbieg czterech niegrubych rur. Dwie z nich r_9 i r_{11} mają drugie końce wolne, toteż w nich naprężenia nie powstaną. Rury r_3 i r_{10} są już drugimi końcami zespawane, więc w nich powstaną już naprężenia spawalnicze. Są one jednak mniejsze niż byłyby w przypadku pospawania najpierw węzła 4, a potem węzłów 1 i 2. Podobnie można powiedzieć o węźle 5. Następnie spawamy skrajne węzły 6 i 7, zamykające koniec kraty. Teraz spawamy węzeł 8. Jeżeli zespawamy rurę r_1 to przy spawaniu następnego węzła 9, wymagającego dużego grzania (ze względu na okucie i blachę węzłową) nastąpi silny skurcz tej rury. Wobec tego w węźle 8 spawamy rury r_2, r_{11}, r_{12} , a pozostawimy niepołączoną rurę r_1 . W następnej kolejności spawamy węzeł 9 i dopiero po nim rurę r_1 w węźle 8. Ostatni spawamy węzeł 10 zamykający kratę.

Inny przykład przedstawiony jest na rys. 16. W kracie tej wyróżnić możemy część przednią i część tylną, wyraźnie różniące się konstrukcją. Spawać będziemy oddzielnie obie części. Zaczniemy od części przedniej. W części przedniej zdecydowanie największym węzłem, w którym zbiega się bardzo dużo rur, jest węzeł 1, toteż od niego zaczynamy spawanie. Po ostygnięciu tego węzła spawamy drugie końce rur, schodzących się w węźle 1,



Rys. 16 — Przykład schematu kolejności spawania węzłów

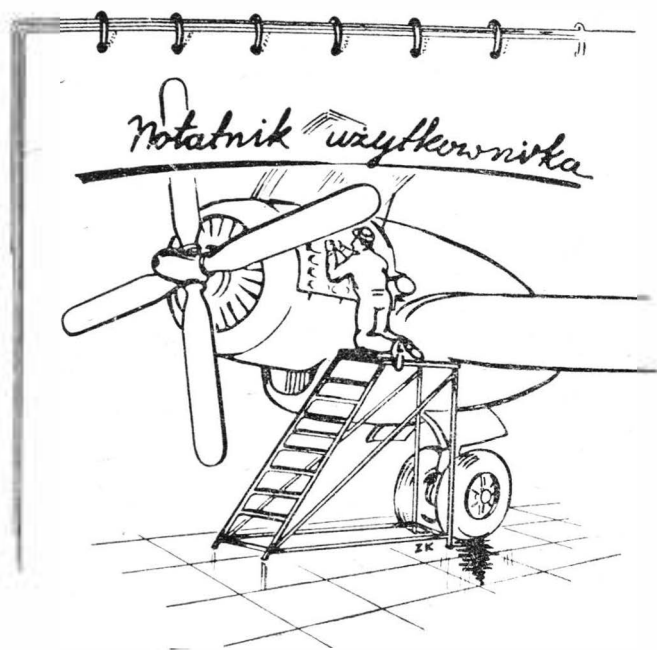
a więc węzły 2, 3, 4, 5, 6, 7. Następnie pozostałe skrajne węzły 8, 9, 10, 11. Taki sposób zapewnia powstanie najmniejszych naprężeń spawalniczych. Znacznie większe naprężenia powstałyby, gdybyśmy spawali od zewnątrz i na końcu spawali węzeł 1. Wtedy wszystkie rury schodzące się w nim miałyby drugie końce zamocowane. Silne nagrzanie przy spawaniu dużego węzła 1 skurczyłoby je tak, że istniałoby nawet niebezpieczeństwo powstania pęknięć.

Spawanie tylnej części nie jest tak komplikowane, ponieważ nie ma węzła łączącego dużo rur. Można więc spawać węzły kolejno, zaczynając od środkowego i posuwając się w kierunku zewnętrznym na skraj kraty. Spawamy na przemian węzeł na dole i na górze. Gdyby ten sposób dał w efekcie duże skrzywienie, można próbować innego sposobu. Można wyspawać najpierw kolejno wszystkie węzły na dolnej, a następnie na górnej podłużnicy, lub odwrotnie — wszystkie na górnej a potem na dolnej podłużnicy.

Należy przy pasowaniu rur w przyrządzie zwrócić uwagę, aby rury nie były za ciasno pasowane. Przy nagrzaniu takie rury wydłużają się i krzywią. Po ostygnięciu, wskutek zaszych odkształceń plastycznych w nagrzanym końcu rury, może ona pozostać zgięta.

Zwykle każda kratka stanowi oryginalne zestawienie rur. Nie zawsze uda się dobrać z góry właściwą kolejność spawania węzłów. Jeżeli wykonujemy duże serie, to możemy właściwą kolejność ustalić drogą prób. Wykonujemy pierwsze sztućki według założonej kolejności spawania (według jednej lub kilku wersji). Następnie badamy każdą kratę na pęknięcia i odkształcenia. Powstanie pęknięć dyskwalifikuje założoną kolejność spawania (o ile powodem pęknięć nie są inne przyczyny). Odkształcenia badamy w ten sposób, że mierzymy obrane, najlepiej ważne wymiary krat, np. szerokość krat, rozstawienie okuc itp. Pomiar wykonujemy przed i po spawaniu. Tak możemy ustalić wielkość odkształceń wywołanych spawaniem. Jeżeli spawanie w sposób przez nas założony daje duże odkształcenia, to próbujemy innego sposobu. Ostatecznie wybieramy kolejność spawania gwarantującą powstanie najmniejszych odkształceń. Im mniejsze będą odkształcenia, tym łatwiej kratę wyprostować i tym łatwiej wykonać kadłub zgodny z wymaganiami.

(dokończenie nastąpi)



Lutowanie aluminium i jego stopów

Poniżej zamieszczamy tłumaczenie artykułu, który ukazał się pod powyższym tytułem w zeszycie styczniowym 1953 r. czasopisma „Awto-
togiennoje dielo”. W artykule opisany jest przebieg i wyniki badań
radzieckich nad zastosowaniem lutowania do naprawy przedmiotów
wykonanych ze stopów aluminiowych w szczególności do naprawy
zbiorników i przewodów rurowych — zagadnienie bardzo aktualne
dla użytkowników sprzętu lotniczego. Tłumaczył z rosyjskiego mgr inż.
Jan Paczowski.

Wstęp

Jak wiadomo, główną przeszkodą w opanowaniu lutowania aluminium i jego stopów jest tworzenie się na ich powierzchni warstwy tlenku Al_2O_3 , którego temperatura topnienia wynosi $2050^\circ C$. Dobrymi rozpuszczalnikami tej warstwy są halogenki metali alkalicznych, a w szczególności fluorek potasu. Dodatek chlorków obniża temperaturę topnienia, a dodatek chloru cynku zwiększa aktywność topnika.

W roku 1940, laureat nagrody Stalinowskiej, kandydat Nauk Technicznych, Łocmanow, opracował topnik 34A, który pozwalał lutować aluminium i jego stopy dowolnym lutem zdolnym do łączenia się z tymi stopami. Topnik ten posiada następujący skład chemiczny: chlorek litu — 32%, fluorek sodu — 10%, chlorek cynku — 8%, chlorek potasu — 50%.

Dla otrzymania należytej jakości połączenia lutowanego było konieczne opracować taki lut, który gwarantowałby wytrzymałość połączenia odpowiadającą wytrzymałości materiału lutowanego oraz zapewniał dużą odporność tego połączenia na korozję. W tym samym 1940 roku Łocmanow opracował lut 34A na bazie aluminium, który całkowicie odpowiadał powyższym wymaganiom. Skład tego lutu był następujący: miedź — 28%, krzem — 6%, aluminium — 66%. Temperatura topnienia lutu $525^\circ C$. Topnik i lut 34A znalazły szerokie zastosowanie w produkcji niektórych zakładów. W r. 1951 M. I. Skripow przeprowadził liczne prace nad możliwością zastosowania topnika i lutu 34A do remontu elementów wykonanych ze stopów aluminiowych. Poniżej przytoczone są wyniki tej eksperymentalnej pracy.

Przebieg badań

Pierwszy etap pracy polegał na przygotowaniu i zbadaniu lutowanych próbek. Ze stopów AMc, AMg, D16-AT, AL-4, AK-4, W-95 wykonano próbki, które lutowano na zakładkę. Szerokość zakładki wynosiła we wszystkich przypadkach 9 ± 1 mm. Przed lutowaniem oczyszczano starannie metalową szcztolką powierzchnie przeznaczone do lutowania, a próbki ze stopu AMg poddawano trawieniu w 30% roztworze kwasu siarkowego o temperaturze pokojowej — celem usunięcia z ich powierzchni magnezu. Do nagrzania próbki używano lampy lutowniczej benzynowo-powietrznej, konstrukcji M. I. Skripowa. Pozwala ona na wykorzystanie znacznej części ciepła na roztopieniu lutowia, ponieważ jej żagiew (płomień) składa się z dwóch współśrodkowych stref, temperatura których nie jest jednakowa. Strefa wewnętrzna ma temperaturę wyższą niż strefa zewnętrzna. Dzięki temu materiał części spawanych jest chroniony od przegrzania. Stopień nagrzania badano kreśląc rysę drewnianym patykiem po powierzchni lutowanej próbki. Stopień nagrzania jest dostateczny, jeśli pozostaje przy tym czarny ślad. We wszystkich przypadkach użyto lutu i topnika 34A.

Nagrzewanie płomieniem acetylenowo-tlenowym daje wyniki gorsze, ponieważ ciekły topnik reaguje z acetylenem i tlenem, skutkiem czego aktywność jego znacznie się obniża, a połączenie raniejsza się produktami reakcji. Dla oceny jakości połączeń

lutowanych próbki poddawano badaniu na rozciąganie, badano ich odporność na korozję oraz przeprowadzano metalograficzne analizy lutowanych szwów.

Próby na rozciąganie

Wiadomo, że przy rozciąganiu próbki lutowanej na zakładkę działa na tę próbkę równocześnie moment gnący. Biorąc jednak pod uwagę małą grubość materiału próbki, można bez wielkiego błędu uważać otrzymaną wartość naprężenia niszczącego za wytrzymałość próbki na rozciąganie. Wytrzymałość poszczególnych lutowanych stopów przyjęto licząc średnią arytmetyczną wyników badania wszystkich próbek z danego stopu. Próbki ze stopów AMc, AMg, AL-4, AK-4 zrywały się nie w miejscu lutowania, lecz poza granicami lutowania. Próbki ze stopu D16-AT zwykle rozrywają się w miejscu lutowania lub tuż obok, w strefie metalu poddanego grzaniu, co widać na tabeli 1.

Tabela 1

Rodzaj stopu	Wytrzymałość mater. próbki w stanie użytym do badania	Wytrzymałość mater. próbki w stanie wyżarzonym	Wytrzymałość połączenia lutowanego na rozciąganie	Miejsce zerwania się próbki
	kG/mm ²	kG/mm ²	kG/mm ²	
AMc	20,7(AMc-P)	13,0	14,4	zerwał się materiał wyjściowy
AMg	20,0(AMg-M)	20,0	17,8	jak wyżej
D16-A	46,2(D16-AT)	21,0	27,6	w 4 próbkach tuż za m. zlutowanym, w 2 próbkach na zlutowaniu
AL-4	—	—	12,9	zerwał się materiał wyjściowy
AK-4	—	—	24,8	jak wyżej

Analiza metalograficzna

Analizie poddawano zlutowane próbki ze stopów AMc, AMg, W-95, D-16, AL-4, AK-4. Próbki trawiono odczynnikami o składzie: HF — 1 ml, HCl — 1,5 ml, HNO₃ — 2,5 ml, woda 95 ml. Zdjęcia metalograficzne połączenia lutowanego wykazały, że we wszystkich przypadkach miała miejsce wzajemna dyfuzja materiału próbki i lutowia, gwarantująca trwałe i mocne połączenie.

Badanie odporności na korozję

Lutowane próbki poddawano następującym próbom odporności na korozję:

1. Długotrwałe przetrzymanie próbki w nafcie gatunku Tl, etylizowanej benzynie N-74 oraz w oleju MS. Przed badaniem próbki odtłuszczano benzyną i spirytusem i odwadniano parami stężonego kwasu siarkowego.

Czas przetrzymywania próbek wahał się od 120—180 dob, jako miarę korozji przyjmowano zmianę początkowego ciężaru próbki oraz ilość ognisk korozji.

2. Badanie zachowania się zwilżonej 3% roztworem soli kuchennej powierzchni próbki przy przetrzymywaniu w komorze korozyjnej. Miarą odporności na korozję była liczba ognisk korozyjnych.

3. Przetrzymanie 3—6 miesięcy na otwartym powietrzu. Jako miarę odporności na korozję przyjęto zmianę ciężaru próbki i liczbę ognisk korozyjnych.

Próbki przetrzymywane w nafcie, etylizowanej benzynie i oleju nie wykazały zupełnie śladów korozji. Długotrwałe trzymanie próbek w komorze korozyjnej oraz w normalnych atmosferycznych warunkach wywołało pojawienie się pierwotnej korozji na powierzchni próbek nie lutowanych. Stwierdzono więc, że lutowanie nie wpływa na rozprzestrzenianie się korozji powierzchniowej.

Po badaniu na korozję próbki poddawano rozciąganiu. Stwierdzono, że wytrzymałość lutowanych połączeń na rozciąganie praktycznie nie zmieniła się.

Naprawa zbiorników

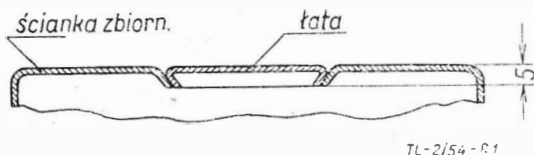
Po zadowalających wynikach prób laboratoryjnych przystąpiono do eksperymentalnej naprawy zbiorników dla wyjaśnienia następujących kwestii:

1. określenie największej średnicy otworu, który można naprawić nakładając łatę,

2. określenie największego otworu i pęknięcia, który można zalutować bez nałożeniałaty,

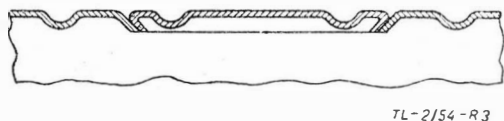
3. określenie metody naprawy w zależności od wymiarów otworu względnie pęknięcia.

Dla określenia maksymalnego dopuszczalnego uszkodzenia, które daje się naprawić przy pomocy lutowania wykonano w kilku zbiornikach otwory o średnicy od 6 do 320 mm. Otwory



Rys. 1 — Sposób naprawy otworów $\varnothing < 70$ mm

imitujące uszkodzenia zbiornika naprawiano przy pomocy nalutowywania łat, a drobne otworki i szczeliny zalutowywano bez łat. Naprawione zbiorniki badano na szczelność i na drgania. Ustalono, że otwory do 70 mm średnicy można naprawiać przez wywiniecie brzegów otworułaty (rys. 1). Sposób ten jest najprostszy pod względem technologicznym i stwarza najlepsze warunki dla lutowania, gdyż uformowany pomiędzy wywiniętym kołnierzem a łatą rowek stanowi niejako zbiornik dla roztopionego lutowia.

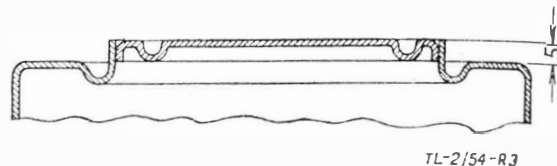


Rys. 2 — Sposób naprawy otworów $70 < \varnothing < 110$ mm

Przy naprawie otworów o średnicy do 110 mm (rys. 2) konieczne jest sfalowanie („zygowanie”) zarówno ścianki zbiornika dookoła otworu jak i samejłaty, ponieważ wraz ze zwięks-

zeniem średnicy otworu zwiększa się skłonność ścianki zbiornika do paczenia się.

Otwory o średnicy 110 — 200 mm należy ponadto naprawiać przez odwiniecie ścianki okalającej otwór do zewnątrz i odwiniecie brzegułaty do wewnątrz (rys. 3). Taka konstrukcja wywołuje najniższe paczenie się zbiornika. Przy tym sposobie odwijania połączonym z jednoczesnym sfalowaniem („zygowaniem”) ścianki zbiornika i samejłaty udawało się naprawiać uszkodzenia o średnicy do 320 mm. Wychodząc jednak z założenia zachowania jednakowej wytrzymałościłaty i materiału zbiornika naprawianego, zaleca się naprawiać otwory nie większe niż 200 mm średnicy. Lutowanie drobnych uszkodzeń bez



Rys. 3 — Sposób naprawy otworów $\varnothing > 110$ mm

nałożeniałaty zaleca się do 8 mm średnicy dla otworów i do 60 mm długości dla szczelin. Celowe jest oblutowywanie łbów nitów w razie pęknięć ścianki dookoła główki nita.

Naprawa przewodów rurowych

Najczęstszym uszkodzeniem przewodów rurowych są pęknięcia. Dla usunięcia pęknięć stosuje się zwykle spawanie acetylenowo-tlenowe. Przy takiej jednak naprawie materiał rury topiąc się ulega skurczeniu do wewnątrz, skutkiem czego zmniejsza się powierzchnia jej przekroju. Zjawisko to nie zachodzi w przypadku naprawy za pomocą lutowania, ponieważ materiał rury nie doprowadza się do stopienia. Dla określenia wytrzymałości rur naprawianych przy pomocy lutowania przeprowadzono odpowiednie próby, polegające na rozrywaniu zalutowanych rur ciśnieniem hydraulicznym. Wyniki prób przedstawia tabela 2.

Tabela 2

Średnica rury mm	Ciśnienie rozrywające at	Charakter rozerwania
25×22	120	pęknięcie ścianki
20×22	190	jak wyżej
20×22	180	nieszczelność wzdłuż szwa
16×18	120	pęknięcie ścianki
25×27	50*)	pęknięcie wzdłuż szwa
20×22	100	jak wyżej
16×18	50*)	jak wyżej

*) Stwierdzono brak należytej przyczepności połączenia

Wnioski

1. Stwierdzono, że lutowanie aluminium i jego stopów typu AMc, AMg, AL-4, przy zastosowaniu topnika i lutowia typu 34A jest całkowicie celowe i daje połączenia odznaczające się dużymi zaletami mechanicznymi i dobrą odpornością na korozję.

2. Lutowanie stopów aluminium typu D-16, W-95 i AK-4 powoduje wyżarzenie tych stopów, co znacznie obniża ich wytrzymałość. Należy się z tym liczyć przy naprawach.

3. Naprawa zbiorników, przewodów rurowych oraz korpusów przyrządów przy pomocy lutowania jest technologicznie o wiele prostsza niż naprawa przy pomocy spawania, zapewnia zaś wielką trwałość połączenia oraz dużą jego odporność na korozję.

**CZY WYKONAŁEŚ JUŻ
ZOBOWIĄZANIE ZJAZDOWE?**

Skrzynka techniczna

Przy opracowywaniu recenzji książki „Aerodynamika Szybkich Samolotów” B. Goroszczenki, tłumaczonej przez mgr inż. A. Aleksandrowicza (patrz dział „Na półkach księgarskich”) nasunęły się pewnej niejasności, w sprawie których otrzymaliśmy następujący list od tłumacza wspomnianej książki:

„Redakcja „Techniki Lotniczej” zwróciła się do mnie z prośbą o podanie genezy przyjętych oznaczeń w polskim wydaniu książki B. Goroszczenki „Aerodynamika szybkich samolotów” oraz o naświetlenie treści notatki, umieszczonej Przez „Redakcję wydawnictwa polskiego” na początku spisu oznaczeń.

Treść notatki brzmi jak następuje:
„Słownictwo polskie z zakresu lotnictwa, jak również stosowane oznaczenia nie są dotychczas ustalone w sposób jednoznaczny. W książce niniejszej Wydawnictwo przyjęło terminologię wprowadzoną przez tłumacza, zbliżoną do stosowanej w Katedrze Mechaniki Lotu na Wydziale Lotniczym Politechniki Warszawskiej. Jakkolwiek Wydawnictwo zdaje sobie sprawę z tego, że wiele wprowadzonych określeń, oznaczeń i skrótów wywołało uzasadnione sprzeciwy, to jednak pozostawiono je, aby nie opóźniać ukazania się książki (Redakcja wydawnictwa polskiego)”.

