

TECHNIKA LOTNICZA

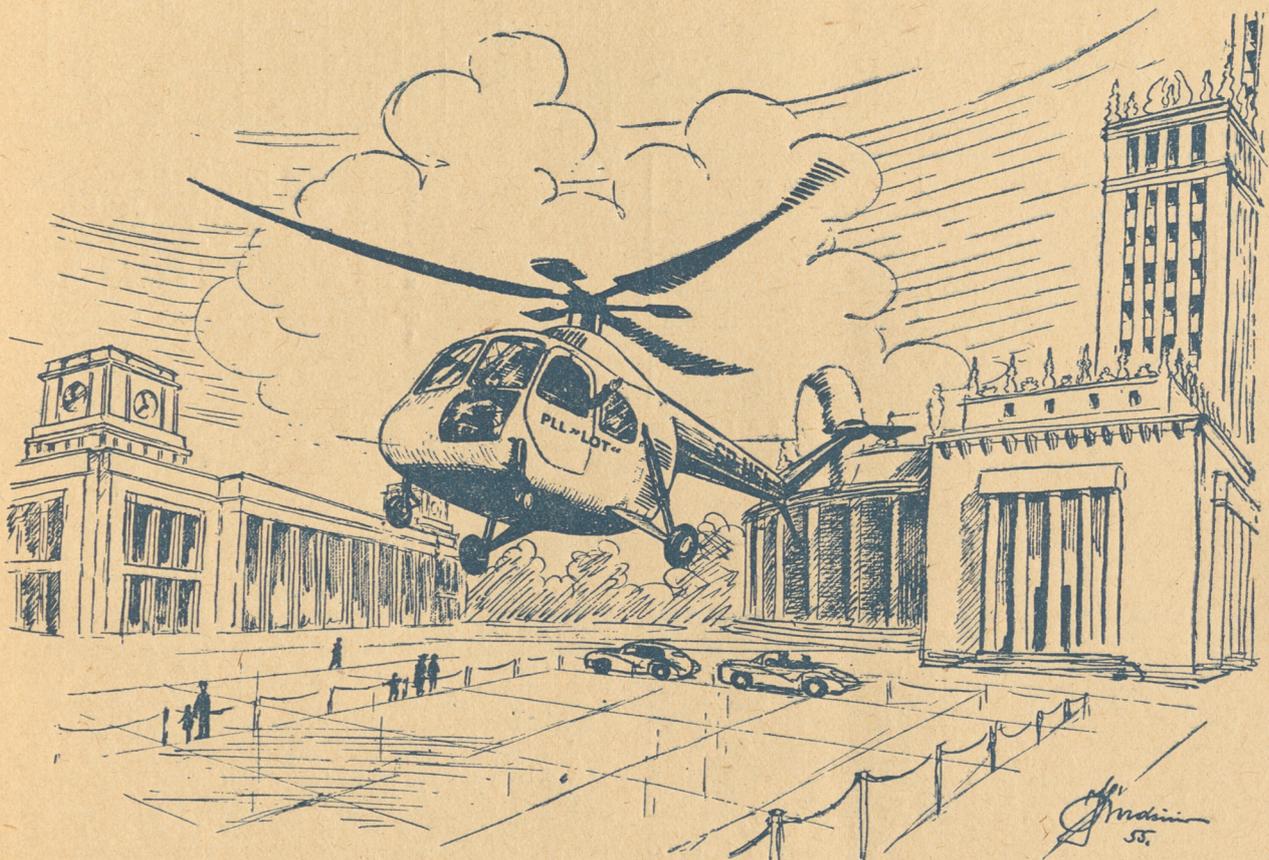
MAJ – CZERWIEC

3

1955 R.

ROK X

DWUMIESIĘCZNIK STOWARZYSZENIA NAUKOWO-TECHNICZNEGO
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH SIMP
(SEKCJA LOTNICZA)



TREŚĆ ZESZYTU

	Str		Str
W. Leja: Przed XXIV Międzynarodowymi Targami Poznańskimi	65	Nowości techniczne — R. L.: Samolot integralny	89
S. Probułski: Kazimierz Siemienowicz — polski pionier techniki raketowej	66	Nowe polskie normy lotnicze	95
E. Lachowski: Stopy żaroodporne i ich własności	73	Przegląd Dokumentacyjny Lotnictwa	96
J. Jasiński: Śmigłowce — ich działanie i budowa	82	Pomoce Konstruktorskie — J. Szczepanik: Tworzywa sztuczne stosowane w konstrukcjach lotniczych, część I	okł.
Notatnik użytkownika	88		

WYDAWNICTWO NACZELNEJ ORGANIZACJI TECHNICZNEJ

„Pomoce Konstruktorskie Techniki Lotniczej“

Gumy w konstrukcjach lotniczych

(uzupełnienie)

Jako uzupełnienie podane są w obecnym zeszyście TL zasady klasyfikacji gum według normy: PN53/C-01600. Guma w pojazdach mechanicznych. Klasyfikacja. Przykładowo podana jest tabela jednej ze sklasyfikowanych grup. Zasada przyjętej klasyfikacji różni się znacznie od numeracji przyjętej przez normy GOST. Krajowy przemysł gumowy stosuje na razie oznaczenia własne fabryczne, odmienne od zasad PN.

Opracował inż. H. Zatyka

Klasa B. Rodzaj B

Oznaczenie gatunku	Twardość °Sh	Wytrzym. na rozcz. kG/cm²	Wydłużenie wzgl. przy zerwaniu %	Dopuszczalne zmiany pod wpływem benzolu			Współczynnik starzenia najmniej
				ciężaru %	wytrzym. na rozciąganie % najwięcej	twardość °Sh	
6.00.00	60	—	—	20-60	—	-30	0,6
6.01.30	60	10	300	20-60	-50	-30	0,6
6.02.25	60	20	250	20-60	-50	-30	0,6
6.03.20	60	30	200	20-60	-50	-30	0,6
6.04.15	60	40	150	20-60	-50	-30	0,6
6.05.10	60	50	100	20-60	-50	-30	0,6
6.06.05	60	60	50	20-60	-50	-30	0,6
+ 20%							
7.00.00	70	—	—	20-60	—	-30	0,6
7.02.25	70	± 5	250	20-60	-50	-30	0,6
7.03.20	70	20	200	20-60	-50	-30	0,6
7.04.15	70	30	150	20-60	-50	-30	0,6
7.05.10	70	40	100	20-60	-50	-30	0,6
7.06.07	70	50	70	20-60	-50	-30	0,6
+ 20%							
8.00.00	80	—	—	20-60	—	-30	0,6
8.02.20	80	—	200	20-60	-50	-30	0,6
8.03.20	80	20	200	20-60	-50	-30	0,6
8.04.20	80	30	200	20-60	-50	-30	0,6
8.04.15	80	40	150	20-60	-50	-30	0,6
8.05.10	80	50	100	20-60	-50	-30	0,6
8.06.08	80	60	80	20-60	-50	-30	0,6

Klasyfikacja gum wg PN53/C-01600
Guma w pojazdach mechanicznych. Klasyfikacja.

Norma wprowadza podział gum na:

- klasy — według odporności na działanie olejów, smarów i materiałów pędnych,
- rodzaje — według stopnia odporności w klasach,
- gatunki — według głównych własności mechanicznych,
- odmiany — według dodatkowych właściwości.

a) Klasy gumy:

- N — nieodporna na działanie olejów, smarów i materiałów pędnych,
S — odporna na działanie olejów, smarów i materiałów pędnych nie zawierających benzolu,
B — odporna na działanie olejów, smarów i materiałów pędnych zawierających benzol.

b) Rodzaje gumy — w klasie S i B

Rodzaje	klasa S	klasa B
A	bardzo dobra odporność	
B	dobra odporność	
C	dość dobra odporność	—
D	średnia odporność	
E	mała odporność	

c) Gatunki gumy — w klasie N oraz w klasach B i S i rodzajach A, B, C, D, E różnią się gatunki szczegółowo podane w wyżej wymienionej normie. Przykładowo podane są gatunki gumy klasy B, rodzaju B.

d) Odmiany gumy:

- s — odporna na ścieranie
k — odporna na skręcanie
e — o określonej elastyczności
f — odporna na rozdzielanie
g — odporna na wielokrotne zginanie
w — o ograniczonym trwałym wydłużeniu
z — o ograniczonym trwałym odkształceniu przy ściskaniu
T — odporna na wysoką temperaturę
t — odporna na niską temperaturę
h — odporna na płyn hamulcowy
m — dobrze łącząca się z metalami

Przykład oznaczenia gumy odpornej na oleje, smary i paliwa bez dodatku benzolu, o dobrej odporności ogólnej, twardości 70°Sh, wytrzymałości na rozciąganie 40 kG/cm², wydłużeniu względnym przy zerwaniu równym 150% i odpornej na niską temperaturę: SB7.04.15 t.

Tworzywa sztuczne stosowane w konstrukcjach lotniczych

Część I

Ustawiczne dążenie w lotnictwie do zmniejszenia ciężaru konstrukcji przez wprowadzenie materiałów o wysokim stosunku wytrzymałości do ciężaru właściwego zdecydowało między innymi o wprowadzeniu do konstrukcji lotniczych tworzyw sztucznych. Są one stosunkowo młodą gałęzią wiedzy technicznej, która jest jeszcze daleka od pewnego stopnia doskonałości, ponieważ nieustannie rozwija się. Na stan ten wpływa niezwykle szybko ukazywanie się nowych rodzajów tworzyw oraz zastosowanie istniejących już w nowych dziedzinach techniki. Na tej drodze zdobyto cały szereg cennych doświadczeń w dziedzinie posługiwania się wynikami badań laboratoryjnych i własnościami gotowych wyrobów. Należy przypuszczać, że wykorzystanie tych doświadczeń stanie się fundamentem przy projektowaniu konstrukcji oraz zapewni im w oparciu o dane laboratoryjne dobre własności wytrzymałościowe i niezawodną pracę w eksploatacji.

Tablice niniejsze podają tylko najważniejsze typy tworzyw sztucznych produkowanych na całym świecie, ze specjalnym uwzględnieniem możliwości zastosowania ich dla celów lotniczych. Zostały one podzielone na dwie zasadnicze grupy: termoplastyczne (tworzywa, które pod wpływem temperatury przechodzą dowolną ilość

razy w stan plastyczny pod wpływem podwyższonej temperatury) i termoutwardzalne (tworzywa, które pod wpływem podwyższonej temperatury są nieplastyczne, czyli nie zmieniają swego stanu). Pierwsza kolumna podaje nazwy polimerów (mieszanina cząstek homologicznie podobnych o różnym ciężarze cząsteczkowym), druga zaś — charakterystyczne napełniacze dla danego tworzywa. Kreska pozioma oznacza, że dane tworzywo występuje bez napełniacza. Dalsze kolumny podają szczegółową charakterystykę tworzywa, dając konstruktorowi pełny obraz jakości materiału. Ostatnia zaś podaje nazwy handlowe tworzyw i odpowiedni lub zbliżony materiał według norm radzieckich wraz z zastosowaniem ich w lotnictwie. W tabelach zostały pominięte szczegółowe dane natury chemicznej poszczególnych tworzyw jak: chemia wielocząsteczkowych związków organicznych, budowa cząsteczki i jej własności fizyko-elektryczne, technologia wykonania oraz metody ich badań. Wiadomości te znajdzie konstruktor w następujących podręcznikach: „Chimiczskie towary“ Sprawozdanie, 1954 r.; „Kunstharzpressstoffe und andere Kunststoffe“, W. Mehdorn, 1949 r.; „Chemie und Technologie der Kunststoffe“, R. Houwink, 1942 r.; „Elastomery i plastykery“, R. Houwink, tłum. z ang. PWT, 1953 r.; „Handbook of Plastic“, Simonds 1949 r.

Opracował inż. J. Szczepanik

СОДЕРЖАНИЕ

W. Leja: Перед XXIV Международной Ярмаркой в Познани	стр. 65
S. Probulski: Kazimierz Siemienowicz — польский пионер ракетостроения.	66
E. Lachowski: Жароупорные сплавы и их свойства	73
J. Jasiński: Вертолеты, их работа и конструкция	82
Заметки по технической эксплуатации	88
Технические новости — R. L. Интегральный самолет.	89
Новые польские авиационные стандарты	95
Документальный обзор авиации.	96
Конструкторские пособия — J. Szczepanik: Пластмассы применяемые в авиации	Обл.

CONTENTS

W. Leja: Before the XXIV International Fair in Poznań	page 65
S. Probulski: Kazimierz Siemienowicz — Polish Pioneer of rocketry	66
E. Lachowski: Heat resisting alloys and their properties	73
J. Jasiński: Helicopter — their operation and structure	82
The User's Note-Book	88
Technical News.— R. L.: The integral aeroplane	89
New Standards	95
Aviation Bibliography	96
Designer's Data Sheets — J. Szczepanik: Plastics used in aircraft production, part I	on cover

TECHNIKA LOTNICZA

DWUMIESIĘCZNIK STOWARZYSZENIA NAUKOWO-TECHNICZNEGO
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH SIMP
(SEKCJA LOTNICZA)

ROK X

MAJ — CZERWIEC 1955 R.

ZESZYT 3 (33)

Mgr inż. WIKTOR LEJA

Przed XXIV Międzynarodowymi Targami Poznańskimi

Od 3 do 24 lipca 1955 r. odbędą się XXIV Międzynarodowe Targi Poznańskie, które ukażą dorobek osiągnięć gospodarczych ubiegłego 10-lecia Polskiej Rzeczypospolitej Ludowej, a także stały rozwój naszego eksportu oraz dalsze możliwości znacznego rozszerzenia wymiany handlowej i pomnożenia kierunków naszego eksportu.

II Zjazd PZPR wytyczył drogi dalszego rozwoju gospodarczego naszego kraju i podniesienia stopy życiowej ludności. Dla pełnego wykonania tego programu konieczny jest, obok dalszego rozwoju importu dla przemysłu ciężkiego, poważny wzrost importu zarówno surowców jak i gotowych wyrobów, maszyn i urządzeń dla przemysłów produkujących towary na potrzeby rynkowe oraz dla rolnictwa. Niezbędne jest także zwiększenie importu szeregu towarów konsumpcyjnych dla lepszego zaopatrzenia rynku.

Ażeby zadania te mogły być pomyślnie wykonane, konieczne jest wykorzystanie wszystkich naszych możliwości eksportowych i usunięcie dotychczasowych niedociągnięć i braków w dziedzinie eksportowej. Dlatego w ubiegłym roku Rada Ministrów PRL podjęła uchwałę o usprawnieniu produkcji eksportowej i organizacji eksportu, która przyczyniła się do wydatnego podniesienia wartości eksportu poprzez powiększenie ilości towarów oraz podniesienie ich jakości i rozszerzenie asortymentu.

Wydatne zwiększenie eksportu jest nieodłącznie związane z powiększeniem importu, który jest jednym z warunków podniesienia stopy życiowej ludności i dalszego rozwoju gospodarki narodowej. Można więc powiedzieć, że eksport jest środkiem, a import — celem.

Te bardzo ważne ogólnonarodowe zadania, ściśle związane z realizacją uchwał II Zjazdu PZPR o rozwoju naszej gospodarki narodowej i szybkim podniesieniu stopy życiowej mas pracujących, zrealizują w lipcu bieżącego roku XXIV Międzynarodowe Targi Poznańskie. Będą one interesującym przeglądem poważnego dorobku polskiego przemysłu i handlu.

Już tegoroczny udział w wiosennych Targach Lipskich przyczynił się do zwiększenia naszej wymiany handlowej i pozwolił — dzięki rozwojowi polskiej produkcji eksportowej — na lepsze zaopatrywanie rynku krajowego w importowane artykuły powszechnego użytku, a naszego przemysłu i rolnictwa — w dodatkowe ilości surowców, maszyn i urządzeń.

Po raz ósmy po wojnie braliśmy udział w Międzynarodowych Targach Lipskich, odnosząc poważny sukces i uznanie zagranicą. Nasz piękny pawilon znów pokazywał, między innymi, nasze doskonałe szybowce, które znalazły wielu nabywców. Szybowce „Bocian” i „Mucha” były przedmiotem dużego zainteresowania ze względu na wspierały rozwój naszego szybownictwa, jak i naszej myśli technicznej.

Od ubiegłego roku nasze lotnictwo cywilne nie pomija żadnej okazji, aby zaznajomić poprzez nasz handel zagraniczny sfery gospodarcze całego świata z możliwościami eksportowymi naszego szybownictwa. Prowadząc obecnie wymianę z 71 państwami, potrafiliśmy dla naszych szybowców zdobyć rynki zbytu.

Jedną z najskuteczniejszych form zaznajamiania sfer gospodarczych świata z naszymi możliwościami eksportowymi są międzynarodowe targi i wystawy gospodarcze.

Od kilku lat Polska bierze udział w tego rodzaju imprezach, zyskując uznanie zagranicy dla swoich pawilonów i eksponatów. Nasz tegoroczny udział w targach i wystawach jest bardzo duży. Rozpoczął go bardzo udany udział w Międzynarodowych Targach w Lipsku — 27.II — 9.III, gdzie wiele ekspona-

tów ze wszystkich gałęzi naszego przemysłu, rolnictwa, rzemiosła artystycznego, sztuki ludowej, pozwoliło wśród tego olbrzymiego skupienia ludzi i materiałów z 40 krajów wykazać ogromny postęp naszego przemysłu i handlu.

Szybowce nasze znalazły nabywców nie tylko w Europie, ale także w dalekich Chinach Ludowych.

Nasze szybowce wystawiamy na targach międzynarodowych: w Paryżu — 14.V. — 30.V., w Izmirze — 20.VIII. — 20.IX., w Płowdiv — 6.IX. — 20.IX., w Damaszku — 2.IX. — 1.X., oraz w New Delhi — 29.X. — 30.X. Wystawimy je również w lipcu w Poznaniu. Będziemy gościć u siebie przemysłowców i handlowców zagranicznych, dając im możliwość zademonstrowania swych możliwości w wymianie towarowej, oraz pokazując im nasz wszechstronny dorobek.

Po kilkuletniej przerwie wznowiamy, posiadające piękną tradycję — piąte po wojnie — XXIV Międzynarodowe Targi w Poznaniu, gdzie 170 fabryk przemysłu maszynowego pokaże swe możliwości eksportowe, obejmujące 700 maszyn i urządzeń, oraz 1800 eksponatów wyrobów produkowanych seryjnie. Na Targach Poznańskich nasz przemysł maszynowy pokaże obrabiarki, maszyny okrętowe, tabor kolejowy, sprzęt motoryzacyjny, urządzenia fabryczne, maszyny górnicze, hutnicze i dla przemysłu lekkiego.

Dla nas — czytelników „Techniki Lotniczej” radosny jest fakt, że wystawiamy nasz piękny dorobek lotnictwa cywilnego — sprzęt szybowcowy: szybowce, wyciągarki i ściągarki.

Pierwsze po wojnie, a dwudzieste z rzędu, Międzynarodowe Targi Poznańskie, zostały otwarte dnia 27. kwietnia 1947 r. Nie wystawiano wtedy jeszcze sprzętu lotniczego. Dopiero na XXI MTP wystawiono w czasie od 24.IV. do 9.V.1948 r. sprzęt lotniczy. Nasz wielki sojusznik — Związek Radziecki — pokazał wówczas swoje konstrukcje lotnicze: Jak-18, Po-2, Jak-16 oraz Il-12, jako jedyny z 15 państw biorących udział w Wystawie. Wtedy też Zjednoczenie Przemysłu Lotniczego wystawiło samolot Szpak-4T.

Na XXII Targach — w roku 1949 — wystawiliśmy już nasze samoloty seryjne: Junak, CSS-11, Po-2, silniki Mi11-D, przyrządy pokładowe naszego przemysłu oraz samolot Zuch-1, jak i szybowce ABC oraz słynny wtedy „Sep”.

XXIII Międzynarodowe Targi Poznańskie w roku 1950, odbyły się w kilka miesięcy po przedterminowym zakończeniu Trzyletniego Planu Odbudowy, były przeglądem dorobku gospodarczego Polski Ludowej. Jednocześnie — w kilka miesięcy po rozpoczęciu realizacji gigantycznego planu sześcioletniego, planu rozbudowy naszego potencjału gospodarczego, XXIII MTP odbyły się pod hasłem, które wyrażał pamiątkowy znaczek: „Wykonamy plan 6-letni”. Wystawiliśmy wówczas szybowiec „Salamandra” oraz tablice, objaśniające osiągnięcia lotnictwa na polu ochrony lasów. Poza tym Targi były dla ludzi lotnictwa terenem nauki i doskonalenia. Kończąc obecnie nasz plan 6-letni, znów będziemy oglądać, po paroletniej przerwie, nasz wspierały dorobek na XXIV MTP.

Lotnictwo polskie wystąpi na tych Targach po raz czwarty. Od XXI MTP w roku 1948 uczyniliśmy duży krok naprzód w dziedzinie naszych konstrukcji lotniczych i ich seryjnej produkcji. Międzynarodowe Zawody Szybowcowe w Lesznie w 1954 r. udowodniły wyższość polskiego sprzętu lotniczego nad zagranicznym — co zapewniło zdecydowane zwycięstwo naszej ekipie. W wyniku zawodów wiele państw zainteresowało się polskimi szybowcami. Możemy śmiało powiedzieć, że polski eksport szybowców i lotniczego sprzętu pomocniczego ma otwartą drogę na cały świat.

XXIV MTP będą dla naszego eksportu lotniczego dalszym krokiem naprzód. Jako bezpośredni wystawca sprzętu lotniczego wystąpią Zakłady Sprzętu Lotnictwa Sportowego, które wystawią eksponaty swojej produkcji. Szybowce ABC-ter, Salamandra, Mucha-100, Jaskółka, Bocian 1C oraz wyciągarka Zubr 2, ściągarka Ryś, które eksportujemy do wielu krajów, a zwłaszcza do Chińskiej Republiki Ludowej, będą dowodem rozwoju naszego szybownictwa oraz pracy naszych robotni-

ków, techników, inżynierów konstruktorów, laureatów Nagrody Państwowej, którzy dali dowody swego talentu i dużego dorobku.

XXIV Międzynarodowe Targi Poznańskie będą także symbolem walki o pokój i współpracę między wszystkimi krajami, ponieważ ukazując dorobek naszych osiągnięć gospodarczych pierwszego dziesięciolecia Polski Ludowej, będą także sukcesem sprawy pokoju.

Mgr inż. STANISŁAW PROBULSKI

Kazimierz Siemienowicz — polski pionier techniki raketowej

Największe prędkości poruszania się, jakie osiągnął człowiek czy to w powietrzu czy na ziemi, umożliwiające zostały dzięki zastosowaniu silnika raketowego.

W lotnictwie umożliwił on przekroczenie „bariery dźwięku”.

W ostatnich dziesiątkach lat rozwój techniki raketowej jest specjalnie intensywny, dlatego może być interesujące przypomnienie paru szczegółów z historii rozwoju tego silnika, tym bardziej że, jak niżej będzie to wykazane, poważną rolę w tej historii, w pewnym okresie, odegrał Polak Kazimierz Siemienowicz.

Osiągnięcia tego polskiego inżyniera wojskowego z XVII wieku w dziedzinie techniki raketowej są na ogół mało znane i przypomnienie ich wydaje się dzisiaj aktualne.

Wstęp

Najstarszym silnikiem ciepłym, znanym przez człowieka, jest bez wątpienia silnik raketowy. W swoim rozwoju historycznym wynoszącym prawdopodobnie około 2000 lat, silnik raketowy notował szereg okresów rozkwitu oraz zapomnienia. Ostatnio obserwujemy rozwój tego silnika, przy czym znalazł on szereg nowych zastosowań. W wyniku zespolonej współpracy naukowców i techników odbiegł on bardzo znacznie od swego prostego prototypu i stał się skomplikowanym urządzeniem.

Trudno określić czas powstania pierwszych konstrukcji rakiet. Mówią o nich legendy prawie wszystkich ludów. Za twórców należy uważać prawdopodobnie Chińczyków, a czas powstania związany będzie z okresem wynalezienia prochu. Broń raketowa oprócz Chin znana była w Indiach i z działaniem jej zapoznał się Aleksander Macedoński w czasie swej wyprawy. Rakiety znane były starożytnym Grekom, którzy nawet przeprowadzali w tej dziedzinie badania naukowe. W Europie wschodniej rakiety pojawiają się już w X wieku n. e. i tak wiadomo, że księżniczka kijowska Olga używała strzał zapalających do podpalania obleganych grodzisk. Historia Rusi wyraźnie wskazuje, że te strzały pochodziły z Bizancjum. W Europie zachodniej rakiety pojawiają się w XI wieku. Albert Magnus w swoim dziele z roku 1265 „De mirabilis mundi” podaje dokładny opis rakiety. Wcześniej jeszcze, bo w roku 1250, Roger Bacon w swoim „De mullitate magiae” podaje zestawy napędowe dla rakiet, składające się z saletry, węgla i siarki. W późniejszym okresie wielu pisarzy zajmuje się tym zagadnieniem; należą do nich: Marcus Graecus, Marco Polo, Konrad Kyeser von Eichstaedt, a przede wszystkim pierwszy teoretyk i technik wojskowy — Tartaglio Fontana. Od XIII do XV wieku broń raketowa jest stosowana do celów wojennych, następnie zostaje ona wyparta przez artylerię jako bardziej skuteczna i od XV do XVII wieku używana jest przede wszystkim dla celów rozrywkowych, ogni sztucznych i fajerwerków. Dzieła, które powstają w tym czasie traktują rakiety pod tym kątem zastosowania, należą do nich prace: Smidla-piusa, Frontsbergiusa, Brechteliusa¹⁾ i wielu innych.

Polacy prawdopodobnie po raz pierwszy zetknęli się z bronią raketową w czasie bitwy pod Lignicą w r. 1241, podczas której zastosowali ją z powodzeniem Tatarzy.

Technika raketowa w literaturze polskiej XVI wieku i w początkach wieku XVII

Pierwszy opis budowy rakiet w literaturze polskiej znajduje się w dziele Marcina Bielskiego „Sprawa rycerska według postępków i zachowania starego obyczaju Rzymskiego”, wydanym w Krakowie w r. 1569.

W części ósmej zatytułowanej „O sprawie puzkarskiej” znajduje się następujący ustęp: „Racę tak działać nakręć trąbek papirowych w formie na to uczynionej zawieszyną końca każda izby thylko dziureczka mała została nabiyią tego

stypułkiem w formie prochem niestawionym miałkim co na pięciore sadzą saletre zapraw na końcu kleiem albo ciastem przywies laszczkę do niey pod waga coby tak laszczeczka wyżyła iako y Raca zapal od dziurki poydzie wzgore z laszczeczka poydzie y po nici daleko gdy do niey ceweczkę przywieszsz.”

Z roku 1624 istnieje rękopis pod tytułem „Książka puzkarszom wszelkim bardzo potrzebna z różnych autorów zebrana”. Dzieło to z uwagi na czystość języka napisane zostało przez Polaka. Zawiera ono pewną liczbę oryginalnych badań, a częściowo jest kompilacją z innych autorów. Porusza ono również technikę raketową.

Puzkarsz króla Zygmunta III Wazy, weneccjanin Dello Agua, pozostawił obszerny rękopis pt. „Praxis ręczna dział” z r. 1637. Znajdował się on w Bibliotece Krasieńskich i w czasie ostatniej wojny został zniszczony. W dziele tym poruszane były również zagadnienia techniki raketowej, ponieważ jednak autor niewiele umiał i brakowało mu podstaw teoretycznych, dzieło to nie posiadało większej wartości i zawierało częściowo wiadomości fałszywe, a częściowo zupełnie zbędne artylerzyście. Oceny tej wystawionej Dello Agua przez Konstantego Górskiego, historyka artylerii, sprawdzić niestety już nie będzie można.

W pięć lat później, bo w roku 1643, zostaje wydane tłumaczenie pod długim tytułem, którego część przytaczamy: „Archelia albo Artilleria to jest Fundamentalna y doskonała informacya o strzelbie y o rzeczach do niey należących: z wywodną przytym nauką, która Generałowi albo przetożonem nad strzelbę tak w obozie iako w obłężeniu fortce służy... Według Experiencyey własney zawziętej y Niderlandzkich Wojskach, po Hyszpańsku naprzód opisana y wydana, przez Diego Uffana Kapitana nad Armatą w Sławnym Zamku Antwerpskim. A tera z wersyji Niemieckiey na Polski język w R. P. 1643 przez Jana Dekana civis Lesznensis consularis et philomathen przetożona”.

Książka Uffana napisana jest przejrzyście i rzeczowo, nie ma jednak pretensji do traktowania zagadnień w sposób naukowy, ogranicza się tylko do podania wyników doświadczeń swoich i innych autorów. Zagadnienia techniki raketowej są potraktowane bardzo pobieżnie i krótko.