W odpowiedzi na skierowane do mnie pytanie wyjaśniam:
Tak samo, jak Redakcji „Techniki Lotniczej”, mnie również omawiana notatka wydaje się najzupełniej niejasna, a nawet zbędna — w tej formie, w jakiej została wydrukowana.

Notatka ta w postaci szkicowej była ze mną przez „Redakcję wydawnictwa polskiego” omawiana, lecz ostateczna jej treść nie była mi podana do wiadomości i umieszczona została w książce dopiero po dokonaniu przeze mnie kilkakrotnych korekt składu.

W obecnej formie notatka nie wyjaśnia, o jakie oznaczenia i określenia chodzi i wspomina o zawartych oczywistych błędach w oznaczeniach (ponieważ wywołują one „uzasadnione sprzeciwy”) jedynie ogólnikowo i w taki sposób, jak gdyby Redakcja wydawnictwa polskiego z góry pragnęła rzucić z siebie wszelką odpowiedzialność za nieuniknione niedociągnięcia w doborze oznaczeń i określeń, jak gdyby nie brała żadnego udziału w ich ustalaniu i jak gdyby odpowiedzialnym winowajcą był pod tym względem tłumacz. Należy przy tym zaznaczyć, że z nieznanymi mi powodów i wbrew zwyczajowi, Redakcja nie podała nazwiska redaktora, odpowiedzialnego za meritum tłumaczonej książki. Poza tym motywy, jakie podaje Redakcja, mające usprawiedliwić pozostawienie, oczywistych jej zdaniem, błędów w oznaczeniach, nie wydają się przekonujące, gdyż z jednej strony było dość czasu, w półtorarocznym okresie wydawania książki, na usunięcie tych błędów, a z drugiej — pozostawienie złych oznaczeń jest znacznie szkodliwsze dla społeczności technicznej (a przede wszystkim dla uczącej się młodzieży) niż dalsze, nawet półroczne, opóźnienie wydawnictwa. Szkodliwość ta polega m. in.

na tym, że mimo woli przyzwyczajają czytelnika do oznaczeń niesłusznych, z drugiej zaś strony dezorientuje czytelnika, który w związku z notatką może doszukiwać się niewłaściwości nawet w określeniach zupełnie poprawnych.

Nie uważam bynajmniej, aby przyjęte przeze mnie terminy były doskonałe lub najlepsze, sądziłem natomiast, że na ich tle może rozwinąć się twórcza dyskusja, szczególnie, że wydane ostatnio normy ukazały się zbyt późno, by mogły być w książce uwzględnione.

Przyjęte w książce oznaczenia są nie tyle „zbliżone”, ile oparte na oznaczeniach, stosowanych w Katedrze Mechaniki Lotu P. W. (przy czym ogólny ich układ pozostał odpowiednikiem oryginału). Było to zrobione celowo dla zwięzienia wachlarza stosowanych w Polsce oznaczeń i ułatwienia nauki studentom.

Wszystkie przyjęte oznaczenia i określenia (poza tymi, które zmieniła Redakcja PWN) zostały przed przystąpieniem do przekładu przedyskutowane, uzgodnione i zaakceptowane przez grono profesorów kilku katedr lotniczych Politechniki Warszawskiej, co było zresztą wiadome Redakcji wydawnictwa polskiego. Niektóre oznaczenia i określenia użyte zostały na wyraźne życzenie Redakcji, mimo mego przeciwnego stanowiska, na przykład: „kg” zamiast „kG” na oznaczenie kilogramowej siły, „wpływ temperatury powietrza na zużycie paliwa na kilometr i na godzinę” zamiast „wpływ temperatury powietrza na kilometrowe i godzinowe zużycie paliwa” itp. Mogą one budzić zastrzeżenia na równi z oznaczeniami, użytymi przez tłumacza. Przy sposobności pragnę nadmienić, że nie wszystkie zauważone błędy zostały przez PWN uwzględnione w erracie.

Wydaje się, iż w podobnej notatce byłoby bardzo właściwe podkreślenie celowości dyskusji na temat przyjętych w książce oznaczeń, która mogłaby się niewątpliwie w sposób rzeczowy przyczynić do dalszego zmniejszenia wielkiej liczby nieustalonych dotychczas polskich oznaczeń lotniczych. Celowe byłoby również zwrócenie uwagi na ścisły związek przyjętych oznaczeń z oznaczeniami, stosowanymi przez Katedrę Mechaniki Lotu.

W konkluzji zmuszony jestem z przykrością stwierdzić, że przez umieszczenie omawianej notatki w zacytowanej formie Redakcja PWN postawiła mnie, jako tłumacza, w kłopotliwym i dość niemiłym położeniu.

(—) Mgr inż. R. Aleksandrowicz”

Publikując list kol. mgr inż. R. Aleksandrowicza w bardzo nas obchodzącej sprawie, solidaryzujemy się z poglądami przez niego wyrażonymi, uważamy, że stanowisko Wydawnictwa nie jest całkowicie w porządku i oczekujemy wyjaśnień ze strony PWN.

Mgr inż. S. Madeyski

INŻ. BRONISŁAW ŻURAKOWSKI
Instytut Lotnictwa

Lotnicze słownictwo techniczne

Podstawowe oznaczenia i pojęcia z dziedziny śmigłowców

Część II

Zamieszczona poniżej część II podstawowych pojęć z dziedziny śmigłowców zawiera nazwy poszczególnych typów wiróplątów, przy czym rozszerzono materiał zawarty w normie PN/L-02501 „Statki latające. Określenia i klasyfikacja ogólna”. Następnie są omówione części konstrukcyjne wirnika oraz elementy sterowania; podane są również współczynniki, charakteryzujące wirnik pod względem aerodynamicznym.

Zamieszczone pojęcia — część I i II — nie wyczerpują tematu. Toteż mamy zamiar wydrukować w jednym z następnych zeszytów „Techniki Lotniczej” pojęcia dalsze. Liczymy również, że w międzyczasie wpłyną pewne wypowiedzi, czy też uzupełnienia, nadesłane przez Czytelników, które postaramy się uwzględnić.

Oznaczenia stosowane we wzorach

- T — ciąg wirnika (śmigła), kG
 M_s — moment oporowy wirnika, kGm
 R — promień tarczy wirnika, m
 ω — prędkość kątowa wału wirnika, rad/sek
 ρ — gęstość powietrza, kG·m⁻³·sek²
 α — kąt natarcia wirnika
 V — prędkość lotu, m/sek
 v_i — prędkość wzbudzona w płaszczyźnie tarczy, m/sek

$$\left. \begin{aligned} k_t &= \frac{T}{\frac{1}{2} \rho (\omega R)^2 \pi R^2} - \text{współczynnik ciągu} \\ k_m &= \frac{M_s}{\frac{1}{2} \rho (\omega R)^2 \pi R^3} - \text{współczynnik momentu wirnika} \end{aligned} \right\} \text{wg PN/L-2150}$$

$$\left. \begin{aligned} c_T &= \frac{T}{\rho (\omega R)^2 \pi R^2} - \text{współczynnik ciągu} \\ c_Q &= \frac{M_s}{\rho (\omega R)^2 \pi R^3} - \text{współczynnik momentu wirnika} \\ l_e &= \frac{\int_0^R l r^2 \cdot dr}{\int_0^R r^2 \cdot dr} - \text{ciężka równoważna łopaty} \end{aligned} \right\} \begin{array}{l} \text{wg Standard} \\ \text{NACA T.N.} \\ \text{Nr. 1604} \end{array}$$

l — ciężka łopaty w odległości r od osi obrotu, m

b — ilość łopat wirnika

$a = \frac{dc_z}{d\alpha}$ — profilu łopaty przy wydłużeniu = nieskończoność

J_1 — moment bezwładności jednej łopaty względem przegubu poziomego, kG·m·sek²

Pojęcia

23. Wiropląt

Znaczenie pojęcia (wg PN/L-02501): aerodyna z napędem silnikowym o wirujących powierzchniach nośnych.

(ang.) — Rotary wing aircraft
Rotorcraft

(fr.) — Giravion, dawniej Gyroplane

(niem.) — Drehflügler
Drehflügelflugzeug

(ros.) — Вертолет — Винтовой летательный аппарат

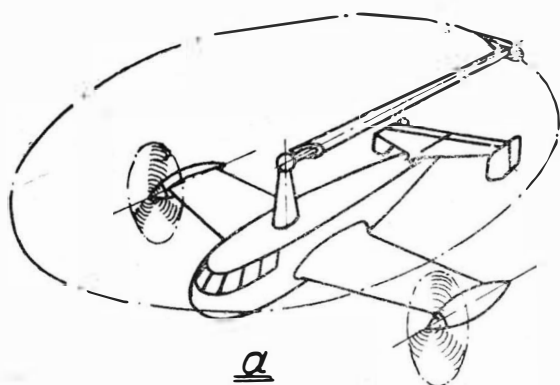
34. Wirolot (proponowane)

Zmiennopłat

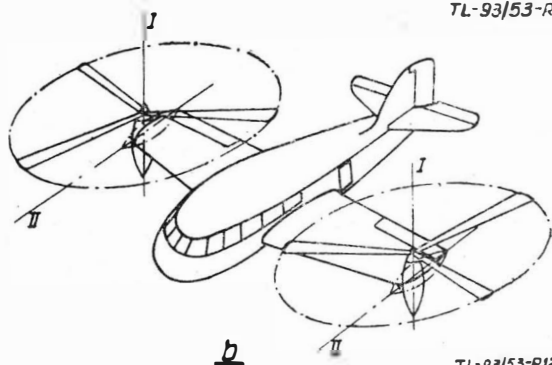
Samolot przekształcalny

Aerodyna przemienne

Znaczenie pojęcia: aerodyna z napędem stanowiąca skojarzenie wirolotu z samolotem dla uzyskania osiągnięć wirolotu



TL-93/53-R12a



TL-93/53-R12b Rys. 12

przy starcie, lądowaniu i w locie wiszącym, a osiągnięć samolotu w locie do przodu. (Rys. 12a i 12b).

(ang.) — Convertiplane
Convertpplane
Convertible aircraft

(fr.) — Avion convertible

(niem.) — Wandelflugzeug
Verwandlungsflugzeug

(ros.) — Конвертоплан

35. Śmigłowiec

Helikopter

Znaczenie pojęcia (wg PN/L-02501): wirolot o pionowym kierunku osi obrotu powierzchni nośnych poruszanych napędem silnikowym.

(ang.) — Helicopter

(fr.) — Hélicoptère

(niem.) — Hubschrauber

(ros.) — Геликоптер

36. Wiatrakowiec

Autogiro

Znaczenie pojęcia (wg PN/L-02501): wirolot o pionowym kierunku osi obrotu powierzchni nośnych poruszających się samoczynnie.

(ang.) — Gyroplane

(dawniej: Autogiro, Rotaplane, Autogyro)

(fr.) — Autogire

(niem.) — Tragschrauber

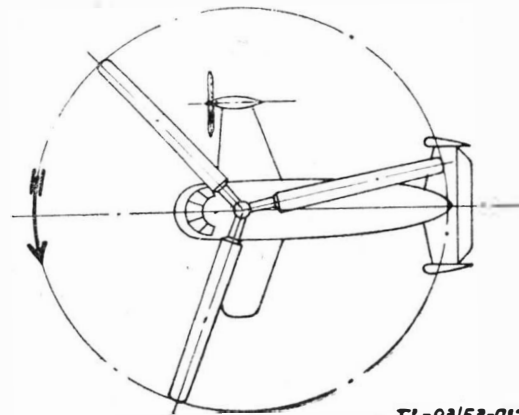
(dawniej: Tragschrauberflugzeug, Autogiro)

(ros.) — Автожир

37. Wirowiec (nazwa proponowana jako etap pośredni między śmigłowcem a wiatrakowcem)

(wyraz gwarowy: żyrodyna)

Znaczenie pojęcia: wirolot ze śmigłem pomocniczym tak umieszczonym, że nie tylko równoważy moment oporowy wirnika



TL-93/53-R13 Rys. 13

nośnego, ale i część oporu wirolotu w locie poziomym, zmniejszając wymagane pochYLENIE wirnika nośnego. (Rys. 13).

(ang.) — Gyroplane

Gyrodynes

(fr.) — Girodyne

(niem.) — Flugschrauber

(ros.) — Жироплан

38. Wiroszybowiec

Znaczenie pojęcia (wg PN/L-02501): aerodyna bez napędu silnikowego o wirujących powierzchniach nośnych.

(ang.) — Rotary-wing glider

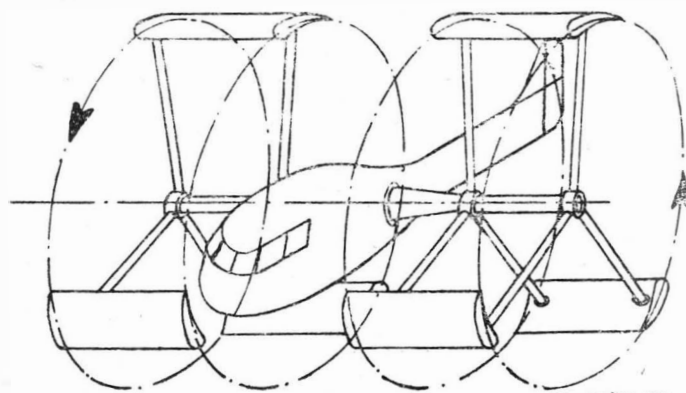
(fr.) — Planeur à voilure tournante

(niem.) — Tragschraubgleiter

(ros.) — Планёр-вертолет

39. Cyklogiro

Znaczenie pojęcia (wg PN/L-02501): wirolot o poprzecznej względem statku poziomej osi obrotu powierzchni nośnych, poruszanych napędem silnikowym. (Rys. 14).



Rys. 14

(ang.) — Cyclogyro

(fr.) — Hélicoptère

(niem.) — Flügelradflugzeug

(ros.) — Цикложир

40. Piasta wirnika

Znaczenie pojęcia: środkowa część wirnika łącząca wszystkie łopaty w jeden zespół.

(ang.) — Rotor hub

(fr.) — Moyen de rotor

(niem.) — Rotornabe (dawn. Tragschraubenabe)

(ros.) — Втулка ротора

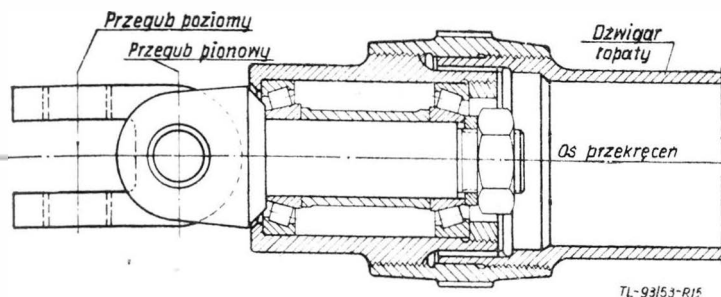
41. Głowica wirnika

Znaczenie pojęcia: podzespół piasty wirnika, do którego mocuje się łopaty wirnika.

- (ang.) — Rotor head
(fr.) — Tête de rotor
(niem.) — Rotorkopf
(ros.) — Головка ротора

42. Przegub poziomy (łopaty)

Znaczenie pojęcia: zamocowanie łopaty, umożliwiające wahania łopaty w płaszczyźnie przechodzącej przez oś wału wirnika i oś podłużną łopaty. (Rys. 9 i 15).

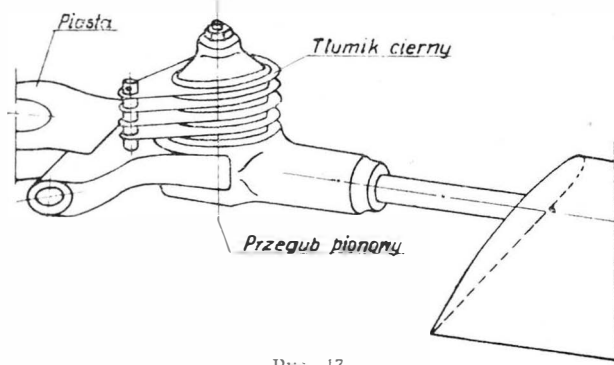


Rys. 15

- (ang.) — Flapping hinge
(fr.) — Charnière de battement vertical
Charnière de la levée
(niem.) — Schlaggelenk
(ros.) — Горизонтальный шарнир Г. III.

43. Przegub pionowy (łopaty)

Znaczenie pojęcia: zamocowanie łopaty, które umożliwia wahania łopaty w płaszczyźnie jej obrotu od położenia ściśle promieniowego. (Rys. 10 i 17).



Rys. 17

- (ang.) — Drag hinge. Alpha hinge
(fr.) — Charnière de trainée
Charnière de battement horizontal
(niem.) — Schwenkgelenk
(ros.) — Вертикальный шарнир В. III.

44. Oś przekreślen (łopaty)

Znaczenie pojęcia: geometryczna oś ułożyskowania łopaty, która umożliwia stałą i okresową zmianę jej kąta nastawienia. (Rys. 15).

- (ang.) — Feathering hinge
(fr.) — Articulation d'entraînement
(niem.) — Verstellachse
(ros.) — Осовой шарнир О. III.

45. Łopata wirnika

(wyraz przestarzały: śmiga)

Znaczenie pojęcia: specjalna powierzchnia, której przekroje prostopadłe do osi podłużnej stanowią profile lotnicze, dająca siłę nośną podczas jej obrotu względem odpowiedniej osi.

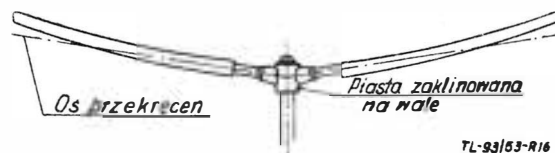
- (ang.) — Rotor blade
(fr.) — Pale du rotor

- (niem.) — Rotor-blatt
Drehflügel
(ros.) — Лопасть ротора

46. Łopata utwardzona

(wyraz niewłaściwy: łopata sztywna)

Znaczenie pojęcia: łopata wirnika połączona z piastą tak, że



TL-93/53-R16

Rys. 16

może zmieniać jedynie kąt nastawienia (obróć względem osi przekreślen). (Rys. 16).

- (ang.) — Rigidly-mounted blade
(fr.) — Pale rigideement encastrée
(niem.) — starr eingespanntes Blatt
(ros.) — Жёстко заделанная лопасть

47. Łopata przegubowa

Znaczenie pojęcia: łopata wirnika połączona z piastą za pomocą dwu lub więcej przegubów czy osi. (Rys. 10 i 15).

- (ang.) — Articulated blade
(fr.) — Pale articulée
(niem.) — gelenkig angeschlossenes Blatt
kardanisch angelenktes Blatt
(ros.) — Шарнирно подвешенная лопасть

48. Tłumik łopaty

(wyraz niewłaściwy: amortyzator łopaty)

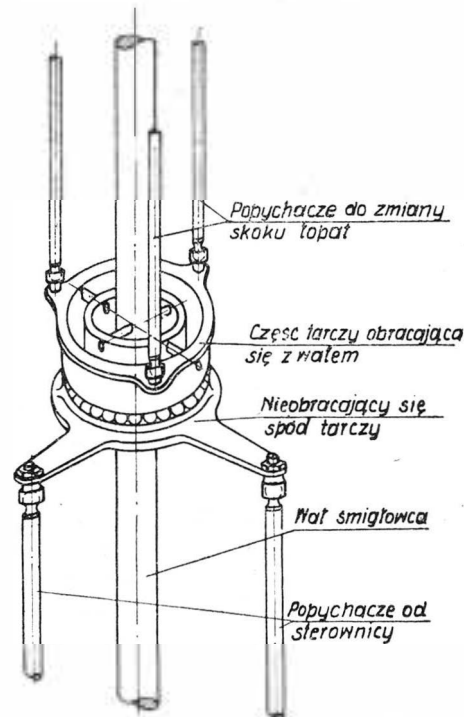
Znaczenie pojęcia: urządzenie dla tłumienia wahań poziomych łopaty (względem przegubu pionowego). (Rys. 17).