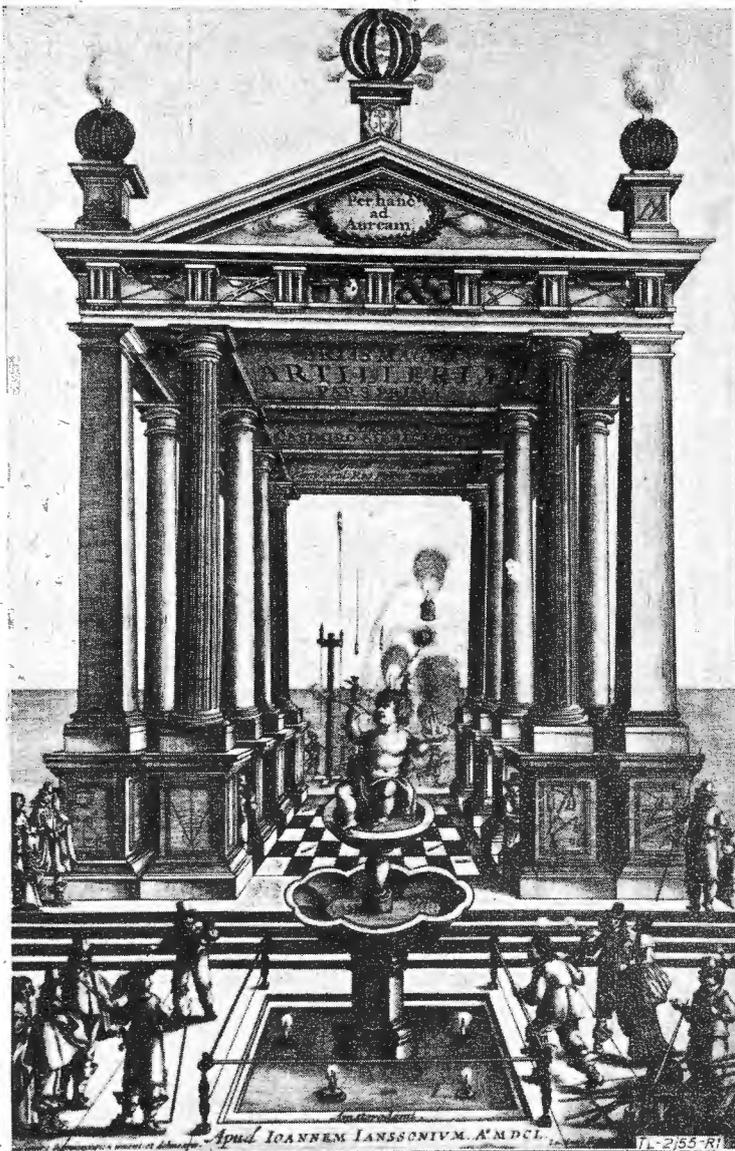
Kazimierz Siemienowicz — autor dzieła „Artis magnae artilleriae pars prima”²⁾

Inaczej traktuje zagadnienia techniki raketowej dzieło wydane w Amsterdamie w r. 1650 pt. „Artis magnae artilleriae pars prima”, napisane przez Polaka, Kazimierza Siemienowicza, pułkownika królewskiej artylerii polskiej, doskonałego inżyniera wojskowego.

Kazimierz Siemienowicz napisał tylko pierwszą część swego dzieła, w napisaniu zamierzonej drugiej przeszkodziła mu bo-

²⁾ „Nauki wielkiej artylerii część pierwsza”. Zwykle tłumaczono tytuł dzieła Siemienowicza: „Sztuki wielkiej artylerii część pierwsza”. Wydaje się słuszne zastąpienie słowa „sztuki” przez słowo „nauki” gdyż to miał na myśli Siemienowicz dając taki tytuł swojej pracy, uzasadnieniem zaś są jego wywody zawarte we wstępie.

¹⁾ Nazwiska według pisowni używanej przez Kazimierza Siemienowicza w jego dziele „Artis magnae artilleriae pars prima”.



Rys. 1. Miedzioryt tytułowy dzieła Kazimierza Siemienowicza pt. „Artis magnae artilleriae pars prima” wydanego w Amsterdamie w roku 1650

wiem śmierć. Napisana pierwsza część wystarczyła w zupełności, by zjednać mu sławę najznakomitszego artylerzysty swego czasu i przydomek „ojca artylerii”.

Współcześni od razu właściwie ocenili wartość dzieła Siemienowicza. W rok po ukazaniu się zostaje ono przetłumaczone na język francuski przez Piotra Noiret. Niemiecki przekład, wykonany przez Leonarda Beerena i uzupełniony drugą częścią, napisaną przez Daniela Elricka, ukazał się we Frankfurcie w roku 1676. Angielski przekład, wykonany w roku 1729 przez Jerzego Schelvona, ukazuje się w Londynie. Przekład ten świadczy o tym, że jeszcze prawie w osiemdziesiąt lat po ukazaniu się, książka Siemienowicza nie straciła swojej aktualności. Oprócz tych przekładów zostaje ona również przetłumaczona na język holenderski. Max Jaehns pisze o niej, że jeszcze w XVIII wieku zaliczano ją do najlepszych dzieł o artylerii i powszechnie studiowano.

Jak doszło do tego, że artylerzysta polski, który wyjechał w roku 1649 do Amsterdamu, po roku pobytu wydał dzieło nie mające długo równego sobie? Odpowiedź na to pytanie daje sam Siemienowicz we wstępie do swego dzieła pisząc, że powrócił do ojczyzny na wezwanie króla Władysława IV, z podróży po krajach sąsiedzkich, został łaskawie przyjęty i hojnie wynagrodzony. W wolnych godzinach, których wiele było w jego życiu, zapisywał swoje uwagi dotyczące artylerii, do studiów zaś tych zawsze był najbardziej skłonny. Z tak powstałymi notatkami przypadkowo zapoznał się kanclerz Ossoliński, mecenas wszelakich dyscyplin, a szczególnie nauk wojskowych. Zainteresowany zawartym w nich materiałem, przedstawia rękopis królowi Władysławowi IV, a ten, po zapoznaniu się z nim, udzielił autorowi szeregu wskazówek i roz-

kazał mu wyjechać do Belgii, by tam swoją pracę ukończył i wydał drukiem.

Ze wzmianek Siemienowicza, znajdujących się w jego dziele oraz z innych źródeł wiadomo, że brał on udział w odsieczy smoleńskiej w roku 1633—34, w bitwie pod Ochmatowem w r. 1644; następnie spotyka się jego nazwisko w spisie stałej kadry oficerskiej artylerii polskiej z roku 1647, i wreszcie wiadomo również, że w roku 1648 wyjeżdża do Lwowa z pieniędźmi przeznaczonymi na wynajęcie koni dla artylerii, mającej być użytą w zamierzonej wyprawie przeciw Turkom. Prawdopodobnie więc Siemienowicz przebywał za granicą jeszcze przed rokiem 1633 i tam zajmował się artylerią, do której od młodości miał specjalne zamiłowanie. Po powrocie do ojczyzny wstępnie prawdopodobnie zaraz do zorganizowanego właśnie stałego korpusu artylerii, który dzięki reformie i ustanowieniu drugiej kwarty znalazł podstawy materialne. Tam, w gronie dobrych fachowców, takich jak: Paweł Grodzicki, Krzysztof Arciszewski, Fryderyk Getkant, uzupełnia swoje wiadomości, robi doświadczenia i kontynuuje swe notatki. Należy tu podkreślić, że artyleria polska w tym czasie należy do najlepszych w Europie.

Śmierć króla Władysława IV w roku 1648 przeszkodziła w zaopatrzeniu Siemienowicza w odpowiednie fundusze na wydanie jego dzieła. Robi to prawdopodobnie wicekról Belgii Leopold i jemu dedykuje swą pracę Siemienowicz.

Siemienowicz wymienia następujące pobudki, którymi kierował się przy napisaniu swej pracy: Pierwszą i najważniejszą jest chęć napisania dzieła o artylerii, które by się opierało na naukach ścisłych, takich jak: matematyka, mechanika, chemia i inne, nie zaś, jak to robiono poprzednio, tylko na praktyce, w rezultacie czego artyleria uznana została za rzemiosło i nie chciało zaliczyć jej do nauk wyzwolonych. Siemienowicz uzasadnia, że artyleria jest naprawdę wielką nauką i do prawdziwej jej znajomości konieczne jest opanowanie całego szeregu nauk pomocniczych, takich jak: matematyka, geometria, mechanika, hydraulika, pneumatyka, chemia i budownictwo. Drugą jest chęć przysłużenia się swym rodakom, którzy jakkolwiek mają dużo dobrych chęci zapoznania się z artylerią, nie posiadają książek, które mogłyby im dać wystarczająco pełne wiadomości. Trzecią wreszcie pobudką jest chęć spełnienia rozkazu królewskiego.

O dziele Siemienowicza można spotkać dużo wzmianek w literaturze, są one jednak bardzo skąpe i niejednokrotnie nieścisłe. Najobszerniejsze omówienie jego pracy znajduje się w pracy pt. „Historia artylerji polskiej” napisanej przez Konstantego Górskiego. We wstępie do ostatnio wydanej książki „Uwagi o rakietach” gen. J. Bema, omówiony jest w największym skrócie materiał dotyczący techniki raketowej.

„Artis magnae artilleriae pars prima” składa się z pięciu ksiąg. Pierwsza księga — „De regula calibrae” — traktuje o działaniu, to znaczy o metodzie doboru kuli do działa i odwrotnie, oprócz tego zajmuje się w niej autor jednostkami miar, podając bardzo obszerne zestawienie starych i nowych jednostek, używanych we wszystkich krajach. Druga księga — „De Materis et materialibus in Pyrotechnia usurpari solitis” — poświęcona jest składnikom prochu czarnego i różnym rodzajom tego podstawowego materiału dla artylerzysty. Trzecia księga — „De rochetis” — zawiera bardzo dokładne wiadomości o technice raketowej. Czwarta księga — „De globis” — poświęcona jest kulom, przeznaczonym zarówno do zabawy, jak i do celów wojennych. Piąta i ostatnia księga, o długim łacińskim tytule, zajmuje się skomplikowanymi konstrukcjami fajerwerków i ogni sztucznych oraz specjalnymi urządzeniami przeznaczonymi do celów wojennych.

Trzecia księga „De rochetis” — o rakietach — dzieła Siemienowicza

Ograniczając się w tym artykule do omówienia tylko trzeciej księgi dzieła Siemienowicza, umożliwiamy jednak Czytelnikowi wyrobienie sobie zdania o całym dziele, które jest podobne do tej księgi.

Składa się ona z dziesięciu rozdziałów o ogólnej liczbie 28 stron, co stanowi jedną dziesiątą część dzieła, jest bogato ilustrowana, gdyż zawiera aż 69 rycin. Tytuły rozdziałów pozwalają od razu zorientować się w zagadnieniach, które porusza autor.

Rozdział I — „O formach albo modelach, tak drewnianych jak i metalowych, do konstrukcji raket małych i średnich”.

Rozdział II — „O formach albo modelach do konstrukcji raket dużych”.

Rozdział III — „O różnych przyrządach do formowania, wiązania i napełniania raket różnych rodzajów”.

Rozdział IV — „O materiałach i zestawach napędowych, przeznaczonych do napełniania rakiet różnego rodzaju”.

Rozdział V — „O wierceniu otworów w raketach i przyrządach do ich kontroli”.

Rozdział VI — „O raketach z ogonami biegnących w przestworze”.

Rozdział VII — „O raketach bez ogonów biegnących w przestworze”.

Rozdział VIII — „O raketach wodnych albo ogień zrodzony z wody”.

Rozdział IX — „O raketach biegnących po sznurach”.

Rozdział X — „O różnych uszkodzeniach rakiet i powodach ich powstania i na co należy zważać, by konstruować je zgodnie z przepisami”.

Cały materiał zebrany w tej księdze można podzielić na trzy zagadnienia, nadające się do odrębnego omówienia. Pierwszym takim tematem będą zagadnienia teoretyczne, dotyczące konstrukcji rakiet. Drugim — zagadnienia technologiczne produkcji rakiet. Trzecim zaś — opisy konkretnych konstrukcji różnych rakiet. Trzy te tematy, przeplatając się ze sobą, stanowią treść trzeciej księgi i pozwalają nam ocenić stan techniki raketowej w połowie XVII wieku.

Siemienowicz zajmował się sam praktycznie budową rakiet i znaczna część tej księgi oparta jest na jego doświadczeniach, a szereg uogólnień zawartych w niej stanowi jego oryginalny dorobek. Znał on wszystkie dzieła, które ukazały się do owego czasu i dotyczyły rakiet. Był również w kontakcie ze współczesnymi mu pyrobolistami i uwzględnił to w swej pracy. Piśze, że miał pod ręką 25 dzieł pyrobolistów i cytuje szereg ich nazwisk, w przypadku zaś korzystania z ich dzieł, podaje dokładnie rozdział i stronę. Nietrudno jest określić, co stanowi oryginalną pracę autora, a co jest kompilacją z dzieł obcych, zwłaszcza, że sam *Siemienowicz* wyraźnie to podkreśla. Zagadnienie budowy rakiet wiąże przede wszystkim z ogniami sztucznymi, wśród których rakiety zajmują pierwsze miejsce. Widzi jednak i inne możliwości zastosowania rakiet, czego wyraz daje w zakończeniu trzeciej księgi.

Rakiety dzieli *Siemienowicz* na małe, gdy ciężar odpowiedniej kuli ołowianej wynosi od paru uncji do jednej libry, na średnie od 1 do 2 librów i na duże od 2 do 100 librów. W oparciu o ten podział wyprowadza dziewięć średnic uprzywilejowanych, czyli znormalizowanych. Są to: 1 loton, 3 lotony, 7 lotonów, 20 lotonów, 1 libra i 22 lotony, 4 libry i 26 lotonów, 13 librów, 35 librów i 98 librów.³⁾

Przeliczając średnice rakiet w centymetrach otrzymamy, że małe rakiety dochodziły do 4 cm, średnie — $4 \div 5$ cm, duże zaś — $5 \div 19$ cm. Wyróżnione średnice wynoszą: 13 mm, 19 mm, 24 mm, 35 mm, 48 mm, 69 mm, 97 mm, 133 mm, 187 mm.

Możliwe, że to przypadek, ale w swoich pracach badawczych, prowadzonych w 170 lat później, *gen. Józef Bem* bada przede wszystkim dwie rakiety o średnicy 4" i 2,5". Ponieważ nie wiadomo, jakich używał cali (angielskich = 25,4 mm, czy polskich = 24,00 mm), można więc tylko w przybliżeniu określić, że rakiety te miały średnice około 100 mm i ponad 60 mm. Pierwsza bardzo dokładnie odpowiada wymiarowi podanemu przez *Siemienowicza*, druga zaś różni się o kilka milimetrów od odpowiednio mniejszej.

Za jeden z ważniejszych problemów teoretycznych, opracowanych dokładnie przez *Siemienowicza*, można uważać zagadnienie stosunku średnicy rakiety do długości. Stosunek ten decyduje nie tylko o kształcie rakiety, ale również o ilości zestawu napędowego, jaki do niej zostanie załadowany.

W pismach swoich poprzedników — jak pisze — niewiele mógł na ten temat znaleźć, różnili się bowiem oni bardzo znacznie w tej sprawie między sobą i różne podawali zalecenia. Na przykład *Brechtelius* podaje metodę, która dla rakiet jednolibrowych zaleca stosunek czterokrotny, natomiast dla siedemnaścilibrowej jest on już tylko dwukrotny, dla większych rakiet maleje on jeszcze, co razem wzięte jest wyraźnie błędne. Inni pyroboliści proponują ten stosunek jako stały dla wszystkich rakiet i *Włosi* określają go jako pięciokrotny, *Diego Uffano* i *Smidapius* zaś proponują go jako 6- lub $6\frac{1}{2}$ -krotny. Najbliższy do proporcji, ustalonych przez *Siemienowicza*, jak sam pisze, był *Hanzelletus Gallus*, który dla rakiety do jednej

TABELA 1
Proporcje form rakiet
(przedruk z dzieła *Siemienowicza*)

Srednica rakiet podana w librach ciężaru kul ołowianych	1	2	4	6	8	10	12	15	20	25	30	35	40	45	50	55	60	65	70	75	80	85	90	95	100
Ile setnych części średnicy należy pomnożyć przez siedem, aby otrzymać długość formy	100	98	96	94	92	91	90	88	86	84	82	80	78	77	75	73	71	69	67	66	64	62	61	59	57

Z lektury dzieła *Siemienowicza* odnosi się wrażenie, że był on specjalnie zainteresowany konstrukcją rakiet i sam najwięcej i najusilniej pracował w tym kierunku. Księgę, traktującą o raketach, kończy sentencją: „Tibi semitam non sapis, et alteri monstras viam”, w przekładzie znaczy to „Tobie nie wystarcza ścieżka i innym pokazujesz drogę”. Taki właśnie był jego stosunek do techniki raketowej; nie wystarczało mu to, co było w tym kierunku zrobione przez innych, lecz sam pracował dalej, zdając sobie sprawę z tego, że praca ta znajdzie uznanie u potomnych i będzie kontynuowana przez innych. Wprawdzie rakiety służyły — jak pisze — bardziej *Bachusowi* i *Venerze* aniżeli *Marsowi*, to jednak przewiduje, że ulegnie to zmianie, jeśli zostaną stworzone takie zasady, jakie istnieją dla innych maszyn wojskowych. Do niechętnych technice raketowej zwraca się *Siemienowicz* z uwagą, że z niepomysłnych lotów rakiet nie należy wróżyć jak z lotu ptaków i wydawać sądu o szlachetnej i wielkiej nauce, przy czym nie mają racji ci, którym rakiety nie zapaliły się w odpowiednim czasie i na tej podstawie sądzą o całej technice raketowej i ją obwiniają. Przewidywania *Siemienowicza* spełniły się, i to, o czym pisał, że nie jest bajką *Ezopa* a oparte jest na realnych fundamentach, spełniło się dosłownie.

Teoretyczne zagadnienia związane z konstrukcją rakiet w trzeciej księdze dzieła *Siemienowicza*

Pierwszą innowacją wprowadzoną przez *Siemienowicza* jest nowa klasyfikacja rakiet. Opiera się ona o średnicę rakiety jako o wymiar podstawowy. Średnica ta określana jest ciężarem kuli ołowianej o tym samym wymiarze, a nie miarą długości, ponieważ miary ciężaru były bardziej zunifikowane wówczas aniżeli miary długości.

libry proponuje stosunek 6-krotny, dla większych zaś — 4, $4\frac{1}{2}$ - i 5-krotny.

Zagadnienie tej proporcji rozwiązał *Siemienowicz* następująco: Osobno ustala proporcję dla rakiet małych, a osobno dla średnich i dużych, przy czym tymi ostatnimi specjalnie się interesuje. Dla małych ustala się proporcję na siedmiokrotną, a robi to w oparciu o swoje doświadczenia, jak również o sądy współczesnych mu pyrobolistów.

Dla średnich i dużych rakiet natomiast układa tabelę 1, która pozwala łatwo ustalić właściwą proporcję.

Dla rakiety dwudziestolibrowej odczytamy z tabeli 1, że należy wziąć w cyrkiel 86 cząstek setnych średnicy i odmierając ten odcinek siedem razy otrzymamy poszukiwaną długość, proporcja zaś będzie $6\frac{2}{100}$ -krotna. Dla rakiety stalibrowej proporcja ta wyniesie $4\frac{1}{400}$.

O tej tabeli pisze *Siemienowicz*, że została ona ułożona nie w oparciu o rachunek, ale przede wszystkim na podstawie jego licznych doświadczeń i praktyki.

Drugim, niemniej ważnym zagadnieniem, opracowanym po raz pierwszy dokładnie w literaturze przez *Siemienowicza*, jest sprawa zestawu napędowego dla różnych rakiet. Opracowanie odpowiedniego składu mieszanin przeznaczonych do napełniania rakiet wymagało licznych doświadczeń.

W pierwszej części rozdziału poświęconego zestawom napędowym, pisze *Siemienowicz*, że jego poprzednicy uważali wszystko, co dotyczyło tych spraw, za tajemnicę, gdyż czyniło to ich naukę bardziej pokupną, tak że mało co można znaleźć

³⁾ Przeliczenie średnic rakiet wykonane jest przy założeniu, że libra, której bliżej *Siemienowicz* nie określa, równa się funtowi polskiemu (dawnemu) = 409,512 G. Funt ten dzieli się na 32 luty, a *Siemienowicz* podaje, że libra dzieli się na 32 lotony.

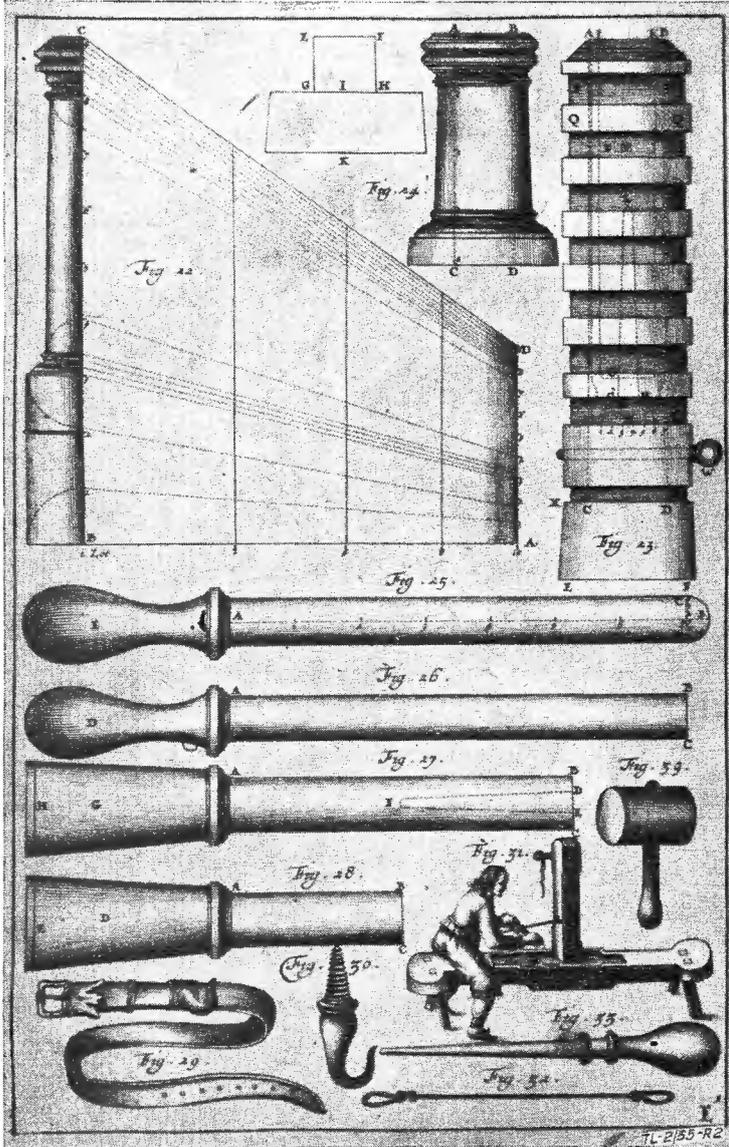
w księgach na ten temat. Wielu pracowało nad tymi zagadnieniami i chciało osiągnąć doskonałość, dzięki cierpliwości, dokładności i pracy wielu lat.

Wie on, że zostanie właściwie oceniony przez potomnych, którzy ocenią wartość tych kart pełnych rzeczowych danych i objaśnień licznych sekretów, a użyteczność jego dzieła potwierdzi ostatecznie praktyka.

Bardzo dobrze robią ci pisarze — pisze Siemienowicz — którzy na wstępie przekazują sekrety znane od innych, a następnie podają swoje obserwacje. Przed podaniem składów różnych zestawów napędowych, przeznaczonych dla rakiet różnej wielkości, podaje Siemienowicz trzy reguły ogólne, obowiązujące

szcze w przyszłości wiele ich odkryć. „Rakiety, które będą większe, napełniać mieszaniną wolniej się spalającą, mniejsze zaś szybciej się spalającą.” Uzasadnieniem tej zasady jest zabezpieczenie rakiety przed rozerwaniem, gdyż w dużej rakiecie płomień łatwiej może spalić odpowiednią ilość zestawu spalającego się wolniej.

Druga zasada brzmi: „Do większych rakiet, przewyższających jedną czy dwie libry, do zestawu napędowego nie należy dodawać prochu czarnego”. Powodem tego zakazu jest to, że proch dodawany nawet w małej ilości powoduje zmianę własności zestawu i robi go bardziej gwałtownym, czyli szybciej się spalającym. „Proch wyróżnia się dziwnym sposobem jako

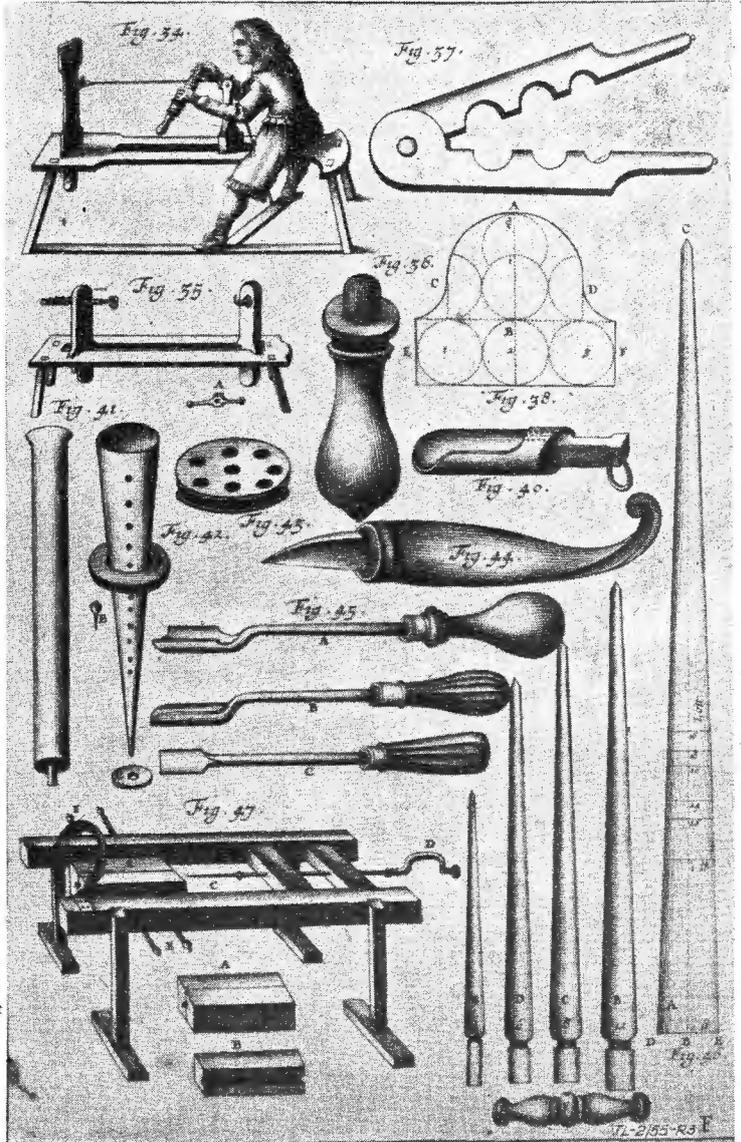


Rys. 2. Fig. 22 — Proporcje formy dla rakiet mniejszych od jednego lotona, fig. 23 — forma dla rakiety dwudziestolibrowej, fig. 24 — forma dla rakiet z łuską papierową, fig. 25, 26, 27, 28 — tłuczki stosowane przy produkcji rakiet, fig. 29 — pasek z hakiem do produkcji rakiet, fig. 30 — hak, fig. 31 — warsztat do produkcji łusek rakiet, fig. 32 — sznurek do zaciskania szyjek łusek rakiet, fig. 33 — sztydło drewniane stosowane przy wykonywaniu szyjek na łusce rakiety

zujące te mieszaniny. Przez wiele lat poszukiwał on sposobu, by można było oceniać dobroć mieszaniny dla danej rakiety, gdyż próby, zwłaszcza pojedynczych rakiet, zabierają dużo czasu i są kosztowne. Wypróbował on cały szereg zestawów, ale zawsze najpierw, przed przystąpieniem do eksperymentu, starał się ustalić skład matematycznie i w oparciu o sens fizyczny zjawiska.

Zachęca następnie czytelnika, by poddał egzaminowi, tak praktycznemu jak i teoretycznemu, proponowane przez niego zestawy napędowe, gdyż nie boi się, aby można im było coś zarzucić.

Jako pierwsze, zasadnicze kryterium oceny przytacza zasadę, która pomogła odkryć wiele mieszanin i która pozwoli je-



Rys. 3. Fig. 34 — warsztat do wykonywania szyjek na łuskach rakiet średniej wielkości, fig. 35 — warsztat do wykonywania szyjek na łuskach dużych rakiet, fig. 37 — przyrząd do nadawania okrągłego kształtu szyjom rakiet, fig. 38, 40 — blacha do wykonywania szufli i szufła przeznaczona do nasypywania zestawu do rakiety, fig. 31 — przyrządy do umieszczania korków w rakiecie i ich przewiercania, fig. 43 — korek drewniany dużej rakiety z kilku otworkami, fig. 44 — nóż, fig. 45 — narzędzia do obróbki drewna, fig. 46 — świdry służące do wiercenia otworów w zestawach napędowych, fig. 47 — warsztat służący do wiercenia otworów w rakietach

materiał specjalnie gwałtowny i dodatek saletry nie powoduje takiego wzrostu gwałtowności zestawu jak dodatek prochu czarnego.”

Trzecia zasada podaje proporcje składników zestawów i mówi: „Do rakiet wielkich od 100 do 10 librow, do obranej ilości saletry dodawać odpowiednio dobrane ilości siarki i węgla. Dla rakiet od 10 do 1 libry początkowo ilość pierwszego składnika jest podwójną ilością drugiego, a następnie potrójną i poczwórną. Ilość jednego decyduje o ilości pozostałych. Od jednej libry począwszy, postępując ku coraz mniejszym rakietom, należy do prochu czarnego dodawać innych składników.”

TABELA 2

Zestawienie składów materiałów napędowych
(opracowane na podstawie danych Siemienowicza)

Wielkość rakiety	saletra	proch czarny	węgiel	siarka
100 — 60 librów	30 lib.		20 lib.	10 lib.
50 — 40 — 30 lib.	30 lib.		18 lib.	7 lib.
20 — 18 lib.	42 lib.		26 lib.	12 lib.
15 — 12 lib.	32 lib.		16 lib.	8 lib.
10 — 9 lib.	62 lib.		20 lib.	9 lib.
9 — 8 — 6 lib.	35 lib.		10 lib.	5 lib.
5 — 4 lib.	64 lib.		16 lib.	8 lib.
3 — 2 lib.	60 lib.		15 lib.	2 lib.
1 lib.		32 lib.	6 lib.	2 lib.
18 — 16 lotonów	8 lib.	18 lib.	4 lib.	2 lib.
10 — 12 lot.	24 lot.	30 lot.	8 lot.	3 lot.
6 — 4 lot.	4 lot.	24 lot.	3 lot.	1 lot.
2 — 1 lot.		30 lot.	4 lot.	

Mniejsze rakiety można napełniać czystym prochem.

Oprócz tego uzasadnia *Siemienowicz*, że dodawanie do saletry dwu pozostałych składników powinno być tak dobrane, by nie przekraczało postępu arytmetycznego.

Zachęca do praktycznego wypróbowania opracowanych przez niego zestawów, które wiernie opisał, nie zachował w nich wprawdzie owego zalecanego postępu arytmetycznego, gdyż te zestawy wysunięte są w wyniku praktyki, uważa ją za główną regułę swoją i pisze, że jeżeli zrobi się doświadczenie, to i rachunek można wykonać.

Porównanie zestawów podanych przez *Siemienowicza* z zestawami stosowanymi przez *gen. Józefa Bema* w jego rakietach badawczych, pozwala ocenić trafność zestawów *Siemienowicza*. *Bem* w swojej pracy podaje zestawy, które badał dla swojej dużej rakiety czterocalowej; stosował on następujące składy:

saletra: 59 lub 58,5
siarka: 18 lub 18,5
węgiel: 23 lub 22,7.

Rakieta czterocalowa *Bema* odpowiada trzynastolibrowej rakiecie *Siemienowicza*, dla której proponuje *Siemienowicz* po przeliczeniu zestaw o składzie: saletra — 57; siarka — 14,5; węgiel — 28,5. Zestaw ten różni się nieco od stosowanego przez *Bema*, ale gdy uwzględnimy, że rakiety konstruowane przez *Siemienowicza* miały łuski z papieru względnie drewna, *Bema* zaś z blachy, to zrozumiałe jest, że zestaw *Siemienowicza* musiał być wolniej spalający się, aby nie doprowadzał do pęknięcia rakiet.

Trzecim zagadnieniem teoretycznym, które również po raz pierwszy w literaturze zostało dokładnie opisane przez *Siemienowicza*, jest sprawa stosowania i wiercenia otworów w zestawach napędowych. Zagadnienie to znane było od dawna tak, że trudno nawet określić, kiedy zostało wprowadzone. Otwór w zestawie napędowym konieczny jest dla prawidłowego lotu rakiety i od dobrego wykonania go zależy w dużym stopniu właściwy przebieg spalania. Z tego, że tak jest, zdaje sobie dobrze sprawę *Siemienowicz* i jego poprzednicy, ale ci ostatni uważali znowu tę sprawę za tajemnicę fabrykacyjną i pomijali ją rozmyślnie milczeniem w swych pracach. *Siemienowicz* wyraźnie zaznacza, że nie boi się wyjawić wszystkiego, co wie na ten temat i pisze, że nie robi tego ani dla nagrody, ani z innych przyczyn, że to co niełatwo otrzymał łatwo daje. Wymiary tego otworu tak określa: głębokość powinna wynosić $\frac{2}{3}$ zestawu napędowego, ubitego w rakiecie, pomniejszona powinna być tylko o wymiar dyszy wylotowej. Średnica otworu u dołu wynosi $\frac{2}{8}$ średnicy rakiety, u góry zaś $\frac{1}{6}$. Kształt takiego otworu widzimy na fig. 23 księgi (rys. 2), podobny on jest do kształtu świrdrów z fig. 46 (rys. 3). „Taki kształt wylotu płomienia — pisze *Siemienowicz* — zapewnia łatwiejsze wygryzanie materii, która zwraca swą moc kiedy wypływa i z dużą siłą rzuca rakieta.”

Następnie zaznacza *Siemienowicz*, że otwory mogą być różnych wymiarów, w zależności od rodzaju zestawu. Na przykład w przypadku szybciej spalającego się zestawu otwór będzie mniejszy, w wolniej zaś spalającym się otwory powinny być szersze i dłuższe, aby zapewnić łatwe i szybkie spalanie. O ile małe rakiety są bezpieczne pod tym względem, to przy dużych trzeba być bardzo uważnym i troskliwie dobierać zestaw oraz proporcje otworu, w przeciwnym bowiem razie cała praca będzie daremna.

Tak wyglądają tajemnice, tajone przez poprzedników *Siemienowicza*, które on odkrywa, nie bojąc się zawiści współ-

czesnych pyrobolistów. Kończąc, autor podkreśla raz jeszcze, że to, do czego doszedł w konstrukcji rakiet, zawdzięcza własnej praktyce.

Technologia produkcji rakiet w trzeciej księdze dzieła *Siemienowicza*

Zagadnieniu produkcji rakiet poświęca *Siemienowicz* dużo uwagi i opracowuje ją bardzo dokładnie. Jednym z podstawowych urządzeń, koniecznych w produkcji rakiet, jest forma. Prawidłowa jej konstrukcja w dużym stopniu decyduje o wartości rakiety. *Siemienowicz* omawia osobno formy dla rakiet małych i średnich, a osobno dla dużych.

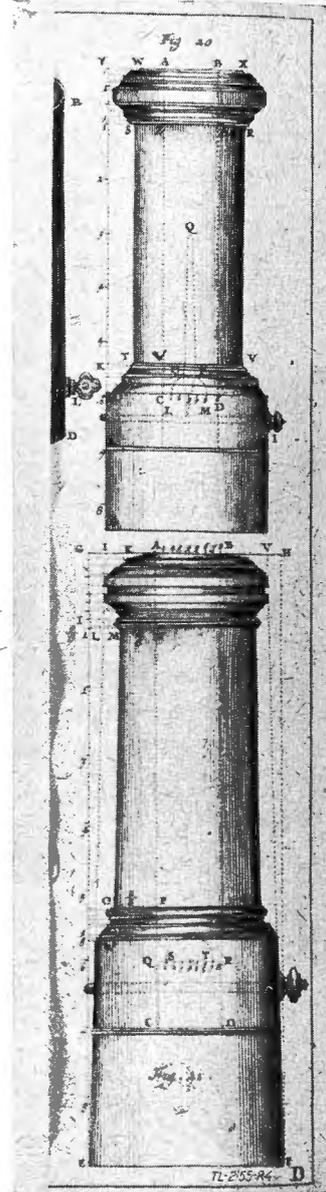
Na fig. 20 księgi (rys. 4) przedstawiona jest forma dla rakiety jednolibrowej, której średnica oznaczona jest literami

AB. Forma ma długość równą siedmiu średnicom i wynosi YE. Podstawa formy EG ma wysokość równą $\frac{12}{3}$ średnicy i na niej opiera się forma w czasie napełniania. Podstawa ta ma w górnej swojej części występ walcowy o średnicy CD równej $\frac{19}{20}$ średnicy rakiety, a wysoki na jedną średnicę rakiety, a wysoki na jedną średnicę rakiety. Na tym walcu spoczywa półowka kuli o średnicy LM = $\frac{4}{6}$ średnicy rakiety, półkula ta zapewnia utworzenie się dyszy wylotowej. Zewnętrzna część formy może być wykonana jako kolumna architektoniczna. Grubość ścianek formy wynosi $\frac{1}{2}$ średnicy rakiety, w dolnej zaś części jest równa tej średnicy, podstawa posiada średnicę równą trzem średnicom rakiety. Trzpień łączący formę z podstawą oznaczony jest literą I. Na fig. 21 księgi (rys. 4) przedstawiona jest podobna forma. Z zewnątrz jest ona lekko stożkowa, a pozostałe proporcje różnią się nieznacznie. Jako materiał na formy poleca *Siemienowicz*: cyprys, palmę, bukszpan, kasztan, orzech włoski, śliwę i tym podobne drewno. Formy mogą być również odlewane z miedzi. Fig. 22 księgi (rys. 2) przedstawia nomogram do określania proporcji form dla rakiet od jednego lotona w dół.

Fig. 23 (rys. 2) przedstawia formę dużej rakiety dwudziestolibrowej. Średnica AB jest jak zwykle podstawą proporcji, cała zaś forma ma długość wynoszącą $6\frac{2}{100}$ średnic, zgodnie z poprzednio podaną w tabeli 1. Z zewnątrz forma posiada wcięcia, które służą do umieszczenia wzmocnień. Dolna część formy zabezpieczona jest żelaznym pierścieniem wsadzonym w odpowiednie wyżłobienie. Forma ta służy do produkcji rakiet papierowych, w poprzednich łuski robione były z drewna.

Cały trzeci rozdział poświęca *Siemienowicz* narzędziom i maszynom, potrzebnym przy produkcji rakiet. Do wykonywania małych i średnich rakiet najwygodniejszy jest tłuczek drewniany lub żelazny, o przekroju kołowym, tak długi jak forma, przedstawiony na fig. 25 księgi (rys. 2). Średnica jego wynosi $\frac{6}{8}$ średnicy rakiety, co jest podyktowane grubością łuski.

Podobnego rodzaju tłuczek do ubijania zestawu napędowego pokazany jest na fig. 26 księgi (rys. 2). Napełnianie łuski zestawem może być wykonane dwiema metodami. W pierwszym przypadku całą łuskę napełniamy ubitym zestawem, a otwór wierci się za pomocą specjalnego świrdra. Wyżej opi-



Rys. 4. Fig. 20 — Forma drewniana dla rakiety jednolibrowej, fig. 21 — forma drewniana innej konstrukcji

sane tłuczki odpowiadają tej metodzie. Drugi sposób polega na tym, że w łusce przed napełnieniem ustawia się iglicę żelazną o wymiarach odpowiadających wymiarom pożądanego otworu w zestawie i dopiero wówczas wysypuje się zestaw i ubija. W tym przypadku tłuczek w dolnej swej części posiada wywiercony otwór, odpowiadający swoim kształtem iglicy. Tłuczek taki z otworem EFD przedstawiony jest na fig. 27 (rys. 2). Rączka ma kształt dostosowany do uderzenia młotkiem. Do napełniania rakiet z iglicami może być również stosowany tłuczek przedstawiony na fig. 28 (rys. 2), jest on znacznie krótszy tak, że nie dochodzi do początku iglicy, a ubija zestaw wokół niej tylko na skutek wywieranego ciśnienia. Na fig. 29 księgi (rys. 2) przedstawiony jest pasek z hakiem i sprzączką, którym opasuje się pyrobolista, gdy chce wykonywać szyjki na łuskach, jak to ilustruje fig. 31 na tym samym rysunku. Hak, szydło i sznurek, które są w tym pomocne, widzimy na fig. 30, 32 i 33 księgi (rys. 2).

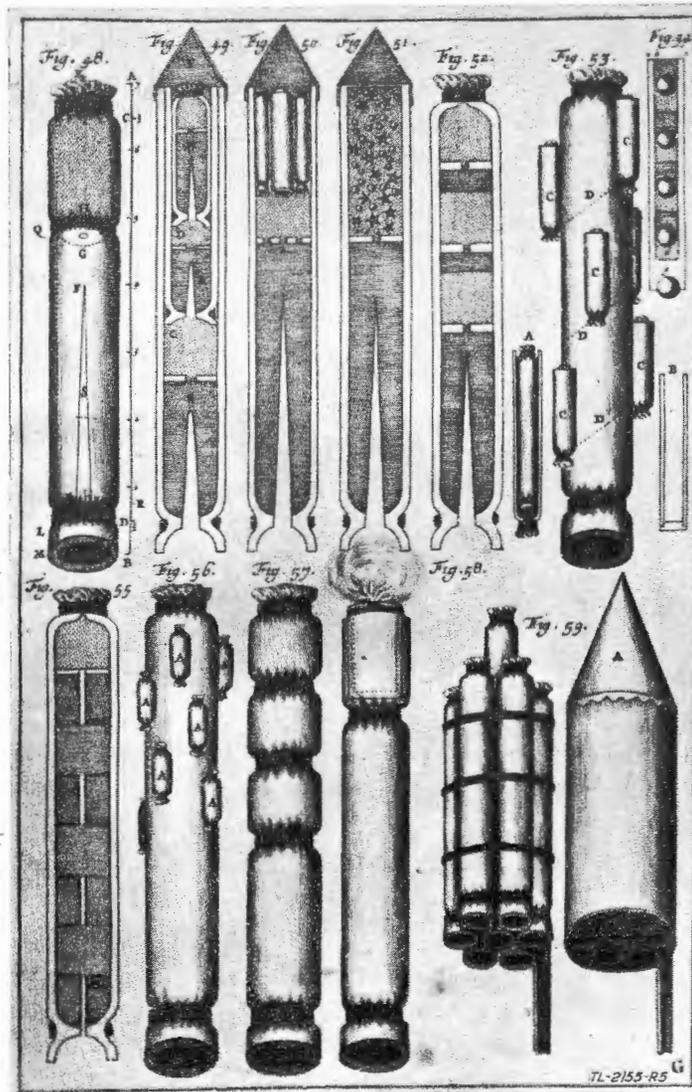
Innego typu warsztat, również służący do wykonywania szyjek na łuskach rakiet średniej wielkości, przedstawiony jest na fig. 34 księgi (rys. 3). Różni się on od poprzednio opisanego tym, że pyrobolista naciska nogą na odpowiednią dźwignię i zaciska sznur. Wykonywanie szyjek rakiet dużych odbywało się na maszynie przedstawionej na fig. 35 (rys. 3), przy czym ściąganie sznura odbywa się w tym przypadku za pomocą śruby z nakrętką, oznaczoną literą A. Do nadawania okrągłego kształtu szyjkom służy żelazny przyrząd przedstawiony na fig. 37. Szufłę przeznaczoną do nasypywania zestawu według fig. 40 (rys. 3) wykonywano z blachy, której

kształt przedstawiony jest na fig. 38, przy czym wymiary szufli dobrane są odpowiednio do średnicy rakiety, na przykład odcinek AB wynosi $1\frac{2}{3}$ średnicy rakiety, CD zaś — 2 średnice.

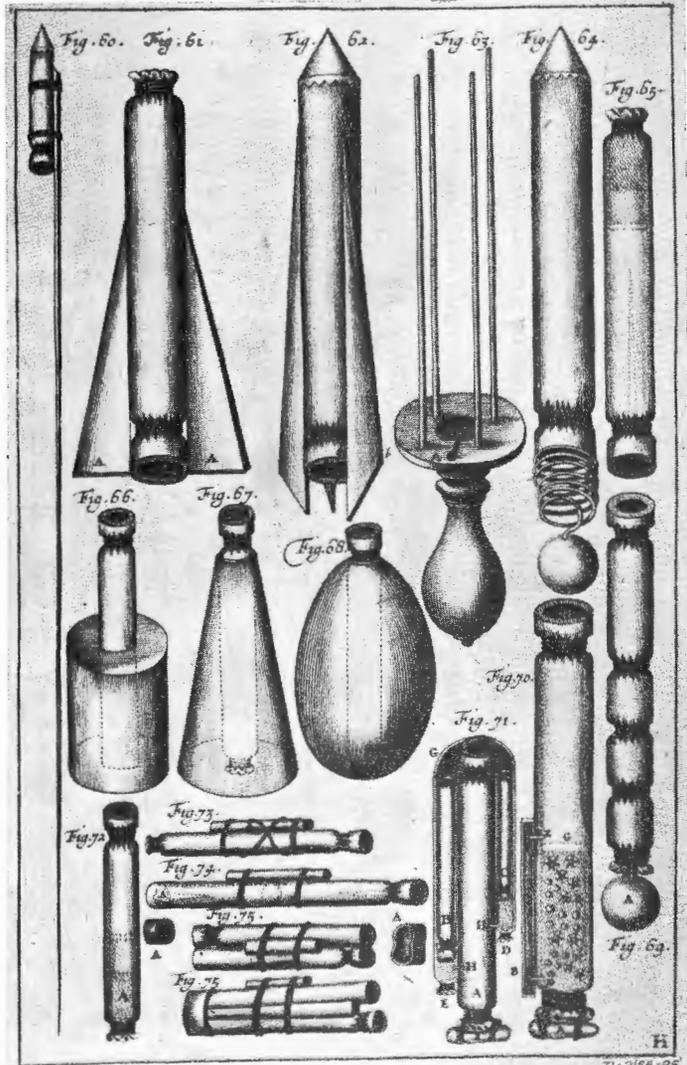
Młotek służący do ubijania zestawu napędowego przedstawiony na fig. 39 (rys. 2), wykonany jest z twardego drewna, przy czym Siemienowicz zaleca jako odpowiedni materiał korzenie brzozy lub wiązu. Wymiary młotka zależą od tego, do napełniania jakich rakiet jest przeznaczony. Niektórzy współcześni Siemienowiczowi pyroboliści zalecali, aby ubijanie zestawu odbywało się młotkiem o określonym ciężarze i z określoną liczbą uderzeń. Siemienowicz jest tej metodzie przeciwny. Zaleca zachowanie umiaru w ubijaniu zestawu napędowego i zwraca uwagę na to, że przecież o sile uderzenia, jaka przenosi się na tłuczek, decyduje długość trzonka młotka oprócz ciężaru.

Do napełniania dużych rakiet wygodny jest w użyciu kafar, który bywa stosowany przy wbijaniu pali. Dokładna konstrukcja takiego urządzenia opisana jest — jak podaje Siemienowicz — w dziele Marinusa Mesennusa „Hydraulika, Ballistica i Mechanika”. Gen. Józef Bem, w swej wspomnianej poprzednio pracy, podaje rysunek takiego kafaru do napełniania badanych przez niego rakiet.

Na fig. 41 (rys. 3) przedstawiony jest żelazny cylinder, gładki na całej swojej długości, służący do umieszczania papierowych korków w rakiecie, gdy jest ona napełniona już zestawem. W korkach tych wierci się następnie otwory. Do tego celu przeznaczony jest żelazny stożek (fig. 42), który



Rys. 5. Fig. 48 — rakieta jednolobrowa, fig. 49 — rakieta trzystopniowa, fig. 50 — rakieta rozrywkowa transportująca, w której dwie rakietki przywiązane są do tulei przedstawionej na fig. 54, a zapewniającej wylatywanie w czasie lotu kul świecących, fig. 51, 52, 53, 55, 56, 57, 58 — rakietki rozrywkowe różnych typów, fig. 59 — rakieta wielodyszowa



Rys. 6. Fig. 60 — rakieta z ogonem (całość), fig. 61, 62 — rakietki ze statecznikami (bezogonowe), fig. 63 — urządzenie do startu rakiet bezogonowych, fig. 64, 69 — rakietki zaopatrzone zamiast ogonów w ołowiane kule na lince żelaznej, fig. 65 — mała rakieta bez przeciwcieżaru, fig. 66, 67, 68 — rakietki startujące z wody, fig. 72, 73, 74, 75 — rakietki poruszające się po linach, fig. 71, 70 — rakietki do celów rozrywkowych (specjalne)

posiada szereg otworów i żelazny pierścień A, utrzymywany za pomocą kołka B w odpowiednim miejscu. Przez pierścień C, ustawiony w odpowiednim punkcie, wykonuje się otwór. Fig. 43 przedstawia korek drewniany, używany zamiast papierowego w większych raketach. Na fig. 44 i 45 pokazano nóż i inne narzędzia, przeznaczone do obróbki drewna i wykonywania maszyn pyrobolistycznych.

Otwory w zestawach napędowych wykonuje się za pomocą świrdrów, przedstawionych na fig. 46, przy czym na jednym z nich zaznaczono wymiary tego otworu dla rakiety jedno- i dwulibrowej oraz mniejszych. W celu ułatwienia prawidłowego wiercenia otworu, świder zaopatrzony w rękojeść D, osadzony jest poziomo w otwory, wykonane w specjalnym warsztacie, przedstawionym na fig. 47 (rys. 3), w którym umieszcza się również poziomo raketę za pomocą dwu drewnianych uchwytyw A, umocowanych przez śruby F, E.

Proces technologiczny produkcji raket był dokładnie przez Siemienowicza przemysłowy i opracowany. Przeprowadził on dużą liczbę doświadczeń i w czasie ich wykonywania miał możliwość skorygowania wszelkich błędów i niedociągnięć w tym względzie. Większość rycin musi być oryginalnymi rysunkami Siemienowicza, gdyż proporcje tego rodzaju zostały dopiero przez niego wprowadzone. Trudno z całą pewnością stwierdzić, w jakim stopniu opierał się on na dziełach innych pyrobolistów, gdyż brak tych dzieł nie pozwala na dokładne zbadanie tej sprawy.

Opisy różnych konkretnych konstrukcji raket w trzeciej księdze dzieła Siemienowicza

W końcowej części trzeciej księgi opisuje Siemienowicz cały szereg konstrukcji różnych raket. Pierwsza grupa to rakiety, zaopatrzone w ogony. Przykładem takiej konstrukcji może być raketa jednolibrowa, przedstawiona na fig. 48 księgi (rys. 5). Długość całej rakiety wynosi siedem średnic zgodnie z proporcją zaleconą poprzednio przez Siemienowicza. Dysza wylotowa LM ma wymiar równy $\frac{1}{2}$ średnicy. U góry na zawiązanie przeznaczony jest odcinek KJ, wynoszący $\frac{1}{4}$ średnicy tak, że właściwa długość przeznaczona do napełnienia wynosi 5 i $\frac{3}{4}$, czyli odcinek CR. Całą tę długość należy podzielić na trzy części punktami S oraz G i dwie trzecie tej długości napełnia się zestawem napędowym. Na ten zestaw kładzie się korek papierowy albo drewniany G, który należy mocno przylepić lub przybić i zrobić w tym miejscu szwjkę, jak to jest pokazane na fig. 48 (rys. 5). W przypadku, gdy nie jest to dostatecznie mocno wykonane, co zdarza się zwłaszcza w dużych raketach, to korek ten wypada i płomienie wydostają się na zewnątrz; w mniejszych raketach to nie grozi. W korku tym robi się otwór o wymiarze $\frac{1}{8}$ średnicy. Pozostałą część łuski napełnia się prochem ziarnistym dobrze ubitym, aby przez otwór w korku proch się nie wyciekał. Następnie wierce się otwór o długości odcinka EE, wynoszący $\frac{2}{3}$ mniej jedną średnicę wewnętrzną NO. Tak wygląda konstrukcja rakiety, którą możemy dziś określić jako sygnalizacyjną.

Fig. 49 (rys. 5) przedstawia raketę trzystopniową, o konstrukcji przypominającej schemat współczesnych raket dalekiego zasięgu. Składa się ona z rakiety dziesięciolotonowej, dwudziestoczerolotonowej i największej — dwulibrowej. Rakety są umieszczone jedna w drugiej i łuski są poprzeklejane do siebie. Opis tej konstrukcji kończy Siemienowicz uwagą, w której określa cechy specjalne tej konstrukcji. Obydwie mniejsze rakiety mają dysze wylotowe o wymiarze mniejszym niż zazwyczaj, bo wynoszącym tylko $\frac{1}{4}$ średnicy. Otwory w zestawach napędowych są krótsze, gdyż ilości zestawu są mniejsze niż w normalnych raketach. Następna fig. 50 przedstawia raketę przeznaczoną specjalnie do celów rozrywkowych. W górnej części posiada ona tuleję drewnianą, przymocowaną do dwu raket transportowych. Tuleja ta, przedstawiona na fig. 54, napełniona jest kulami świecącymi odpowiednio poprzesypanych prochem. Raketa, wzbiwszy się na pewną wysokość, wyrzuca tuleję i zapala rakiety transportowe, które niosą ją dalej, gdy tymczasem wypadają z niej świecące kule.

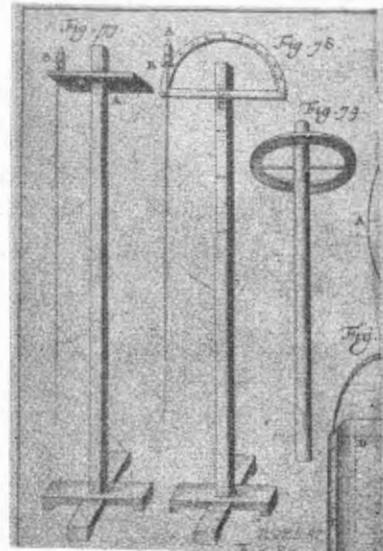
Następnie, w pracy Siemienowicza, opisane są po kolei rakiety przedstawione na fig. 51 — 58 (rys. 5). Ciekawą konstrukcją jest raketa wielodyszowa, przedstawiona na fig. 59 (rys. 5). Składa się na nią siedem małych raket dwu-, trzy-, czterouncjowych lub nawet większych, związanych silnie z sobą w jedną całość, a następnie osłoniętych walcem i stożkiem papierowym. Przytoczone powyżej typy raket posiadają

drewniane ogony, które są przeciwciężarami i zapewniają właściwy lot raketom. Materiałem na ogony jest suche lekkie drewno, takie jak lipa, sosna, lub jodła. Długość ogona powinna wynosić 7 lub 8 długości rakiety. Ważny jest dobór ciężaru ogona, powinien być on tak wykonany, aby środek ciężkości znajdował się na dwa palce w kierunku ogona. Kształt ogona przedstawiony jest na fig. 60 (rys. 6). Siemienowicz informuje, że Brechtelius w swojej „Pyrotechnice” podaje taki przepis na długość ogona: jeżeli raketa jest na 8 palców, to należy dodać jeden palec i pomnożyć przez osiem, czyli ogon ma mieć długość równą 72 palcom.

Następnie przechodzi Siemienowicz do omówienia raket bezogonowych. „Małą raketę, od ośmiu do osiemnastu lotonów, napełnioną zestawem i z odpowiednim otworem, należy opatrzyć w cztery pióra czyli piętwy, wykonane z lekkiego drewna (A na fig. 61) umieszczone krzyżowo. Długość ich powinna wynosić $\frac{2}{3}$ długości rakiety, szerokość zaś $\frac{1}{8}$. Grubość ich powinna wynosić od $\frac{1}{8}$ do $\frac{1}{6}$ średnicy otworu rakiety”. Na fig. 63 (rys. 6) przedstawione jest urządzenie służące do startu raket bezogonowych. Składa się ono z czterech prętów, ułatwiających umieszczenie rakiety, i z rękojeści do trzymania; do ułatwienia zapłonu służy ścieżka prochu A.

Nieco inny kształt posiadają pióra, w które zaopatrzona jest raketa z fig. 62, różnią się one od poprzednich długością i samym umieszczeniem, wystają bowiem poza dyszę wylotową. Konstrukcje tego typu raket przypominają zupełnie budowane dziś rakiety ze statecznikami. Inną metodą zapewnienia statecznego lotu rakiety jest zaopatrzenie jej w kulę żelazną, przyczepioną do rakiety żelazną linką, jak to widzimy na fig. 64 (rys. 6). Wreszcie małe rakiety mogą być w górnej swojej części napełnione kawałkami ołowiu o ciężarze równym dwukrotnemu ciężarowi tuby papierowej. Sposób ten zapewnia stateczny lot w powietrzu. Tak wykonaną raketę widzimy na fig. 65 (rys. 6).

Ostatnimi opisywanymi przez Siemienowicza typami raket są rakiety startujące z wody i rakiety biegające po sznurach — fig. 66, 67, 68 (rys. 6). Te ostatnie są to normalne rakiety z przywiązanymi kawałkami rurki, przez którą przewleczony jest sznur. Mogą to być dwie rakiety przeciwnie ustawione z połączeniem dyszy wylotowej jednej z końcem rakiety drugiej, jak to widzimy na fig. 75 (rys. 6); taka konstrukcja zapewnia ruch rakiety w dwu kierunkach, tam i z powrotem.



Rys. 7. Fig. 77 i 78 — urządzenia do startu dużych raket z ogonami, fig. 79 — urządzenie startowe dla małych raket

Na fig. 77, 78, 79 (rys. 7) przedstawione są urządzenia startowe dla raket z ogonami, różnych wielkości.

Uszkodzenia raket i zasady prawidłowej ich konstrukcji w trzeciej księdze dzieła Siemienowicza

Jednym z poważniejszych uszkodzeń jest rozrywanie się raket, czy to natychmiast po zapaleniu, czy też w czasie samego wzlotu. Inną wadą zestawu napędowego będzie zbyt wolne spalanie, na skutek którego raketa w ogóle nie wzleci, tylko pozostanie na ziemi. Dalszą wadą raket będzie niewłaściwy lot w powietrzu, Siemienowicz określał go jako lot po spirali względnie po łuku, który powoduje upadek rakiety

na ziemię, chociaż zestaw nie został całkowicie spalony. Przytacza oprócz tego *Siemienowicz* jeszcze kilka typowych uszkodzeń, o innych już nie wspomina tylko zaleca, aby ich unikać przez trzymanie się wypróbowanych przez niego zasad konstrukcji raket, które podsumowują całe jego doświadczenie w tym kierunku. Formuluje dwadzieścia dwie zasady, a oto kilka ciekawszych (według numeracji ustalonej w dziele *Siemienowicza*):

1) Kształt rakiety powinien być proporcjonalny do poprzednio opisanych wymiarów.

2) Łuski, zarówno papierowe jak i drewniane, niech będą raczej grubsze aniżeli zbyt cienkie.

4) Szybkę silnie wiązać węzłami trudno rozwiązyjącymi się i posmarować zimnym klejem.

5) Zestaw należy dobrać ściśle do średnicy rakiety zgodnie z tym, co było poprzednio w tej sprawie powiedziane, składniki należy dobrze wymieszać i utrzeć.

6) Saeitra i siarka powinna być czysta i świeża, węgiel dobrze przepalony z lekkiego drewna, np. leszczynowego i lipy, należy się wystrzegać węgla z dębu i modrzewia, gdyż te materiały dają zestaw trzymający się ziemi.

8) Zestaw w czasie napełniania nie powinien być ani suchy ani mokry, najlepiej lekko tłusty, może być skropiony czerwonym winem.

13) Przewiercenie rakiety powinno być takie, aby otwór nie był ani wąski ani ciasny.

14) Otwór musi być prosty i wykonany w osi mieszaniny wypełniającej i nie może być w żadną stronę przesunięty.

15) Nie wiercić otworów w raketach, aż wszystko będzie do tego przygotowane; ostrożnie się obchodzić z raketami przy przenoszeniu i składaniu ich.

16) Ogon tak pod względem długości jak i ciężaru musi być ściśle dobrany według zasad poprzednio podanych. Nie może być on krzywy, zgięty czy pofalowany, z załamaniem czy guzami, a powinien być prosty i wyrównany.

18) W czasie zapalania rakiety powinny być pionowo ustawione do horyzontu.