- (ang.) — Blade damper
(fr.) — Amortisseur de pale
Amortisseur de trainée de pale
(niem.) — Dämpfungsvorrichtung des Blattes
(ros.) — Демпфер лопасти

49. Tarcza sterująca

Płyta sterowania okresowego

(wyraz niewłaściwy: automat przechyleń)



TL-93/53-R18

Rys. 18

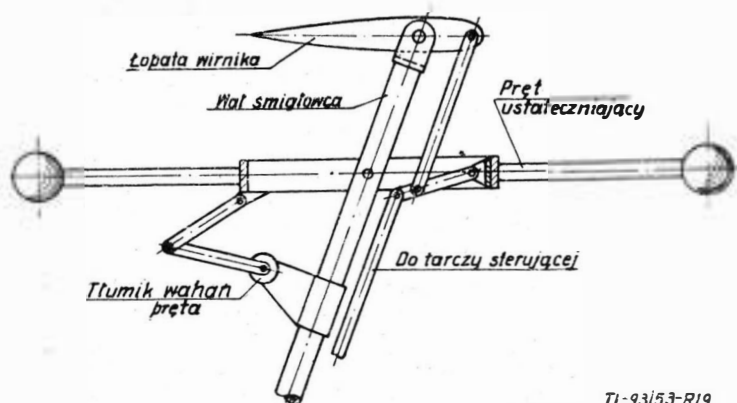
Znaczenie pojęcia: płaszczyzna osadzona kardanowo na wał obracający się razem z nim, służąca dla okresowego przekrę

cania łopat (zmiana skoku) podczas sterowania przez pilota. (Rys. 18).

- (ang.) — Swash plate
Control orbit
(fr.) — Plateau cyclique
(niem.) — Steuerscheibe
Schwenscheibe
(ros.) — Автомат перекоса

50. Pręt ustateczniający

Znaczenie pojęcia: waży drążek, zawieszony na przegubie wirującym z wałem wirnika, ustatecznia śmigłowiec przez wy-



Rys. 19

TL-93/53-R19

korzystanie reakcji giroskopowych do samoczynnego sterowania okresowego wirnika przy przechyleniach śmigłowca. (Rys. 19).

- (ang.) — Gyroscopic stabilizing bar
(fr.) — Barre stabilisatrice
(niem.) — Stabilisierungsstange
(ros.) — Стабилизирующий стержень

51. Sterowanie skoku

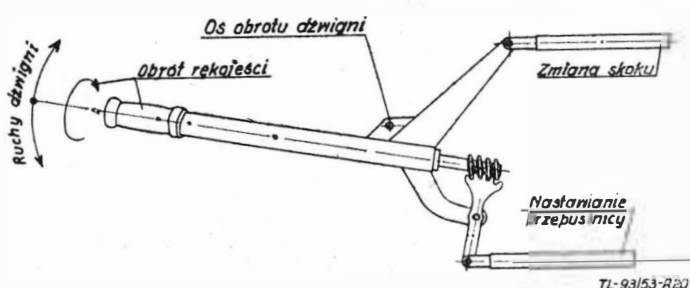
Przekręcanie łopat

Znaczenie pojęcia: celowa zmiana kąta nastawienia łopaty.

- (ang.) — Pitch control
(fr.) — Commande de pas
(niem.) — Verstellung des Blatteinstellwinkels
Blattsteuerung
(ros.) — Изменение шага

52. Sterowanie skoku ogólnego

Znaczenie pojęcia: równoczesna i jednakowa zmiana skoku



Rys. 20

TL-93/53-R20

wszystkich łopat niezależnie od ich azymutów dla zwiększenia lub zmniejszenia ciągu wirnika.

- (ang.) — Collective pitch control
(fr.) — Variation générale du pas
Commande de pas général
Commande simultanée du pas
(niem.) —
(ros.) — Изменение общего шага

53. Dźwignia skoku ogólnego

Znaczenie pojęcia: rękojeść w kabinie pilota dla sterowania skoku ogólnego wirnika. (Por. rys. 20).

- (ang.) — Collective pitch lever
(fr.) — Levier de pas

(niem.) — Steuerhebel

(ros.) — Рычаг управления общим шагом

54. Sterowanie okresowe

Okresowe przekręcanie łopat

Znaczenie pojęcia: sterowanie skoku zmieniające się okresowo (periodycznie) ze zmianą azymutu łopaty.

- (ang.) — Cyclic pitch control
Azimuthal control
(fr.) — Commande cyclique de pas
Variation cyclique de pas
(niem.) — zyklische Blattwinkelverstellung
periodische Blattwinkelverstellung
zyklische Anstellwinkeländerung
(ros.) — Циклическое изменение шага
Периодическое изменение углов атаки

55. Dźwignia skoku i mocy

Znaczenie pojęcia: urządzenie sprzęgające dźwignię skoku ogólnego z nastawianiem przepustnicy silnika. (Rys. 20).

- (ang.) — Combined collective pitch control and engine throttle
(fr.) — Levier gaz-pas
(niem.) — Steuer- und Gas-hebel
(ros.) — Рычаг управления общим шагом и дросселем мотора

56. Współczynnik jakości (wirnika M)

$$M = \frac{k_t^{3/2}}{2 k_m} = \frac{c_T^{3/2}}{\sqrt{2} c_Q}$$

Znaczenie pojęcia: stosunek mocy idealnej niezbędnej dla otrzymania określonego ciągu w miejscu do mocy dostarczonej rzeczywiście wirnikowi.

- (ang.) — (Rotor) Figure of merit
(fr.) — Qualité sustentatrice
Pseudo-rendement sustentateur
(niem.) — Standleistungsgütegrad
Leistungsgütegrad im Schwebeflug
(ros.) — Коэффициент совершенства ротора

57. Współczynnik prędkości lotu μ

$$\mu = \frac{V \cos \alpha}{\omega R}$$

Znaczenie pojęcia: stosunek składowej prędkości lotu (V) równoległej do tarczy wirnika do prędkości obwodowej łopat.

- (ang.) — Tip-speed ratio
(fr.) — Coefficient d'avancement
(niem.) — Fortschrittsgrad
(ros.) — Характеристика режима

58. Współczynnik przepływu λ

$$\lambda = \frac{V \sin \alpha - v_i}{\omega R}$$

Znaczenie pojęcia: stosunek składowej osiowej prędkości przepływu przez tarczę wirnikową do prędkości obwodowej łopat.

- (ang.) — Inflow ratio
(fr.) — Coefficient de flux axial
(niem.) — Durchflussgrad
(ros.) — Коэффициент протекания

59. Obciążenie tarczy wirnika p

$$p = \frac{T}{\pi R^2}$$

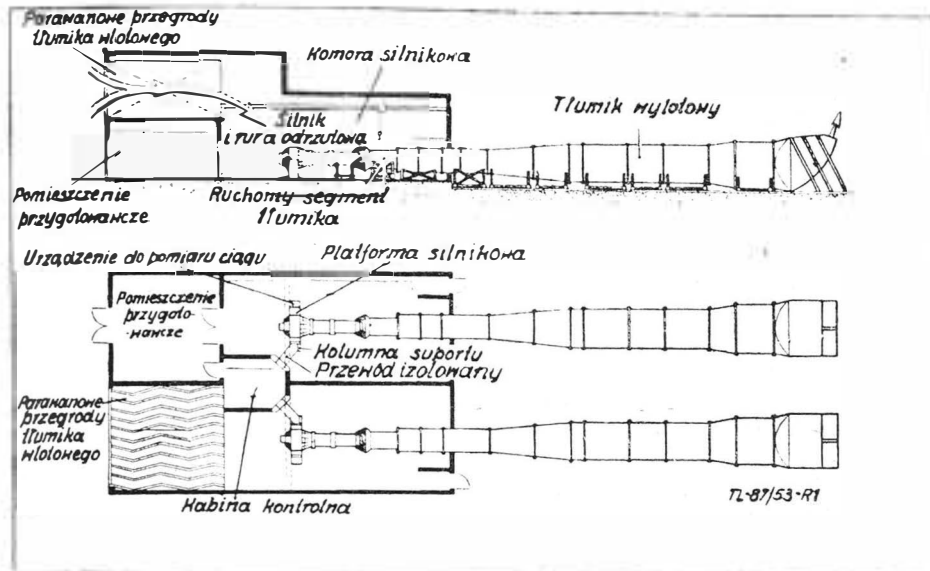
Znaczenie pojęcia: ciąg wirnika dzielony przez powierzchnię tarczy wirnika.

- (ang.) — Disk loading
(fr.) — Charge alaire du rotor
(niem.) — Rotorflächenbelastung
(ros.) — Нагрузка на диск ометаемый ротором

Nowości techniczne

Hamownia silników odrzutowych przy warsztatach remontowych

Coraz szersze zastosowanie w lotnictwie samolotów odrzutowych i związana z tym konieczność przeprowadzania remontów, wymaga zaopatrzenia warsztatów, przeprowadzających te remonty, w odpowiednie urządzenia i sprzęt, w wielu przypadkach zupełnie różny od stosowanego przy przeprowadzaniu remontów samolotów z silnikami tłokowymi. Jednym z takich typowych i interesujących przykładów jest hamownia do prób silników odrzutowych schematycznie przedstawiona na rys. 1.



Rys. 1. Schemat hamowni silników odrzutowych, przeznaczonej dla warsztatów remontowych.

Hamownia jest typu bliźniaczej i składa się z jednej kabiny kontrolnej oraz dwóch komór silnikowych. Dla każdej komory silnikowej przewidziane jest pomieszczenie przygotowawcze, w którym przysyłane silniki są przechowywane i przygotowywane do próby. Z pomieszczenia tego silnik, przy pomocy wciągnika poruszającego się po szynie umocowanej pod sufitem, przenoszony jest na stoisko silnikowe zainstalowane w komorze silnikowej. Podłogi pomieszczenia przygotowawczego i komory silnikowej są na jednym poziomie.

Stoisko silnikowe składa się z odpowiedniego suportu i platformy silnikowej, na której silnik jest zamocowany, przy tym łożo silnika przykręcane jest śrubami, umieszczonymi w rowkach teowych platformy. Pozwala to na zastosowanie łoża odpowiedniego do średnicy silnika. Dzięki temu rozwiązaniu można na stoisko zakładać silniki różnej wielkości aż do maksymalnej średnicy, wynoszącej 1800 mm.

Platforma przymocowana jest jednostronnie do kolumny suportu za pomocą dwóch przegubów, jednego u góry, a drugiego u dołu kolumny (rys. 2). Każdy taki przegub składa się z dwóch elastycznych łączników wzajemnie skrzyżowanych. Tego rodzaju zawieszenie pozwala na małe przesunięcia platformy silnika w płaszczyźnie poziomej ze zredukowanymi do minimum oporami tarcia.

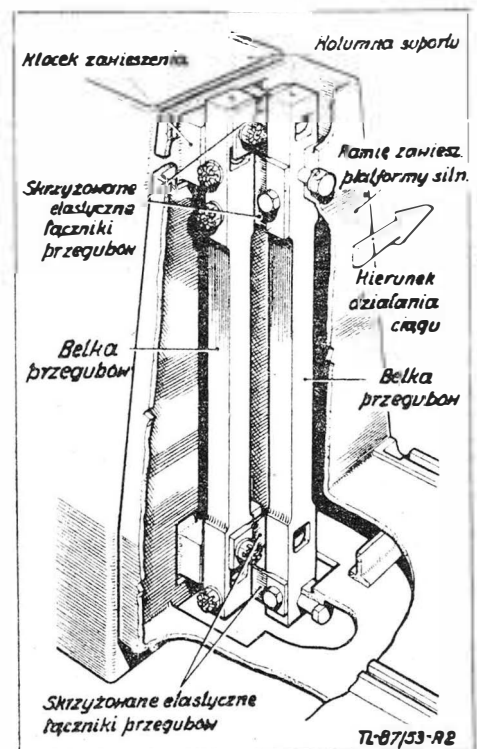
Podczas pracy silnika reakcja wywołana ciągiem silnika usiłuje obrócić platformę do przodu. Ruch ten ograniczony jest przez dynamometr urządzenia do pomiaru ciągu. Dynamometr ten zamontowany jest na drugiej kolumnie suportu, znajdującej się po przeciwległej stronie platformy silnika. Siła wytworzona przez działanie ciągu silnika na platformę przekazywana jest na dynamometr przez specjalne ramię. Ponieważ oś dynamometru jest w odległości dwa razy większej niż linia działania ciągu silnika, siła działająca na dynamometr jest równa połowie wielkości ciągu. Dla ułatwienia odczytów skala w kabine kontrolnej wskazuje podwójną wartość obciążenia, działającego na dynamometr, a więc tym samym od razu wielkość ciągu.

Celem oszczędzania obu przegubów elastycznych zawieszenia platformy silnika, gdy silnik nie pracuje, są one odciążane przez cztery podnośniki śrubowe, przejmujące ciężar platformy i silnika. Podnośniki te są wzajemnie sprzęgnięte układem łączników i są jednocześnie włączane ręczną dźwignią.

Przy przeprowadzaniu kalibrowania urządzenia do pomiaru ciągu, obciążenie dynamometru jest wywoływane przez specjalną do tego celu dźwignię z ciężarem, dającym się zmieniać. Przekładnia dźwigni do kalibrowania jest tak dobrana, że łącznie z przekładnią platformy silnika pozwala na 100-krotne zmniejszenie wielkości ciężaru kalibrującego. Ponieważ każde stoisko silnikowe przewidziane jest do badania silników o maksymalnym ciągu 6000 kG, więc dla całkowitego wykalibrowania urządzenia do pomiaru ciągu wystarczy komplet ciężarów z maksymalnym ciężarem 60 kG.

Potrzebne dla silnika będącego na próbie powietrze jest zasysane poprzez szereg kanałów, utworzonych pomiędzy parawanowymi przegrodami tłumika wlotowego, umieszczonych w górnej przedniej części budynku hamowni (patrz rys. 1). Gdy silnik nie pracuje, szczeliny kanałów są zamykane przez umieszczone na zewnątrz budynku na wlocie do tłumika żaluzje. Ściany komór silnikowych są od wewnątrz wyłożone specjalnymi płytami, tłumiącymi hałas. Do tłumienia hałasu, wywoływanego przez gazy spalinowe, wypływające z rury reakcyjnej silnika odrzutowego, przewidziany jest dla każdego stoiska tłumik wylotowy. Tłumik ten składa się z długiego rurowego przewodu o przekroju kołowym, posiadającego ściany zrobione z materiału tłumiącego hałas (pochłaniającego dźwięki). Powietrze, chłodzące spaliny wylatujące z silnika, zasysane jest poprzez wlot utworzony w formie pierścieniowej szczeliny, pomiędzy „wlotowym lejkiem” tłumika a końcem rury reakcyjnej silnika (rys. 3).

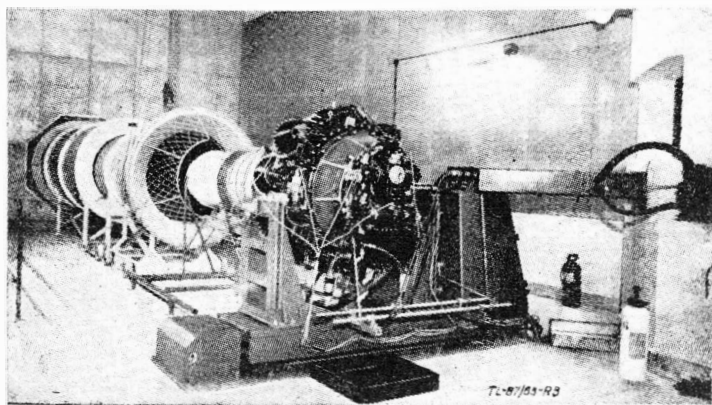
Celem jak najlepszego uciśnienia i odizolowania kabiny kontrolnej wszystkie drążki sterujące, przewody rurowe i elektryczne przeprowadzone są pomiędzy platformą silnika a kabiną kontrolną wewnątrz specjalnego przewodu izolowanego (patrz



Rys. 2. Widok (od tyłu) na zawieszenie platformy silnika

rys. 1). Urządzenie to chroni od przedostania się hałasu z komory silnikowej do kabiny kontrolnej przez otwory w ścianie przez które przechodzą wyżej wymienione drążki i przewody.

Paliwo do obu stanowisk dostarczane jest z dwóch podziemnych zbiorników, każdy po 60 000 l pojemności. Filtry i pompy podające paliwo znajdują się w oddzielnym budynku. Silnik na każdym stoisku posiada indywidualną instalację olejową.



Rys. 3. Widok na silnik odrzutowy zainstalowany na stoisku

Wszystkie dźwignie sterujące, wyłączniki i przyrządy kontrolne umieszczone są na pulpicie przy oknie obserwacyjnym w kabinie kontrolnej, oddzielnym dla każdego stanowiska badawczego.

Przepływ paliwa wskazywany jest przez dwa rotametry, jeden z nich dla zakresu od 350 do 1 800 l/godz, a drugi od 1 800 do 7 300 l/godz. Stosownie do ilości paliwa zużywanego przez silnik, włącza się odpowiedni rotametr. Do pomiaru temperatur, ciśnień i obrotów silnika zastosowane są normalne przyrządy pomiarowe. Dodatkowo, poza normalnym obrotomierzem, zainstalowany jest specjalny tachoskop, pozwalający na zmierzenie czasu przyjętej stałej ilości obrotów. Mianowicie przy silniku między końcówką silnikową, służącą do napędu obrotomierza a prądniczką obrotomierza, włączona jest dodatkowa przekładnia 1 600 : 1, utworzona z kół zębatych, służąca do napędu krzywki umieszczonej wewnątrz tachoskopu. Ponieważ silnikowa końcówka napędu obrotomierza ma już zredukowane obroty w stosunku 4 : 1, więc na 6 400 obrotów silnika przypada 1 obrót krzywki tachoskopu.

Krzywka ta steruje wyłącznik umieszczony w obwodzie solenoidu, znajdującego się na pulpicie przyrządów pomiarowych. Solenoid ten za pomocą kątowej dźwigni uruchamia i zatrzymuje sekundomierz. W ten sposób można dokładnie zmierzyć czas 6 400 obrotów silnika. Z odpowiedniej tablicy dla znalezionego czasu szybko da się wyznaczyć liczbę obr/min silnika.

W razie potrzeby dodatkowy drugi wyłącznik może otwierać obwód solenoidu dla każdej wielokrotności obrotów krzywki, co pozwala na zmierzenie czasu dowolnej wielokrotności 6 400 obrotów silnika.

Opisane urządzenie hamowniane pozwala na przeprowadzenie prób praktycznie prawie wszystkich obecnie będących w eksploatacji silników odrzutowych.

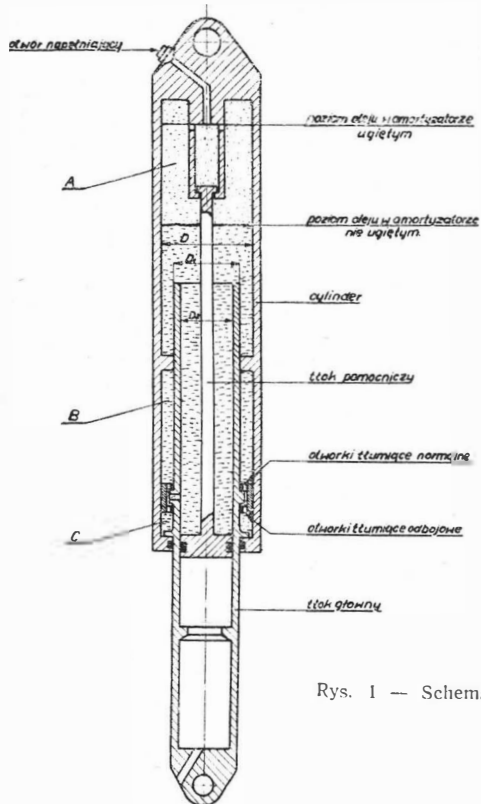
W. M.

Nowy typ amortyzatora olejowo-powietrznego

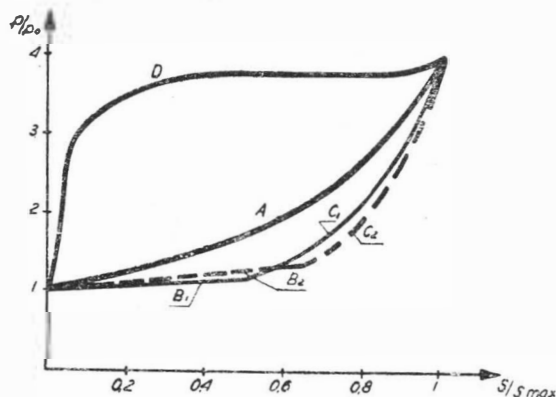
Zwiększenie wymagań dotyczących prędkości opadania dla niektórych typów samolotów (np. dla samolotów operujących z lotniskowców wymagane są obliczeniowe prędkości opadania od 4,3 m/sek do 6,1 m/sek w porównaniu do samolotów lądowych od 3 m/sek do 4,3 m/sek) stwarza konieczność stosowania amortyzatorów o dużym skoku roboczym. W normalnym amor-

waniu samolotu względem osi podłużnej, gdyż w czasie parkowania na pokładzie lotniskowca może wystąpić rezonans z wahaniami lotniskowca.

Ciekawym rozwiązaniem amortyzatora dla samolotów operujących z lotniskowców jest amortyzator opracowany przez firmę Messier, pokazany na rys. 1.



Rys. 1 — Schemat amortyzatora

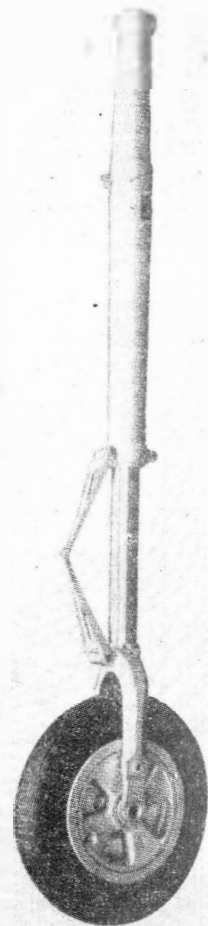


TL-6/54-R2

Rys. 2. Wykres pracy amortyzatora A (krzywa sprężania dla amortyzatora olejowo-powietrznego konwencjonalnej budowy, B_1 — B_2 krzywa sprężania w pierwszej fazie ugięcia amortyzatora nowego typu, C_1 — C_2 krzywa sprężania w drugiej fazie ugięcia amortyzatora nowego typu, D — wypadkowa charakterystyka amortyzatora. Pole zawarte między krzywami AB_1C_1 lub AB_2C_2 przedstawia różnicę energii nagromadzonej w sprężonym powietrzu dla obu typów amortyzatorów.

tyzatorze olejowo-pneumatycznym duży skok roboczy amortyzatora powoduje tak duże zmagazynowanie energii w sprężonym powietrzu, że kwestia odboju przy ruchu powrotnym amortyzatora staje się bardzo przykra. Nadmierny odbój jest szczególnie szkodliwy dla samolotów lądujących na lotniskowcach. Drugą wadą samolotu zaopatrzonego w konwencjonalne amortyzatory o dużym skoku jest mała częstość własna

Budowa tego amortyzatora jest następująca: amortyzator składa się z cylindra, tłoka głównego oraz tłoka pomocniczego. Wnętrze amortyzatora podzielić można na dwie zasadnicze komory. Pierwsza komora o stałej objętości, utworzona przez wewnętrzną ściankę cylindra i zewnętrzną ściankę tłoka głównego wypełniona jest płynem tłumiącym i uszczelniona na tłoku głównym za pomocą uszczelki. Na części tłoka głównego poruszającego się w komorze pierwszej znajdują się pierścienie z tworzywa dławia-



TL-6/54-R3

Rys. 3 — Widok kompletnego zespołu

cymi, komora druga, o zmiennej objętości, na którą składa się objętość górnej części cylindra oraz objętości wnętrza tłoka głównego ograniczona tłokiem pomocniczym, wypełniona jest olejem i powietrzem.

Przy uginaniu się amortyzatora energia pochłaniana jest przez olej przepływający przez otworki dławiące z przestrzeni B do C. W pierwszej fazie uginania się amortyzatora powietrze sprężane jest wskutek zmniejszania się objętości komory drugiej

o wartości $\Delta V = (F_1 - F_2) y; \left(F_1 = \frac{\pi \cdot D_1^2}{4} \cdot F_2; \frac{\pi \cdot D_2^2}{4} \right)$ Faza ta

przedstawiona jest krzywą B_1 lub B_2 na wykresie 2. Gdy tłok środkowy dojdzie do ograniczenia w tłoku głównym następuje druga faza, w której powietrze sprężane jest wskutek zmniejszania się objętości o wartości $\Delta V = F_1 (y - y_1)$. Krzywa C_1 lub C_2 na wykresie 2 przedstawia tę fazę ugięcia. Dla porównania na tym samym wykresie podana jest również krzywa sprężania powietrza dla konwencjonalnego amortyzatora olejowo-powietrznego (oznaczona literą A). Pole zawarte między krzywymi sprężania a osią odciętych oznacza energię zmagazynowaną w sprężonym powietrzu amortyzatora, która to energia zamieniana jest na energię kinetyczną przy skoku powrotnym

amortyzatora. Jak widać z wykresu, jest ona większa dla konwencjonalnego amortyzatora. Pola zawarte między krzywą D a krzywymi sprężania przedstawiają energie pochłonięte przez ciecz tłumiącą.

Pochylenie krzywej sprężania powietrza charakteryzuje częstość własną drgań samolotu względem osi podłużnej w czasie, gdy amortyzatory obciążone są obciążeniami statycznymi. Wiadomo zatem, że gdy ugięcie statyczne amortyzatora znajduje się w obrębie krzywej C_1 i C_2 , to częstość własna amortyzatora będzie wyższa od częstości własnej amortyzatora, mającego krzywą sprężania powietrza przedstawioną krzywą A.

Z powyższego opisu wynika, że amortyzator nowego typu posiada zalety w porównaniu do amortyzatora konwencjonalnego. Zaletami tymi są: zmniejszenie trudności związanych z odbojem przez mniejsze zmagazynowanie energii w sprężonym powietrzu oraz zwiększenie częstości własnej wahań samolotu, a zatem odsunięcie zakresu częstości rezonansowych od częstości wahań lotniskowca.

Te cechy czynią amortyzator przydatny również dla samolotów, od których wymaga się dokonywania lądowań na trudnych terenach, gdy należy się liczyć z dużymi prędkościami pionowymi opadania.

W. R.

Możliwości obniżenia kosztów transportu lotniczego

Jest rzeczą oczywistą, że każde przedsiębiorstwo transportu lotniczego stara się obniżyć koszty usług przez nie wykonywanych. Na te koszty składają się: a) bezpośredni koszt ruchu samolotów, b) koszty ogólne (generalne) przedsiębiorstwa idące na administrację, służbę ruchu i zabezpieczenia lotów. W ciągu dalszym omówiona będzie wyłącznie pierwsza kategoria kosztów, mierzona się one liczbą złotych na 1 tonokilometr względnie 1 pasażerokilometr. Bezpośredni koszt ruchu samolotu zależy przede wszystkim od typu samolotu, długości eksploatawanego odcinka oraz specyficznych warunków ruchu, dalej szczegółowiej rozpatrzonych. Mając kilka typów samolotów można je między sobą porównywać pod względem przydatności dla danego odcinka; dla danego typu samolotu można określić najekonomiczniejszą długość odcinka, dla odcinka dłuższego lub też krótszego koszt ruchu tego samolotu będzie już większy. W tej notatce, do której materiał został zaczerpnięty z prasy zagranicznej poruszony będzie problem inny; przyjmując pewien samolot i optymalny odcinek dla jego warunków przeanalizowany będzie wpływ różnych parametrów konstrukcyjnych i eksploatacyjnych na ekonomię jego ruchu. W bezpośrednich kosztach ruchu będą uwzględnione pozycje następujące: stałe koszty roczne jak amortyzacja płatowca i silników, oraz ubezpieczenie samolotu i ładunku handlowego, koszty obsługi i napraw płatowca i silników oraz bezpośrednie koszty związane z lotem, jak koszt paliwa i oleju, uposażenie załogi i opłaty za lądowania.

Do analizy przyjęte są następujące dane wyjściowe: samolot komunikacyjny o ciężarze 40 000 kg, długość odcinka 3 700 km i prędkość przelotowa 700 km/godz. Wsnute dalej wnioski nie będą się jednak zbytnio różniły w przypadku innych warunków wyjściowych.

Tabela I

Wpływ zmian poszczególnych parametrów na koszt bezpośredni ruchu samolotu z napędem silnikami tłokowymi i śmigłami

Parametr	% zmiany kosztu
1) doskonałość aerodynamiczna samolotu (C_z/C_x) _{max}	— 4,71
2) sprawność silnika	— 3,73
3) stosunek ciężaru płatowca do całkowitego ciężaru samolotu	+ 3,47
4) rezerwa paliwa	+ 3,27
5) stosunek mocy do ciężaru zespołu napędowego	— 0,98
6) prędkość przelotowa	+ 0,52
7) cena jednostkowa paliwa	+ 0,43
8) cena zespołu napędowego na jednostkę jego ciężaru	+ 0,25
9) długość okresu międzyremontowego silników	— 0,21
10) wykorzystanie samolotu	— 0,17
11) cena płatowca na jednostkę ciężaru	+ 0,13
12) ciężar całkowity w locie	— 0,07
13) uposażenie załogi na godzinę lotu	+ 0,07
14) opłata za lądowanie odniesiona do jednostki ciężaru samolotu	+ 0,03

Wyniki analizy są przedstawione w tabeli I dla samolotu napędzanego silnikami tłokowymi i śmigłami i w tabeli II dla samolotu o napędzie odrzutowym. Dane w tabelach należy rozumieć w ten sposób, że zmiana parametru wyszczególnionego w wykazie o 1% powoduje zmianę kosztów ruchu o ilość procent podaną przy danym parametrze, znak + oznacza, że zmiana wartości parametru i kosztu idzie w tym samym kierunku, znak — że w przeciwnym.

Tabela II

Wpływ poszczególnych zmian parametrów na koszt bezpośredni ruchu samolotu z napędem odrzutowym

Parametr	% zmiany kosztu
1) doskonałość aerodynamiczna samolotu	— 4,71
2) jednostkowe zużycie paliwa	+ 4,25
3) prędkość przelotowa	— 4,18
4) ciężar samego płatowca w stosunku do całkowitego ciężaru samolotu	+ 3,47
5) rezerwa paliwa	+ 3,27
6) ciąg na jednostkę ciężaru zespołu napędowego	— 1,50

poz. 7 i dalsze jak w tabeli I.

Konstruktor samolotu ma wpływ na pozycje 1, 3 i 11 w przypadku samolotów śmigłowych i 1, 4 i 11 w przypadku samolotów odrzutowych.

Największy nacisk winien być położony na czystość aerodynamiczną samolotu, co może być uzyskane na drodze ograniczenia do minimum oporu szkodliwego oraz oporu profilowego i indukowanego skrzydła przez zmiany konstrukcyjne (lub też przez staranne utrzymanie zewnętrznych powierzchni i kształtów samolotu przez użytkownika).

Drugi z kolei czynnik to zmniejszenie ciężaru konstrukcji płatowca, co pozwala na zwiększenie ładunku użytkowego. Trzeci wreszcie czynnik to obniżenie kosztu jednostkowego płatowca, jest on około 36 razy słabszy od czynnika pierwszego. Tak więc nie opłaca się stanowczo stosowanie samolotu taniego, mało doskonałego aerodynamicznie czy też ciężarowo.

Główny wkład konstruktora zespołu napędowego to zapewnienie jak największej sprawności silnika czy też śmigła (równorządne ze zmniejszeniem jednostkowego zużycia paliwa) — pozycja 2. Czynniki drugi co do ważności to uzyskanie z jednostki ciężaru zespołu napędowego jak największej mocy, jest to czynnik grający mniejszą rolę przy silniku tłokowym niż przy silniku odrzutowym. Możliwość zastosowania tańszego paliwa (poz. 7) ma mniej więcej 10 razy mniejsze znaczenie niż sprawność silnika. Koszt zespołu napędowego ma stosunkowo małe znaczenie, czynnik kosztu jest około 20 razy „słabszy” niż czynnik sprawności. Stosowanie więc taniego i mało ekonomicznego (pod względem zużycia paliwa) silnika kosztuje bardzo drogo (poz. 8).

Użytkownik ma wpływ na czynniki 4, 6, 9, 10, 12, 13 i 14 z tabeli I i 3 oraz 5 z tabeli II. Największe możliwości leżą w zmniejszeniu rezerwy paliwa, zabieranej w celu uwzględnienia trudności na trasie, wymagających zbroczenia z drogi, dołotu do innego lotniska itp. Czynniki ten jest 20 do 50 razy „silniejszy” od innych, jakie ma w ręku użytkownik. Zmniejszenie rezerwy

paliwa zwłaszcza w przypadku dłuższych odcinków pozwala na znaczne zwiększenie ładunku handlowego dając w ten sposób duże korzyści. Konieczne jest jednak bardzo ostrożne i wnikliwe stosowanie tego środka, gdyż zbyt mała rezerwa obniża bezpieczeństwo lotu. Rezerwa paliwa winna być taka, jaka jest niezbędnie potrzebna, jakkolwiek nadwyżka obniża już ekonomię lotu w silnym stopniu.

Jeżeli chodzi o prędkość przelotową, to w przypadku samolotów z silnikami tłokowymi i śmigłami korzystne jest jej obniżenie, nie jest to jednak skuteczne; w przypadku silników odrzutowych mamy do czynienia z sytuacją odwrotną, zwiększenie prędkości przelotowej jest korzystne, dość skutecznie obniżając koszt przelotu. Jeszcze raz potwierdza się tu zasada, że silnik odrzutowy jest stworzony dla wielkich prędkości.

Takie czynniki, jak zwiększenie okresu międzyremontowego silników (pod warunkiem, że ten okres jest dostatecznie długi) i stopień wykorzystania samolotu (nie jego ładunku użytecznego) mają stosunkowo mniejsze znaczenie.

Wpływ ciężaru całkowitego samolotu (to czy jest on większy czy też mniejszy), wielkość wyposażenia załogi oraz opłaty za lądowania mają minimalny wpływ na bezpośrednie koszty ruchu samolotu.

Inaczej będzie się sprawa przedstawiała, gdy w koszcze 1 tonokilometra uwzględnimy również koszty generalne przedsiębiorstwa. Wtedy takie czynniki, jak wykorzystanie samolotów i zwiększenie długości odcinków naboru bardzo dużego znaczenia.

Wyżej zamieszczona analiza ekonomiczna wyznacza kierunek rozwoju płatowców i silników oraz daje wskazówki użytkownikom jak najlepszego wykorzystania sprzętu. Pozwala na racjonalne ujęcie oszczędności, uwidaczniając czynniki grające większą rolę w kosztach. Wprowadzanie oszczędności bez dokładnej analizy całości zagadnienia może bowiem przy doraźnych korzyściach pociągnąć za sobą straty, nie zawsze wyraźnie dające się dostrzec.

Ogólnie biorąc uwidacznia się fakt, że sprzęt wysokiej jakości i o dużym stopniu rozwoju, mimo zwykle z tym związanego wysokiego kosztu (jednorazowego) w użytkowaniu pracuje oszczędnie dając korzyści ekonomiczne i opłaca się lepiej od sprzętu taniego i mało rozwiniętego. Te wnioski pokrywają się z ogólnymi zasadami wydajnej pracy wysoce udoskonalonych maszyn i urządzeń, drogiej w zainwestowaniu, ale taniej w eksploatacji.

R. L.

Przeglądamy usprawnienia

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

Przedłużacz węgli do lamp łukowych

(Kl. 21 f; Nr O — 1266; Z. Nr 3)

Józef Gojny

Dotychczas w lampach łukowych do wyświetlania rysunków można było wykorzystać tylko około 70% długości węgla.

W celu umożliwienia spalania węgla prawie w 100% zastosowano w myśl usprawnienia przedłużacz metalowy, uwidoczniiony na rysunku. W przedłużaczu 1 mocuje się niedopalone końce węgla za pomocą wkrętów 2 w celu umożliwienia prawie całkowitego ich spalania.

Sposoby nawęglania korbowodów silnikowych

(Kl. 18 c; Nr OU — 118; Z. Nr 3)

Edward Lejczak

Dla zabezpieczenia przed nawęglaniem tych części korbowodów, które mają pozostać miękkie, normalnie stosowanym sposobem jest miedziowanie, które w praktyce zawodzi, o ile warstwa miedzi nie jest dostatecznie gruba lub nie jest nałożona na metalicznie czystą powierzchnię.

Według udoskonalenia proszek nawęglający styka się tylko z tymi częściami korbowodów, które mają być utwardzone. Pozostałe powierzchnie korbowodów otoczone są materiałem obojętnym, np. piaskiem.

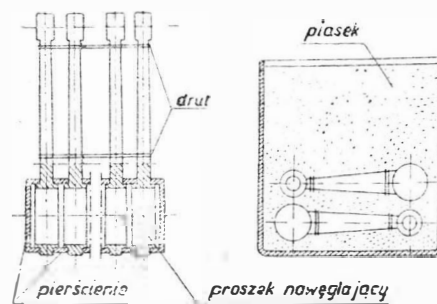
Utrzymywanie proszku nawęglającego we właściwym miejscu zapewniają pierścienie żelazne. Pierścienie nakładają się na stopki korbowodów i łączy się przy ich pomocy serię (20 sztuk) korbowodów w jedną całość. Powstaje przy tym dłuższy otwór w kształcie rury, utworzony z otworów w stopkach korbowodów i w pierścieniach.

Do tego otworu wsypuje się proszek nawęglający, który należy lekko ubić. Końcowe dwa pierścienie, jako zamykające, posiadają dna. Nieszczelności, przez które gaz nawęglający mógłby uchodzić, uszczelnia się za pomocą gliny. Dla utrzymania serii połączonych korbowodów w całości wiąże się je miękkim drutem.

Serie korbowodów, przygotowanych w wyżej podany sposób, kładzie się na dnie skrzyni do cementowania, w której znajduje

się dwa lub 3-centymetrowa warstwa piasku. Następnie zasypuje się korbowody warstwą piasku grubości 12 — 15 cm, co zabezpiecza powierzchnie korbowodów od utleniania.

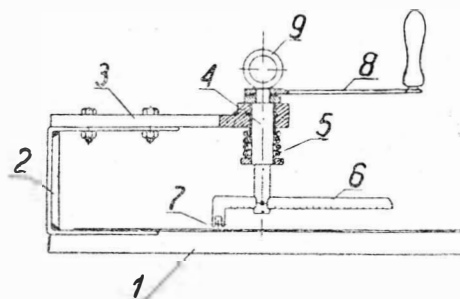
W zależności od wysokości skrzyni można włożyć do niej jedną lub więcej serii korbowodów.



Sposób powyższy daje dobre wyniki nawęglania, oszczędza miedziowanie, zużywa właściwą ilość proszku nawęglającego.

Uniwersalny przyrząd do cięcia krążków ze szkła

(Kl. 32 a; Nr OU — 134; Z. Nr 3) Paweł Jankowski



Wycinanie krążków ze szkła było operacją pracochłonną. Wymagało wycięcia kwadratu diamentem, następnie obcięcia rogów i ręcznego szlifowania płytki szklanej na kształt krążka.

Udoskonalenie polega na skonstruowaniu urządzenia, które składa się z podstawy (deski) 1, wspornika 2 i belki 3, do której jest przyspawana tulejka. Przez tulejkę przechodzi trzpień 4, który jest połączony z korbą 8. W wyjęciu drugiego końca trzpienia 4 osadzone jest przesuwne ramie 6 z podziałką. W ramie to wmontowany jest krążek 7 tnący szkło. Sprężyna 5 dociska krążek do szkła. Uszko 9 umożliwia podniesienie krążka 7 przy zakładaniu płyty szklanej. Podziałka ramienia 6 umożliwia nastawienie takiego promienia, na jaki należy wyciąć krążek szklany.

Oslona piły tarczowej

(Kl. 38 a; Nr OU — 136; Z. Nr 3) Bohdan Kołodziejczyk

Celem osłony jest zabezpieczenie robotnika, pracującego przy piły tarczowej, przed okaleczeniem rąk.