19) Do raket nie przymocowywać zbyt wiele i nie wyrzucać w górę ciężarów nieproporcjonalnych do ich siły. Dalej formuluje *Siemienowicz* zasadę, którą śmiało można dziś określić jako „aerodynamiczną”, pisząc: „Można się natomiast zgodzić na to, gdy ciężar będzie proporcjonalny do rakiety, i kształt będzie miał taki, że przez powietrze będzie mógł bez trudu lecieć i nie będzie stawiał oporu związanego z lotem pionowym, jak to robią ciała silnie rzucone, które są odporne takiemu pobudzeniu. Zaobserwować to będzie najłatwiej przy raketach dużych, gdy będą miały przywiązany ciężar o kształcie piramidalnym lub stożkowym, który to mające kształt ciała z pozostałych wszystkich mniejszy opór w powietrzu dają, gdyż figury sferyczne obrotowe są znacznie lepiej dostosowane do ruchu w powietrzu aniżeli powierzchnie płaskie równe im co do wielkości.”

20) Noc burzliwa lub deszczowa, gdy jest silny wiatr, nie nadaje się do zapalania raket, gdyż zrywa im kołpaki i zmniejsza efekt.

Wnioski

Czytając dzieło *Siemienowicza* możemy stwierdzić, że słusznie ocenili je współcześni mu znawcy jako doskonałą pracę techniczną, napisaną jasno i nie tającą niczego przed czytelnikiem. Zalet książki *Siemienowicza* można by wyliczyć znacznie więcej, ale ograniczmy się tylko do podkreślenia niektórych cech księgi trzeciej, traktującej o raketach.

Porównując ją z pozostałą częścią dzieła, można stwierdzić specjalne zainteresowanie i zamiłowanie autora do zagadnień dotyczących techniki raketowej. Poświęcił on bardzo dużo wysiłku i przeprowadził wiele doświadczeń związanych z tą sprawą. Znaczna część trzeciej księgi stanowi oryginalny dorobek autora, bądź są to zagadnienia po raz pierwszy dokładnie omówione w literaturze, bez ukrywania zasadniczych wiadomości.

Przyczyna specjalnego zainteresowania *Siemienowicza* raketami tkwi w tym, że widzi on jak nikt inny z jego współczesnych perspektywy rozwoju ich jako broni, czemu daje zresztą wyraz w końcu trzeciej księgi.

Konstrukcje raket traktuje *Siemienowicz* w sposób naukowy i stara się stworzyć teorię ich budowy, podobnie jak to zostało uczynione dla innych maszyn wojennych, gdyż to jego zdaniem może przyspieszyć ich rozwój.

Wysiłki te zostają uwieńczone powodzeniem, ponieważ praca *Siemienowicza* w dziedzinie raket stanowiła szczytowe osiągnięcie techniki raketowej co najmniej jeszcze przez 150 lat.

W oparciu o to, co było wyżej powiedziane, *Siemienowicz* przedstawia się nie tylko jako doskonały inżynier wojskowy, ale również jako świadomy pionier techniki raketowej, widzący perspektywy jej rozwoju i budujący świadomie podstawy tego w swoim dziele.

W dobie obecnej, gdy zastosowanie raket w nowoczesnej artylerii i lotnictwie staje się zjawiskiem powszechnym, przypomnienie wkładu naszego rodaka sprzed 300 lat z górą wydaje się szczególnie aktualne i celowe.

Artykuł wpłynął dnia 11 stycznia 1955 r.

LITERATURA

- Kazimierz Siemienowicz „*Artis magnae artilleriae pars prima*“ Amsterdam, 1650 r.
 Marcin Bieński „*Sprawa rycerska*“, Kraków, 1569 r.
 Diego Uffano „*Archelia albo Artilleria*“, 1643 r.
 Józef Jakubowski „*Nauka artylerji*“, Warszawa, 1781 r.
 Konstanty Górski „*Historja artylerji polskiej*“, Warszawa, 1902 r.
 Józef Bem „*Uwagi o raketach*“, Warszawa, 1953 r. (przedruk pracy z r. 1820).
 Orgelbrand „*Encyklopedia powszechna*“, Warszawa, 1866 r.
 „*Encyklopedia wojskowa*“, Warszawa, 1933 r.
 J. Wiśniewski, W. Kozakiewicz, S. Zukowski „*Broń raketowa*“, Warszawa, 1951 r.

Mgr inż. E. LACHOWSKI

669.018.45

Stopy żaroodporne i ich własności

W artykule omówiono własności wytrzymałościowe i antykorozyjne, wymagane od stopów żaroodpornych, stosowanych w lotnictwie odrzutowym oraz przeprowadzono analizę zmian tych własności w zależności od temperatury. W dalszym ciągu podano rodzaje stopów żaroodpornych i omówiono zasadnicze własności stali chromowo-niklowych, stopu Nimonic (Ni-Cr) i Vitallium (Co-Cr). Artykuł stanowi wprowadzenie w zagadnienie materiałów żaroodpornych.

1. Wstęp

Stopy żaroodporne znalazły główne zastosowanie w produkcji silników odrzutowych, od których rozwoju jest ściśle uzależniony rozwój lotnictwa odrzutowego. Stopy te, stosowane na zasadnicze elementy silników odrzutowych, muszą się charakteryzować wysokimi własnościami wytrzymałościowymi i antykorozyjnymi w podwyższonych temperaturach. Jak bardzo istotne znaczenie posiada dobór odpowiednich żaroodpornych materiałów na elementy silnika odrzutowego świadczy fakt, że podniesienie temperatury na łopatkach turbiny z 800°C do 1000°C pozwala na powiększenie ciągu (mocy) silnika o około 65%.

Celowe wykorzystanie i zastosowanie stopów żaroodpornych jest możliwe po gruntownym zbadaniu ich własności

w zakresie roboczych temperatur elementów z nich wykonanych.

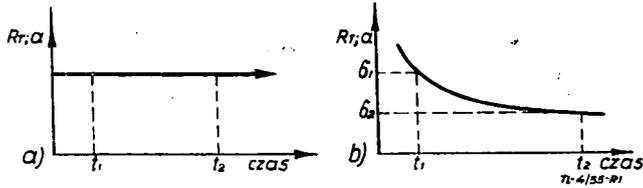
W dalszym ciągu zostaną podane ogólne własności stopów żaroodpornych w podwyższonych temperaturach i opis kilku z nich o najszerzym zastosowaniu w produkcji silników odrzutowych.

2. Własności wytrzymałościowe stopów żaroodpornych w podwyższonych temperaturach

Do oceny przydatności pod względem własności wytrzymałościowych materiałów, stosowanych na części silnika odrzutowego pracujących w podwyższonych temperaturach, nie są wystarczające doraźne badania wytrzymałościowe przeprowadzone w temperaturze otoczenia, jak to ma miejsce przy

ocenie elementów pracujących w takiej temperaturze, lecz konieczne są również długotrwałe badania wytrzymałościowe przeprowadzone w temperaturze podwyższonej.

Wiadomo, że metal nawet w temperaturze otoczenia, pod wpływem działania na niego procesów fizyko-chemicznych, zmienia w miarę upływu czasu swoje własności wytrzymałościowe. Zjawisko to daje się przedstawić za pomocą wykresu pokazanego na rys. 1 b, gdzie własności wytrzymałościowe



Rys. 1. Wpływ czasu na własności wytrzymałościowe i plastyczne metali: a) zmiany własności metalu obciążonego statycznie w temperaturze otoczenia, b) zmiany własności metalu obciążonego dynamicznie lub statycznie w temperaturach podwyższonych

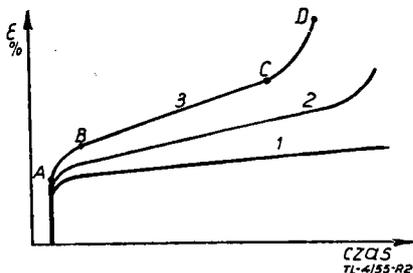
ściowe i plastyczne metalu maleją w miarę upływu czasu. Jest oczywiste, że stopień tych zmian w funkcji czasu jest różny dla różnych stopów. Dla jednych (np. stopów żelaza) spadek własności mechanicznych w temperaturze otoczenia jest bardzo nieznaczny w miarę upływu czasu i w porównaniu z ograniczoną żywotnością maszyn z nich wykonanych można go zupełnie pominąć. W takim przypadku zmian własności mechanicznych w funkcji czasu nie uwzględnia się i zakładamy, że w czasie t_1 i t_2 są one takie same (rys. 1a). Dla tego przypadku doraźne badania wytrzymałościowe są wystarczająco dokładne dla określenia przydatności stopu przewidzianego na wykonanie danego elementu. Jasne, że powyższe jest słuszne tylko wtedy, gdy elementy wykonane z takiego stopu pracują pod obciążeniem statycznym.

W przypadku obciążeń elementów siłami dynamicznymi, zmiennymi, własności stopu będą się zmieniały w miarę upływu czasu i charakter tych zmian będzie zgodny z wykresem podanym na rys. 1b. Dla takiego przypadku, obok doraźnych badań wytrzymałościowych konieczne jest również przeprowadzenie długotrwałych badań wytrzymałościowych w temperaturze otoczenia.

Wyżej powiedziane odnosiło się tylko do badań wytrzymałościowych elementów pracujących w temperaturze otoczenia. W temperaturach podwyższonych własności wytrzymałościowe stopu, niezależnie od rodzaju obciążenia (statyczne, czy dynamiczne), będą z upływem czasu ulegały zmianom i charakter tych zmian będzie zgodny z wykresem podanym na rys. 1b. Wobec tego własności wytrzymałościowe określone na drodze doraźnych badań wytrzymałościowych nie charakteryzują w dostateczny sposób zachowania się elementów w czasie pracy i będą odbiegały od własności wytrzymałościowych, otrzymanych na drodze badań długotrwałych.

W takim przypadku, do ścisłego określenia przydatności stopu na dany element, konieczne są długotrwałe badania wytrzymałościowe, pozwalające odtworzyć przebieg zmian własności mechanicznych przy stałej temperaturze w funkcji zmian czasu.

Obliczenia wytrzymałościowe elementów pracujących w temperaturze otoczenia wymagają, aby naprężenia powstałe w elemencie w czasie pracy nie przekraczały naprężeń sprężystych, to znaczy — niedopuszczalne są naprężenia, które mogą wywołać trwałe odkształcenia elementów, natomiast dla elementów pracujących w podwyższonych temperaturach utrzymanie elementów w granicach odkształceń sprężystych jest praktycznie niemożliwe i dopuszczalne są odkształcenia trwa-



Rys. 2. Krzywe pełzania określające przebieg odkształceń przy stałych naprężeniach i stałej temperaturze w funkcji czasu

łe. Należy jednak tak dobrać materiał, aby element z niego wykonany odkształcił się w czasie pracy o wielkość przewidzianą w konstrukcji.

2.1. **Pełzanie.** Jak wyżej podano, część poddana stałym naprężeniom w podwyższonych temperaturach ulega powolnemu odkształceniu. Zjawisko to nazywa się pełzaniem.

Najczęściej bada się pełzanie przy rozciąganiu, aczkolwiek możliwe jest również badanie pełzania przy ściskaniu, zginaniu, skręcaniu itd.

W wyniku badania pełzania uzyskuje się t. zw. krzywą pełzania (rys. 2), określającą przebieg odkształceń przy stałych naprężeniach nominalnych i stałej temperaturze, w zależności od czasu. Pierwszemu okresowi pełzania przy rozciąganiu towarzyszy szybki wzrost wydłużenia (do punktu A na rys. 2) pod wpływem zawieszono obciążenia. Ponieważ szybkością pełzania nazywa się granica stosunku przyrostu wydłużenia

do przyrostu czasu, czyli $V_p = \frac{de}{dt}$, można by wobec tego po-

wiedzieć, że w tym okresie szybkość pełzania jest bardzo duża. W rzeczywistości tak nie jest, ponieważ okresowi temu towarzyszy jeszcze wzrost naprężenia¹⁾, a o pełzaniu materiału możemy mówić wtedy, gdy próbka poddana jest stałym naprężeniom w stałej temperaturze. Właściwy okres pełzania zaczyna się dopiero w punkcie A na krzywej 3 (rys. 2), gdzie zaczyna się wyraźny spadek szybkości pełzania, gdyż odcinek ten odchyła się od osi wydłużenia. Następnym odcinkiem BC jest linia prosta, co oznacza, że szybkość pełzania jest na tym odcinku wielkością stałą. Odcinek ostatni CD charakteryzuje się stopniowym wzrostem szybkości pełzania, aż w końcu odcinka badana próbka ulega zerwaniu.

Zjawisko pełzania materiału można tłumaczyć procesem zgniotu i rekrytalizacji zachodzącym w czasie pełzania.

Zgniot, wywołany siłą rozciągającą, powoduje umocnienie materiału, a tym samym obniża szybkość pełzania, rekrytalizacja natomiast, wywołana zgniotem i temperaturą, osłabia materiał, a tym samym przyspiesza szybkość pełzania.

Wzajemny wpływ tych dwu czynników widać wyraźnie na wykresie krzywych pełzania. Wzdłuż odcinka AB przewagę ma zjawisko zgniotu nad zjawiskiem rekrytalizacji i dlatego szybkość pełzania maleje, lecz w miarę upływu czasu oba te zjawiska wyrównują się i szybkość pełzania jest stała (odcinek BC). Po upływie dostatecznie długiego czasu przekrój próbki maleje na skutek rozciągania, a tym samym przy stałym obciążeniu wzrastają naprężenia, co powoduje powiększenie szybkości pełzania aż do momentu zerwania próbki.

Wytrzymałością na pełzanie nazywa się maksymalne naprężenie, jakie próbka potrafi przenieść przy założonym czasie i wydłużeniu w stałej temperaturze. Na przykład wyrażenie $\sigma_{0,2/100} = 12 \text{ kG/mm}^2$ oznacza, że badana próbka, poddana naprężeniu $\sigma = 12 \text{ kG/mm}^2$ w czasie 100 godzin, wydłużyła się o 0,2%.

Badanie wytrzymałości na pełzanie można przeprowadzać również w ten sposób, że przy stałym obciążeniu określa się czas potrzebny do wywołania założonego odkształcenia w stałej temperaturze. Stąd wniosek, jak doniosłe znaczenie mają wyniki pełzania dla prawidłowego doboru materiałów na poszczególne elementy silnika odrzutowego. Z obliczeń konstrukcyjnych wiadomo, w jakich warunkach będzie pracować dany element, z badań zaś wytrzymałości na pełzanie wynika, jaki materiał należy użyć, uwzględniając oczywiście i względy ekonomiczne. Z konstrukcyjnego punktu widzenia każdy stop spełniający założone wymagania mógłby być użyty do produkcji, natomiast z ekonomicznego punktu widzenia należy użyć taki materiał, który obok zadowalających własności wytrzymałościowych charakteryzuje się również taniością.

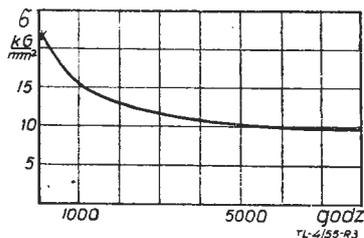
Na rys. 2 podany był wykres zależności wydłużeń od czasu pełzania przy stałym naprężeniu i w stałej temperaturze.

Dla pełnego scharakteryzowania stopu pod względem wytrzymałości na pełzanie nie wystarczy wykres, podający przebieg zmian wydłużeń przy stałej temperaturze i stałym naprężeniu, należy również znać przebieg naprężeń w funkcji czasu pełzania przy stałym wydłużeniu, a także przebieg naprężeń w funkcji dopuszczalnych wydłużeń przy stałym czasie pełzania.

We wszystkich tych przypadkach temperatura, w której odbywa się próba, jest stała. Można również wykreślić przed-

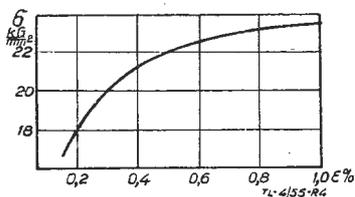
¹⁾ Wzrost naprężeń w tym okresie wywołany jest wzrostem siły działającej na próbkę od wartości zera do P kG.

stawić zależność naprężeń od temperatury przy stałym wydłużeniu i czasie pełzania. Na rys. 3 przedstawiony jest wykres zależności naprężeń w funkcji czasu.



Rys. 3. Wykres naprężeń w funkcji czasu pełzania przy stałej temperaturze $T = 600^{\circ}\text{C}$ i stałym wydłużeniu $\epsilon = 1\%$ (stal chromowo-niklowa)

Z wykresu tego wynika, że nawet nieznaczne obniżenie naprężeń w bardzo znaczny sposób przedłuża czas pełzania próbki, przy czym szczególnie jaskrawo uwidacznia się to zjawisko od pewnego dość dużego czasu pełzania; w naszym przypadku okres ten rozpoczyna się w granicach 1000 godzin pełzania. Podobny charakter posiada również krzywa zależności wydłużeń od naprężeń przy stałym czasie pełzania i stałej temperaturze (rys. 4). Z wykresu tego wynika, że wytrzyma-



Rys. 4. Wykres naprężeń w funkcji dopuszczalnych wydłużeń przy stałej temperaturze $T = 600^{\circ}\text{C}$ i stałym czasie pełzania $h = 100$ godz. (stal chromowo-niklowa)

łość na pełzanie jest tym wyższa, im większe jest dopuszczalne wydłużenie.

Oba te wykresy świadczą o tym, że nawet nieznaczne obniżenie naprężeń albo podwyższenie dopuszczalnych wydłużeń w bardzo widoczny sposób przedłuża żywotność badanej próbki.

Na moment ten należy zwrócić szczególną uwagę przy konstrukcji nowych silników, gdzie przez minimalne obniżenie naprężeń lub dopuszczalnych wydłużeń znacznie przedłuża się czas pracy urządzenia.

Ścisłe badania zjawiska pełzania wykazały, że próba ta jest celowa dopiero od pewnej ściśle określonej dla każdego stopu temperatury. Poniżej tej granicznej temperatury wystarczą próby doraźne. Zjawisko to przedstawia załączona tabela 1, gdzie podane są różne gatunki stopów stosowanych w lotnictwie i ich granice plastyczności $Q_{0,2}$ oraz wytrzymałość na pełzanie.

TABELA 1

Stop	Temp. badania w $^{\circ}\text{C}$	$Q_{0,2}$	$\sigma_{0,2/100}$	Uwagi
		kG/mm^2	kG/mm^2	
Cr—Ni—Co	600	26,1	25,5	
	700	27,4	12,5	
Cr—Ni—Mo—N ₂	500	45,2	45,0	
	600	43,0	34,5	
	700	38,2	15,5	
Ni—Cr	500	43,3	43,0	
	600	42,8	35,0	
	700	36,6	20,0	

Wielkość $Q_{0,2}$ i wytrzymałość na pełzanie podane są dla tych samych wydłużeń wynoszących 0,2%.

Granica plastyczności $Q_{0,2}$ została określona w ciągu 0,5 godz., a wytrzymałość na pełzanie w ciągu 100 godzin.

Jeżeli wielkości $Q_{0,2}$ i $\sigma_{0,2/100}$ dla danej temperatury pokrywają się, to znaczy, że wpływ czasu w granicach od 0,5 godz.

do 100 godz. praktycznie nie istnieje i w przypadku takim są zupełnie wystarczające dla określenia zachowania się elementu w pracy badania doraźne. Jeżeli natomiast wielkość $Q_{0,2}$ jest dla danej temperatury wyższa od $\sigma_{0,2/100}$, oznacza to, że wpływ czasu w tym przypadku należy uwzględnić, ale można więc ograniczyć się tylko do badań doraźnych, ale należy również przeprowadzić badania długotrwałe. Z tabeli 1 wynika, że przy temperaturze 600°C granica plastyczności $Q_{0,2}$ stopu Cr—Ni—Co jest bardzo bliska wytrzymałości na pełzanie $\sigma_{0,2/100}$, natomiast w temperaturze 700°C dla stopu tego wielkość $Q_{0,2}$ jest znacznie wyższa od $\sigma_{0,2/100}$.

Wobec tego można powiedzieć, że dla temperatur niższych od 600°C wpływ czasu w granicach od 0,5 godz. do 100 godz. praktycznie nie istnieje, dla tego więc zakresu temperatur wystarczające są badania doraźne, natomiast powyżej 600°C daje się już zaobserwować wpływ czasu, a więc dla tego zakresu temperatur konieczne są już badania długotrwałe.

Dla stopu Cr—Ni—Mo—N₂ daje się już zauważyć wpływ czasu na własności wytrzymałościowe powyżej 500°C . Wobec tego dla stopu Cr—Ni—Mo—N₂ graniczną temperaturą, powyżej której należy przeprowadzać badania długotrwałe, jest 500°C .

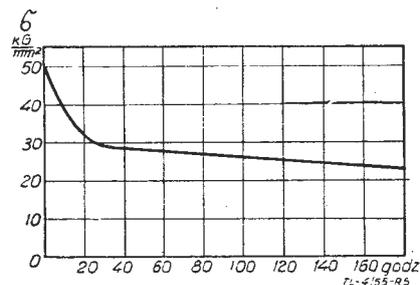
Stopy żaroodporne, stosowane w lotnictwie poniżej 500°C nie podlegają praktycznie pełzaniu i z tego powodu dla temperatur leżących poniżej 500°C wystarczająca jest próba doraźna na rozciąganie.

Podane powyżej badania wytrzymałości na pełzanie dają możliwość określenia długotrwałej wytrzymałości w stałej temperaturze i przy stałym naprężeniu przy stosunkowo niedużych odkształceniach plastycznych. Badań tych najczęściej nie prowadzi się do momentu zerwania próbki, lecz do chwili osiągnięcia założonego odkształcenia plastycznego.

Należy jednak dodać, że konstruktora interesuje nie tylko taka charakterystyka stopu, ale również i zapas bezpieczeństwa gwarantowanego przez ten stop. Badanie takie przeprowadza się do chwili zerwania próbki bez uwzględnienia najczęściej wielkości odkształceń plastycznych. Miernikiem wytrzymałości na pełzanie w takim przypadku jest czas konieczny do zerwania próbki w stałej temperaturze i przy stałym naprężeniu.

W odróżnieniu od poprzednio opisaney wytrzymałości na pełzanie wielkość tę oznacza się przy pomocy jednego indeksu, np. $\sigma_{100} = 12 \text{ kG/mm}^2$ oznacza, że próbka obciążona naprężeniem 12 kG/mm^2 została zniszczona po upływie 100 godzin.

Wytrzymałość na pełzanie zależy, tak jak w przypadku poprzednim, w dużym stopniu od czasu trwania próby i temperatury badania. Nieznaczne obniżenie naprężeń przy stałej temperaturze lub temperatury przy stałych naprężeniach w wyrazny sposób przedłuża czas pracy elementu.



Rys. 5. Wykres zmian naprężeń w funkcji czasu pełzania przy stałej temperaturze $T = 700^{\circ}\text{C}$ (stop niklowo-chromowy)

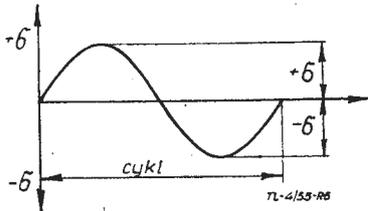
Charakter tych zmian w wyrazny sposób przedstawia wykres (rys. 5), dający zależność naprężeń nominalnych od czasu pełzania. Z wykresu tego wynika, że gwałtowny spadek wytrzymałości uwidacznia się do 30 — 40 godzin. Od tego momentu dalsze przedłużenie czasu trwania pełzania można uzyskać kosztem tylko nieznacznego obniżenia naprężeń. Wobec tego najbardziej niebezpiecznym okresem pełzania jest czas od chwili włączenia obciążenia do 40 godzin próby.

Wykres podany na rys. 4 jest charakterystyczny dla zmian wytrzymałości na pełzanie w zależności od czasu pełzania dla wszystkich stopów żaroodpornych, stosowanych w lotnictwie. Podobny charakter ma również zależność wytrzymałości na pełzanie od temperatury przy stałym czasie.

Badanie pełzania przy rozciąganiu wykonuje się w następujący sposób: próbkę umieszcza się w elektrycznym piecu pionowym, doprowadza się temperaturę próbki do stałej żą-

danej wielkości, poddając ją następnie stałemu obciążeniu działającemu poprzez układ dźwigni. Wydłużenie plastyczne próbki mierzy się co pewien ściśle określony odstęp czasu za pomocą ekstensometru lusterkowego Martensa, zwierciadełko którego umieszczone jest poza piecem. Rejestracja wydłużeń może być również prowadzona automatycznie na drodze optycznej. Temperatura próbki może w ciągu całej próby pełzania wahać się w granicach $\max \pm 20^{\circ}\text{C}$, a obciążenie w zakresie 1%, natomiast wydłużenie powinno być mierzone z dokładnością do 0,001 mm.

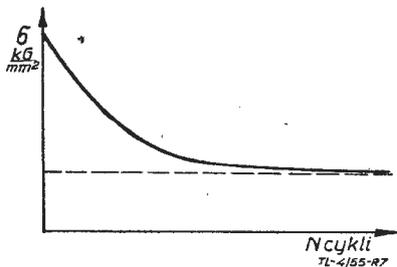
2.2. Zmęczenie. Wytrzymałością na zmęczenie nazywamy takie maksymalne naprężenie, przy którym materiał nie ulega zniszczeniu przy N-krotnym powtórzeniu cyklu naprężeń. Cyklem zmian wielkości naprężeń nazywa się czas, w którym naprężenie powraca do wielkości wyjściowej (rys. 6).



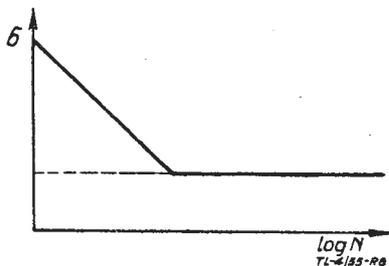
Rys. 6. Wykres cyklu zmian naprężeń

Dla określenia wytrzymałości materiału na zmęczenie stosuje się kilka lub nawet kilkanaście próbek. Pierwszą próbkę obciąża się tak, aby powstałe naprężenie znacznie przekraczało przewidywaną wytrzymałość na zmęczenie. Jeżeli próbka uległa zniszczeniu po N-cykłach, zakłada się następną, ale obciąża się ją już mniejszym ciężarem. W ten sam sposób postępuje się z następnymi, ciągle obniżając obciążenia. Przypuśćmy, że próbka ósma wytrzymała żadaną ilość cykli. Wobec tego można powiedzieć, że wytrzymałość tego materiału leży pomiędzy wytrzymałością próbki 7 i 8. Obciążając następną próbkę naprężeniami leżącymi pomiędzy σ_7 i σ_8 można znaleźć wystarczająco ściśle wytrzymałość na zmęczenie badanego stopu.

W wyniku badań wytrzymałości na zmęczenie można wykreślić tzw. krzywą Wöhlera (rys. 7), która często kreślona jest również w układzie logarytmicznym (rys. 8). Krzywa Wöhlera, podana na rys. 7, jest bardzo zbliżona do



Rys. 7. Krzywa Wöhlera uzyskana w wyniku badania wytrzymałości na zmęczenie w temperaturze otoczenia



Rys. 8. Krzywa Wöhlera w układzie logarytmicznym

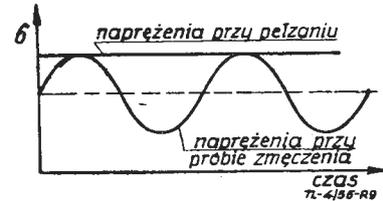
krzywej wytrzymałości na pełzanie (rys. 5). Szczególnie wyraźnie rysuje się to podobieństwo, gdy krzywa Wöhlera jest wykreślona dla badań, przeprowadzonych w podwyższonych temperaturach, ponieważ w tym przypadku krzywa Wöhlera nie osiąga odcinka przebiegającego poziomo. Znaczący to, że w przypadku badań wytrzymałości na zmęczenie w podwyższonych temperaturach ciągłe zwiększanie ilości cykli zmian naprężeń powoduje ciągły powolny spadek wytrzymałości. Wobec tego przy badaniu wytrzymałości na zmę-

czeniu elementów pracujących w podwyższonych temperaturach, należy dobierać odpowiednio długi czas badań, równy czasowi życia agregatu. Dla porównania, jak przedstawia się stosunek wytrzymałości na zmęczenie do wytrzymałości na pełzanie, podano w tablicy 2 te dwie wielkości dla różnych temperatur dla stopów Cr-Mn-Ni i Cr-Ni.

TABELA 2

Stop	Temp. badania w $^{\circ}\text{C}$	Wytrż. na zmęczenie	Wytrż. na pełzanie	Uwagi
		kG/mm ²	kG/mm ²	
Cr-Mn-Ni	600	38,0	31,0	
	700	34,0	25,5	
	800	24,0	12,5	
Cr-Ni	700	32,4	28,0	
	800	20,0	12,5	

Z tabeli 2 wynika, że wytrzymałość na zmęczenie dla tych samych temperatur badania jest wyższa od wytrzymałości na pełzanie. Daje się to wyjaśnić zwiększoną plastycznością stopu w wysokich temperaturach z tym, że w czasie badania wytrzymałości na zmęczenie próbka poddana jest maksymalnym naprężeniom tylko co pewien czas, równy cyklowi zmian naprężeń, natomiast przy badaniu wytrzymałości na pełzanie próbka przez cały czas próby poddana jest działaniu maksymalnego naprężenia.



Rys. 9. Schematyczne porównanie charakteru zmian naprężeń przy próbie pełzania i próbie zmęczenia w funkcji czasu

Zjawisko to na rys. 9 przedstawione jest za pomocą wykresu, gdzie górna linia przedstawia zmiany wielkości naprężeń przy próbie pełzania, dolna zaś sinusoida przedstawia wielkości naprężeń przy badaniu wytrzymałości na zmęczenie.

Ponieważ wytrzymałość na zmęczenie w temperaturach podwyższonych jest wyższa od wytrzymałości na pełzanie, dla oceny przydatności stopu na daną część pracującą w podwyższonych temperaturach badania zmęczeniowe nie są konieczne.

2.3. Wytrzymałość doraźna na rozciąganie. Wytrzymałość na pełzanie i zmęczenie interesuje przede wszystkim konstruktora od strony zachowania się elementu w czasie pracy. Należy jednak pamiętać, że aby element mógł być wykonany, musi być poddany całemu szeregowi zabiegów technologicznych i aby przewidzieć zachowanie się danego stopu w czasie tych zabiegów, muszą być znane jego własności plastyczne. Do tego celu służy badanie wytrzymałości doraźnej na rozciąganie.