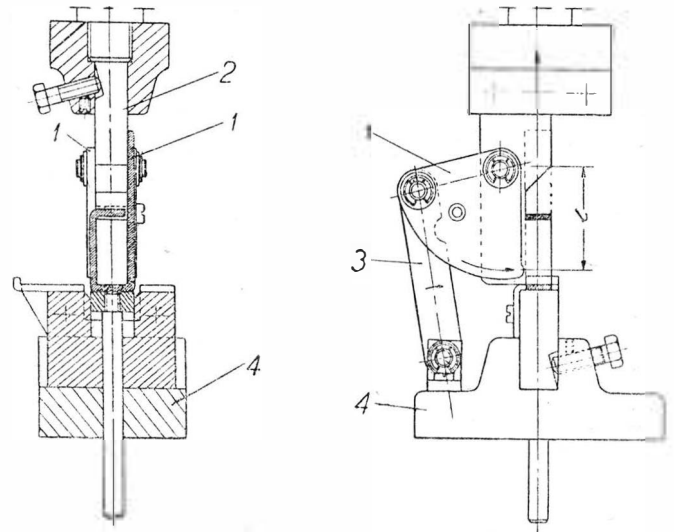
Oslona piły składa się z dwóch ruchomych części 1 i 2, osadzonych na walcu 3. Prawa osłona 1 obraca się razem z walcem 3, lewa — niezależnie od obrotu walcu 3.

Materiał, przeznaczony do cięcia, podsuwa się do przykrytej osłoną tarczy piły. Na pewnej odległości od piły materiał natrafia na podniesioną pionowo ruchomą kłapę 4. Kłapa ta, ustępując

Wyrzutnik wahadłowy do zdejmowania krępowanych przedmiotów z tłoczni

(Kl. 49 i; Nr OU — 150; Z. Nr 3) Juliusz Anders, Tadeusz Bednarski

Przedmioty o kształcie zamkniętym, względnie przedmioty, które ze względu na swój kształt pozostają zakleszczone na stemple, były dotychczas zdejmowane po krępowaniu palcami, co groziło okaleczeniem ręki. Poza tym do zdejmowania przedmiotów, przy których krępowanie jest poprzedzone dziurkowaniem, nacinaniem, odcinaniem itd., stosowano wyrzutnik klinowy.



Przez wprowadzenie wyrzutnika wahadłowego czynność zdejmowania została uproszczona.

Wyrzutnik wahadłowy składa się z jednej lub z dwóch płytek 1, ułożyskowanych obrotowo na stemple 2, oraz z dźwigni 3, łączącej również obrotowo wymienione płytki z podstawą 4 przyrzędu.

Ruch płytek, powodujący zepchnięcie przedmiotu ze stempla, zależy jest od długości ramienia 1 i skoku prasy.

Ruch stempla w dół cofa płytki wyrzutnika o tyle, ile potrzeba do umożliwienia swobodnego wygięcia się ścianek krępowanego przedmiotu. Przy ruchu stempla w górę ramie płytki wyrzutnika, wykonując ruch posuwisto-obrotowy, zrzuca przedmiot ze stempla.

Sposób wyrobu tarcz szlifierskich

(Kl. 67 c; Nr OU — 154; Z. Nr 3) Kazimierz Wolniak, Marian Barański, Stanisław Kotas

Zakłady przemysłowe, posiadające szlifierki, odczuwają brak tarcz ściernych odpowiednich gatunków i kształtu. Brakowi temu można zaradzić, wyrabiając potrzebne tarcze, nawet profilowe, w każdym zakładzie niżej opisanym sposobem, stosując do wiązania tzw. cement Sorela.

Sposób wykonania

Odważyć: 1,5 kG mielonego tlenku magnezu; 1,5 kG roztworu chlorku magnezu (28° do 30° Bé); 1,5 kG piaskowca gruboziarnistego, tłuczonego, suchego; 5 kG proszku ściernego korundowego (ziarno 40 — 80).

Odważone ilości tlenku magnezu, piaskowca i proszku ściernego wysypać do odpowiedniego naczynia i dobrze wymieszać. Wlać do tego 1,5 kG roztworu chlorku magnezu i dobrze przemieszać (najmniej 10 min).

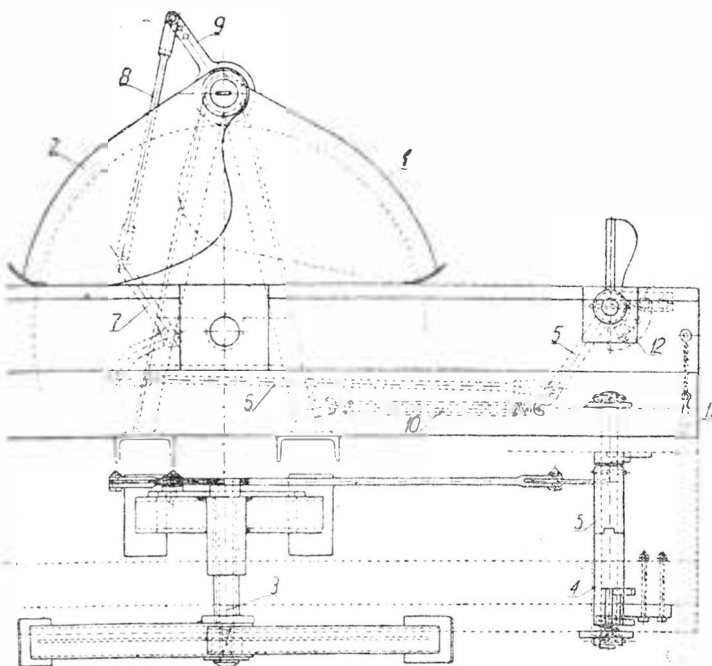
Gdy masa jest już dobrze zmieszana, kłaść ją warstwami do naoliwionej formy, dobrze ubijając. Górną warstwę ubijać lekko, a na koniec wygładzić.

Po 25 godzinach schnięcia w temperaturze pokojowej tarcza jest gotowa.

Twardość tarcz reguluje się stężeniem chlorku magnezu i ilością piaskowca.

Powyższe ilości odpowiadają materiałowi potrzebnemu na wykonanie tarczy szlifierskiej o wymiarach: średnica zewnętrzna 350 mm, średnica wewnętrzna 275 mm, szerokość 120 mm.

S. M.



pod naporem materiału, wprowadza w ruch sprzężoną z nią za pomocą klina dźwignię 5, która przez cięgło 6, dźwignię pośrednią 7, cięgło 8 i dźwignię 9 zaczyna obracać walek 3. W miarę odchylania się kłapy i ściągania dźwigni powoli obracający się walek 3 podnosi prawą osłonę.

Odległość kłapy od piły jest tak przewidziana, aby przy całkowitym zetknięciu się garbu kłapy ze stołem piła była odsłonięta na wysokość przecinanego materiału z pewnym zapasem. Oslona lewa 2 w tym czasie nadal przykrywa całkowicie piłę.

Przecinany materiał przechodząc poza oś piły, natrafia na garb osłony 2 i podnosi ją. W miarę nacisku osłona 2 podnosi się i przepuszcza przechodzący pod nią przecinany materiał. Z chwilą zejścia przecinanego materiału z kłapy dźwignia 5, ściągana sprężyną 10, podnosi kłapę i opuszcza osłonę 1. Kłapa, podnosząc się, stanowi jednocześnie zabezpieczenie przed możliwością odrzutu wstecz przecinanego materiału.

Po przejściu przecinanego materiału poza oś piły osłona 1 całkowicie opuszcza się. Oslona 2 po przecięciu materiału przez piłę opada własnym ciężarem.

Dla poprzecznego cięcia przewidziane jest dowolne ustawienie osłony na określoną wysokość, zależnie od grubości ciętego materiału, przy całkowitym skręceniu kłapy. W tym celu należy ręcznie naciskać kłapę 4, póki osłona nie podniesie się na żadaną wysokość, przetknąć kolek 11 przez pokrywające się otwory występu dźwigni i płytki 12, odciągnąć kłapę wzdłuż osi do oporu celem wyłączenia sprzęgła i obrócić w lewo aż do zrównania garbu kłapy ze stołem. Po skończeniu cięcia w poprzek należy podnieść kłapę do wysokości sprzężenia z dźwignią 5 i wyjąć kolek 11.

Lotnicze słownictwo techniczne

dokończenie ze str. 54.

60. Obciążenie powierzchni łopaty

Znaczenie pojęcia: siła nośna łopaty dzielona przez jej powierzchnię.

- (ang.) — Blade loading
(fr.) — Charge alaire de pales
(niem.) — Blattbelastung
(ros.) — Удельная нагрузка на лопасть

61. Wypełnienie wirnika σ

$$\sigma = \frac{b l_e}{\pi R}$$

Znaczenie pojęcia: stosunek powierzchni efektywnej wszystkich łopat do powierzchni tarczy wirnika.

- (ang.) — Rotor solidity
(fr.) — Solidité du rotor
(niem.) — Flächendichte
(ros.) — Коэффициент заполнения
Покрывание винта

62. Stała masowa łopaty γ

$$\gamma = \frac{\rho l_e a R^4}{J_1}$$

Znaczenie pojęcia: stosunek sił nośnych łopaty do sił masowych (odśrodkowych).

- (ang.) — Mass constant of rotor blade
(fr.) — Coefficient de masse de la pale du rotor
(niem.) — Blattmassenkonstante
(ros.) — Массовая характеристика лопасти

Na półkach księgarskich

Samolot nowoczesna maszyna rolnicza, mgr inż. Sergiusz Minorski, Wydawnictwo Komunikacyjne, 1953 r., stron 92.

Broszura (format B6) omawia w przystępny sposób różnorodne zadania, jakie może spełnić samolot we współpracy z rolnictwem i leśnictwem, zwłaszcza zaś przy zwalczaniu szkodliwych zwierząt, szkodników lasów, buraków cukrowych i sadów owocowych, chwastów i wodorostów, przy ochronie przed malarą i przeciwpożarowej lasów, przy zatrzymywaniu wód śniegowych na polach. Omówiono rozsiewanie nawozów sztucznych, technikę opylania i opryskiwania, sposoby opylania pól, zagadnienie wyboru lądowisk, urządzeń naziemnych, sygnalizacji, kontroli prawidłowości i skuteczności rozpraszania, technikę bezpieczeństwa i higieny pracy ludzi i zwierząt. Wskazano również możliwości zastosowania samolotu w innych dziedzinach jak np. w gospodarce hodowlano-rybnej, rybołówstwie morskim, do potrzeb sanitarnych, kontroli sieci wysokiego napięcia, przy poszukiwaniach geologicznych i w pracach kartograficznych. Praca opiera się na doświadczeniach krajowych oraz Związku Radzieckiego. Podobnie jak i w broszurze pt. „Lotnictwo w służbie rolnictwa i leśnictwa”, o której wzmiankę zamieściliśmy w zeszycie 1/53 „Techniki Lotniczej”. Autor za mało poświęca miejsca zagadnieniom śmigłowców (nazywanych w broszurze powszechnie helikopterami). O ile nie posiadamy jeszcze rzeczywiście praktyki krajowej, to opierając się na materiałach i osiągnięciach radzieckich należałoby szerzej omówić możliwości, korzyści i wytyczne zastosowania śmigłowców do rolnictwa, by Czytelników już przygotować do niedalekiej pracy z tym sprzętem. S. M.

Elementy konstrukcji płatowców, mgr inż. Rościśław Aleksandrowicz, Wydawnictwo Ligi Lotniczej 1952 r., stron 152.

Książka omawiana porusza następujące tematy: co to jest samolot, podział samolotów i ich osiągi, podstawy mechaniki i zasady wytrzymałości materiałów, lotnicze materiały konstrukcyjne, typowe połączenia poszczególnych elementów konstrukcji i węzły, typowe konstrukcje płaskie i przestrzenne, obciążenie samolotu, konstrukcja poszczególnych części samolotu, łączenie części samolotu, bezpieczeństwo lotu, instalacje i urządzenia specjalne, podział technologiczny samolotu, wygoda obsługi, zewnętrzne wykonanie samolotu. Książka jest przeznaczona — jak wynika z przedmowy „Od Wydawnictwa” — przede wszystkim dla pilotów, również dla mechaników, a także wszystkich kandydatów do lotnictwa i uczestników kursów Ligi Lotniczej dzięki swej przystępnej formie. Co do tej formy to mamy pewne zastrzeżenia. W książce objaśnia się nieraz bardzo elementarne zagadnienia przy wykorzystaniu schematów postądowych (np. rodzaje obciążień), natomiast szereg informacji trudnych podaje się bez żadnych objaśnień (np. azotowanie, luseczenie, pojęcia R_p , R_c , T itp.).

We wstępie podano, że książka zawierać będzie budowę samolotów bez jakiegokolwiek wyposażenia, tymczasem w tekście są wzmianki o odladkach, zbiornikach, metalizacji, chłodnicach, instalacjach i urządzeniach specjalnych — podanych zresztą w sposób bardzo szczupły i niekompletny. Podany w książce podział maszyn latających nie jest zgodny z obowiązującą normą PKN. Książka zawiera szereg błędnych informacji, które mogą u bezkrytycznego Czytelnika, dla którego jest przeznaczona, wzbudzić chaos. I tak np. na str. 115 podano, że naciśnięcie w kabinach ciśnieniowych jest rzędu 4 atm; na str. 47 — podano: stałe stopowe (ciężar właściwy $1,8 \div 2,8 \text{ G/cm}^3$) itd. Często stosowane są niewłaściwe nazwy i określenia oraz oznaczenia: siła ciągu, ciężar gałunkowy, knypel, silnik gwiazdowy, helikopter, rolowanie maszyny, kg, KG/cm², kG/cm³ — jako ciężar właściwy drewna (tabela XII) itp. Szereg błędów nie wypływających z korekty przy braku erraty; np. en — oznaczenie niemieckiego miejsca, gdzie I wstawiono zamiast litery I, niezgodność rysunków z tekstem, błąd ortograficzny (odkółka zamiast odkuwka). Rysunki na ogół dobre, wzięte ze znanych u nas prac, ale po co zamieszczono okropne rys. 59 i rys. 65; również dziwi Czytelnika zamieszczenie jako typowego samolotu na rys. 1 przestarzałego dwupłatowca oraz objaśnienie do rys. 3 — bombowiec średniego zasięgu. Szeregu rysunków nie objaśniono w tekście. Książka, pomimo wskazanych usterek redakcyjnych, może oddać znaczne usługi, ale w przypadku przygotowywania następnego wydania wymagałaby przepracowania przez autora i redaktora. S. M.

Aerodynamika szybkich samolotów, B. Goroszenko, tłum. z ros. mgr inż. R. Aleksandrowicz, Państwowe Wydawnictwo Naukowe, 1953 r., stron 471.

Powyższa książka poświęcona jest osiągom samolotów o prędkościach poddźwiękowych. Rozdział I podaje dane, potrzebne do wyznaczenia sił aerodynamicznych, działających na samolot; w szczególności podano tu wpływ ściśliwości na charakterystyki aerodynamiczne samolotu. Rozdział II, zatytułowany „Maksymalna prędkość lotu”, podaje metody ana-

lityczne i analityczno-wykresne obliczenia prędkości maksymalnej samolotów o napędzie śmigłowym i odrzutowym. W rozdziale tym omówiono szeroko rozwiniętą przez Autora metodę uwzględniania wpływu małych zmian parametrów (oporu, powierzchni skrzydeł, ciężaru, mocy silnika itp.) na prędkość maksymalną samolotu. Rozdział III poświęcony jest lotowi wznoszącemu. Podano tu metody analityczno-wykresne i analityczne obliczania prędkości wznoszenia, pułapu samolotu i czasu wznoszenia. Podobnie jak poprzednio podano wpływ małych zmian parametrów konstrukcyjnych. W rozdziale IV omówiono zagadnienie opadania samolotu w locie ślizgowym i silnikowym. Rozdział V podaje zagadnienie zasięgu i długotrwałości lotu. W szczególności omówiono tu zagadnienia związane z taktyką wojkową oraz eksploatacyjne. Ostatni rozdział poświęcony jest sprawdzaniu i kontroli właściwości samolotu w locie. Książka, zgodnie ze wstępem Autora, ma za zadanie powiązanie mechaniki lotu z zagadnieniami eksploatacji samolotu. Książka przeznaczona jest zarówno dla studiujących na wyższych uczelniach, jak i dla inżynierów eksploatających samolot oraz dla jednostek wojskowych. W dzisiejszych warunkach książka jest już przestarzała, nie porusza bowiem zagadnień związanych z lotami przydźwiękowymi. Pomimo to może ona jeszcze oddać duże usługi wszystkim interesującym się zagadnieniami mechaniki lotu i eksploatacji samolotu. Staranny przekład książki zasługuje na wyróżnienie, również staranna jest szata graficzna książki poza jej okładką. Obszerny wykaz oznaczeń ułatwia korzystanie z książki. Szkoda, że spotyka się błędy drukarskie nie ujęte w erracie. Powyższa książka jest pierwszą książką lotniczą, wydaną przez Państwowe Wydawnictwo Naukowe, należy spodziewać się, że w ślad za nią PWN wyda następne książki lotnicze. J. R.

Pomiary temperatur, mgr inż. Stanisław Prowans, Państwowe Wydawnictwo Techniczne, 1953 r., stron 212.

Omawiana książka zawiera wiadomości przeznaczone dla techników i inżynierów pracujących w dziedzinie pomiarów cieplnych oraz przydatne również dla pracowników laboratoriów przemysłu i instytucji lotniczych. Treść ujęta w dziesięciu rozdziałach, obejmuje podstawy termometrii, termometry rozszerznościowe i kalorymetryczne, farby termometryczne, urządzenia działające na zasadzie zmiany stanu skupienia, termometry oporowe i termoelektryczne, pirometry optyczne, wzorcowanie przyrządów pomiarowych, urządzenia pomocnicze do pomiarów temperatur. W pięćdziesięciu dwóch tabelach zgromadzone są liczne informacje i zestawienia materiałów i danych. S. M.

Elektryczne urządzenia grzejne, dr inż. Marian Mazur, Państwowe Wydawnictwo Techniczne, 1953 r., stron 375.

Książka jest przeznaczona dla inżynierów i techników, stykających się w swej pracy zawodowej z elektrycznymi urządzeniami grzejnymi. Omówiono w niej zasady działania i budowę urządzeń grzejnych oraz przyrządów pomiarowych i regulacyjnych, stosowanych w tych urządzeniach. Treść zawiera następujące tematy: ciepło i temperatura, przewodzenie, ułożenie i promieniowanie ciepła, straty ciepła, mierzenie i regulacja temperatury, procesy grzejne, elektryczne metody grzejne, rodzaje i zasilenie elektrycznych urządzeń grzejnych, materiały izolacyjne stosowane w tych urządzeniach, oporowe urządzenia grzejne pośrednie i bezpośrednie, obliczanie elementów grzejnych, elektrodowe, łukowe, indukcyjne, pojemnościowe i promiennikowe urządzenia grzejne, elektroerozyjna obróbka metali, zastosowania różne (spawalnictwo, chłodnictwo, nagrzewanie elektryczne). Wykaz piśmiennictwa, skrócony rzeczowy i wykaz oznaczeń uzupełniają pracę. Materiał zawarty w książce może być przydatny dla wielu pracowników przemysłu i instytucji lotniczych. S. M.

Walcowanie stali na zimno, inż. Marian Zdunkiewicz, Państwowe Wydawnictwo Techniczne, 1952 r., stron 252.

Treść książki dzieli się na trzy części, w których poruszono następujące tematy: materiał wsadowy, wyroby gotowe, przygotowanie materiału wsadowego do walcowania, zmiany własności mechanicznych taśm, teoria procesu walcowania na zimno, wpływ warunków pracy na proces walcowania na zimno, stopień odkształcenia postaciowego przy walcowaniu na zimno, określenie średnicy drutu przy walcowaniu taśm wąskich, walcarki do walcowania taśm na zimno, urządzenia pomocnicze, wyważanie taśm, hartowanie taśm stalowej, szlifowanie, polerowanie i czyszczenie taśm, cięcie taśm, kształtowanie brzegów, barwy taśm walcowanych na zimno, przebieg procesu walcowania na zimno. Praca przeznaczona jest dla inżynierów, techników i mistrzów walcowników, jednakże pracownicy przemysłu lotnictwa znajdą w niej wiele wyjaśniającego materiału. S. M.

Młoty matrycowe, A. A. Ignatow, tłum. z ros. mgr inż. K. Bosiacki, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1953 r., stron 368.