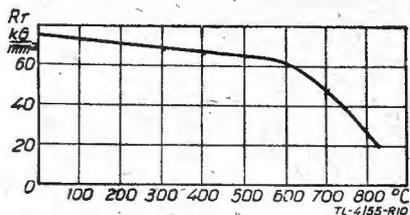
Badania te mogą być przeprowadzone w temperaturze otoczenia lub w temperaturach podwyższonych. Uzyskanie z tych badań takich wielkości, jak doraźna wytrzymałość na rozciąganie, wydłużenie czy przewężenie dla różnych temperatur, pozwala przewidzieć zachowanie się materiału w czasie przeróbki plastycznej.

Badanie wytrzymałości doraźnej przeprowadza się również często jako badania porównawcze z innym stopem lub tam, gdzie czas pracy agregatu jest bardzo krótki i nie są konieczne badania wytrzymałościowe długotrwałe.

Przy badaniu doraźnej wytrzymałości na rozciąganie w podwyższonych temperaturach bardzo znaczny wpływ na uzyskane wyniki ma szybkość zrywania. Szybkość ta powinna wynosić $V = 0,1$ [mm/min], gdzie V — szybkość zrywania, l — długość pomiarowa próbki w mm.

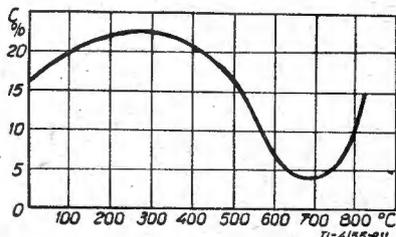
Na rys. 10 podano wykres przedstawiający zależność wytrzymałości doraźnej na rozciąganie w funkcji temperatury. Wynika z niego, że w zakresie temperatur 600^o—800^oC uwi-

dacznia się wyraźny spadek wytrzymałości ze wzrostem temperatury. Przebieg krzywej podanej na rys. 10 charakterystyczny jest dla wszystkich stopów żaroodpornych stosowanych w lotnictwie.



Rys. 10. Wykres zależności wytrzymałości doraźnej na rozciąganie w funkcji temperatury (stal chromowo-niklowo-kobaltowa)

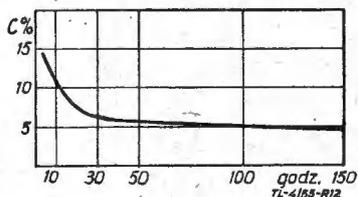
2.4. Plastyczność. W technice utarło się mniemanie, że ze wzrostem temperatury wzrasta również plastyczność materiału. Okazuje się jednak, że dla stopów żaroodpornych twierdzenie to nie jest słuszne. W stopach tych w pewnym ściśle określonym zakresie temperatur, na skutek zmian strukturalnych, zachodzących w tych temperaturach, często nawet nie wykrywalnych na drodze badań mikroskopowych, następuje gwałtowny spadek plastyczności stopu. Dla przykładu na



Rys. 11. Wykres zmian plastyczności (przewężenia) w funkcji temperatury badania (stal niklowo-chromowo-tytanowa)

rys. 11 podany jest wykres zmian wielkości przewężenia c przy badaniu wytrzymałości doraźnej na rozciąganie w zmienionych temperaturach.

Z wykresu tego wynika, że w zakresie temperatur 600—700°C stop ten wykazuje gwałtowny spadek przewężenia. Wykres ten jest charakterystyczny dla zmian własności plastycznych w zależności od temperatury dla wszystkich stopów żaroodpornych. Podobne zjawisko daje się zaobserwować również przy badaniu wytrzymałości na pełzanie, przy czym zjawisko obniżenia plastyczności zachodzi w ciągu pierwszych 20—30 godzin próby. Na rys. 12 podano wykres przedstawiający to



Rys. 12. Wykres zmian plastyczności (przewężenia) w funkcji czasu pełzania przy stałej temperaturze (stop niklowo-chromowy)

zjawisko. Wykres przedstawia spadek wielkości przewężenia w funkcji czasu dla stopu Cr-Ni (Nimonic 80), badanego w temperaturze 800°C.

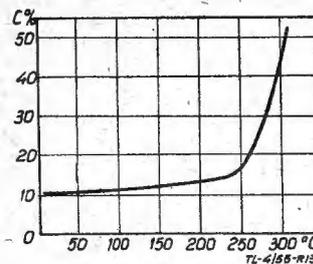
Inaczej zachowują się stopy aluminiowe i magnezowe. W stopach, należących do tej grupy, ze wzrostem temperatury wzrasta i ich plastyczność. Na rys. 13 podany jest wykres zmian wielkości przewężenia w funkcji temperatury dla stopu AK4.

Przy badaniach wytrzymałości na pełzanie w zakresie temperatur stosowanych dla stopów lekkich również zmian własności plastycznych nie zaobserwowano.

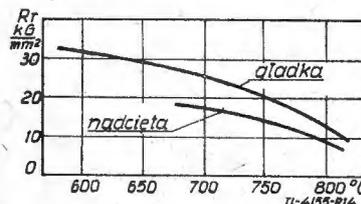
Wyżej podane własności stopów żaroodpornych i lekkich posiadają bardzo duże znaczenie w eksploatacji, a także i dla doboru odpowiednich temperatur przeróbki plastycznej.

2.5. Działanie karbu. Opisane dotychczas metody badań wytrzymałościowych, na podstawie których sądzimy o zachowaniu się elementu wykonanego z badanego materiału, dotyczyły tylko badań przeprowadzanych na próbkach gładkich.

Wiadomo jednak, że elementy agregatów posiadają mniej lub więcej złożony kształt i tylko w nielicznych przypadkach przypominają one kształtem badane próbki. Z praktyki wiadomo, że największa ilość uszkodzeń elementów następuje w miejscu o najbardziej złożonym kształcie. W tym przypadku mamy do czynienia z tak zwanym zjawiskiem działania karbu. Wobec tego, do pełnej charakterystyki stopu nie wystarczą tylko badania wytrzymałościowe, wykonane na próbkach gładkich, lecz należy je uzupełnić jeszcze badaniami określającymi czułość danego materiału na działanie karbu. Badania te najczęściej przeprowadza się w sposób porównawczy, to znaczy bada się równocześnie dwie próbki z tego samego materiału, jedną o powierzchni gładkiej, drugą o powierzchni nadciętej. Różnice uzyskane w wytrzymałości dla poszczególnych próbek świadczą o tak zwanej czułości na działanie karbu. Z przeprowadzonych badań nad stopami żaroodpornymi wynika, że ze wzrostem temperatury wpływ karbu maleje.

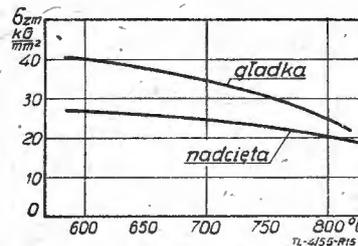


Rys. 13. Wykres zmian własności plastycznych (przewężenia) stopów lekkich w funkcji temperatury badania (stop AK4)



Rys. 14. Wykres zmian wytrzymałości doraźnej na rozciąganie, próbki gładkiej i nadciętej w funkcji temperatury badania (stal chromowo-niklowa)

Na rys. 14 przedstawiono zależność wytrzymałości doraźnej na rozciąganie R_r próbki gładkiej i nadciętej od tempe-



Rys. 15. Wykres zmian wytrzymałości na zmęczenie przy zginaniu próbki gładkiej i nadciętej w funkcji temperatury badania (stal niklowo-chromowa)

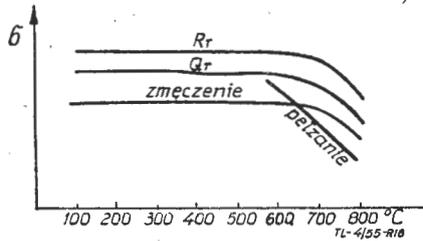
ratyury badania. Podobny charakter posiada również wykres (rys. 15), przedstawiający zależność wytrzymałości na zmęczenie przy zginaniu próbki gładkiej i nadciętej od temperatury badania.

Z obu tych wykresów wynika, że ze wzrostem temperatury działanie karbu zanika i różnice wytrzymałości w temperaturze 900°C są już nieznaczne.

2.6. Zmiany własności wytrzymałościowych ze wzrostem temperatury. Powyżej zostały omówione najważniejsze metody badań wytrzymałościowych, pozwalające przewidzieć zachowanie się elementu w czasie pracy, wykonanego ze zbadanego materiału. Jasne jest, że wszystkich tych badań nie przeprowadza się równoległe, ponieważ dla każdej temperatury badania któraś z wielkości będzie najmniejsza. Wobec tego ta wielkość (najmniejsza) jest najbardziej istotna z wytrzymałości-

wego punktu widzenia i ona przede wszystkim musi być znana.

Na rys. 16 podany jest wykres przedstawiający schematycznie wpływ temperatur na poszczególne własności wytrzymałościowe stopów pracujących w wysokich temperaturach.



Rys. 16. Wykres wpływu temperatur na poszczególne własności wytrzymałościowe stopów żaroodpornych

Z wykresu tego wynika, że najwyższe wartości w zakresie temperatur do 800°C wykazuje wytrzymałość doraźna na rozciąganie, nieco poniżej układu się krzywa granicy plastyczności. Najniższe wartości do temperatury około 600°C wykazuje wytrzymałość na zmęczenie, a poczynając od 600°C najistotniejsze znaczenie posiada wytrzymałość na pełzanie, z uwagi na najniższą wartość. Wobec tego dla elementów pracujących w temperaturach poniżej 600°C i obciążonych siłami statycznymi, wystarczające są badania wytrzymałości na rozciąganie, natomiast przy obciążeniach zmiennymi siłami dynamicznymi konieczne są badania wytrzymałości na zmęczenie. Powyżej 600°C, bez względu na rodzaj obciążenia (dynamiczny czy statyczny), należy przeprowadzać badania wytrzymałości na pełzanie.

3. Korozja

Obok poprzednio opisanych wymagań wytrzymałościowych, stawianych stopom używanym do produkcji elementów silnika odrzutowego, bardzo ważnym czynnikiem gwarantującym zadowalające zachowanie się elementu w czasie pracy, jest również odporność stopu na działanie korozji w podwyższonych temperaturach.

Korozją nazywa się niszczenie metalu lub stopu na skutek chemicznego lub elektrochemicznego działania na nie otoczenia, którym w przypadku elementów turbiny silnika odrzutowego są gazy spalinowe.

Korozja daje się podzielić na cztery zasadnicze typy:

1. korozja powierzchniowa — rozwijająca się stopniowo w głąb materiału na całej jego powierzchni,
2. korozja międzykrystaliczna — polegająca na atakowaniu granic ziaren i obniżająca bardzo niebezpiecznie wytrzymałość metalu,
3. korozja miejscowa (pitting) — dająca głębokie wżery w pewnych punktach (np. w miejscach styku, zniszczeń lub niejednorodności materiału),
4. korozja w całym przekroju materiału — wywołująca powstanie struktury gąbczastej. Zjawisko to połączone jest zwykle z rozpuszczaniem względnie utlenianiem się pewnych składników strukturalnych, np. węgla zawartego w cementycie, pod wpływem wodoru przy wyższych ciśnieniach i temperaturach.

Zależnie od czynników, wywołujących zjawisko niszczenia metali, rozróżnia się: a) korozję chemiczną i b) korozję elektrochemiczną.

W przypadku pracy silnika istnieje tylko korozja chemiczna. Korozja chemiczna polega na niszczeniu metali na skutek bezpośredniego działania na nie gazów, zwłaszcza w wysokiej temperaturze. W wyniku tego działania powstaje na powierzchni metalu cienka warstwa odpowiednich związków (np. tlenku żelaza). Z chwilą pojawienia się takiej warstewki o odpowiedniej grubości szybkość korozji zmniejsza się, a nawet w niektórych przypadkach, gdy uzyskana warstwa jest dostatecznie ścisła, może zupełnie ustać. Proces tworzenia się takiej warstewki jest następujący: w pierwszym okresie działania na metal czynnika wywołującego korozję chemiczną, może powstać tylko warstewka jednocząsteczkowa o grubości równej wymiarowi cząsteczki. Gdyby taka warstewka w całkowity sposób izolowała metal od czynnika korodującego, jej powstanie zahamowałoby dalszy proces korozji. Jednak, na skutek dyfuzji, czynnik korodujący przedostaje się poprzez jednocząsteczkową warstewkę do świeżych atomów metalu. Wzrost temperatury przyspiesza zja-

wisko dyfuzji, a tym samym proces korozji. Zrozumiałe jest, że warstwa związków utworzona na powierzchni metalu stawi pewien opór i im grubość warstwy jest większa, tym w większym stopniu obserwuje się zwolnienie procesu korozji.

Konstruktora szczególnie interesuje intensywność przebiegania korozji, a tym samym zmiana własności stopu na skutek działania czynnika korodującego w przewidzianym okresie pracy agregatu.

Istnieje bardzo dużo metod pomiaru korozji, wszystkie jednak można podzielić na metody: 1) jakościowe i 2) ilościowe.

Metody jakościowe polegają na obserwacji przedmiotu poddanego korozji i dzielą się na:

- a) wzrokowe — obserwacja okiem niezbrojonym,
- b) makroskopowe — obserwacja przy użyciu lupy,
- c) mikroskopowe — obserwacja przy użyciu mikroskopu.

Wszystkie te metody nie niosą specjalnych trudności.

Metoda mikroskopowa jest bardzo wygodna do określania korozji międzykrystalicznej.

Metody ilościowe polegają na określeniu:

a) czasu pojawienia się na danej powierzchni pierwszego punktu korozji lub określenia ilości punktów korozji w danym czasie,

b) zmiany grubości próbki i głębokości wżerów lub straty na ciężarze. Stosuje się ją, gdy zaatakowana powierzchnia możliwa jest do zmierzenia. Metoda ta jest dość kłopotliwa ze względu na trudność usunięcia produktów korozji bez uszkodzenia czystego metalu,

c) zwiększenia ciężaru, gdy produkty korozji są nierozpuszczalne i nie odpadają od próbki. Korozję w tym przypadku podaje się jako przyrost ciężaru na powierzchni próbki w określonym czasie. Metoda ta nie niosą żadnych trudności i jest najczęściej stosowana w przemyśle lotniczym przy określeniu odporności stopów żaroodpornych na działanie korozji,

d) własności mechanicznych przy rozciąganiu („R_r”, „a”) lub technologicznych przez gięcie (liczby przygięć). Korozję w tym przypadku podaje się jako spadek procentowy danej własności w określonym czasie.

Badania te stosuje się najczęściej przy korozji międzykrystalicznej.

Poza powyższe podane metody badania korozji istnieje jeszcze dość duża ilość innych, bardziej skomplikowanych metod badań, lecz o znacznie mniejszym zastosowaniu.

4. Stopy żaroodporne

Stopy żaroodporne, wykazujące wysokie własności wytrzymałościowe przeciwkorozyjne w podwyższonych temperaturach, używane są do wyrobu komór spalania, dysków turbiny, łopatek turbiny, łopatek kierowniczych i innych elementów silnika odrzutowego, pracujących w atmosferze gorących spalin.

W pierwszym okresie rozwoju lotnictwa odrzutowego na wyżej wymienione elementy używano znanych przed rokiem 1939 stali nierdzewnych lub żaroodpornych. Stale te posiadają jednak stosunkowo niską wytrzymałość na pełzanie, a tym samym nie gwarantowały pełnego wykorzystania możliwości stworzonych przez skonstruowanie silnika lotniczego odrzutowego. Dopiero opracowanie nowych stopów, nie znanych przed rokiem 1939, pozwoliło na szybki rozwój lotnictwa odrzutowego. Stopy te, zawierające najczęściej tylko niewielkie ilości żelaza, nazywane są w literaturze nadstopami lub superstopami.

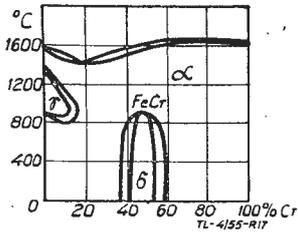
4.1. Stale żaroodporne. Stale żaroodporne dzielą się na cztery zasadnicze grupy: a) ferrytyczne, b) ferrytyczne ze związkami międzymetalicznymi, c) austenityczne i d) austenityczne ze związkami międzymetalicznymi.

Odporność stali na działanie wysokich temperatur w decydujący sposób zależy od jej struktury (ferrytyczna czy austenityczna). Stale austenityczne posiadają znacznie wyższą temperaturę rekrytalizacji od stali ferrytycznej, a tym samym i wyższą wytrzymałość na pełzanie. Czynnikiem ten zdecydował, że w pierwszym okresie rozwoju lotnictwa odrzutowego przede wszystkim korzystano przy produkcji silników ze stali stopowych o strukturze austenitycznej.

Skład chemiczny roztworu stałego (ferrytu czy austenitu) w wyraźny sposób nie wpływa na własności wytrzymałościowe stali. Głównymi składnikami stopowymi stali żaroodpornych jest chrom i nikiel. Chrom zwiększa potencjał elektrochemiczny stali, co jest przyczyną zwiększenia odporności stali chromowych na działanie korozji. Nikiel również powiększa odporność na korozję, a poza tym podnosi wy-

trzymałość na pełzanie. Oba te główne składniki stopowe silnie oddziałują na strukturę stali. Chrom działa w kierunku fazy α , to znaczy stale o większej zawartości chromu będą zawsze posiadały strukturę ferrytyczną i struktury tej nie można zmienić na drodze zabiegów cieplnych.

Na rys. 17 podano wykres krzepnięcia stopu podwójnego żelazo-chrom. Jak z wykresu tego wynika, chrom w znacznym stopniu węższa zakres istnienia żelaza γ tak, że w sto-



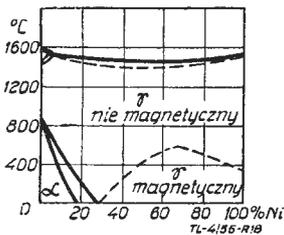
Rys. 17. Wykres krzepnięcia stopu Fe-Cr

pach podwójnych Cr-Fe, o zawartości chromu powyżej 13%, żelazo γ wcale nie występuje i istnieje tylko żelazo α . Wobec tego stale chromowe o zawartości chromu powyżej 13% będą posiadały strukturę ferrytyczną nie ulegającą zmianom w wyniku obróbki cieplnej.

Należy zwrócić uwagę na fakt, że w stopach podwójnych Fe-Cr o zawartości chromu od 35% do 60% w temperaturze około 920°C tworzy się związek międzymetaliczny FeCr.

Związek ten znany w literaturze pod nazwą fazy σ charakteryzuje się bardzo dużą kruchością, co w znacznym stopniu ogranicza praktyczne zastosowanie stali wysokochromowych.

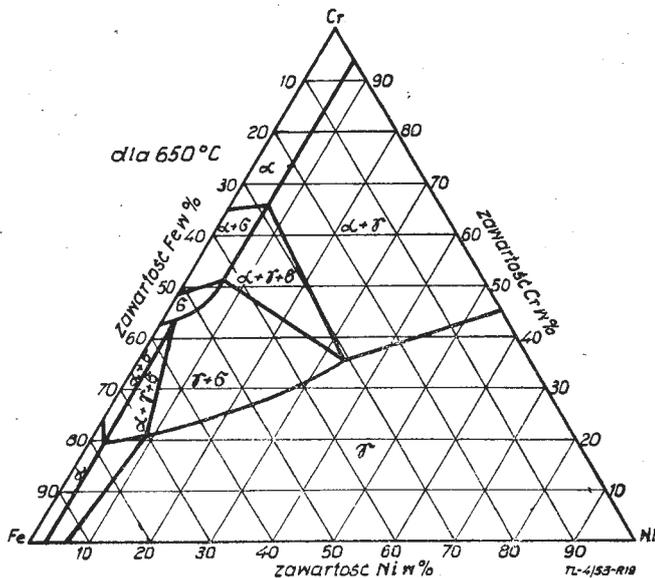
Oddziaływanie niklu na strukturę stali jest odwrotne do oddziaływania chromu, to znaczy nikiel rozszerza zakres występowania fazy γ . Stale wysokoniklowe posiadają budowę austenityczną i budowy tej nie można zmienić na drodze obróbki cieplnej. Na rys. 18 podano wykres krzepnięcia stopu



Rys. 18. Wykres krzepnięcia stopu Fe-Ni

podwójnego Fe-Ni. Z wykresu tego wynika, że przy zawartości niklu powyżej 30% żelazo α wcale nie istnieje i występuje tylko żelazo γ .

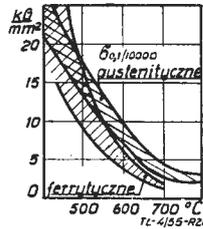
W technice lotniczej bardzo rzadko używa się stali tylko chromowych lub tylko niklowych, najczęściej stosowane są stale chromowo-niklowe. Wobec tego celowe jest zapoznanie się z potrójnym układem krzepnięcia Fe-Cr-Ni. Na rys. 19 podany jest wykres równowagi termicznej stopu potrójnego Fe-Cr-Ni właściwy dla temperatury 650°C.



Rys. 19. Wykres krzepnięcia stopu Fe-Cr-Ni

Z wykresu tego wynika, że stale stopowe o znacznych ilościach chromu (powyżej 30%) i żelaza (powyżej 40%) mogą się znaleźć w obszarze występowania fazy σ , co je dyskwalifikuje jako materiał lotniczy.

Najczęściej stosowane stale chromowo-niklowe znajdują się w obszarze fazy γ (austenitu), a więc z punktu widzenia wytrzymałości na pełzanie są korzystniejsze od stali chromowych, posiadających strukturę ferrytyczną. Na rys. 20 podano wykres schematycznie przedstawiający różnicę wytrzymałości na pełzanie stali ferrytycznych i austenitycznych.



Rys. 20. Wykres różnicy wytrzymałości na pełzanie stali ferrytycznych i austenitycznych

Stale ferrytyczne lub austenityczne nie podlegają obróbce cieplnej, a zmianę ich własności można uzyskać jedynie na drodze przeróbki plastycznej na zimno (przez zgniot). Najczęściej jednak nie stosuje się stali stopowych o budowie czysto ferrytycznej lub austenitycznej z tego względu, że rozpuszczalność węgla w temperaturze otoczenia jest nieznaczna (w austenicie 0,04%), wobec czego w przypadku większej ilości węgla występuje on w stali w stanie równowagi strukturalnej z ferrytem lub austenitem pod postacią węglików chromu.

W miarę wzrostu temperatury rozpuszczalność węgla w austenicie szybko wzrasta i na przykład w temperaturze 1100°C austenit może zawierać 0,25% C.

Zjawisko to umożliwia uzyskanie drogą zabiegów cieplnych różnych własności wytrzymałościowych stali.

Obróbka cieplna tej grupy (austenitycznych lub ferrytycznych ze związkami chemicznymi) stali polega na wygrzewaniu jej w wysokiej temperaturze celem przeprowadzenia znacznej ilości węgla do roztworu i następnie szybkim chłodzeniu w wodzie lub oleju celem uzyskania roztworu przesyconego węglem. Otrzymana w ten sposób stal o strukturze jednofazowej posiada dobre własności plastyczne przy stosunkowo niskiej wytrzymałości na rozciąganie. Własności te jednak utrzymują się tylko w niskich temperaturach. Przez podgrzanie przesyconej stali do temperatury powyżej 500°C następuje w pierwszym okresie powolne, lecz ze wzrostem temperatury coraz szybsze, wydzielanie się węglików wywołujących spadek plastyczności oraz wzrost wytrzymałości stali.

Zjawisko wydzielania się węglików układających się na granicy ziaren w stalach chromowo-niklowych umożliwia niszczenie materiału wzdłuż tych granic przez tak zwaną korozję międzykrystaliczną.

Zjawisko korozji międzykrystalicznej tłumaczy się w tym przypadku niejednakową szybkością dyfuzji węgla i chromu. Na skutek większej szybkości dyfuzji węgla niż chromu, wydzielony z przesyconego roztworu węgiel w krótkim czasie przedyfunduje na granicę ziaren, podczas gdy chrom potrzebny do utworzenia węglików i dyfundujący bardzo powoli, pobierany jest tylko z najbliższego sąsiedztwa granicy ziaren. Wskutek tego powierzchnia ziaren szybko ubożeje w chrom poniżej 12%, przez co traci własności antykorozyjne i to jest między innymi przyczyną, że raz rozpoczęta korozja na granicy ziaren szybko postępuje w głąb materiału.

Powyżej temperatury 650°C zjawisko korozji międzykrystalicznej przestaje być groźne, ponieważ szybkość dyfuzji chromu w tej temperaturze znacznie wzrasta, wobec czego różnice składu chemicznego środka ziarn i ich powierzchni szybko zanikają, a więc nie występuje uboga w chrom zewnętrzna warstwa ziaren.

Korozji międzymetalicznej w stalach chromowo-niklowych można uniknąć przez wprowadzenie do stopu dodatkowych składników stopowych o większej skłonności do łączenia się z węglem od chromu lub przez obniżenie zawartości węgla do 0,06%. Praktycznie otrzymanie stali o tak niskiej zawartości węgla jest bardzo trudne, wobec czego stosuje się stale żaroodporne z dodatkiem tych składników stopowych, które mają większą skłonność od chromu do tworzenia związków z węglem.

Do tych pierwiastków należą przede wszystkim tytan i niob. Węgliki tych pierwiastków są trudno rozpuszczalne w austenicie, a zabierając cały węgiel ze stali nie dopuszczają do

wydzielania się chromu na granicy ziaren, uniemożliwiając tym samym korozję międzykrystaliczną. Jak z tego wynika, stale austenityczne typu 18/8, ubogie w węgiel (poniżej 0,05%) lub zawierające tytan albo niob, nie podlegają obróbce cieplnej, ponieważ w pierwszym przypadku stop posiada budowę jednofazową, a w drugim — obok austenitu — występuje druga faza (węgliki tytanu lub niobu) trudno przechodząca do roztworu i w pełni zabezpieczająca stop przed korozją międzykrystaliczną.

Zmianę własności wytrzymałościowych tych stali uzyskuje się na drodze obróbki cieplnej, po dodaniu do nich stopowych składników tworzących związki międzymetaliczne typu $Fem Men$. Związki takie mają ograniczoną i zmienną rozpuszczalność w roztworze stałym w zależności od temperatury, a tym samym dają się na drodze odpowiednich zabiegów cieplnych przeprowadzać do roztworu, w wyniku czego uzyskuje się różne własności wytrzymałościowe stopu.

Do stali chromowo-niklowych, obok wyżej podanych pierwiastków, dodaje się bardzo często w małych ilościach wolfram. Powoduje on podwyższenie temperatury rekrytalizacji oraz polepsza wytrzymałość na pełzanie. Poza tym należy do tej grupy dodatków stopowych, które pozwalają na utwardzanie stali drogą obróbki cieplnej. W tabeli 3 podane są niektóre rodzaje i składy chemiczne niemieckich, angielskich i amerykańskich stali chromowo-niklowych, stosowanych w pierwszym okresie rozwoju lotnictwa odrzutowego.

TABELA 3
Chromowo-niklowe stale austenityczne.

Nazwa stali *)	Skład chemiczny w %											
	C	Si	Mn	Ni	Cr	Mo	W	Ti	Al	V	Nb**) Cu	
10H18N9	0,1	0,6	0,35	8,5	18	—	—	—	—	—	—	—
15H15N30T	0,15	0,5	0,8	30	15	—	—	1,7	0,2	—	—	—
10H18N10T	0,1	0,4	0,2	10,5	17	—	—	0,6	—	1,0	—	—
15H19N14Nb	0,14	0,3	0,8	14	19	—	—	—	—	—	1,6	—
20H20N8T	0,2	1,0	0,6	8	20	—	—	1,2	—	—	—	—
10H14N18M4T	0,08	0,7	0,8	18	14	4	—	0,6	—	—	—	4,0
20H23N12W3S	0,2	1,6	0,4	12	23	—	3	—	—	—	—	—
10H19N9WM	0,11	0,42	0,6	8,6	18,87	0,4	1,36	0,24	—	—	—	—
25H19N9WM	0,26	0,57	0,52	9,05	18,95	1,22	1,19	0,21	—	—	—	—
100H13N13W2M	1,06	0,36	0,51	13,09	12,6	0,5	2,41	—	—	—	—	—
30H15N27W4S	0,3	1,17	1,3	27,4	14,9	—	4	—	—	—	—	—
40H15N25M4Nb2	0,4	0,6	0,5	24,6	15,2	4,1	—	—	—	—	2,2	—
10H16N25M6	0,08	0,7	1,3	25,2	16,7	6,2	—	—	—	—	—	—
10H24N30M8	0,07	—	2	30	24,4	8	—	—	—	—	—	—
40H14N20M4W4Nb4	0,4	0,3	0,68	19,7	13,9	4,3	3,87	—	—	—	4,2	—

*) Oznaczenia stopów proponowane w oparciu o PN-53

**) Zwane też Columbium

Niska wytrzymałość na pełzanie austenitycznych stali stopowych stoi na przeszkodzie w stosowaniu ich na bardziej narażone elementy silnika odrzutowego (łopatki turbiny, łopatki kierownicze). Stale tego typu w obecnym etapie rozwoju lotnictwa mogą być stosowane jedynie na mniej obciążone elementy silnika odrzutowego, a mianowicie: dyski turbin, rury reakcyjne itp.

Chromo-niklowe stale austenityczne stosuje się w technice w zależności od przeznaczenia w stanie przerobionym plastycznie na gorąco lub zimno, oraz w stanie odlanym. Obróbka cieplna tych stali polega na przesycaaniu z temperatury 1100° — 1200°C i następnym starzeniu w temperaturze 700° — 800°C.

Stale tego typu dają się spawać, lecz tylko wtedy, gdy zawierają tytan lub niob, które wiążąc węgiel zapobiegają powstawaniu korozji międzykrystalicznej.

4.2. Nadstopy. Niska wytrzymałość na pełzanie znanych stali żaroodpornych zmusiła metalurgów do poszukiwań innych stopów wykazujących lepsze własności wytrzymałościowe w wysokich temperaturach, mogących sprostać wymaganiom stawianym częściom turbiny nowoczesnego silnika odrzutowego. W wyniku tych prac wyprodukowano cały szereg stopów wykazujących wysokie własności wytrzymałościowe

w podwyższonych temperaturach. Obecnie istniejące nadstopy można podzielić na siedem zasadniczych grup.

Do grupy pierwszej zalicza się stopy z podstawowymi składnikami Cr-Ni-Fe, będące odmianą stali 18/8 z dodatkiem molibdenu, wolframu, niobu i tytanu.

Do grupy drugiej zaliczają się stopy z podstawowymi składnikami Ni-Cr-Fe. Najbardziej znanym stopem tej grupy jest stop *timken*, używany na koła turbiny gazowej.

Do grupy trzeciej zalicza się stopy z podstawowymi składnikami Ni-Cr-Co-Fe. W skład tej grupy wchodzi szereg stopów, posiadających azot jako dodatek stopowy.

Grupę czwartą stanowią stopy z podstawowym składnikiem Ni. Stopy te znalazły największe zastosowanie do wyrobu łopatek.

Grupę piątą stanowią stopy ze składnikami Ni-Cr i Ni-Cr-Co-Fe z dodatkiem Ti i Al.

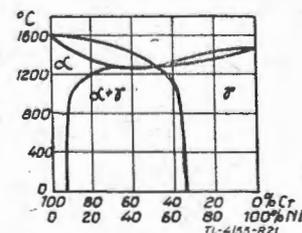
Do grupy szóstej zalicza się stopy z podstawowymi składnikami Co-Cr. Do najbardziej znanych stopów tej grupy należy „vitallium” i jego odmiany, używane do wyrobu łopatek turbiny i aparatu dyszowego.

Do grupy siódmej zalicza się stopy ze składnikami Co-Cr-Ni.

4.2.1. Nimonic. Najczęściej stosowanym w lotnictwie stopem żaroodpornym jest Nimonic (10N80H20).

Nimonic jest stopem podwójnym niklu z chromem. Poprzednikiem tego stopu, używanego dość szeroko w budowie turbin silników odrzutowych, był znany już dawniej stop oporo-

wy, tak zwany nichrom, używany na spirale grzejników elektrycznych. Stop niklu z chromem tworzy roztwory stałe lub, w zależności od procentowej zawartości składników, mieszaninę roztworów. Na rys. 21 podany jest wykres równowagi termicznej układu Ni-Cr.



Rys. 21. Wykres krzepnięcia stopu Cr-Ni

Z wykresu tego widać, że przy zawartości niklu powyżej 65% występuje tylko faza γ , przy mniejszych zawartościach niklu stop posiada budowę dwufazową, a mianowicie występuje mieszanina roztworu stałego α i roztworu stałego γ .

W przemyśle lotniczym stosowane są trzy gatunki stopu chromu z niklem, a mianowicie tak zwany Nimonic 75, Nimonic 80 i Nimonic 80A.

Skład chemiczny Nimonicu 80 (10N80H20) jest następujący: $C_{max} = 0,1\%$, $Si_{max} = 1\%$, $Cr = 19 - 22\%$, $Fem_{max} = 5\%$,

Ti = 1,5 — 3% i Al = 0,5 — 1,5%, przy czym stop zawiera aluminium nazywany jest Nimonic 80A.

Nimonic 75 zawiera niższą zawartość niklu, mieszczącą się w granicach 75%.

Nimonic jest stopem przerabianym plastycznie, struktura jego jest jednofazowa. Wielkość ziaren i stopnia ich odkształceń w stanie walcowanych prętów zależy od zakresu temperatur walcowania. Walcowanie na gorąco jest normalnie rozpoczynane przy temperaturze 1150°C i kończone w temperaturze powyżej 900°C. Wielkość ziarna w prętach jest zazwyczaj mniejsza niż w gotowych matrycowych odkuwkach łopatek turbiny gazowej. Spowodowane to jest większą ilością wygrzań stopu i nierównomiernym rozkładem zgniotów w czasie kucia, a tym samym niejednakowo przebiegającym procesem rekrytalizacji. Na wielkość ziarna wpływa również obróbka cieplna. Wytrzymanie stopu w temperaturze 1080°C prowadzi po pewnym czasie do rozpuszczenia drugiej fazy, wydzielonej po granicach ziaren, a tym samym zostaje usunięta mechaniczna zaporą, utrudniająca rozrost ziaren.

Przeprowadzone badania wpływu wielkości ziarna na wytrzymałość na pełzanie wykazały jednak, że wpływ ten jest bardzo nieznaczny. Raczej należy unikać stopów o strukturze drobnoziarnistej. Tłumaczy się to tym, że powyżej pewnych temperatur zrywane próbki pękają wzdłuż granic ziaren, a więc w przypadku stopu gruboziarnistego powierzchnia przełomu jest większa od powierzchni przełomu stopu drobnoziarnistego, a tym samym należy oczekiwać wyższej wytrzymałości na pełzanie.

Obróbka cieplna stopu Nimonic polega na przesycaaniu z temperatury 1080°C i późniejszym starzeniu w ciągu 18 godzin w temperaturze 700°C. Szybkość studzenia przy przesycaaniu ma bardzo duży wpływ na wytrzymałość na pełzanie.

Jak wynika z liczb zestawionych w tabeli 4, najkorzystniejsze jest chłodzenie na powietrzu.

TABELA 4
Wpływ szybkości studzenia na pełzanie

L.p.	Warunki studzenia	Warunki pełzania		
		T °C	σ kG/mm ²	czas do zerwania godz.
1.	w wodzie	650°	38	111
2.	w oleju	650°	38	143
3.	w powietrzu	650°	38	222
4.	60 °C/min	650°	38	214
5.	40 °C/min	650°	38	178
6.	15 °C/min	650°	38	115
7.	7 °C/min	650°	38	112
8.	0,3 °C/min	650°	38	53

Poza szybkością studzenia przy obróbce cieplnej wpływa w znacznym stopniu na własności wytrzymałościowe i plastyczne w podwyższonych temperaturach procentowa zawartość tytanu i aluminium. Okazuje się, że z uwagi na pełzanie i kowalność stopu najkorzystniejszy jest stop zawierający tytan w granicach 1,6 — 2,7% i aluminium w granicach 1,0 — 1,5%.

Stop wykazuje cały szereg cennych zalet i z tego powodu znalazł bardzo szerokie zastosowanie do wyrobu odkuwek zasadniczych elementów silnika odrzutowego.

4.2.2. Vitallium. Drugi pod względem zastosowania jest stop z podstawowym składnikiem kobaltem. Jest to stop odlewniczy nie podlegający obróbce cieplnej. Jego skład chemiczny jest następujący: C = 0,30%, Cr = 25 — 30%, Ni = 1,5 — 3,5%, Mo = 4,5 — 6,5%, Fe = 2%, Co — reszta.

Poza stopem podanym powyżej istnieje jeszcze kilka odmian o mniejszej zawartości Co i większej zawartości C.

Do bardziej typowych odmian vitallium należą stopy o składach:

1) C ≤ 0,5%, Mo = 0,6%, Si = 0,7%, Cr = 25%, Co = 55%, Fe = 0,6%, W = 7%.

2) C ≤ 0,8%, Mn = 0,6%, Si = 0,5%, Cr = 23%, Ni = 20%, Co = 40%, W = 12%, Fe = 3%.

Wszystkie wymienione wyżej stopy posiadają budowę dwufazową, składającą się z roztworu stałego bogatego w Co i drugiej fazy wzbogaconej w węgiel.

Stopy te odznaczają się bardzo dobrymi własnościami wytrzymałościowymi i antykorozyjnymi w podwyższonych temperaturach i dlatego znalazły szerokie zastosowanie do wyrobu zasadniczych elementów lanych silnika odrzutowego. W tabeli 5 podane są własności wytrzymałościowe stopu w podwyższonych temperaturach.

TABELA 5
Wytrzymałość vitallium w podwyższonych temperaturach

L.p.	Temperatura badania °C	R _r kG/mm ²	a %	Pełzanie w kG/mm ²	
				σ ₁₀₀	σ ₃₀₀
1.	600°	52,0	12,5	30	—
2.	700°	47,0	10,0	25	—
3.	800°	32,5	6,5	15	12
4.	900°	—7,0	9,0	—	—
5.	950°	—	—	7	—

Jak wynika z tabeli 5, stop ten może być użyty na najbardziej obciążone cieplnie elementy. Jedyną wadą tego stopu jest jego wysoki koszt, spowodowany ceną zasadniczego jego składnika — kobaltu.

5. Zakończenie

Pomimo że w ciągu ostatnich 10 lat wyprodukowano znaczne ilości stopów wykazujących wysokie własności wytrzymałościowe w podwyższonych temperaturach, to jednak prac z zakresu produkcji stopów żaroodpornych nie można uważać za zakończone. Ciągły rozwój konstrukcji samolotów odrzutowych stawia coraz wyższe wymagania materiałom, stosowanym na te samoloty. Prace nad nowymi, wykazującymi jeszcze wyższe własności, materiałami napotykać na dość poważne trudności, ponieważ nie jest jeszcze dokładnie znana natura pełzania. Poza tym brak w dostatecznej ilości danych o wytrzymałości przy naprężeniach zmiennych w podwyższonych temperaturach utrudnia opracowanie takich metod badania stopów żaroodpornych, które naśladowałyby warunki pracy elementów na silniku.

Dalszy postęp w dziedzinie stopów żaroodpornych może być tylko wtedy zapewniony, jeżeli zaistnieje ścisła współpraca pomiędzy konstruktorem a metalurgiem. Współpraca taka pozwoliłaby poza tym na właściwsze wykorzystanie odpowiednich stopów, przez co można by powiększyć ekonomiczność produkcji lotniczej.

Artykuł wpłynął dnia 18 stycznia 1955 r.

W lipcu br. ukaże się pierwszy zeszyt czasopisma technicznego p.t. „POMIARY, AUTOMATYKA, KONTROLA”. Czasopismo to jako jeden z organów Naczelnej Organizacji Technicznej będzie miało charakter międzybranżowy i poświęcone będzie zagadnieniom metrologii technicznej, mechaniki precyzyjnej, konstrukcji drobnych, optyki, automatyki i kontroli technicznej oraz tematyce postępu technicznego, unowocześnieniu naszego przemysłu i walce o wyższą jakość produkcji. Sposób zamawiania prenumeraty miesięcznika „POMIARY, AUTOMATYKA, KONTROLA” — analogiczny jak innych czasopism wydawanych przez NOT.

Prenumerata normalna	półroczna	wynosi zł. 54.—
„ „ „	kwartalna	„ zł. 27.—
„ „ „	półroczna	„ zł. 27.—
„ „ „	kwartalna	„ zł. 13,50

Cena normalna jednego egzemplarza zł. 9.—, cena ulgowa zł. 4,50. Termin zgłaszania prenumeraty ulgowej na II półrocze i III kwartał 1955 r. upływa z dniem 1. VI. 1955 r. prenumeraty normalnej dnia 10. VI. 1955 r.

Śmigłowce — ich działanie i budowa

W artykule omówiono zjawiska występujące podczas pracy wirnika śmigłowcowego. Zwrócono specjalną uwagę na przystępne ujęcie zagadnienia. W związku z tym Autor często pomija niektóre zjawiska, występujące razem z omawianymi. Między innymi Autor nie rozpatruje wirnika, jako źródła drgań. W dalszej części artykułu została pobieżnie omówiona budowa śmigłowca jednowirnikowego ze śmigłem ogonowym.

Śmigłowce, ze względu na ilość wirników, dzielą się na jedno- lub wielowirnikowe. Wirniki mogą być napędzane silnikami, które przekazują na wał wirnika moment obrotowy, lub silnikami, których efekt pracy objawia się w postaci siły przyłożonej bezpośrednio do łopaty wirnika i powodującej jego obracanie się. Przykładem pierwszego sposobu napędzania jest silnik tłokowy lub turbinowy, umieszczony wewnątrz kadłuba śmigłowca i wprawiający w ruch wirnik nośny za pośrednictwem przekładni kół zębatach.

Drugi sposób reprezentują wszelkiego rodzaju silniki odrzutowe lub dysze, umieszczone na łopatach nośnych (zwykle na ich końcach), przez które wypychany jest gaz (zwykle powietrze) sprężony uprzednio przez silnik tłokowy lub turbinę w specjalnej sprężarce. W tym przypadku można jeszcze zastosować dopalanie w dyszach.

Przyłożenie do wału śmigłowca (w napędach pierwszego typu) momentu obrotowego pociąga za sobą powstanie na kadłubie momentu reakcyjnego. Wady tej nie posiadają napędy drugiego rodzaju. Moment ten kompensuje się w śmigłowcach jednowirnikowych śmigłem ogonowym, a w śmigłowcach wielowirnikowych — odpowiednim doбором kierunków obrotów wirników nośnych. Układem najczęściej spotykanym i w pewnym sensie klasycznym jest układ jednowirnikowy ze śmigłem ogonowym. Tym też układem będziemy się w dalszym ciągu zajmować.

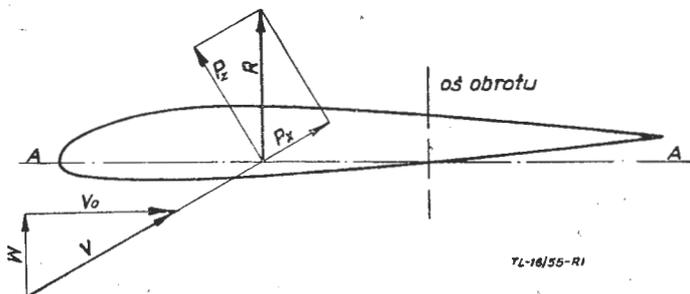
Niektóre wiadomości z pracy wirnika nośnego

Zagadnienie pracy wirnika śmigłowca jest tak obszerne, że przekracza ramy niniejszej pracy, której celem jest objaśnienie „z grubsza” i od strony fizycznej pracy wirnika w tym celu, by uzasadnić Czytelnikowi konstrukcję wirników współczesnych śmigłowców oraz umożliwić mu studiowanie prac, ujmujących te zagadnienia analitycznie.

Najprostszemu układowi wirujący śmigłowca składa się z następujących części: z łopaty i głowicy — stanowiących wirnik nośny — oraz z tarczy sterującej. Ponadto niektóre układy zawierają wirnik sterujący (lub łopaty sterujące, przymocowane bezpośrednio do wirnika nośnego, jak to np. jest w przypadku śmigłowca Hillera), lub pręt ustarczający (Bell). Rozpatrzmy przede wszystkim pracę wirnika nośnego.

Równowaga momentów od sił leżących w płaszczyźnie tarczy wirnika (płaszczyzna końców łopat nośnych w ruchu obrotowym wirnika) może być spełniona w czasie wirowania dwoma sposobami. Pierwszy z nich zachodzi wtedy, gdy do wirnika przykładamy moment obrotowy napędzający (od silnika przez przekładnię główną). Wirnik obraca się, powstaje siła nośna i ustalają się takie obroty, przy których moment napędzający zrównoważony jest momentem oporów aerodynamicznych łopat. Podobnie jest, gdy zamiast momentu obrotowego przykładamy do łopat nośnych siły w postaci ciągu silników odrzutowych, np. pulsacyjnych lub dysz.

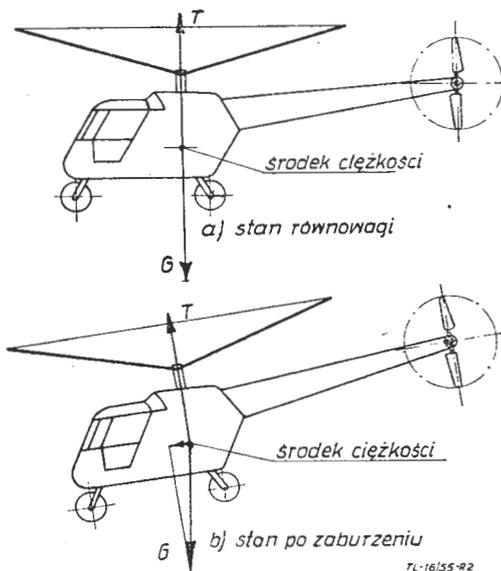
Drugi stan równowagi zachodzi podczas samokrętu (popularna nazwa — autorotacja) (rys. 1). Przy małych kątach nastawienia



Rys. 1. Stan samokrętu (autorotacji). V_0 — prędkość obwodowa; W — prędkość opadania. Dla określonej wielkości V rzut siły R na płaszczyznę wirnika $A - A$ równy jest zeru i stan jest ustalony

wienia łopat nośnych przy opadaniu śmigłowca, wirnik pracuje jak wiatrak. Warunkami koniecznymi takiego stanu są: mały kąt nastawienia łopat oraz przepływ strug powietrza przez wirnik od dołu do góry. Śmigłowiec musi więc przy tym opadać. Siła nośna obracającego się w ten sposób wirnika przeciwstawia się ciężarowi śmigłowca i równowaga ustala się przy takiej prędkości opadania, przy której siła nośna, ciężar i opór śmigłowca będą w równowadze, tak jak to jest w przypadku lotu szybowca.

Rozważmy działanie wirnika skonstruowanego w następujący sposób: na wale osadzona jest piasta, a w niej nieruchomo łopaty, które mają pewien kąt natarcia względem strug



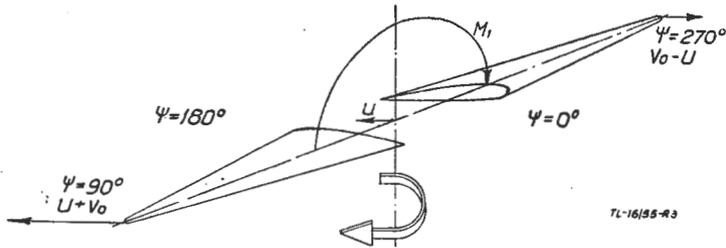
Rys. 2. Stan równowagi śmigłowca w locie pionowym. T — ciąg wirnika; G — ciężar śmigłowca. Po zaburzeniu siły działające na śmigłowca w dalszym ciągu przechodzą przez środek ciężkości i nie ma momentu, który by sprowadził maszynę do położenia normalnego

powietrza, opływających je podczas wirowania tego układu. Jeżeli napędzamy taki wirnik, to powstanie na nim ciąg T i układ taki będzie się poruszał w kierunku wynikającym ze wzajemnego stosunku ciągu T i ciężaru układu G . Jeżeli teraz na skutek działania jakiejkolwiek siły zewnętrznej układ ten zostanie pochylony, np. do przodu i zajmie położenie jak na rys. 2b, wtedy siły działające na układ nie są w stanie sprowadzić go z powrotem do położenia uprzedniego. Układ taki jest więc niestateczny w locie pionowym.

Załóżmy, że wyżej opisany układ porusza się (równocześnie wirując) w kierunku poziomym, np. do przodu. Wtedy z jednej strony łopaty nośne mają prędkość względem powietrza większą niż z drugiej. Dla azymutu ¹⁾ $\psi = 90^\circ$ prędkość względna łopaty wyniesie $V + U$, dla $\psi = 270^\circ$ $V - U$, gdzie V oznacza prędkość obwodową końca łopaty, a U prędkość unoszenia całego układu. Różnica prędkości łopat pociąga za sobą nierówność momentów (przede wszystkim od siły nośnej), więc działanie na wał wypadkowego momentu M_1 starającego się wyrzucić śmigłowca na bok. Z powyższego wynika, że aparat taki poziomo poruszać się nie może (rys. 3).

¹⁾ Azymutem nazywamy kąt ψ , zawarty między osią podłużną śmigłowca a osią podłużną łopaty. Łopata ma azymut $\psi = 0$, gdy znajduje się w swym skrajnym tylnym położeniu. Azymut mierzymy zgodnie z kierunkiem obrotów. Łopata jest „nacierająca”, gdy jej ψ zawarty jest w granicach od 0° do 180° , „powracająca” — gdy wynosi od 180° do 360° .

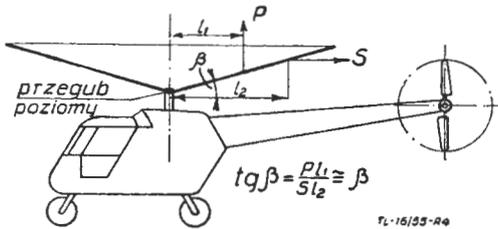
Powyższe okoliczności zaważyły w znacznym stopniu na rozwoju śmigłowców. Zmusiły one konstruktorów do szuka-



Rys. 3. Moment M_1 działający na śmigłowiec, powstały na skutek istnienia różnicy prędkości opływu łopat. U — prędkość postępową śmigłowca; V_0 — prędkość obwodowa łopat; ψ — azymut

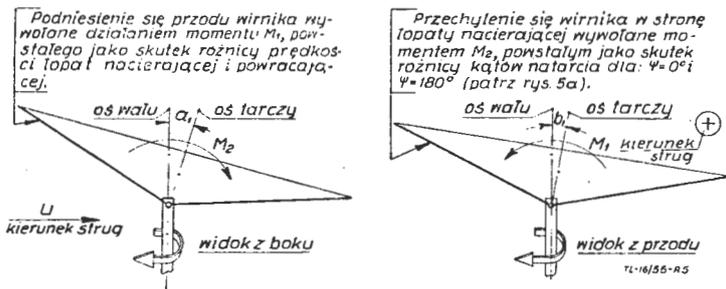
nia nowych rozwiązań wirników, które jednak okazały się o wiele bardziej skomplikowane, niż omówiony wyżej układ o łopatach sztywno zamocowanych do wału.

Rozpatrzmy z kolei następujący układ: łopaty względem wału mają stały kąt nastawienia θ_0 , są jednak względem niego zamocowane przy pomocy sworzni poziomych (przegub poziomy), skutkiem czego mogą wykonywać wahania w płaszczyźnie przechodzącej przez oś wału wirnika i oś podłużną łopaty. Jeżeli taki układ będzie wirował (napędzany silnikiem lub w stanie autorotacji), to stan równowagi łopaty ustali się taki, jak na rys. 4. Łopata zajmie takie położenie, że kąt za-



Rys. 4. Równowaga łopat zawieszonych na przegubie poziomym w przypadku zawisu (lot wiszący)

warty między jej osią podłużną a płaszczyzną prostopadłą do osi wału wyniesie $\beta = \frac{PL_1}{Sl_2}$ (P — wypadkowa siła odśrodkowa). W tym położeniu równowaga momentów względem przegubu jest zachowana. Powyższe odnosi się do przypadku, gdy układ posiada prędkość poziomą równą zero. Łopaty zataczają stożek, którego oś pokrywa się z osią wału, a wielkości P ; S ; l_1 i l_2 są stałe i niezależne od azymutu ψ .

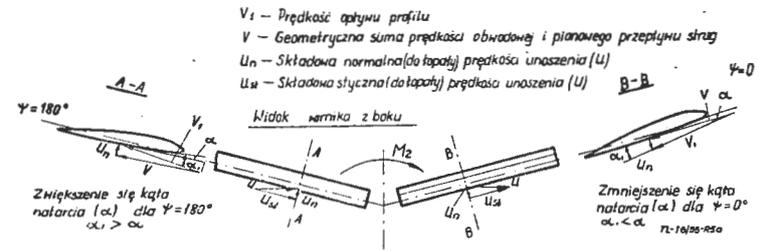


Rys. 5. Pochylenie i przechylenie tarczy przesunięte są o 90° (w kierunku obrotów) w stosunku do wywołujących je momentów M_1 i M_2

Jeżeli układ taki porusza się w kierunku poziomym z prędkością U , to momenty działające na łopatę będą funkcją azymutu ψ (w związku z różnicą prędkości opływu na łopatach — nacierającej i powracającej). W płaszczyźnie pionowej, prostopadłej do kierunku lotu, będzie działał moment wypadkowy (ten sam, który w przypadku wirnika o łopatach sztywno z wałem związanych i nie mogących się względem niego wahać, wywracał śmigłowiec na bok), który działając na obracający się wirnik wywoła efekt żyroskopowy. Skutkiem tego płaszczyzna toru końców łopat (zwana dalej tarczą wirnika) odchyli się do tyłu o kąt α_1 . Łopaty będą się wahać wokół przegubów poziomych.

Ponieważ łopaty tworzą stożek, ich kąty natarcia w skrajnym tylnym i skrajnym przednim położeniu będą różne, mi-

mo równości kątów nastawienia θ_0 (podobnie, jak w przypadku ślizgu samolotu o dodatnim wzniosie skrzydeł). Mianowicie: dla $\psi = 0^\circ$ kąt natarcia będzie mniejszy niż dla $\psi = 180^\circ$. Wirnik przechyli się na bok łopatą nacierającą w dół o kąt b_1 . Ilustruje to rys. 5 i 5a. Widzimy, że kierunek siły nośnej nie pokrywa się z kierunkiem wału.



Rys. 5a. Powstawanie momentu M_2 przechylającego wirnik na bok. Dla azymutu $\psi = 180^\circ$ prędkość U daje składową prostopadłą do płaszczyzny łopaty, powiększającą kąt natarcia. Siła nośna łopaty przez to zwiększa się. Dla $\psi = 0^\circ$ zjawisko przebiega odwrotnie. Powstaje moment wypadkowy M_2

Wychylenie łopat określone kątem β mierzonym między płaszczyzną prostopadłą do osi wału a osią łopaty można przedstawić w postaci szeregu:

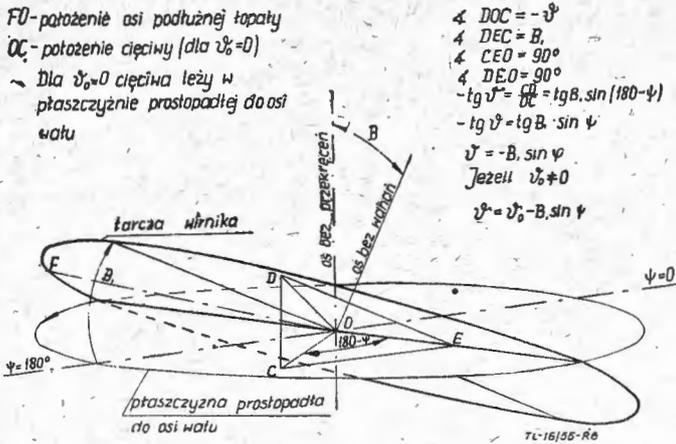
$$\beta = a_0 - a_1 \cos \psi - b_1 \sin \psi - a_2 \cos 2\psi - b_2 \sin 2\psi \dots \dots \dots [1]$$

Współczynnik a_0 oznacza średnią wartość stosunku siły nośnej do siły odśrodkowej, działających na łopatę. Jest to tak zwany kąt stożka. Współczynniki a_1 i b_1 oznaczają, że dzięki wahaniom łopata porusza się w płaszczyźnie, która nie jest prostopadła do osi wału, lecz pochylona o kąt a_1 do tyłu i przechylona na bok o kąt b_1 w stronę łopaty nacierającej. Współczynniki a_2 , b_2 i dalsze mają wartość znacznie mniejszą i nie wpływają na wielkość i kierunek wektora ciągu wirnika.

Jeżeli wał wirnika odpowiednio pochylić względem prędkości poziomej, można tarczę wirnika, a co za tym idzie, wektor ciągu wirnika skierować w kierunku założonym z góry. Układ taki nie wywraca się na bok pod wpływem prędkości poziomej, jak to było w przypadku łopat przymocowanych sztywno do wału. Stosowany był ten układ na licznych wiatrakowcach²⁾. Na śmigłowcach może być też stosowany. W przypadku ustalonego lotu wiatrakowca nie pochyla się wału aż tak, by płaszczyzna wirnika była równoległa do kierunku lotu, lecz pozwala się jej na pewne odchylenie do tyłu. Wtedy rozkładając prędkość poziomą na kierunku prostopadły i równoległy do płaszczyzny wirnika, otrzymujemy składową prędkość, powodującą stan autorotacji wirnika. Pochylenie wirnika, zaopatrzonego w łopaty zawieszono przegubowo, stanowi jeden sposób sterowania kierunkiem wektora ciągu. Wielkość wektora ciągu zmieniana może być przez równoczesną zmianę kątów nastawienia wszystkich łopat nośnych. Mówi się wtedy o zmianie „ogólnego skoku” wirnika. Ze względu na inne czynniki wirnik powinien pracować przy stałych obrotach. Zmianie ogólnego skoku winna więc towarzyszyć zmiana mocy doprowadzonej do wirnika.

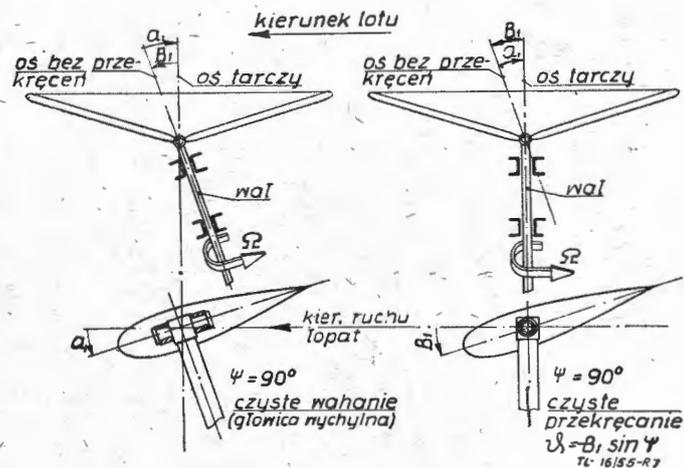
Cięciwa łopaty w przypadku wału pochylonego zachowuje w czasie obrotu ten sam kąt nastawienia względem wału. Jeżeli jednak rozpatrzyć ruch łopaty w płaszczyźnie wirowania, względem której oś wału pochylona jest o kąt $B_1 = a_1$ do przodu, to z geometrycznych rozważań wyniknie (rys. 6) przekręcanie jej w tej płaszczyźnie (przekręcanie wokół podłużnej osi łopaty). Kąt nastawienia łopaty względem płaszczyzny wirowania będzie zależny od azymutu ψ i wyniesie $\theta = \theta_0 - B \sin \psi$. Oznacza to, że pochYLENIE wału o kąt B_1 do przodu pociąga za sobą, jako skutek pochYLENIA, zmianę kąta nastawienia (θ) względem płaszczyzny tarczy wirnika, zgodną z powyższym wzorem oraz oznacza, że aby płaszczyzna wirowania w ustalonym locie poziomym nie odchyliła się od osi wału, kąt nastawienia łopat względem tego wału musi się zmieniać właśnie w myśl wzoru $\theta = \theta_0 - B_1 \sin \psi$.