Omawiana książka jest tłumaczeniem pracy radzieckiej „Szlamponowocnyje młoty (eksploatacja i remont)”, zawiera ona szereg informacji dotyczących użytkowania i remontów, które mogą być wykorzystane przez pracowników odpowiednich działów w przemyśle lotniczym. W książce omówiono ogólne wiadomości o młotach, fundamenty młotów, szaboty młotów, stojaki młotów matrycowych, spadające części młotów matrycowych, cylindry parowo-powietrznych młotów matrycowych, urządzenia rozrządu pary w młotach, smarowanie parowo-powietrznych młotów matrycowych, ciernie młoty matrycowe, warunki techniczne sprawdzania dokładności i metody badań parowo-powietrznych młotów matrycowych. S. M.

Słownik spawalniczy, polsko-rosyjsko-angielsko-francusko-niemiecki, Polski Komitet Normalizacyjny, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1952 r., stron 111.

Słownik zawiera 514 pojęć podstawowych z dziedziny spawalnictwa, ułożonych w porządku alfabetycznym hasel w języku polskim, przy czym każde hasło zawiera numer kolejny, nazwę w języku polskim, objaśnienie określające dokładniej istotę hasła, oraz odpowiedniki w językach obcych. Znaczną część hasel, zaopatrzoną jest w rysunek. Ponadto podane są skróty w językach obcych, ułożone alfabetycznie z podaniem numeru kolejnego hasła, co umożliwia łatwe odnalezienie odpowiedniego hasła. Słownik jest bardzo przydatny, zwłaszcza przy korzystaniu z obcej literatury spawalniczej. Może być więc pomocny w pracy zawodowej wielu pracowników lotnictwa, gdzie spawanie odgrywa poważną rolę. S. M.

Zasady wietrzenia i ogrzewania zakładów pracy, prof. dr med. Bronon Nowakowski, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1953 r., stron 231.

Książka należy do „Biblioteki Ochrony Pracy” PWT i omawia podstawowe problemy ogrzewania i wietrzenia zakładów pracy; przeznaczona jest zarówno dla pracowników technicznych na stanowiskach kierowniczych, referentów bhp oraz społecznych inspektorów pracy, jak i dla lekarzy zakładowych. Treść dzieli się na dwie części. Część pierwsza — podstawy fizjologiczne — zawiera następujące tematy: rozwój poglądów na wietrzenie, powietrze za narząd oddechowy; powietrze a równowaga cieplna ustroju ludzkiego. Część druga — sposoby wietrzenia i ogrzewania — zawiera uwagi wstępne, omówienie zasad regulowania przepływu powietrza i warunków cieplnych oraz ochrony czystości powietrza. W uzupełnieniu omówiono zastosowanie psychrometru procowego i kalatrometru oraz obliczanie temperatury efektywnej. Całości pracy dopełniają liczne (34) tablice oraz bogaty wykaz (62 pozycje) piśmiennictwa. Szereg przykładów obliczeniowych ułatwia wykorzystanie materiału zawartego w książce. S. M.

Anodowe wytwarzanie powłok na aluminium, mgr inż. Marian Myronowicz, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1953 r., stron 56.

Broszura porusza zagadnienia bardzo przydatne dla pracowników lotnictwa, gdzie ochrona aluminium i jego stopów przed korozją jest codzienną sprawą. Treść podzielona jest na siedem rozdziałów, w których podano wiadomości wstępne o powłokach powstających samorzutnie oraz o wytworzonych sztucznie sposobami chemicznymi i elektrotechnicznymi, ogólne zasady anodowego utleniania, techniczne sposoby anodowego wytwarzania powłok, badanie powłok tlenkowych, zastosowanie powłok tlenkowych, higiena i bezpieczeństwo pracy oraz instrukcję dotyczącą anodowego wytwarzania powłok na aluminium. S. M.

Polerowanie elektrolityczne, inż. Janusz Dobrowolski, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1952 r., stron 96.

Książka porusza zagadnienia polerowania elektrolitycznego metali dla celów zarówno produkcyjnych jak i metalograficznych. Może być ona wykorzystywana z pożytkiem przy wielu problemach rozwiązywanych w przemyśle lotniczym. W treści omówiono ogólne wiadomości o polerowaniu elektrolitycznym, znaczenie elektropolerowania w technice, elektrolityczne polerowanie stali nierdzewnej, aluminium, niklu, metali nie-

żelaznych, stali węglowych i stopowych oraz zastosowanie elektrolitycznego polerowania w metalografii. Ciekawostką dla Czytelników „Techniki Lotniczej” może być wiadomość, że w Związku Radzieckim prace nad elektropolerowaniem prowadził m. in. Instytut do Badań Materiałów Lotniczych. S. M.

Elektrolityczne polerowanie szlifów metalograficznych, mgr inż. Kazimierz Mandylbur, mgr inż. Jerzy Ogerman, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1952 r., stron 75.

Broszura zawiera opis laboratoryjnych metod polerowania szlifów metalograficznych i może być z pożytkiem wykorzystywana przez pracowników laboratoriów zakładów przemysłu lotniczego. W treści omówiono zasady polerowania elektrolitycznego i jego rozwój oraz urządzenia stosowane, wpływ niektórych czynników na proces polerowania, najczęściej stosowane elektrolity, warunki polerowania, polerowanie żelaza i stali oraz metali i stopów nieżelaznych, elektrolityczne polerowanie szlifów wprasowanych w masy plastyczne, zastosowanie elektrolitycznego polerowania do innych celów poza metalografią. S. M.

Syntetyczne paliwa ciekłe, I. B. Rapoport, tłum. z ros. mgr inż. Włodzimierz Kaczerowski, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1953 r., stron 285.

Omawiana książka jest tłumaczeniem pracy radzieckiej. Na treść jej składają się następujące tematy: tlenek węgla i jego znaczenie dla syntezy, mechanizm syntezy węglowodorów, skład gazu do syntezy, katalizatory, różne kierunki syntezy, wzajemne działanie alkenów i mieszaniny tlenku węgla z wodorem, produkcja i oczyszczanie gazu do syntezy, synteza węglowodorów, produkty syntezy i ich przerób oraz nowe metody syntezy. W książce tej pracownicy lotnictwa znajdą wiele ciekawych informacji z dziedziny paliw ciekłych. S. M.

Towaroznawstwo naftowe, B. W. Łosikow i I. P. Łukaszewicz, tłum. z ros. Zdzisław Łodziński, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1953 r., stron 334.

Książka przeznaczona jest dla inżynierów i techników, stykających się w swej praktyce z zagadnieniami produkcji, transportu, magazynowania i stosowania produktów naftowych. Treść podzielona jest na siedem rozdziałów, omawiających następujące tematy: ropa, paliwo, oleje smarowe, dodatki polepszające własności olejów, smary stałe, różne produkty przeróbki ropy oraz nastawianie własności (mieszanie) produktów naftowych i poprawa ich jakości. Wstęp książki zawiera obszerny zestawienie rosyjskich i radzieckich osiągnięć w dziedzinie przeróbki ropy naftowej. Jako dodatek dołączono wykaz norm na paliwa ciekłe i smary, ustalonych przez Polski Komitet Normalizacyjny. Pracowników lotnictwa zainteresują zwłaszcza paragrafy: 15—20, omawiające paliwa lotnicze, 39 — paliwo do silników odrzutowych, 77—79 — oleje do silników lotniczych, 84—85 — oleje smarowe do silników odrzutowych 150 — stałe smary do silników lotniczych. Tematy przydatne w lotnictwie są zawarte również i w wielu innych paragrafach. S. M.

Tolerancje i pasowania w budowie maszyn według układu międzynarodowego ISA oraz radzieckiego OCT, mgr inż. Stanisław Kowalczyk, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1953 r., stron 128.

Książka zawiera bardzo przydatne, dla przemysłu lotniczego zwłaszcza, porównanie dwu układów tolerancji i pasowań (ISA i OCT), z którymi w pracy zawodowej coraz więcej ma się do czynienia, szczególnie przy robotach wykonywanych według licencji. W treści podano omówienie pojęć podstawowych budowy układu pasowań ISA i zastosowania go w budowie maszyn, budowy radzieckiego układu pasowań według OCT wraz z przykładami, porównanie układu ISA z układem OCT, budowę układu według OCT dla średnic powyżej 500 mm do 10 000 mm oraz średnic od 0,1 do 1 mm. W dodatku zamieszczono oznaczenia odchylek i nazwy według pasowań OCT w tłumaczeniu podanym w projekcie normy PKN. Ponadto podano 47 tablic z odchylekami i tolerancjami wałków i otworów dla różnych pasowań, omówionych w treści. Liczne przykłady pasowań pokazane na przejrzystych rysunkach wraz z objaśnieniami ułatwiają przyswojenie materiału książki. S. M.

Kronika

W dniu 24 stycznia r.b. odbyło się w Instytucie Aerodynamicznym w Warszawie wspólne zebranie Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP z przedstawicielami Zakładowych Kół Lotniczych SIMP. Obecni byli przedstawiciele kół z pięciu pozawarszawskich ośrodków, trzech kół z terenu Warszawy oraz przedstawiciel Zarządu Głównego SIMP.

Zebranie poświęcone było następującym zagadnieniom:

- 1) Zmiana struktury organizacyjnej Sekcji Lotniczej SIMP.
- 2) Nawiązanie ścisłej współpracy między Zarządami Sekcji Lotniczej a Zarządami Kół Zakładowych.

Referaty wygłosili: kol. E. Malkiewicz — referat programowy, kol. F. Misztal — „Organizacja kursów szkoleniowych”, kol. I. Ostrowski — „Organizacja odczytów”, kol. Cz. Drużny — „Organizacja współpracy Kół z Klubami Techniki i Racjonalizacji”.

Zatwierdzona przez Zarząd Główny SIMP struktura organizacyjna Sekcji Lotniczej jest następująca: wszystkie Kola Za-

kładowe podlegają Zarządowi Sekcji Lotniczej w Warszawie; Zarząd Sekcji odpowiedzialny jest za działalność Sekcji przed Zarządem Głównym SIMP. Zarząd Sekcji będzie wybierany przez zjazd delegatów Kół Zakładowych. Obecny Zarząd został poszerzony o przedstawicieli Kół, którzy przybyli na zebranie.

W toku żywej dyskusji omówiono najważniejsze problemy działalności Sekcji, a w szczególności współpracę Kół z Zarządem Sekcji. Przedstawiciele Kół zobrazowali trudności na jakie napotykają w pracy oraz wysunęli szereg konkretnych propozycji zmierzających do usprawnienia działalności Sekcji.

Zarząd Sekcji wyraził podziękowanie kolegom, którzy przybyli na zebranie. Zarząd apeluje do Zarządów wszystkich Kół o rzetelne wypełnienie postanowień powziętych na zebraniu. Protokół zebrania został rozesłany do wszystkich Kół Zakładowych. Zarząd Sekcji żywi głębokie przekonanie, że działalność Sekcji stanie na poziomie odpowiadającym poziomowi naszego przemysłu lotniczego.

TECHNIKA LOTNICZA — Dwumiesięcznik Związku Polskich Inżynierów i Techników Lotniczych (Sekcja 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 10, Nowowiejska 24.

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

Adres Administracji: Administracja Czasopism Technicznych NOT, Warszawa, Mickiewicza 18, tel. 6-11-51 i 6-08-66.

Prenumeratę normalną przyjmują wyłącznie urzędy pocztowe miejsca zamieszkania oraz listonosze.

Cena pojedynczego zeszytu 9.— zł.

Prenumerata roczna 54.— zł.

Półroczna 27.— zł.

PRZEGŁĄD DOKUMENTACYJNY LOTNICTWA

OPRACOWANY PRZEZ OŚRODEK DOKUMENTACJI I WYDAWNICTW INSTYTUTU LOTNICTWA

DODATEK DO DWUMIESIĘCZNIKA „TECHNIKA LOTNICZA“

ROCZNIK IV

WARSZAWA, STYCZEŃ – KWIECIEŃ 1954

Z E S Z Y T 1

W Przeglądzie Dokumentacyjnym Lotnictwa stosowana jest klasyfikacja dziesiętna.

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

- 1* 621.431.75.004.5 21
O oszczędzaniu silników“. Techn. lotn., rys. 8, nr 1 (20), stycz.-lut. 53, s. 17; A4, 1,5 str., 2 rys. — Artykuł zaczerpnięty z czasopisma „Wiestnik wojskowo-floty (zeszyt 10, 1952 r.)“, stanowi korespondencję nadesłaną do redakcji tego pisma z jednej z jednostek radzieckich. Personel techniczny tej jednostki, dzięki ścisłemu przestrzeganiu instrukcji eksploatacyjnych i paru pomysłom racjonalizatorskim, znacznie przedłużył czas życia silników samolotów jednostki i znacznie polepszył przeciętny procent silników zdalnych do lotu. Tłumaczył mgr inż. Jan Paczowski. (1).

- 621.433.3 21
Czudakow J. E. A., Glenkin K. I.: Badania cyklu pracy szybkoobrotowego silnika gazowego, dwusuwowego. „Issledowanie raboczego processa dwuchtaknowo bystrochodnowo gazowo dwigatelia“. Izv. Akad. Nauk SSSR, Otd., techn. Nauk, nr 2, luty 53, s. 244; B5, 10 str. 3 rys., 7 wykr., 2 tabl., 4 poz. bibl. — Na bazie silnika wysokopiętnego JAZ-204 o mocy 112 KM zbudowano silnik z zastrzykiem gazu i zapłonem iskrowym. Szczegółowe badania laboratoryjne cyklu pracy wykazują poważne zalety tego układu przy ogólnym niewielkim wzroście mocy. Podano obszerny opis i analizę porównawczą wyników. W. Narkiewicz.

- 621.45.001.573:534.83 21
Uciszenie hamowni silników odrzutowych. „Jet test — bed silencing“. Aeroplane, t. 83, nr 2160, grud. 52, s. 789; A4, str. 1, 1 fot., 1 rys., 1 wykr. — Krótki opis tłumika hamownianego do silników odrzutowych. Tłumik składa się z szeregu cylindrycznych komór, z których każda tłumii pewien zakres drgań akustycznych. W odległości 100 m od tłumika, hałas silnika Ghost nie przekracza 61 fonów, co jest poniżej natężenia hałasu przeciętnej ulicy. Długość tłumika jest kilkanaście metrów. (W. Narkiewicz).

- 621.45.001.573:621-5 21
Uciszenie hamowni. „Test-house silencing“. Flight, t. 62, nr 2290, grud. 52, s. 734; A4, 1 str., 2 wykr. — Ogólne omówienie warunków uciszania hamowni silników odrzutowych. Dźwięk na wlocie do sprężarki ma charakter bardzo wysokich częstotliwości, a na wylocie — odwrotnie. Stąd trudność opracowania tłumika, który zwykle składa się z palisady dźwiękochłonnej z kilkoma zmianami kierunku. Dla obniżenia temperatury wylotu stosuje się dodatek świeżego powietrza o objętości 4—8-krotnej gazów wylotowych. W. Narkiewicz.

- 621.45.001:621.438 21
Aleksiejew L.: Teoria silników odrzutowych. „Teiorja rieaktywnych dwigatielej“. Wiestn. wozd. flota, t. 35, nr 12, grud. 52, s. 54; B5, 9 str., 6 rys. — Teoria i układ turbiny spalinowej silników odrzutowych. Popularny lecz ściśle naukowy artykuł omawiający zasadnicze przemiany termodynamiczne w turbinie spalinowej i przedstawienie ich w wykresie p-v. Omówienie sprawności turbiny i czynników wpływających na jej powiększenie. W. Narkiewicz.

- 621.45.01:621.515 21
Goworow A.: Teoria silników odrzutowych. „Teiorja rieaktywnych dwigatielej“. Wiestn. wozd. flota, t. 35, nr 7, lip. 52, s. 58; B5, 8 str., 11 rys. — Omówiono pracę sprężarki odśrodkowej. W sposób przystępny i skrócony omówiono warunki strugi powietrza na wlocie, między łopatkami wirnika w dyfuzorze i przepływ w kolankach wylotowych, doprowadzających sprężone powietrze do komór spalania. W. Narkiewicz.

- 621.747.583.1 21
Bertram S.: Połączenia metaliczne metodą AL-Fin. „Al-Fin-Verbundguss-Verfahren“. ATZ Automobiltechn. Z., t. 55, nr 3, marz. 53, s. 75; A4, 5 str., 13 fot., 2 rys., 2 wykr., 2 tabl. — Dzięki omawianej metodzie uzyskuje się połączenie metaliczne żeliwa wzgl. stali z glinem lub jego stopami na skutek wyeliminowania łatwo tworzącej się na powierzchni glinu warstewki tlenków. Warstwą łączącą obydwa metale jest związek FeAl₃ o dużym przewodnictwie cieplnym i znacznej wytrzymałości mechanicznej. Przepływ ciepła przez warstwę rozgraniczającą odbywa się zatem bez progu cieplnego. Połączenie Al-Fin stosuje się do wyrobu cylindrów silników spalinowych, chłodzonych powietrzem, bębnow hamulcowych pojazdów mech., ułożyskowań silnie obciążonych cieplnie itp. L. Piechowski.

- 621.753.1:621.367.7 21
Arrisson W. J.: Tolerancje sprężonych wymiarów elementów z pokryciami galwanicznymi. Techn. lotn., r. 8, nr 2, marz.-kw. 53, s. 44; A4, 5 str., 1 rys., 5 tabl. — Dwa sposoby wyznaczania tolerancji dla elementów z pokryciami galwanicznymi i przykłady liczbowe są wystarczające, by nasi warsztatowcy i konstruktorzy wykorzystali powyższą

metodę przy projektowaniu i w produkcji. Tłumaczył z „Wiestnika Maszynostrojenia“ nr 12, 1951 mgr inż. S. Lassota. (1).

- 629.13(017) (09) 21
Sieriebriakow I.: Lotnictwo radzieckie w okresie odbudowy „Sowieckaja awiacja w wosstanowitielnyj period“. Wiestn. wozd. flota, t. 35, nr 8, sier. 52, s. 6; B5, 9 str., 5 fot., 1 mapka. — Okres 1921—1925 był bardzo ważnym z tego powodu, że dzięki mądrym kierownictwu Stalina zostały założone właściwe fundamenty dla przyszłego rozwoju lotnictwa radzieckiego. Krótki opis szeregu samolotów i silników tego okresu oraz opis dalekich pionierskich przelotów na tych samolotach. Omówienie znaczenia wyższych szkół lotniczych, Instytutu Lotnictwa oraz umosowienia lotnictwa. W. Narkiewicz.

- 629.13:92 21
Juriew B. N., Worobiew B. N.: Prace Leonardo da Vinci w dziedzinie mechaniki i lotnictwa. Raboty Leonardo da Vinczi w oblasti mechniki i awiacji. Izv. Akad. Nauk. SSSR Otd. techn. Nauk, nr 7, lip. 52, s. 1088; B5, 6,5 str., 5 rys. — Omówienie genialnych siłowników przez Leonardo da Vinci praw mechaniki, odkrytych ponownie znacznie później. Szczegółowe omówienie uwag i odkryć z dziedziny aerodynamiki i lotnictwa, zawartych w jego rękopisie „kodeks atlantycki“. W. Narkiewicz.

- 629.13.002 21
Paczowski J.: O specyfice produkcji lotniczej. Techn. lotn., r. 8, nr 1 (20), stycz.-lut. 53, s. 1; A4, 2,5 str., 1 tabl., 4 poz. bibl. — Cechy jakie wyróżniają produkcję lotniczą od innych rodzajów produkcji. Produkcja lotnicza wymaga specjalnej pieczołowitości, a pracownicy zatrudnieni w lotnictwie muszą wykazywać specjalnie duże poczucie obowiązku, odpowiedzialności za wykonywaną pracę, muszą rozumieć cel wykonywanych czynności i ściśle przestrzegać dyscypliny technologicznej. Lotnictwo wymaga ludzi o niezawodnej postawie politycznej, o najwyższych kwalifikacjach etycznych i zawodowych. (a).