²⁾ Wiatrakowiec — rodzaj wiroplata, którego wirnik nośny pracuje w stanie autorotacji. Jest wyposażony w silnik i śmigło jak normalny samolot. Ma start i lądowanie krótsze niż samolot, jednak ze śmigłowcem w tej dziedzinie konkuruje nie może. Z tej też przyczyny, został przez śmigłowców wyparty i należy już prawie do historii.



Rys. 6. Zmiana kąta nastawienia θ mierzonego między cęciwą profilu a płaszczyzną tarczy wirnika, jako skutek odchylenia tarczy wirnika od płaszczyzny prostopadłej do osi wału

Dochodzimy w ten sposób do wniosku, że praca wirnika o łopatkach przegubowych przy odchyleniu tarczy wirnika o kąt a_1 od osi wału, zwanej dalej „osią bez przekreńceń”, jest równoważna i może być w zupełności zastąpiona przez pracę wirnika o łopatkach przekreślanych — w myśl wyżej przytoczonego wzoru, jeżeli tylko $B_1 = a_1$ — i przez to nie wprawianych w ruch wahadłowy względem wału (rys. 7 i 8). W tym drugim przypadku oś tarczy wirnika pokrywa się z osią wału.³⁾



Rys. 7. Równoważność wahanía głowicy i przekreślenia łopát

Powyższe zostało tutaj omówione przy milczącym założeniu, że łopaty są nieskończenie ciężkie i zamiast stożka podczas wirowania tworzą płaską tarczę. Przez to mogliśmy pominąć przechylenie osi tarczy w bok o kąt b_1 . W rzeczywistości, wobec istnienia przechylenia tarczy na bok, zachodzi w płaszczyźnie tarczy wirnika jeszcze przekreślenie o charakterze $\theta = + A_1 \cos \psi$, aby uniknąć wahań względem wału, należy przekreślać łopaty w myśl drugiego szeregu:

$$\theta = \theta_0 + A_1 \cos \psi - B_1 \sin \psi + A_2 \cos 2\psi - B_2 \sin 2\psi \dots \dots + A_n \cos n\psi - B_n \sin n\psi \dots \dots [2]$$

gdzie czynniki inne niż θ_0 ; A_1 i B_1 nie mają znaczenia z punktu widzenia sterowania.

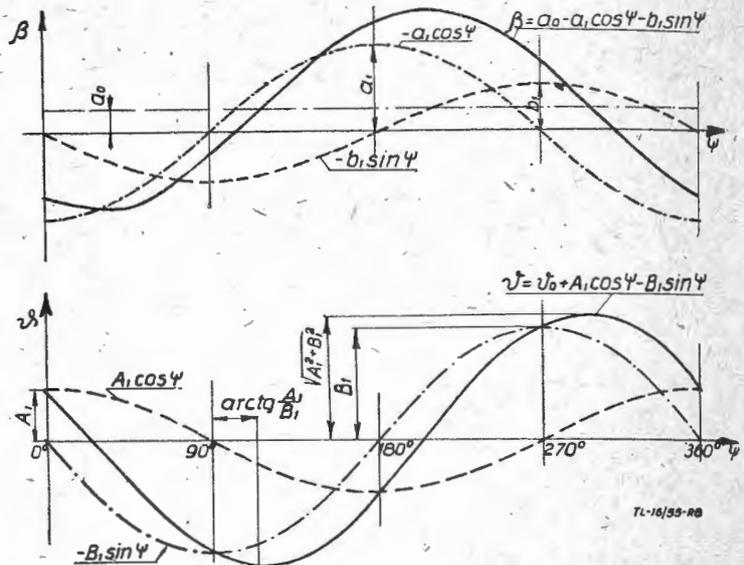
Oczywiście stanowi lotu z czystym wahaním (bez przekreńceń) ze współczynnikami wahań a_1 i b_1 odpowiada stan lotu z czystym przekreślením (bez wahań) ze współczynnikami przekreńceń odpowiednio B_1 i A_1 . Sposób sterowania wektora ciągu przy pomocy przekreślenia łopát znalazł powszechne zastosowanie na śmigłowcach.

W śmigłowcach stosuje się czasami zamiast łączenia poszczególnych łopát przegubowo do wału, łączenie łopát sztywno do wspólnego pierścienia, zawieszzonego na wale za pośred-

³⁾ Można by przypuszczać, że robi się śmigłowce o sztywno do wału zamocowanych (oczywiście z uwzględnieniem możliwości okresowego przekreślenia) łopatkach. Nie jest tak, ponieważ nigdy nie zdołamy osiągnąć dokładnego sterowania kąta θ i w związku z tym wał byłby obciążony momentem zmęczeniowym (głęboko-obrotowym).

nictwem przegubu Kardana, oczywiście z zachowaniem możliwości przekreślenia wokół osi podłużnej. Jeżeli nie ma przechylenia na bok θ_{min} , zachodzi dla $\psi = 90^\circ$, θ_{max} dla $\psi = 270^\circ$. W praktyce przechylenie zawsze występuje i θ_{min} występuje

$$\text{dla } \psi = 90^\circ + \arctg \frac{b_1}{a_1}, \theta_{max} \text{ dla } \psi = 270^\circ + \arctg \frac{b_1}{a_1}$$



Rys. 8. Górny zespół krzywych podaje zależność kąta wahań β (dla łopát nieprzekreślanych). Dolny — zmiany kąta nastawienia θ względem płaszczyzny tarczy wirnika, wywołane wahaním. Wykres kąta θ narysowany dla przypadku $\theta_0 = 0$. Krzywe dolnego wykresu wywołane są odpowiednimi krzywymi wykresu górnego (odpowiedniość według gatunku linii). Krzywe ciągłe są krzywymi wypadkowymi. Tarcza wirnika ustawia się w płaszczyźnie, w której taka zmiana kąta θ zachodzi. Aby tarcza wirnika pozostała w płaszczyźnie prostopadłej do osi wału, należy w tej płaszczyźnie wywołać, np. przy pomocy tarczy sterującej, taką zmianę kąta θ , jak to podaje wykres dolny. Ekstremum funkcji wypadkowej zachodzi dla $\psi = 90^\circ + \arctg \frac{A_1}{B_1}$ (min.)

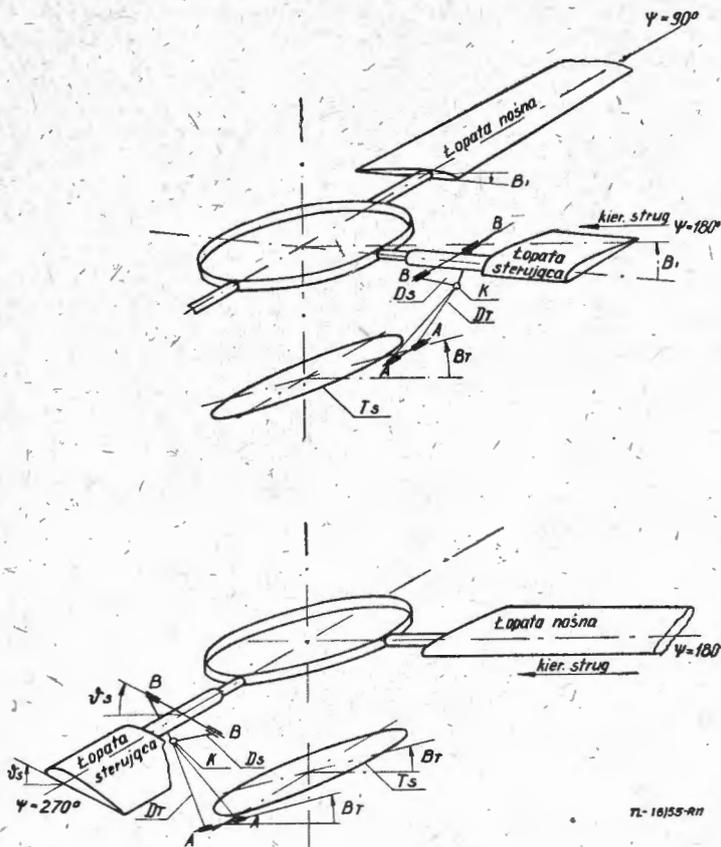
$$\text{chodzi dla } \psi = 90^\circ + \arctg \frac{A_1}{B_1} \text{ (min.)}$$

$$\text{oraz dla } 270^\circ + \arctg \frac{A_1}{B_1} \text{ (max.)}$$

Sterowanie śmigłowca odbywa się w ten sposób, że dźwignią skoku, znajdującą się w kabine, zmieniamy kąt nastawienia θ_0 przy równoczesnej zmianie mocy dostarczonej do wirnika. Pochylenie drążka sterowego do przodu i do tyłu powoduje odpowiednią zmianę amplitudy B_1 , a przechylenie na boki — zmianę amplitudy A_1 . Sterowanie skoku ogólnego jest więc zmianą średniej wartości kąta nastawienia, wokół której to wartości odbywają się okresowe zmiany tegoż kąta z amplitudą wypadkową, właściwą dla współczynników przekreńceń A_1 i B_1 i wynoszącą $\sqrt{A_1^2 + B_1^2}$. Owe okresowe zmiany kąta nastawienia zwa się „sterowaniem okresowym” lub „sterowaniem cyklicznym”. Sterowanie okresowe można uznać za zgodne ze schematem podanym na rys. 9.

Tarczę sterującą tworzą dwa pierścienie (a) i (b), z których wewnętrzny (b) zawieszony jest na tulei nie narysowanej na rysunku, przy pomocy przegubu Kardana i nie obraca się razem z wałem. Drugi pierścień (a), połączony jest z pierwszym (b) przy pomocy łożyska i zachowuje zawsze płaszczyznę pierścienia wewnętrznego. Pierścień (a) połączony jest przy pomocy popychaczy (c) z dźwigniami (d) przymocowanymi do łopát nośnych, mogących się obracać wokół swych osi podłużnych. Pierścień zewnętrzny wiruje razem z łopatkami. Jeżeli osie tarczy sterującej (Zs) i wirnika (Z) pokrywają się, to dla każdego azymutu ψ kąt nastawienia θ będzie stały i wynosić będzie θ_0 . Posiadać więc będzie taką wartość, jaką pilot nastawił przy pomocy dźwigni skoku ogólnego. Odpowiada to stanowi lotu z prędkością poziomą równą zeru. Przystawianie skoku ogólnego może się odbywać poprzez podnoszenie i opuszczanie tarczy sterującej lub oddzielnym systemem dźwigni i popychaczy, nie związanych ze sterowaniem okresowym. Zastosowanie znalazły obydwie sposoby. Różnica między nimi jest jedynie konstrukcyjna.

Jeżeli oś tarczy sterującej nie pokrywa się z osią wału i odchylna jest od niej w dwóch prostopadłych do siebie płaszczyznach o kąty A_1 i B_1 , to kąty nastawienia θ łopát



Rys. 11. Wirnik z łopatomy sterującymi. Tarcza sterująca (Ts) połączona jest z łopatami sterującymi (S), mogącymi obracać się wokół swych osi podłużnych i przez to zmieniać swój kąt nastawienia ϕ , przy pomocy dźwigni (Dt) i (Ds) połączonych ze sobą przy pomocy przegubu kulowego (K). Dźwignie przymocowane są do tarczy i łopat przy pomocy przegubów o osiach A-A i B-B. W ten sposób powstaje rodzaj połączenia nożycowego, eliminującego wpływ odległości tarczy od łopat sterujących różnej dla różnych azymutów (ψ) i różnych warunków lotu (kąt B_1). Tarcza sterująca ma na celu zmienianie okresowe skoku łopat sterujących tak, aby tarcza wirnika sterującego pochylona była w stosunku do tarczy wirnika nośnego o kąt B_1 . Pochylenie tarczy sterującej o kąt B_1 powoduje okresową zmianę kąta nastawienia łopat sterujących ϕ_s .

nie łopat sterujących. Aby wirnik nośny w swej płaszczyźnie wirowania miał przekręcanie scharakteryzowane współczynnikiem B_1 , wirnik sterujący musi wirować w płaszczyźnie pochylonej w stosunku do płaszczyzny wirnika nośnego o tenże kąt B_1 (analogicznie jest, gdy zachodzi konieczność odchylenia osi bez przekręceń o kąt A_1 na bok). Osiąga się to przez odpowiednie sterowanie okresowe skoku wirnika sterującego.

Ażby zrozumieć działanie uształczniające wirnika sterującego, trzeba nieco dokładniej poznać zachowanie się wirników w ogóle (nośnych i sterujących) w przypadku, gdy na skutek podmuchu (lub nagłego wychylenia drążka sterowego — ma to taki sam skutek) oś bez przekręceń zmieniła swe położenie w stosunku do tarczy wirnika. Przed pochYLENIEM osi bez przekręceń — jeżeli zaniedbać przechylenie wirnika na bok o kąt b_1 i wynikającą z tego konieczność przekręcania łopat wirnika według $A_1 \cos \psi$ — sytuacja wyglądała następująco: oś wirnika pochylona była do przodu o pewien kąt tak, że składowa pionowa ciągu wirnika równoważyła ciężar śmigłowca (dla uproszczenia zagadnienia rozpatrujemy ustalony lot poziomy). Składowa pozioma ciągu napędzała śmigłowca w kierunku lotu. Ustaliła się pewna prędkość pozioma śmigłowca, przy której całkowity opór śmigłowca równoważył składową poziomą ciągu. Dla określonej prędkości U oś bez przekręceń musiała być pochylona w stosunku do osi wirnika o pewien kąt B_1 — podyktowany prędkością U . Oś tarczy wirnika pokrywała się z osią wału i łopaty nie wykonywały wahań, były natomiast przekręcane okresowo z właściwym dla danych warunków lotu (U) współczynnikiem B_1 . Jeżeli teraz pilot pociągnie drążek sterowy gwałtownie na siebie tak, że oś bez przekręceń względem wału ustawi się pod kątem B_1' , mniejszym od B_1 , to kąt nastawienia łopaty przy azymucie $\psi = 90^\circ$, będzie $\phi = \phi_0 - B_1'$, więc nie tak mały jak potrzebny dla skompensowania odchylenia a_1 (właściwego dla prędkości U , z jaką śmigłowca się ciągle

jeszcze porusza) kąt $\phi = \phi_0 - B_1$. Analogicznie dla $\psi = 270^\circ$ kąt $\phi = \phi_0 + B_1'$, więc nie będzie tak duży jak wymagany przy prędkości U kąt $\phi = \phi_0 + B_1$. W związku z tym na wirnik będzie działał moment wypadkowy (różnica momentów od sił nośnych łopaty nacierającej i powracającej względem przegubu poziomego łopat), który — biorąc pod uwagę zjawiska żyroskopowe — podnosić będzie przód wirnika. Tarcza wirnika będzie więc podążać za osią bez przekręceń do czasu, aż zajmie nowe położenie równowagi, tj. nowy kąt B_1 , właściwy dla nowej prędkości poziomej (przez pochYLENIE tarczy mniej do przodu niż poprzednio składowa pozioma ciągu zmniejszyła się). Prędkość tego podążania tarczy za osią bez przekręceń jest proporcjonalna do kąta zawartego między położeniem chwilowym tarczy wirnika a położeniem równowagi. Poza tym jest proporcjonalna do prędkości kątowej wirowania oraz do stałej masowej łopaty

$$\Delta a' = - \frac{\gamma \Omega}{16} \Delta a \dots \dots \dots [3]$$

- Δa — kąt opóźnienia tarczy względem położenia równowagi
- Ω — prędkość kątoowa wirowania wirnika
- γ — stała masowa łopaty.

Staća masowa łopaty jest bezwymiarowym współczynnikiem, charakteryzującym wirnik i stanowi stosunek sił aerodynamicznych do sił masowych, działających na określoną łopatę. Dla wirników nośnych γ stanowi wartość względną dużą w stosunku do wartości γ właściwej dla wirników sterujących.

$$\gamma = \frac{\rho a c R^4}{J_1} \dots \dots \dots [4]$$

- γ — stała masowa łopaty
- ρ — gęstość powietrza
- c — średnia cięciwa łopaty
- R — promień łopaty
- J_1 — moment bezwładności łopaty względem przegubu poziomego.

Główną rolę odgrywa tutaj promień łopaty R , który jest w czwartej potęgze. Dla wirników nośnych (jak to można wyliczyć i co zostało sprawdzone na latających śmigłowcach) czas zmalenia do połowy kąta Δa jest rzędu ułamka sekundy. Dla śmigłowca Sikorskiego R4-B czas ten jest mniejszy od 0,04 sek. Dla wirników sterujących γ jest kilkadziesiąt razy mniejsze niż dla wirników nośnych (odpowiednio mniejszy promień R). Tyle też razy wolniej będzie podążać wirnik sterujący za osią bez przekręceń (vide wzór [3]). Wynika z tego, że oś tarczy wirnika sterującego będzie się znacznie opóźniać przy wszelkich gwałtownych pochyleniach i przez to tłumić je. Jest to jedno z działań uształczniających wirnika sterującego. Zostało ono omówione tutaj z wieloma uproszczeniami dla większej jasności wykładu.

W tym przypadku — jak to zwykle bywa — stateczność osiąga się kosztem utraty sterowności, bo jeżeli wirnik powoli podąży za osią bez przekręceń, to w przypadku, gdy pilot świadomie zmieni położenie osi bez przekręceń, wirnik też będzie powoli za nią podążał. Maszyna będzie wolniej reagowała na wychylenia drążka sterowego. Znalazienie odpowiedniego złotego środka jest rzeczą konstruktora. Osiąga się to między innymi drogą odpowiedniego doboru wielkości γ łopat wirnika sterującego.

Zagadnienia pracy wirnika, poruszane w tej pracy, ujęte zostały w sposób uproszczony. Pominięto w nich niektóre czynniki, które konstruktorom śmigłowców sprawiły wiele kłopotów i przez nieuwzględnienie których niejednym śmigłowcom albo się wcale nie uniosł w powietrze, albo też uległ zniszczeniu w czasie próbnych lotów. Do takich czynników należą między innymi wszelkie zjawiska drgań, występujące zarówno na wirniku, jak i na całym śmigłowcu.

Elementy konstrukcyjne śmigłowców jednowirnikowych ze śmigłem ogonowym

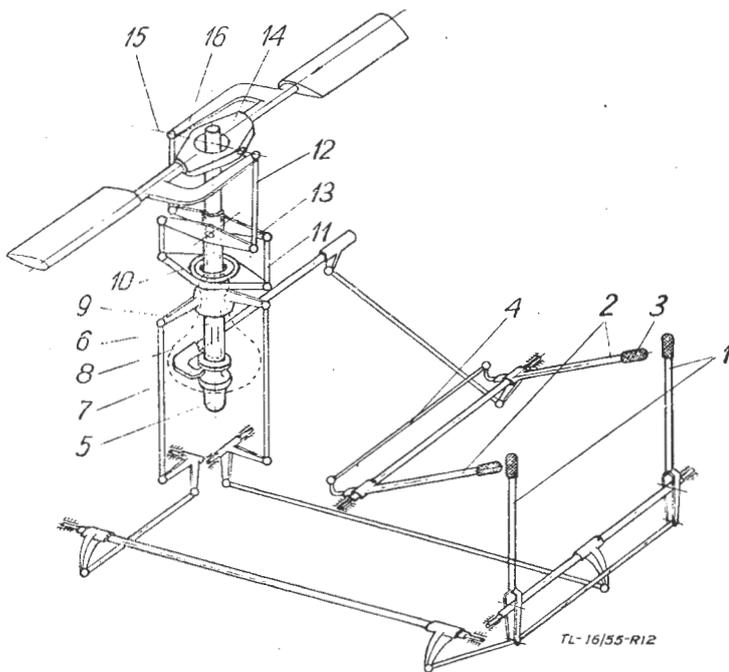
Śmigłowiec tego typu można podzielić na następujące zasadnicze zespoły konstrukcyjne: kadłub, sterownice, zespół napędzający i zespół wirujący.

1) Kadłub obejmuje wiele elementów kadłuba samolotu, jak kabinę pilotów, pomieszczenie dla silnika, kabinę pasażerską, ładownię itp. Kształtem odbiega od kształtu kadłuba

samolotu. Posiada charakterystyczną belkę ogonową z umieszczonym na niej śmigłem ogonowym, którego funkcję omówiono poprzednio. Na belce znajduje się zwykle statecznik poziomy, czasem przestawiany w locie, służący do ustalenia maszyny, przede wszystkim podczas przejścia z lotu pionowego w poziomy. Kadłub wyposażony jest w podwozie trój- lub czterokołowe. Pod śmigłem ogonowym znajduje się zwykle płoza, chroniąca je przed złamaniem przy ewentualnym zbytym zbliżeniu się części ogonowej do ziemi. Niektóre lekkie śmigłowce mają podwozie bardzo uproszczone. Są to dwie belki w postaci sań, na których stoi śmigłowiec. Podwozie takie jest nieamortyzowane lub posiada amortyzację nieznaczną. Całą zaletą takiego podwozia jest jego prostota i lekkość. Spotyka się również podwozia w postaci pływaków. Pływaki te mają zazwyczaj kształt nieprzystosowany do poruszania się po wodzie w kierunku poziomym. Są to walce dające odpowiedni wypór.

Kabina pilota obejmuje wszystkie elementy kabiny samolotu. Ponadto zawiera: obrotomierz wirnika, dźwignię skoku ogólnego i mocy, wskaźnik skoku ogólnego oraz czasami wskaźnik otwarcia przepustnicy gaźnika. Widoczność wymagana jest większa niż w samolocie, gdyż śmigłowiec może poruszać się w dowolnym kierunku, a nie jak samolot — tylko do przodu.

Istnieje kilka sposobów umieszczenia silnika w kadłubie śmigłowca. Zabudowanie silnika w ten sposób, by wał korbowy ustawiony był poziomo, pociąga za sobą konieczność zastosowania przekładni stożkowej, stosunkowo ciężkiej i przedstawiającej zawsze pewien względnie trudny problem technologiczny (przy dokładnościach, wymaganych w budowie śmigłowców). Silnik z wałem pionowym nie ma tej wady, ale tak jak i poprzedni, zajmuje cenne miejsce w okolicy środka ciężkości śmigłowca, które powinno być zajęte przez ciężary zmienne. Bardzo korzystne jest umieszczenie silnika w pozycji skośnej w przedniej dolnej części kadłuba (Sikorski S-55), który to sposób pozwala właśnie zużytkować miejsce pod wirnikiem na kabinę pasażerską lub ładownię. Piloci siedzą wtedy nad silnikiem, a wał napędzający wirnik przechodzi skośnie między ich fotelami. Dalszą zaletą tego układu jest możliwość zrealizowania przez konstruktora łatwego dostępu do silnika.



Rys. 12. Schemat sterowania wirnika. 1 — Drażek sterowy; 2 — Dźwignia skoku i mocy; 3 — Pokrętła rękojeści (doregulowanie mocy); 4 — Dalsze elementy układu sterowania mocy; 5 — Wał wirnika; 6 — Tuleja sterowania skoku ogólnego (obraca się razem z wałem i przesuwają po nim); 7 — Mechanizm napędzający tuleję sterowania skoku (ruch wzdłuż wału); 8 — Korpus przekładni głównej śmigłowca (przymocowany do kadłuba); 9 — Nie obracająca się część tarczy sterującej (tak zwany pierścień wewnętrzny) zawieszona na przegubie Kardana; 10 — Obracająca się część tarczy sterującej (tak zwany pierścień zewnętrzny), pochylająca się razem z częścią 9; 11 — Popychacz dolny; 12 — Popychacz górny; 13 — Dźwignia dwuramienna — wykonuje te same ruchy co część 6; 14 — Łożyisko przenoszące siły odśrodkowe łopat; 15 — Oś przegubu poziomego; 16 — Dźwignia łopaty.

2) Śmigłowiec wyposażony jest w następujące sterownice: skoku ogólnego i mocy, skoku okresowego i kierunku (skok śmigła ogonowego).

Sterowanie skoku ogólnego jest sterowaniem wielkości wektora ciągu, powstającego na wirniku. Jest ono związane ze sterowaniem mocy (przepustnicą gaźnika) w tym celu, aby wirnik pracował zawsze przy stałych obrotach. Przesławienie dźwigni ogólnego skoku powoduje równoczesną zmianę tak skoku ogólnego jak i mocy silnika (stąd nazwa: dźwignia skoku i mocy). Ruch dźwigni skoku przenosi się systemem dźwigni i popychaczy albo na tarczę sterującą i powoduje jej podnoszenie lub opuszczanie, albo też bezpośrednio na dźwignie wszystkich łopat. Obydwa te sposoby dają jako skutek zmianę kąta nastawienia wszystkich łopat równocześnie. Sterowanie okresowe jest sterowaniem położenia osi bez przekręceń, a więc sterowaniem kierunku wektora ciągu odchylonego od niej o kąty a_1 i b_1 , stałe dla określonych warunków lotu. Pilot, wychylając drążek sterowy, skierowuje wektor ciągu wirnika w obranym kierunku. Składowa pozioma pochylonego wektora powoduje przemieszczanie się śmigłowca w kierunku poziomym.

Sterowanie kierunkowe zapewnione jest działaniem śmigła ogonowego. Z ruchem pedałów związany jest jego skok. Zwiększenie lub zmniejszenie ciągu śmigła ogonowego powoduje zachwianie równowagi między momentem reakcyjnym wirnika nośnego oraz momentem ciągu śmigła ogonowego i w konsekwencji — obracanie się śmigłowca w kierunku działania większego momentu. Ponieważ ze zwiększeniem skoku ogólnego (oraz równoczesnym zwiększeniem mocy) wzrasta moment reakcyjny wirnika, przesławieniem skoku ogólnego powinno towarzyszyć przesławienie pedałów.

3) Zespół napędzający składa się zwykle z następujących elementów: silnik (łukowy lub turbinowy), sprzęgło rozruchowe, wałek skrętny (ew. sprzęgło elastyczne), sprzęgło wolnego biegu oraz przekładnia główna. Śmigło ogonowe czerpie napęd zwykle z przekładni głównej przy pomocy odpowiedniej pędni biegnącej wzdłuż całej belki ogonowej. Ze względu na to, że śmigłowiec bardzo często porusza się z prędkością bliską zera, silnik wyposażony jest w wentylator, który wywołuje przepływ powietrza około cylindrów silnika, niezależnie od prędkości maszyny. Wentylator pochłania znaczną część mocy (5—10%), dlatego ekonomicznie jest zastosować chłodzenie eżektorowe. Polega ono na wykorzystaniu działania ssącego strumienia spalin, skierowanego do specjalnej dyszy.

Ponieważ moment bezwładności wirnika posiada wartość stosunkowo dużą, stosuje się sprzęgła rozruchowe. Sprzęgło takie zapewnia silnikowi rozruch w ten sposób, że w pierwszej chwili wirnik jest w stanie spoczynku i stopniowo zostaje rozkręcany przy pomocy odpowiedniego urządzenia, np. tarczowego lub hydraulicznego. Dopiero w chwili, gdy obroty są sobie bliskie, siły odśrodkowe powodują bezpośrednie sprzężenie. Dla uzyskania płynniejszej współpracy między silnikiem a wirnikiem stosuje się sprzęgła elastyczne lub wałki skrętne. Zabezpieczają one wirnik przed nadmiernymi przyspieszeniami kątowymi, wynikłymi z nierównomiernością momentu obrotowego silnika. W celu zapewnienia wirnikowi możliwości swobodnej autorotacji stosuje się sprzęgło wolnego biegu, które jest rodzajem jednokierunkowego sprzęgła zapadkowego. Powinno być ono umieszczone tak, by wirnik w czasie autorotacji napędzał śmigło ogonowe. Aczkolwiek stan autorotacji nie pociąga za sobą działania momentu reakcyjnego, śmigło ogonowe musi się wtedy obracać, gdyż w przeciwnym razie śmigłowiec w czasie autorotacji byłby pozbawiony możliwości sterowania kierunkowego.

Śmigłowce nie wymagające przekładni stożkowej (wał silnika pionowo zabudowany), mają zwykle jedną przekładnię typu planetarnego. Stopień redukcji przekładni musi być odpowiednio duży, gdyż obroty wirnika w stosunku do silnika łukowego różnią się znacznie (nierzadko ponad dziesięciokrotnie). Dla turbin spalinyowych stosunek ten jest oczywiście o wiele większy. Poprzez korpus przekładni przenosi się na kadłub śmigłowca prawie cały moment reakcyjny.

Ewentualne zastosowanie dwóch silników na śmigłowcu jednowirnikowym skomplikuje jeszcze bardziej zespół napędzający. Sprawa ta jest o tyle aktualna, że przepisy dla statków powietrznych komunikacyjnych wymagają, aby podczas uszkodzenia jednego z silników lot mógł być kontynuowany. Aczkolwiek na pierwszy rzut oka mogłoby się wydawać, że układ jednowirnikowy jest odpowiedni przede wszystkim dla mniejszych jednostek, istnieją wypowiedzi poważnych konstruktorów śmigłowcowych, potwierdzające możliwość budowania jednostek kilkudziesięciomiejscowych w tym układzie.

Maszyny wielowirnikowe napędzane są w ten sposób, że stosunek obrotów poszczególnych wirników jest zawsze stały. Istnieje więc konieczność sprzężenia mechanicznego wirników. W przypadku, gdy każdy wirnik ma swój własny silnik, sprzężenie to przenosi jedynie różnicę mocy poszczególnych silników, w przypadku zaś uszkodzenia jednego z silników sprzężenie musi przenieść połowę mocy na wirnik, pozbawiony w danej chwili bezpośredniego napędu.