- 629.13.002.51:621.96 21
Stone I.: Gigantyczne prasy wyciskające nadchodzą. „Extruding giants coming along“. Aviat. Week, t. 57, nr 22, grud. 52, s. 42; A4, 1,5 str., 2 rys. — Zainteresowanie przemysłu lotniczego dużymi prasami wyciskającymi, zwłaszcza stosowanymi do lekkich stopów przy masowej produkcji samolotów, stawia przed wytwórcami takich pras poważne problemy. Będące w użyciu prasy 5500-tonowe mogą wykonać wlewkę o średnicy do 36 cm i dawać produkt wyciśnięty o przekroju poprzecznym do 190 cm². Projektowane 20 000 tonowe przeznaczone będą dla wlewków o średnicy większej jak 55 cm, dla wyrobów o przekroju do 650 cm². Dla stali trzeba wykonywać odrębne, bardzo szybko działające prasy, ze względu na konieczność odprowadzenia dużych ilości, wytwarzanego przy wytłaczaniu stali, ciepła. S. Madeyski.

- 629.13.01.1.52:669.721.5 21
widziński J.: Zbiorniki elektronowe. Techn. lotn., r. 8, nr 2, marz.-kw. 53, s. 19; A4, 4 str., 1 fot., 10 rys. — Szereg informacji dotyczących konstrukcji spawanych zbiorników lotniczych, wykonanych z elektronu. Wyróżniające cechy dodatnie, jak również wady elektronu. Przykład stosowanych rozwiązań elementów zbiorników elektronowych. (a).

- 629.13.012.59 21
Dietz W. C.: Kabina ciśnieniowa w samolocie B-36. „Cabin Pressurization in the B-36“. S. A. E. J., t. 60, nr 9, wrzes. 52, s. 60; A4, 4,5 str., 1 fot. — Wyjątki z odczytu pt. „Doświadczenia w użytkowaniu kabin ciśnieniowych samolotu wysokościowego B-36“ oraz dyskusja nad nim (Ciśnieniowa kabina samolotu B-36 składa się z dwóch pomieszczeń połączonych rurowym przewodem umożliwiającym, za pomocą specjalnego wózka, przedostawanie się członkom załogi z jednego pomieszczenia na przód samolotu do drugiego, w tylnej części samolotu). Rozwiązania konstrukcyjne obejmują pobieranie sprężonego powietrza ze sprężarki sześciu silników tłokowych w gondolach, podgrzewanie powietrza w wymienniku ciepła ogrzewanym gazami wylotowymi, oddładanie szyby za pomocą ciepłego powietrza, zaopatrzenie w tlen do oddychania. Wskazano problemy wytrzymałości pracującej konstrukcji samolotu oraz jego okien i drzwi na działanie zwiększonego ciśnienia od wewnątrz na dużych wysokościach, uszczelnienia otworów drzwiowych oraz ochrony załogi w wypadku uszkodzenia szczelności kabiny na dużej wysokości. S. Madeyski.

- 621.13.037.122 21
Stalowe, wewnętrzne puste łopaty śmigłowe dla samolotów. „Hollow steel propeller blades for aircraft“. Engineering, t. 172, nr 4463, sier. 51, s. 161; Nr 4461, sier. 51, s. 193; Nr 4465, sier. 51, s. 225; 36x26 cm, 7 str., 24 fot., 7 rys. — Opis sposobu wytwarzania stalowych łopat śmigłowych, opracowanego przez zakłady de Havillanda. Łopata jest utworzona z odpowiednio uformowanej rury o zmiennej grubości ścianek, stanowiącej rdzeń oraz z płaszcza prasowanego z blachy, posiadającego wymagany kształt aerodynamiczny i nasuniętego na rdzeń oraz

złutowanego z nim na srebro. Omówiono obróbkę plastyczną, składanie całości, obróbkę termiczną i antykorozyjną oraz montaż urządzeń pomocniczych takich, jak urządzenia do odladzania. R. Lewandowski.

10* 629.13.05:621.82 21
Głębiński K.: Łożyska ślizgowe przyrządów pokładowych. Techn. lotn., r. 8, nr 1(20), stycz.-luty 53, s. 15; A4, 2 str., 1 rys., 3 wyk., 3 poz. bibl. — Warunki pracy ślizgowych łożysk przyrządów pokładowych. Szerę rozwiązań kształtów czopów wraz z wynikami badań przeprowadzonych dla określenia optymalnych proporcji i materiałów czopów i łożysk. (a).

17* 629.135.15.014.48.073 21
Sandauer J.: Zagadnienie stateczności i sterowności w projekcie szybowca bezogonowego. Techn. lotn., r. 8, nr 1(20), stycz.-luty 53, s. 4; A4 4 str., 4 rys., 3 wyk. — Warunki wyważenia, stateczności statycznej i dynamicznej — podłużnej i bocznej. Analiza wpływu poszczególnych parametrów konstrukcyjnych szybowca bezogonowego na jego własności lotne. Z wypowiedzi pilota oblatywacza widzimy, w jaki sposób specyficznie własności układu skrzydła latającego manifestują się w locie. (a).

18* 629.138.68.001 21
Zamecznik S.: Obsługa samolotów sportowych. Techn. lotn., r. 8, nr 2, marz.-kw. 53, s. 53; A4, 1 rys. — Tłumaczenie artykułu z „Lectetiv”. Nie wszystkie omówienie samoloty i silniki są znane i użytkowane przez naszych mechaników lotniczych, tymi niennymi omówione zasady obsługi zawierają tyle materiału, że będą z pożytkiem wykorzystane przez zainteresowanych. Tłumaczył mgr inż. S. Madeyski. (t).

19* 531.781.2:539.4.014.11 21
Bristow J. R.: Przyspieszeniometry tensometrowe. „Unbonded wire resistance strain gauge accelerometers”. J. scienc. Instrum., t. 29, Nr 9, wrzes. 52, s. 288; A4, 1,5 str., 2 rys., 2 poz. bibl. — Podany jest opis przyspieszeniometry, w których elementem elastycznym jest cienki drut spełniający zarazem rolę tensometru oporowego. Zakres opisanych przyspieszeniometry wynosi ± 3 g i ± 13 g, przy częstotliwości własnej 165 Hz i 315 Hz i tłumieniu cieczy 0,6 — 0,7 tłumienia krytycznego. Wydatek wynosi odpowiednio 0,3 mV/V/g i 0,081 mV/V/g. W. Roth.

20* 533.6.011.6 21
Sulkin M. A.: Nagrzewanie się aerodynamiczne przy wysokich prędkościach lotu. „Aerodynamic heating in high speed flight”. Aviat. Age, t. 18, Nr 3, wrzes. 52, s. 28; 28x28 cm, 2 str., 2 fot., 5 wyk. — Po przekroczeniu bariery dźwiękowej stanęła na drodze rozwoju lotnictwa poważniejsza przeszkoda — bariera cieplna. Krótkie omówienie fizyczne i wykresowe zwiększenia się temperatury powierzchni ciała przy znacznych prędkościach lotu. Krótkie omówienie przydatności różnych materiałów lotniczych do nowych warunków lotu, z którego wynika, że stal nierdzewna ma znaczną przewagę pod tym względem nad duralum i tytanem. W. Narkiewicz.

21* 533.661 21
Kastorski W.: Cechy szczególne aerodynamiki śmigłowca. „Osobennosti aerodinamiki wiertolota”. Wiestn. wojsk. Flota, r. 35, Nr 10, paźdz. 52, s. 54; B5, 11 str., 9 rys., 6 wyk. — Szczegółowe omówienie warunków pracy profilu łopaty wirnika nośnego przy różnych warunkach lotu śmigłowca i związane z tym urządzenia sterujące. Krótkie omówienie mechaniki lotu śmigłowca przy różnych warunkach lotu, ze szczególnym uwzględnieniem możliwości autorolacji wirnika nośnego jako zabezpieczenia przy nagłym zatrzymaniu silnika. Artykuł o charakterze popularnym, przy ściśle naukowym ujęciu tematu. W. Narkiewicz.

22* 531.83:656.7 21
Lett J. E.: Hałas, jako zagadnienie transportu lotniczego i obsługi nazimnej. „Noise — a problem in air transport and in ground operation”. Aero. Engin. Rev., t. 12, Nr 4, kw. 53, s. 65; A4, 3,5 str., 1 rys., 2 wyk., 2 poz. bibl. — Silniki odrzutowe dużej mocy stwarzają natężenie hałasu niebezpieczne dla zdrowia ludzkiego. Można uciśnić kabinę samolotu stosunkowo łatwo; natomiast lotniska będą musiały być znacznie oddalone od miejsc zaludnionych, a obsługa nazimna powinna być zaopatrzona w indywidualną ochronę przeciwdźwiękową. W. Narkiewicz.

23* 591.17:598.2:533.65 21
Barlee J.: Lot ptaków. „Bird flight”. Sailplane and Glider, t. 21, Nr 1, stycz. 53, s. 2; B5, 6,5 str., 12 fot. — Porównanie lotu ptaków z właściwościami lotnymi samolotów i szybowców. Szczegółowy budowy układu kościanego skrzydła ptaka oraz jego opierzenia rozpatrywane pod kątem różnorodnego wykorzystania w poszczególnych fazach lotu. Ciekawe dane o prędkościach lotu, zasięgu, długotrwałości lotu, pulapie i „ciężarze użytecznym” różnych ptaków. S. Madeyski.

24* 620.17:666.3/7 21
Dick J. Williams S.: Maszyna dla prób zmęczeniowych materiałów ceramicznych, przy wysokich temperaturach. „Elevated-temperature fatigue — testing machine for ceramic materials”. Engineering, t. 173, Nr 4497, kw. 52, s. 422; 36x26 cm, 2 str., 2 fot., 2 rys. — Opis urządzenia do prób na zmęczenie materiałów ceramicznych — ważnych w budowie turbin spalinowych. Obciążenie próbki — siłą odśrodkową mimośrodowo umieszczonej masy; podgrzewanie — przy pomocy piecyka elektrycznego. J. Roliński.

25* 620.179:629.13 21
Prądziński A.: Zastosowanie rentgenografii w przemyśle lotniczym. Techn. Lotn., r. 8, Nr 3, maj-czerw. 53, s. 76; A4, 3,5 str., 3 fot., 1 rys., 8 poz. bibl. — Metody badań nieniszczących. Defektoskopia rentgenowska. Zastosowania rentgenografii w przemyśle lotniczym, oraz jej zalety i wady. Porównanie metod nieniszczących wykazuje wyższość metody rentgenowskiej i że metody nieniszczące uzupełniają się nawzajem. (a).

26* 623.716:629.138.68.001 21
Urządzenie do pozorowania lotów bojowych służące do treningu pilotów na ziemi. „Combat flight simulator trains earthbound pilots”. Aviat. Age, t. 17, Nr 1, stycz. 52, s. 41; 28x28 cm, 0,5 str., 2 fot. — Krótki opis urządzenia naziemnego pozwalającego na pozorowanie wariantów lotu. Składa się ono z wiernej kopii kabiny samolotu myśliwskiego F-86 oraz

skomplikowanej części elektronicznej, pozwalającej na drodze wykorzystania analogii elektrycznych realizować różne sytuacje, mogące zajść w czasie lotu. Urządzenie takie zwiększa bezpieczeństwo podczas szkolenia pilotów i jednocześnie obniża koszty. R. Lewandowski.

27* 621.396.96:629.13.018.7 21
Aleksiejew N., Stiepanow B.: Podstawy radiolokacji. „Osnovy radiolokacji”. Wiestn. wojsk. Flota, r. 35, Nr 11, list. 52, s. 61; B5, 14 str., 16 rys. — Obszerne omówienie w ujęciu popularnym, zasad i możliwości radaru. Omówienie zasadniczych schematów radarowych i znaczenia wynalazku magnetronów przez radzieckich uczonych Aleksiejewa i Małorowa w 1936 r. W. Narkiewicz.

28* 621.396.8:629.13.018.76 21
Mazur G.: Walka z zakłóceniami odbioru radiowego. „Borba s pomiechami radiopriemu”. Wiestn. wojsk. Flota, r. 35, Nr 10, paźdz. 52, s. 68; B5, 5 str. — Omówienie i klasyfikacja różnego rodzaju zakłóceń odbioru radiowego. Podano praktyczne metody umiejscowienia zakłócenia i sposoby ich usunięcia, przy normalnym użytkowaniu instalacji radiowej na nowoczesnym samolocie. W. Narkiewicz.

29* 621.431.75.004.5 21
Flegontow F.: Opieka nad silnikiem. „Osbornej dwigatielej”. Wiestn. wojsk. Flota, r. 35, Nr 10, paźdz. 52, s. 65; B5, 2,5 str., 2 rys. — Zespół techniczny pod kierownictwem autora osiągnął znaczne przedłużenie okresu pracy silników tłokowych dzięki troskliwej opiece przy użytkowaniu. Krótki opis metod zabezpieczenia od pyłu, brudu i smaru itp. przy użytkowaniu w linii. W. Narkiewicz.

30* 621.438.002.3:666.293 21
Long J. V.: Ceramika nadaje się do warunków pracy w turbinie. „Ceramics shrug off turbine's tempest”. S. A. E. J., t. 60, Nr 9, wrzes. 52, s. 38; A4, 4 str., 6 fot., 1 wyk. — Pokrycie stali cienką warstwą emalii ceramicznej Solaramic wielokrotnie przedłuża czas pracy turbiny i znacznie zmniejsza zapotrzebowanie na stopy żaroodporne. Solaramic jest to emalia na bazie szkła. Warstwa jest odporna na udar cieplny, doskonale przylega do metalu i nie przeszkadza w spawaniu. W. Narkiewicz.

31* 621.45:629.135.4 21
Rościszewski J.: Zastosowanie napędów odrzutowych do śmigłowców. Techn. lotn., r. 8, Nr 2, marz.-kw. 53, s. 41; Nr 3, maj-czerw. 53, s. 67; A4, 8,5 str., 10 rys., 11 wyk., 13 poz. bibl. — Poszczególne typy silników od strony ich zysu i wad w zastosowaniu do napędu śmigłowca. Silnik pulsacyjny jako jedno z najciekawszych rozwiązań. Zagadnienie osiągnięć śmigłowców z różnymi napędami. Uproszczona analiza korzyści sześciu wybranych typów napędu. (a).

32* 621.45 21
Opracowanie silnika turbo-odrzutowego. „Developing a jet engine”. Aeroplane, t. 81, Nr 2179, kw. 53, s. 551; A4, 3 str., 1 fot., 2 wyk. — Streszczenie odczytu F. R. Banksa. Wbrew optymistycznym przypuszczeniom, duży silnik odrzutowy wymaga 4 — 5 lat okresu rozwoju, 8000 — 10000 godz. pracy na hamowni i 2000 godz. w locie przed wejściem do produkcji seryjnej. Według angielskiego zwyczaju zamawia się 6 egzemplarzy dla prób fabrycznych. Prowizoryczne warunki techniczne ustala się po 150 godz. próbie państwowej, a ostateczne — na podstawie prób pierwszych 20-tu silników seryjnych. W. Narkiewicz.

33* 621.45:629.135.035.5 21
Zagadnienia inżynierskie rozwoju dopalacza silnika samolotu Cutlass. „Engineering the Cutlass afterburner”. Aviat. Week, t. 56, Nr 4, stycz. 52, s. 23; A4, 3 str., 1 fot. Referat omawiający niektóre zagadnienia techniczne rozwoju dopalacza.

1. Zapłon mieszanki dokonany jest za pośrednictwem świecy iskrowej lub płomienia przedostającego się z komór spalania podczas przyspieszania silnika.
2. Sterowanie dyszy wylotowej — całkowicie samoczynnie uruchamiane impulsem ciśnienia lub temperatury.
3. Wydatek paliwa — regulowany impulsem temperatury.
4. Stateczność spalania — uzyskana jest dzięki statecznikom płomienia; powstaje problem kompromisu między ich skutecznością, a oporami przy nieczynnym dopalaczu. 5. Problemy konstrukcyjne i instalacyjne.
6. Wpływ dopalacza na pracę i trwałość turbiny — wg autora nieznaczny. L. Piechowski.

31* 621.45:534.83 21
Nowe wyposażenie. „New equipment”. J. amer. Rocket Soc., t. 22, Nr 6, list-grud. 52, s. 347; A4, 0,5 str. Silniki odrzutowe z dopalaniem wytwarzają hałas rzędu 165 decybeli, co jest niebezpieczne dla życia ludzkiego. Nowy tłumik Maxim VP składa się zasadniczo z perforowanej rury włożonej materiałem absorbującym wysokie częstotliwości i otoczonej komorami rezonansowymi dla tłumienia niskich częstotliwości. Firma ma duże doświadczenie w dziedzinie tłumików dla silników odrzutowych i ma zastosować tłumik V. P. do samolotów. W. Narkiewicz.

32* 621.9-752 21
Erlich L. B.: Uderzeniowy tłumik drgań i jego zastosowanie w obrabarkach. „Wibrogasitel udarnowo deistwujacy i jewo primenienje w stankach”. Stanki i Instr., t. 23, Nr 7, lip. 52, s. 17; A4, 3 str., 5 rys. — Szczegółowo wyjaśniono działanie tego typu tłumika oraz podano wzory obliczeniowe. Opisano różnorodnych zastosowań w praktyce i szczegółowy opis zastosowania do wytaczadeł diamentowych. W. Narkiewicz.

36* 629.13(47) „1931/1934” 21
Szule A.: Lotnictwo radzieckie w latach 1930—1934. „Sowietskaja awiacja w 1930—1934 gody”. Wiestn. wojsk. Flota, r. 35, Nr 11, list. 52, s. 81; B5, 12 str. 3 fot. — Dzięki mądrej i przewidującej polityce Stalina i partii w latach poprzedzających pierwszą pięciolatkę, były założone i otoczone troskliwą opieką Instytut Lotnictwa w dziedzinie konstrukcji silników, samolotów i aerodynamiki. Okres 1930-34 r. jest okresem żywiołowego rozwoju lotnictwa radzieckiego na bazie okrzepłego przemysłu i nauki. Podano krótkie omówienie typów silników, samolotów, przyrządów nawigacyjnych itp. powstałych w tym okresie. Należy podkreślić, że już w tym okresie był zbudowany pierwszy radziecki silnik odrzutowy. W. Narkiewicz.

- 37* 629.13.002.51:621.96 21
Stone I.: **Fachowcy analizują problemy ciężkich pras.** „Experts analyse heavy press problems”. *Aviat. Week*, t. 58, Nr 1, styczeń, 53, s. 20; A4, 5 str., 11 fot. i rys. — Ciężkie prasy w produkcji lotniczej stwarzają niespotykane dotychczas możliwości. W artykule omówione są trzy odczyty, w których poruszono wiele ciekawych szczegółów o zastosowaniu w lotnictwie ciężkich pras dla wytwarzania dużych elementów wykonanych ze stopów lekkich, zaopatrzonego w integralne uźbierowanie wzmacniające itp. Przykładowe zestawienie wskazuje na duże oszczędności pod względem ciężarowym (17%) oraz ilości części łączonych (82,4%). Podano uwagi fabrykacyjne i produkcyjne oraz spostrzeżenia z doświadczeń przy wytwarzaniu elementów prasowanych na ciężkich prasach oraz o właściwości przystosowanym do tego procesu opracowaniu konstrukcji. S. Madeyski.
- 38* 629.135.001.5:53.083.2:534.154 21
Corke D. M.: **Badanie drgań w lotnictwie.** „Aircraft vibration research”. *Electron. Engng.*, t. 24, Nr 297, list. 52, s. 518; A4, 4,5 str., 6 fot., 1 rys. — Podane są metody pomiaru drgań za pomocą tensometrów oporowych oraz opis metody rezonansowej badania konstrukcji lotniczej. Podany jest również opis prostego generatora pracującego na bardzo niskich częstotliwościach 1 — 50 Hz o mocy 2 KW dla zasilania wzbudników drgań. W. Roth.
- 39* 629.132.12(438) 21
Burzyński Z.: **Polski stratostat z roku 1938.** *Techn. lotn.*, r. 8, Nr 3, maj-czerwiec, 53, s. 81; A4, 4 str., 4 fot., 2 rys. — Szczegółowy opis techniczny balonu stratosferycznego konstrukcji polskiej, na którym autor miał jako pilot wraz z drugim członkiem załogi dokonać rekordowego i badawczego lotu na wysokość. Ogólne założenia konstrukcyjne, porównanie z podobnymi konstrukcjami zagranicznymi, ocena i warunki stawiane materiałom konstrukcyjnym balonu, opis powłoki i olinowania, opis gondoli, wyposażenia nawigacyjnego i naukowo-pomiarowego. (a).
- 40* 629.135.004.5 „324” 21
Szmakow F.: **Specjalne cechy zimowej obsługi samolotów.** „Osobienności techniczekowego obsłużania samolotów zimów”. *Wiestn. woźd. Flota*, r. 35, Nr 11, list. 52, s. 75; B5, 6 str. — Nowoczesny samolot posiada cały szereg dodatkowych urządzeń ułatwiających prawidłowe jego funkcjonowanie w okresie zimowym. Obszerne omówienie doświadczenia obsługi liniowej racjonalizatorów Jermolowa i Puszkina, którzy zapewnili prawidłowe funkcjonowanie grupy napędowej i płatowca przy niskich temperaturach i opanowali zagadnienie korozji na użytkowanym sprzęcie. W. Narkiewicz.
- 41* 629.235.072:533.65 21
Mikirtumow E., Łysenko N.: **Cechy prędkościowe nowoczesnych samolotów.** „Skorostnyje swojstwa sowremiennych samolotów”. *Wiestn. woźd. Flota*, r. 35, Nr 10, październik, 52, s. 43; B5, 10 str., 1 rys., 9 wyk., 1 tabl. Wobec bardzo znacznej mocy napędowej zainstalowanej na nowoczesnych samolotach odrzutowych, należy dokładnie zrozumieć charakter oporu czołowego samolotu przy różnych prędkościach i na różnych wysokościach. Pozwoli to na umiejętne wykorzystanie mocy napędowej bądź dla przebycia najdłuższej odległości, bądź dla uzyskania największej prędkości. Czynniki te są źródłowo i przystępnie omówione ze szczególnym uwzględnieniem prędkości zbliżonych do prędkości dźwięku. W. Narkiewicz.
- 42* 629.135.15:533.65 21
Eggmann E.: **Trzeba to wreszcie raz powiedzieć.** „Es muss einmal gesagt sein”. *Aero-Rev. suisse*, r. 27, Nr 4, kw. 52, s. 145; A4, 1,5 str., 1 wyk. — Autor porusza sprawę publikowanych charakterystyk aerodynamicznych szybowców i stwierdza, że często są podawane zbyt optymistycznie dane wprowadzające w błąd zainteresowanych. Utrudnia to obiektywną ocenę poszczególnych szybowców; należy rozpowszechniać jedynie charakterystyki otrzymane w wyniku pomiarów w locie. R. Lewandowski.
- 43* 629.135.2:92 21
Samoloty sportowe W. Pisarenko. „Sportiwnyje samoloty W. Pisarenko”. *Wiestn. woźd. Flota*, r. 35, Nr 10, październik, 52, s. 93; B5, 2 str., 3 fot. — Krótki opis dwóch samolotów sportowych, które skonstruował i wybudował Pisarenko w 1923 i 1927 r. Samoloty te znacznie przewyższały wyczynami ówczesne samoloty sportowe amerykańskie i angielskie i świadcą o talencie konstruktorskim W. Pisarenki. W. Narkiewicz.
- 44* 629.135.4:533.663 21
Zagordan A.: **Zakres autorotacji wirnika nośnego wiroplata.** „Rieżim samowraszczenija niesuszczewo winta wiertolota”. *Wiestn. woźd. Flota*, v. 35, Nr 12, grud. 52, s. 70; B5, 8 str., 3 rys., 5 wyk. — Przystępny i obrazowy opis autorotacji łopaty wiroplata podczas opadania lotem pionowym lub ukośnym z wyłączonym silnikiem — dobrze wyjaśnia stronę fizyczną zjawiska bez wyprowadzania wzorów. (Do rys. 5 dla wewnętrznej części łopaty wkraśl się błąd: w tej części występują siły hamujące obrót wskutek oderwania przepływu na dużych kątach natarcia). B. Żurkowski.
- 45* 629.135.4.004.2 21
New N. C.: **Pewne rozważania o użytkowaniu śmigłowców na większych wysokościach.** „Some considerations on the operation of helicopters at altitude”. *American Helicopter*, t. 25, Nr 2, styczeń, 52, s. 6; A4, 4,5 str., 4 wyk. — Spadek mocy silnika w połączeniu ze zmniejszonym udźwigniem wirnika i pogorszeniem skuteczności stwarzają trudne warunki użytkowania śmigłowca. Szczególne trudności powstają przy locie na autorotacji oraz przy lądowaniu i starcie, zwłaszcza wtedy, gdy moc silnika na danej wysokości jest mniejsza od wymaganej do uzyskania lotu w miejscu. L. Piechowski.
- 46* 629.135.422(47) 21
Szkolny wiatrakowiec bezsilnikowy „Smoleńsk” (ZSRR). „Le planeur d'entrainement à voilure tournante Smolensk (URSS)”. *Aero-Rev. suisse*, r. 27, Nr 7, czerwiec, 52, s. 280; A4, 0,5 str., 1 rys. — Wiatrakowiec o trzyłopatowym wirniku nośnym, średnicy 5,73 m, podwozie trójkołowe. Na bębnie rotora nawinięta jest lina przyczepiona do słupa wbitego w ziemię. Druga lina z przodu kadłuba przeznaczona jest do holu za wyciągarką lub samochodem, jak w szybowcach. Ruch do przodu napina linę
- bębna i powoduje obrót wirnika nośnego; tak wznosi się „Smoleńsk” na wys. — 150 m, po czym pilot wyczepia się i lądaje. Wzmianka zawiera kilka skąpych danych technicznych i rysunek perspektywiczny. B. Kitzman.
- 47* 629.135.52 21
Latająca łódź „Princess”. The „Princess” flying boat. *Engineering*, t. 174, Nr 4519, wrzesień, 52, s. 289; Nr 4521, wrzesień, 52, s. 371; Nr 4523, październik, 52, s. 429; Nr 4525, październik, 52, s. 495; Nr 4528, list. 52, s. 591; 36 X 26 cm, 15 str., 26 fot., 14 rys. — Bardzo obszerny i wyczerpujący artykuł zawiera uwagi dotyczące projektu łodzi latającej „Princess”, opisy konstrukcji oraz wyposażenia, liczne ciekawe informacje produkcyjne, technologiczne oraz program prób zdatowności. Omówiono szczegółowo rozwiązanie konstrukcyjne i wykonywanie: pomieszczenia załogi, dwupokładowego kadłuba (przekrój poprzeczny w kształcie 8) zakończenia kadłuba ze statecznikiem pionowym, skrzydła, kłap, elektro-hydraulicznego układu serwo-sterowniczego, podwozia naziemnego, pływaków, instalacji elektrycznej prądu stałego 120 V i 24 V, grupy napędowej (10 silników śmigłowo-turbinowych Proteus II), układu i urządzeń sterowania silników, instalacji przeciwpożarowej, paliwowej, olejowej, klimatyzacyjnej, przeciwbłodzeniowej oraz śmigła. S. Madeyski.
- 48* 629.135.004.5 „324” 21
Nosow N.: **Orientacja wzrokowa przy różnych prędkościach i wysokościach lotu.** „Wizualnaja orientorowka na razlicnych wysotach i skorostach polota”. *Wiestn. woźd. Flota*, r. 35, Nr 10, październik, 52, s. 37; B5, 6 str., 1 rys., 1 tabl. — Podkreślenie i uzasadnienie dużego znaczenia orientacji wzrokowej przy przelotach. Metodyczne wyłożenie zasad wybierania znaków orientacyjnych terenowych w zależności od wysokości i prędkości lotu oraz omówienie metod szkolenia personelu latającego w orientacji wzrokowej. W. Narkiewicz.
- 49* 656.7.052.5 21
Krawczenko I.: **Wpływ opadów na lot samolotu.** „Osadki i ich wlijanje na polot samolota”. *Wiestn. woźd. Flota*, r. 35, Nr 10, październik, 52, s. 23; B5, 4,5 str. — Omówienie różnych rodzajów opadów atmosferycznych z punktu widzenia przeszłości w locie. Wyjaśnienie mechanizmu powstawania opadów; możliwości prognozy w zależności od pory roku i terenu. Krótkie omówienie planowania przelotu z uwzględnieniem możliwych opadów i sposoby omijania stref z niebezpiecznymi opadami. W. Narkiewicz.
- 50* 656.7.065.35 21
Pleines E. W.: **Zaopatrywanie samolotów w paliwo w powietrzu, stan rozwoju i znaczenie gospodarcze.** „Das Tanken von Flugzeugen in der Luft. Entwicklungstand und wirtschaftliche Bedeutung”. *Z. VDI*, t. 94, Nr 20, czerwiec, 52, s. 683; A4, 4 str., 1 fot., 9 rys., 5 wyk., 2 tabl. — Zaopatrywanie w paliwo podczas lotu ułatwia start i wznoszenie, zwiększa zasięg i ładowność samolotu. Opis przebiegu „tankowania” przy użyciu giętkiego węża i wystrzeliwaniu liny z samolotu-zbiornika (ejector method); zrozumienie opisu ułatwia schemat przebiegu tankowania. Próby pobierania paliwa w locie przez samoloty komunikacyjne dają pozytywne wyniki; autor podaje dane z takich prób. Na podstawie konkretnych danych wykazano ekonomiczno-techniczne korzyści pobierania paliwa podczas lotu. B. Kitzman.
- 51* 656.7.073.21 21
Jankiewicz B.: **Ładowanie samolotów transportowych.** *Transport*, r. 4, Nr 4, kw. 52, s. 136; A5, 1,5 str., 1 rys. — Omówienie sposobu rozkładu obciążenia użytkowniczego samolotu oraz opis urządzeń pomocniczych dla szybkiego przeprowadzenia odpowiednich obliczeń a mianowicie arkusza ładowania, suwaka ładunkowego i libraskopu. R. Lewandowski.
- 52* 656.71.052 21
Dolgużyn S.: **Start i lądowanie na lotnisku gruntowym.** „Wzlot i posadka na gruntowym aerodromie”. *Wiestn. woźd. Flota*, r. 35, Nr 11, list. 52, s. 48; B5, 3,5 str. — Omówienie różnic startu i lądowania na lotniskach z ulepszoną nawierzchnią i na lotniskach gruntowych. Podano szereg praktycznych zaleceń przy starcie i lądowaniu nowoczesnych szybkich samolotów na lotniskach gruntowych. W. Narkiewicz.
- 53* 669.295 21
Hanink H. H.: **Tytan: Kosztowna oszczędność ciężaru.** „Titanium: expensive weight saver”. *SAE J.*, t. 60, Nr 8, sierpień, 52, s. 25; A4, 6 str., 2 fot., 2 tabl., 6 wyk. — Tytan, a w szczególności jego stopy mają właściwości mechaniczne zbliżone do wysokogatunkowych stali, przy ciężarze właściwym 4,5 — 5,0. Jednakże stopy tytanu są bardzo czułe na skałczenia powierzchniowe, które bardzo obniżają ich wytrzymałość zmęczeniową. Również nie są jeszcze dostatecznie poznane ich właściwości cieplne, aczkolwiek dają się utwardzać powierzchniowo. Cena tych stopów jest obecnie wysoka i obróbka mechaniczna utrudniona. Stopy tytanu obejmują duże możliwości zastąpienia stali w silnikach tłokowych i turbinowych, jednakże należy to robić bardzo ostrożnie. W. Narkiewicz.
- 54* 92:629.13 21
Wybitny uczonej naszej Radzieckiej Ojczyzny. „Wydajuszczisja uczonyj naszej Sowietsoj Rodiny”. *Wiestn. woźd. Flota*, r. 35, Nr 10, październik, 52, s. 93; B5, 2 str., 1 rys. — 8 października 1952 r. wypadła dziesiąta rocznica śmierci wybitnego uczonego S. A. Czajłygina, najbliższego ucznia W. E. Żukowskiego. Krótkie omówienie jego pionierskich prac w dziedzinie aerodynamiki w okresie przedrewolucyjnym i rozkwit jego działalności naukowej pod opieką rządu radzieckiego. W. Narkiewicz.
- Niniejszy Przegląd Dokumentacyjny zawiera jedynie część analiz dokumentacyjnych publikacji z zakresu lotnictwa. Pełna dokumentacja ukazuje się w postaci kart dokumentacyjnych wydawanych przez Centralny Instytut Dokumentacji Naukowo-Technicznej (Warszawa, Al. Niepodległości 188). — CIDNT przyjmuje prenumeratę kart dokumentacyjnych, która może obejmować zarówno całą dokumentację naukowo-techniczną, jak i oddzielne jej działy lub poszczególne zagadnienia i tematy techniczne. Cena karty dokumentacyjnej wynosi w prenumeracie 20 groszy. CIDNT wykonuje (za zwrotem kosztów) fotografie 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.

Tabela 1

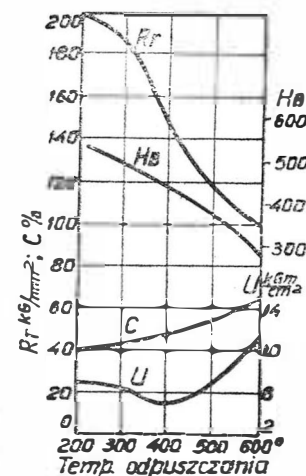
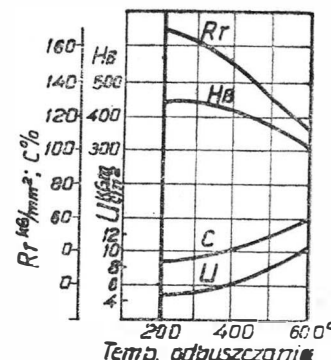
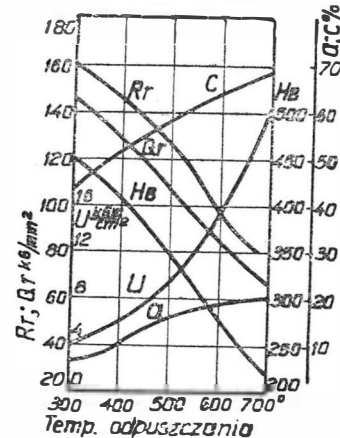
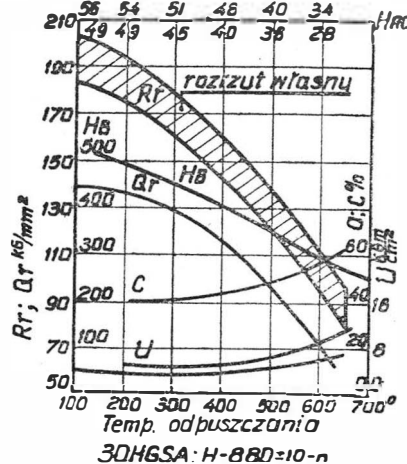
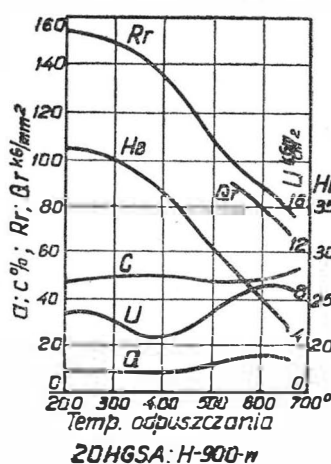
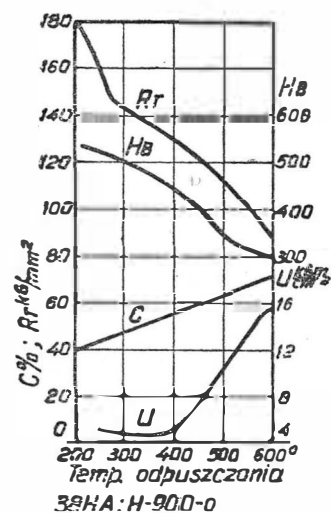
[illegible]

Tabela 2

Znak PN	Stan dostawy	Postać dostawy	Właśności mechaniczne (minimalne)												Zakres obróbki cieplnej w °C							
			zawiasom następn. obr. ciepl. Y-Hartom. Z-myzarzani O-odpuszcz. C-clagn. lub O-w olej. malczazim N-w wodzie T-ukiepciecl B-w powietrzu W-walcem na N-normaliz. gorzco S- stan su-		Wytrzymał. obrotowa na rozciąganie R _t	Granica plastyczności R _p	Wytrzymał. na zginanie R _m	Wytrzymał. na zginanie R _m	Przewężenie C	Ułamkowość U	Twardość		Moduł E	Obrabialność	Hartowa- nie	Odpuszc- zanie	Wyzarz- anie	Normali- zowanie	Inne	Kucie		
			Y-Hartom. Z-myzarzani O-odpuszcz. C-clagn. lub O-w olej. malczazim N-w wodzie T-ukiepciecl B-w powietrzu W-walcem na N-normaliz. gorzco S- stan su-	Y-Hartom. Z-myzarzani O-odpuszcz. C-clagn. lub O-w olej. malczazim N-w wodzie T-ukiepciecl B-w powietrzu W-walcem na N-normaliz. gorzco S- stan su-																		
			Brinella HB	Rockwell HRC																		

ZASTOSOWANIE WG DANYCH Z LITERATURY

Tuleje cylindrów przy niewielkich obciąż. i niepodlegających azotowaniu: koła zębate, sworznie, śruby dwustr., nakrętki, piasty, śmigła.

Na części maszyn o niewielkich przekrojach ϕ do 30 mm, jak: walki, drążki, dźwignie, śruby itp. hartowana w wodzie wykazuje skłonności do pęknięć powierchni.

Na części w matrycach, lecz mniej obciążone; po hart. i wysokim odp. uzyskuje się dużą plast. i ciągl.

Na części maszyn średnio obciążone i części osprzętu lotn., jak osłony, obudowa przyrz., śruby, nakrętki.

Na części maszyn mało i średnio obciążone jak: waly, drążki, dźwignie itp.

W konstr. 'oln. spawanych, obcięż. średnio, jak: zastrzały, kadłuby, łoża siln., popychacze, sterownice itp.

Drut do wyrobu nitów. Części spawane, jak: śruby, nakrętki, sworznie, tulejki, końcówki, rozpórki, walki itp.

Na części średnio i wysoko obciąż., jak dla stali 3011MA,
a także na wały, śruby dwustr., sprzęgła, kardany, drążki,
rolory i inne.

Na kola zębate średn. obciążone.

Na walki i sworznie: w silnikach lotniczych; śruby dwustronne, tulejki, koła zęb., walki.

Na koła zęb. i walki napędowe w silnikach lotniczych średnio obciąż., tuleje, wały.

Na wálki przekładni zębátych, koła zęb., śrúby dwustronne
części śmigieł (tuleje), wsporniki, poprzeczki.

Na części spawane z blach i rur, węzły i konstrukcje kadłubowe, zastrzały, popychacze. Druć do spawania.

Na części spawane z blach i rur jak: kadłuby, kratownice, węzły, zastrzały, sterownice, popychacze, rozpiórki, nakładki itp. Na śruby i sworznie.

Na części spawane wysoko obciążone jak: kadłuby i kratowe elementy samolotów, części podwozia, złącza stykowe

pasy, półki, sworznie. Przy grubościach do 3 mm spawalność dobra, powyż. 3 mm — umiarkowana, przy czym należy elementy spawane podgrzać do temp. 150°C. Druł ka'ibr. n. speczane sworznie i nity.

Na części odpowiedzialne — stosowana zamiast stali Cr-Ni lub Cr-Mo; trudna w obróbce cieplnej — pęka.

Na części maszyn średnio i wysoko obciążonych jak: waly
nos. dzwigni, części stalowe o większych przekrojach.

Na części b. obciążone zmęczeniowo jak: wały korb., kam
bowody, dźwignie zaworowe, sworznie i śruby dwustr.

Na części lotnicze, silnie obciąż. zmęczeniowo jak: walc
korb., korbowody, waly śmigiel, kola zębate, i inne odp
wieźliwie części.

Na części maszyn silników lotn. azotowane jak: koła zęb-
tuleje cylindrów, wałki, krzywki rozrządcze.

Na kulki i roki da łożysk tocznych do średnicy 10 mm.

Na kulki do $\varnothing$ 200 mm, na rolki do $\varnothing$ 60 mm, na pierścienie łożysk tocznych małych i średnich rozmiarów.

Na przesłanie łozysk łocznych dużych rozmiarów.