4) Schemat zespołu wirującego, wynikający z pierwszej części niniejszej pracy, jest niekompletny. Pominięto w nim elementy niekonieczne dla zrozumienia zagadnień będących przedmiotem części pierwszej. Odnośnie zawieszania łopaty w głowicy (piasta) należy dodać, że mają zastosowanie również — obok przegubów poziomych — przeguby pionowe. Łopata ma wtedy możliwość wykonywania wahań w płaszczyźnie wirowania. Eliminuje się w ten sposób źródło drgań, jakim jest zmieniający się okresowo opór łopaty. Dla poprawnej pracy wirnika wymagane jest, aby ruch łopat wokół przegubu pionowego był tłumiony. Stosuje się tłumiki cierne.

Łopaty nośne stosuje się zarówno drewniane, jak i metalowe. Metalowe sprawiają ciągle jeszcze bardzo duże trudności technologiczne, gdyż nitowanie, ze względu na zmęczeniowe obciążenia, jakim podlegają, nie może mieć tutaj zastosowania. Metalowe łopaty bywają więc klejone. Bywają rozwiązania, w których zastosowano jako rodzaj dźwigara rurę

o zmiennym przekroju. Do niej przykleja się zebra i całość kryje się — oczywiście klejąc — blachą lub częściowo płótnem. Stosuje się również elementy wyciskane ze stopów lekkich w postaci trójobwodowych noskowych kesonów. Podczas wyciskania, elementom tym nadaje się odpowiednie zwężenie. Do elementów tych dokleja się zeberka, które pokrywa się blachą. Metalowe łopaty mają wiele zalet, lecz wykonanie ich wymaga pokonania dużych trudności oraz jest bardzo kosztowne.

Łopaty drewniane można wykonać o wiele łatwiej. Ze względu na wymagane położenie środka ciężkości w ognisku profilu, część przednią łopaty stanowi pręt stalowy, oklejony drewnem. Do takiego przodu łopaty dokleja się zeberka i całość kryje sklejką i płótnem.

Łopata sterująca stanowi stosunkowo lekki płat o małym wydłużeniu, umieszczony na końcu rury.

Artykuł wpłynął dnia 25 lutego 1955 r.

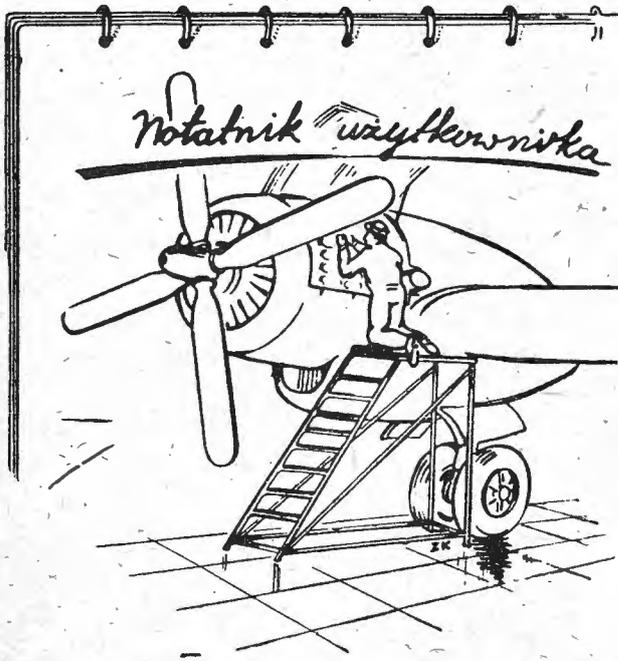
LITERATURA

J. K. Zbrożek: Stability and Control of Single Rotor Helicopter with Hinged Blades, Aircraft Engineering, Vol. XXI Nr 240, February 1949.

A. M. Izakson: Gielikoptiery, Oborongiz, Moskwa, 1947.

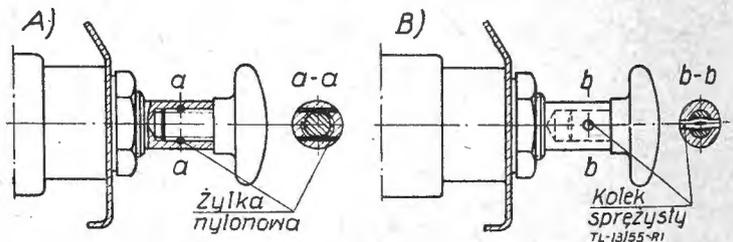
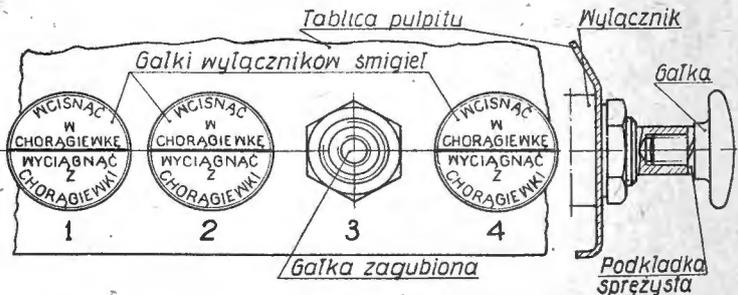
W. Barszewski: Wiertolot, Krylia Rodiny Nr 6, 1954.

W. Barszewski: Wiertolot w polocie, Izdatelstwo DOSAAF, Moskwa, 1954.



Zagubiona gałka wyłącznika uniemożliwia przestawienie śmigła w choraگیewkę

Poniżej zamieszczamy jeszcze jedną wzmiankę, opracowaną przez mgr inż. Stanisława Madeyskiego, na podstawie materiału Guggenheim Aviation Safety Center. Nie mamy w dalszym ciągu żadnego odzewu naszych Czytelników na wezwanie o przysyłanie rodzimych opracowań i notatek do Działu „Notatnik użytkownika”.



Do przestawiania śmigła stosowane bywają wyłączniki, których wciśnięcie powoduje przełączenie śmigła w położenie w choraگیewkę, wyciągnięcie zaś — przełączenie do układu, umożliwiającego dowolne przestawianie, na przykład za pomocą regulatora stałych obrotów. Gałki używanych wyłączników są zwykle zabezpieczone za pomocą podkładki sprężystej (Grovera). Drgania występujące na pulpicie, gdzie są ustawione te wyłączniki, powodują przy takim zabezpieczeniu powolne odkręcanie się gałki i często jej zagubienie. W krytycznym momencie, wymagającym ułamka sekundy, przestawienie śmigła w choraگیewkę mogło uratować czterosilnikowy samolot przez wyłączenie uszkodzonego silnika, ale brak gałki do uchwycenia ręką uniemożliwił pilotowi wykonanie wymaganej czynności przełączenia śmigła w choraگیewkę, zwiększając przez to istniejące ryzyko dla całej załogi i pasażerów.

Pracownicy użytkującego sprzęt towarzystwa komunikacji lotniczej, wykonali małą przeróbkę mającą zapobiec luzowaniu i gubieniu gałek wyłączników, zastępując stosowane

nieskuteczne podkładki sprężyste. W trzonie wyłącznika wywiercono w poprzek dwa małe otworki w obrębie części gwintowanej, gdzie wkręcany jest trzpień gałki. W otworki te wprasowane są żyłki z nylonu, które wchodzą pomiędzy nitki gwintu, przytrzymując gałkę i chroniąc ją przed luzowaniem i zagubieniem (A — na rysunku). Zabezpieczenie takie można by wykonać w sposób inny, na przykład przez zastosowanie sprężystego kołka, który łączy odpowiednio ukształtowany trzpień gałki z trzonem wyłącznika (B — na rysunku).

Nowości techniczne

Samolot integralny

Samolot¹⁾ jest to środek transportowy, poruszający się w powietrzu, mogący przenosić ludzi i ładunek z miejsca na miejsce. To, że ruch odbywa się w powietrzu — ośrodku o małym oporze — pozwala na uzyskiwanie dużych prędkości, co jest zasadniczą cechą samolotu jako środka transportowego. Tym samym osiągnięcie jak największych prędkości jest wymaganiem naczelnym, wymagania dalsze to bezpieczeństwo i ekonomia ruchu oraz łatwość użytkowania. Takie postawienie sprawy wyróżnia samolot spośród innych środków transportu i wyciska jednocześnie swe piętno na całym rozwoju lotnictwa.

Walka o prędkość jest podstawową treścią postępu lotnictwa, zadośćuczynianie wymaganiom postawionym na drugim planie w mniejszym lub większym stopniu dotrzymuje kroku głównej linii rozwojowej. Czynniki drugoplanowe — bezpieczeństwo, ekonomia i łatwość użytkowania — w pewnym stopniu wpływają na siebie dodatnio, a w pewnym stopniu są z sobą sprzeczne. Dla utrzymania sensownej równowagi pomiędzy tymi czynnikami konieczne jest przyjęcie kompromisu. Zresztą ta równowaga jest naruszana co pewien czas i następują przesunięcia w takim czy innym kierunku.

Analizując rozwój lotnictwa trzeba stwierdzić, że wprawdzie kamieniami milowymi są nowe, śmiałe pomysły i odkrycia — trzeba je jednak rozpatrywać na tle ogólnego rozwoju fizyki i techniki, a także wziąć pod uwagę bezwładność zarówno umysłów ludzi techniki jak też konserwatyzm przemysłowców i użytkowników.

Mimo że postęp w lotnictwie jest tak szybki jak w prawie żadnej innej gałęzi techniki, szereg pomysłów doczekał się realizacji dopiero po 15—25 latach (np. śmigło przestawialne było już zbudowane w 1920 roku, a zaczęło być szerzej stosowane dopiero w latach 1935—40), a pewne koncepcje były zapomniane i ponownie zdobyły prawo obywatelstwa po dłuższym czasie (np. podwozie trójkołowe stosowano chętnie na pierwszych samolotach, ponownie zostało wprowadzone do powszechnego użytku w latach czterdziestych²⁾).

Postęp techniczny jest połączony z długotrwałymi przygotowaniem i próbami, wiele zagadnień jest współzależnych, czasem trzeba pokonywać trudności na innych terenach, a potem dopiero rozwiązywać problem podstawowy. Tak na przykład zbudowanie silnika turbinowo-odrztutowego było możliwe z chwilą opanowania konstrukcji wysokosprawnych sprężarek i turbin oraz uzyskania materiałów żaroodpornych, rozwój sprężarek osiowych ściśle się łączy ze studium profilu lotniczego itd.

Te fakty są powszechnie znane. Mniej się natomiast mówi o takich czynnikach hamujących postęp techniczny, jak bezwładność umysłów, konserwatyzm i ignorancja ludzi techniki i ludzi mających wpływ na jej rozwój. A te właśnie czynniki dużo zaważyły na rozwoju lotnictwa.

Nawet do nowożytnych czasów panowała prawie powszechna niewiara w możliwość lotu człowieka, poglądy takie wypowiadał nawet sławny fizyk, jakkolwiek takie fakty jak lot ptaków i owadów, a nawet unoszenie się w powietrzu opadających liści czy nasion, nie ulegały najmniejszej wątpliwości.

Byli jednak ludzie obdarzeni większą fantazją i mający szersze horyzonty, którzy tworzyli wizje statków napowietrznych, ciągnionych przez ptaki lub też napędzanych wioślami. Przenosili po prostu to, co widzieli w transporcie lądowym czy wodnym, na ocean powietrza. Trudności realizacji tych wizji były tak oczywiste, że nikt się zrazu nie siłił na ich urzeczywistnienie. Zmiana sytuacji nastąpiła dopiero z chwilą rozwoju fizyki i techniki, z chwilą gdy człowiek zaczął rozumieć otaczające go zjawiska przyrody i nauczył się wyciągać wnioski oraz wykorzystywać prawa przyrody i właści-

wości materii. Powstał balon wolny i spadochron. Lot statków cięższych od powietrza został opanowany później, wymagał większego rozwoju wiedzy. Człowiek mniej lub więcej wnikliwie starał się naśladować lot ptaków. W pierwszych, na ogół nieudanych, lotach więcej było prymitywnego naśladowania, fantazji i ryzykanctwa niż dojrzałej myśli poznania praw lotu. Dziś dobrze zdajemy sobie sprawę z trudności tego zagadnienia i do tej pory statek latający na podobieństwo ptaków (ornitopter) nie został technicznie zrealizowany. Sukces dało zaatakowanie problemu łatwiejszego — naśladowania lotu szybkiego ptaków.

Jeżeli chodzi o lot silnikowy, to był on uzależniony od rozwoju lekkiego silnika. Pierwsi lotnicy, nie namyślając się wiele, wzięli to, co było do dyspozycji — tłokowy silnik parowy i spalinowy. Dodali do niego „śrubę”, która dobrze zdawała egzamin na statkach wodnych. Silniki tłokowe, oddające energię w postaci momentu kręcącego się wału, były stworzone do napędu maszyn lub też pojazdów kołowych, gdzie ruch wirujący jest najodpowiedniejszy. Statek latający wymagał siły napędowej nie momentu, była już znana zasada napędu odrztutowego (młynek Herona, wóz Cougnota), znane były również już rakiety, a ich technologia i użyteczność stały na dość wysokim poziomie. Mimo to, przyjęcie silnika tłokowego i śmigła było celowe i słuszne, gdyż ten napęd daje większą sprawność przy małych i średnich prędkościach lotu, jakie w początkowym okresie lotnictwa wchodziły pod uwagę. System sterowania samolotami został zapożyczony częściowo od statków wodnych, a częściowo od ptaków. Ta metoda zapożyczania pozwoliła na zbudowanie samolotu i jego szybki rozwój, jednakże z czasem zaczęły się ujawniać słabe strony takiego postępowania. Wytworzył się taki stan, że konstruktor samolotu — aerodynamik, projektował właściwie sam płatowiec, opracowywał urządzenia wytwarzające siłę nośną na zasadzie aerodynamicznej, starał się o zmniejszenie oporu statku do minimum, silnik był po prostu „dokupiony” i ustawiony na samolocie. Konstruktor zaś silników nie interesował się zagadnieniami aerodynamicznymi, starał się jedynie o uzyskanie największych mocy przy jak najmniejszym ciężarze, zużyciu paliwa i jak największej niezawodności ruchu. Tak więc rozwój płatowców i silników poszedł dwoma torami, biegnącymi obok siebie, lecz wykazującymi pewną niezależność.

Zarówno pierwsza, jak i druga wojna światowa wykazała, że samolot jest doskonałym narzędziem walki. O jego wartości decydowała przewaga prędkości nad samolotem przeciwnika, sprawy bezpieczeństwa, ekonomii czy łatwości użytkowania schodziły na dalszy plan. Początkowo zwiększanie prędkości uzyskiwano przez zwiększenie mocy silników, potem, gdy ten sposób zaczął dawać coraz słabsze wyniki, zaczęto rafinować stronę aerodynamiczną — stałemu zwiększaniu prędkości towarzyszył ciągły wzrost jednostkowego obciążenia powierzchni, tym samym podnosił się i prędkość minimalna lotu, a w następstwie zwiększa się długość startu i lądowania, obniżając jednocześnie bezpieczeństwo tych faz lotu. By temu zaradzić, opracowano wiele urządzeń zwiększających siłę nośną, jedną z bardziej obiecujących metod jest sterowanie warstwy powierzchniowej na płacie — nie było jednak do dyspozycji odpowiedniego silnika, który mógłby uruchomić wielkie masy powietrza, jakiego by służyły do odsysania względnie zdmuchiwanie zużytej warstwy powierzchniowej. Silnikowcy robili nadal swoje, coraz doskonalsze, silniki tłokowe, przemysł je produkował w wielkich ilościach, użytkownicy się do nich przyzwyczaili — nie łatwo można się spodziewać naruszenia tak ustalonego porządku rzeczy. Rozwój lotnictwa szedł wyznaczoną drogą. Aby złagodzić skutki zwiększania prędkości lotu rozbudowano urządzenia naziemne, rozwinięto osprzęt samolotowy i urządzenia pomocnicze; nawigacyjne i łączności — co w sumie ogromnie skomplikowało i podrożyło samolot. Jakkolwiek liczba wypadków liczona na liczbę przeleciańnych kilometrów stale spada, to jednak katastrofy się zdarzają, a ich skutki są poważne.

Aby uniezależnić ruch od przygotowanych lądowisk i zbliżyć miejsca startów i lądowań do centrum miast, lotniska zaczęły się oddalać od miast i coraz mniej znajduwano terenów nadających się do ruchu samolotów — rozwinięto najpierw wiatrakowce (auto giro), następnie śmigłowce. Pozwalają one na start i lądowanie na bardzo małej przestrzeni, prawie nie

¹⁾ Słowo — samolot — w niniejszym artykule jest traktowane w szerszym znaczeniu, niż to się obecnie stosuje. Norma PN/L-02 501 „Statki latające — Określenia i klasyfikacja ogólna”, ściśle określająca pojęcie — samolot — jest jednak w świetle dalszego ciągu artykułu przestarzała, nie znajdujemy w niej nazwy, która by określała to, co Autor w tym artykule nazywa samolotem, względnie samolotem integralnym.

²⁾ Inne przykłady może Czytelnik znaleźć np. w artykule St. Madeyskiego „O wykorzystanie literatury patentowej z dziedziny lotnictwa” Technika Lotnicza 6/1954, str. 153.

przygotowanej, osiągnęły one już wysoki stopień rozwoju, z samej swej jednak zasady nie pozwalają na osiągnięcie wielkich prędkości lotu, co jest ich główną i wielką wadą jako lotniczego środka transportowego.

W celu połączenia zalet samolotu i śmigłowca zaproponowano układy kombinowane, tak zwane przemiennopłaty. Śmigło-wirnik nośny służy tu bądź do wytwarzania ciągu, bądź do wytwarzania siły nośnej w zakresie prędkości małych, w zakresie prędkości dużych ciąg daje silnik odrzutowy, siłę nośną zaś — nieduże skrzydło. Trudność polega na konieczności skojarzenia wielu elementów, zresztą już znanych, w jedną całość, przy czym każdy z tych elementów ma inny obszar najkorzystniejszych warunków pracy. Obecnie, w przeciwstawieniu do wielkiej liczby proponowanych układów, liczba latających przemiennopłatów jest znikoma.

Jako przykład interesującego przemiennopłata może służyć Bell XV-3, rys. 1. Zewnętrzny układ jest podobny do samolotu,



Rys. 1. Przemiennopłat Bell XV-3

przemiennopłat posiada skrzydło — zresztą o dość małej powierzchni, kadłub i usterzenie zwykłego typu, podwozie stanowią dwie długie płozy — podwozie takie jest charakterystyczne dla śmigłowców. Na końcach skrzydła umieszczone są gondole z osadzonymi w nich trójramiennymi wirnikami, o średnicy około 6,1 m. Osie wałów wirników mogą przyjmować położenie od pionu do poziomu, przy czym przejście z jednego położenia w drugie trwa 10—15 sekund. Wirniki są napędzane silnikiem Pratt & Whitney R-2800, o mocy nominalnej 2 000 KM, umieszczonym w kadłubie bezpośrednio za płatem. Obszerna kabina w przedniej części kadłuba mieści 4 ludzi. Rozpiętość przemiennopłata wynosi około 9 m, wysokość około 4 m.

Do startu wały wirników są w położeniu pionowym i przebieg startu jest taki sam jak w przypadku śmigłowca. Po nabraniu odpowiedniej wysokości wały wirników zostają pochylone do przodu, wskutek tego prędkość pozioma zaczyna wzrastać, płat wytwarza coraz większą siłę nośną, aż do całkowitego zrównoważenia ciężaru aparatu — przemiennopłat leci teraz tak jak zwykły samolot. Dla uzyskania lepszych warunków pracy wirników, grających teraz rolę śmigieł napędowych, ich prędkość obrotowa zostaje zmniejszona — do tego celu służy specjalna przekładnia. Prędkość lotu poziomego jest rzędu 300 km/godz, co jest znacznie więcej niż to mogą osiągać zwykłe śmigłowce.

Do lądowania należy najpierw zmniejszyć prędkość poziomą, przestawiając jednocześnie wały w położenie pionowe i przemiennopłat ląduje dalej jak śmigłowiec. W razie uszkodzenia silnika istnieje możliwość lądowania na samokręcie wirników (autorotacji).

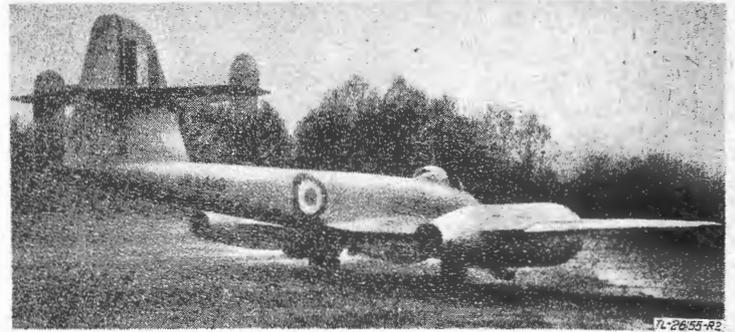
Dla zilustrowania oporów hamujących rozwój, o których była mowa na początku, należy zaznaczyć, że pierwszy projekt opisanego przemiennopłata powstał w 1943 roku, budowę zaczęto w 1951, a do tej pory nie został on jeszcze oblatany.

W latach czterdziestych przed samolotem z silnikiem tłokowym stanęło widmo „bariery dźwięku”. Specjaliści wykazali, że silnik tłokowy i śmigło nie będą w stanie dostarczyć ciągu, który by mógł zrównoważyć opór samolotu przy prędkościach przydźwiękowych. Przypomniano sobie silniki rakietowe i napęd odrzutowy. W międzyczasie technika budowy silników poszła daleko naprzód, z drugiej strony — potrzeba nowego napędu, który przełamałby „barierę dźwięku” była tak paląca, że bardzo szybko zaczęły powstawać silniki turbinowoodrzutowe, najodpowiedniejsze dla tego zakresu

prędkości. Wytworzyło to warunki sprzyjające rozwojowi silników odrzutowych.

Ponieważ silniki turbinowoodrzutowe dają ciąg dwa do czterech razy większy od ich ciężaru, zaistniała możliwość użycia ich do wytwarzania siły nośnej, podobnie zresztą jak to robi silnik tłokowy i wirnik śmigłowca.

Pewien przedsmak tego, jak może wyglądać wykorzystanie napędu odrzutowego do wytwarzania siły nośnej daje rys. 2, przedstawiający samolot „Meteor” z dwoma silnikami R. R.



Rys. 2. Samolot odrzutowy „Meteor” z dodatkowymi odgałęzleniami rur wylotowych silników odrzutowych (widoczne pod gondolami)

Nene. Do klasycznych instalacji silnikowych dodano w połowie rur wylotowych dodatkowe rury, skierowane również do tyłu, lecz odchylone od poziomu w dół o 60°. Same silniki są wysunięte bardziej do przodu niż w oryginalnej instalacji w tym celu, aby osie dodatkowych rur wylotowych mogły przechodzić przez środek ciężkości samolotu — ciąg spowodowany strumieniem gazów wylatujących przez te dodatkowe wyloty nie będzie mógł dzięki temu dawać szkodliwego momentu, naruszającego wyważenie i stateczność samolotu. Odpowiednia klapa, umieszczona w miejscu rozgałęzienia się rur wylotowych, sterowana hydraulicznie przez pilota, pozwala na przepuszczenie gazów wylotowych wprost do tyłu lub też na skos do dołu. Te dodatkowe wyloty są stosowane dla ułatwienia startu oraz lądowania. W rozpatrywanym układzie, przy pełnym ciągu silników i skierowaniu strumienia gazów skośnie do dołu, składowa pionowa ciąża może zrównoważyć ok. 45% ciężaru samolotu, tym samym skrzydło musi wytworzyć tylko 55% siły nośnej, co przy tym samym współczynniku siły nośnej pozwala na obniżenie prędkości o około 25%, ciąg do przodu spada przy tym do połowy. Jeżeli do startu zastosuje się następującą technikę — rozpedzenie przy pełnym ciągu i skierowanie gazów wylotowych wprost do tyłu, przy zbliżeniu się do prędkości wynoszącej około 3/4 normalnej prędkości odrywania się od ziemi przetrzucenie gazów do rur dolnych i oderwanie samolotu od ziemi — długość rozbiegu wyniesie przy tym około 60% normalnej długości.

Użycie ciągu skierowanego na skos do dołu daje również zmniejszenie prędkości podchodzenia do lądowania i skrócenie dobiegu. Nie można jednak stosować pełnego ciągu, gdyż składowa pozioma będzie miała za dużą wartość. Przy użyciu np. 60% ciągu, co jest już dopuszczalne, można uzyskać zmniejszenie prędkości o 20%, a skrócenie długości dobiegu do 70%. Należy zaznaczyć, że powyższe dane liczbowe są wartościami obliczeniowymi i jest mało prawdopodobne, by je można było osiągnąć w warunkach lotu, a to z racji zmniejszania się skuteczności sterów z prędkością lotu, samolot jest wyposażony w zwykły układ sterowania; dodatkowe powierzchnie pionowe na usterzeniu poziomym zapewniają jedynie dostateczną stateczność kierunkową, zmniejszoną wysunięciem silników do przodu. Pełne wykorzystanie zmiany kierunku ciągu będzie możliwe przy zastosowaniu dodatkowego sterowania skutecznego przy małych prędkościach lotu. Będzie to wymagało wprowadzenia dalej idących zmian konstrukcyjnych, niż to widzimy na samolocie pokazanym na rysunku.

Okoliczność, że silniki odrzutowe operują dużymi ilościami sprężonego powietrza i spalają od dużej energii, umożliwia realizację sterowania warstwy powierzchniowej na płatach i kadłubie oraz wykorzystywanie ich do sterowania całym samolotem. Powszechnie dotychczas stosowane sposoby sterowania powierzchniami aerodynamicznymi mają wiele wad (mała skuteczność na małych prędkościach, opór aerodynamiczny, zmiany charakterystyki spowodowane np. oderwaniem opływu lub efektami ściśliwości powietrza). Sterowanie za po-

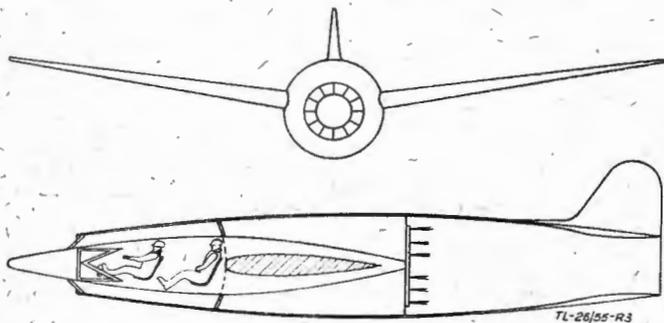
średnictwem odchylenia strumienia spalin czy też „tryskania” sprężonym powietrzem w pewnym kierunku daje w tym względzie nowe możliwości.

Już z tych kilku podanych wyżej uwag wynika, że dawna metoda opracowania płatowca i „wstawienia” doń silnika odrzutowego nie może być zadowalająca na dłuższą metę, nie pozwoli bowiem wykorzystać wszelkich możliwości, jakie daje aerodynamika i napęd odrzutowy. Pełne korzyści może dać dopiero wytworzenie samolotu zespalającego część aerodynamiczną z częścią napędową w jeden system, spełniający zadania wytwarzania siły nośnej, pokonywania oporu, sterowania i zapewniania stateczności ruchu. W takim układzie będzie można osiągnąć bardzo duży zakres prędkości i wysokości lotu, a także start i lądowanie na ograniczonym i prawie nieprzygotowanym terenie. Zagadnienia bezpieczeństwa, ekonomii i łatwości użytkowania są do pewnego stopnia funkcją rozwoju technicznego każdego systemu i dlatego we wczesnej fazie rozwojowej nie można tych zagadnień ściśle sprezywać. Jest natomiast jasne, że logiczne połączenie znanych elementów nie może dać gorszych wyników niż ich zwykłe sumowanie.

Tak więc samolot nowego typu — samolot integralny — rokuje duże możliwości. Musi on być projektowany jako całość przez jeden zespół konstruktorski. Konieczne jest zerwanie z dotychczasowym tradycyjnym podziałem na konstrukcyjne biura płatowcowe i silnikowe. Współczesna wiedza lotnicza ma w zapasie szereg niewykorzystanych koncepcji, które winny znaleźć zastosowanie w samolocie integralnym. Integralność musi dotyczyć również urządzeń pomocniczych — pewne przykłady już stosowane — to użycie do klimatyzacji kabin powietrza sprężonego z silnika odrzutowego, odladzanie krawędzi natarcia płatów za pomocą spalin.

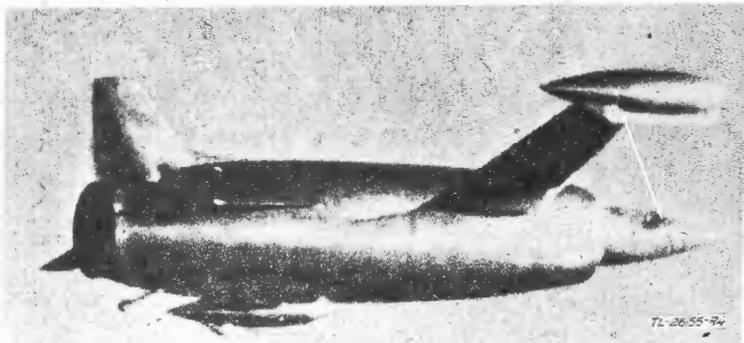
Zasada integralności występuje jeszcze wyraźniej w przypadku samolotów na bardzo wielkie prędkości i wysokości lotu. Szeroki zakres warunków pracy będzie tu wymagał przynajmniej dwu rodzajów napędu — jednego dla małej prędkości i warunków przyziemnych, drugiego — dla dużej wysokości i prędkości lotu. Wchodzące pod uwagę silniki odrzutowe — przelotowe i strumieniowe, w których jest co najmniej tyle aerodynamiki co termodynamiki, wymagają bardzo ścisłego dopasowania do warunków lotu dla uzyskania prawidłowej i ekonomicznej pracy.

Francuz R. Leduc, od dwudziestu kilku lat pracuje nad samolotem na bardzo duże prędkości, napędzanym silnikiem strumieniowym. Schemat takiego samolotu z roku 1938 jest przedstawiony na rys. 3. Do tej pory nie jest jeszcze zbudowany samolot użytkowy według powyższego schematu.



Rys. 3. Projekt samolotu z silnikiem strumieniowym z roku 1938

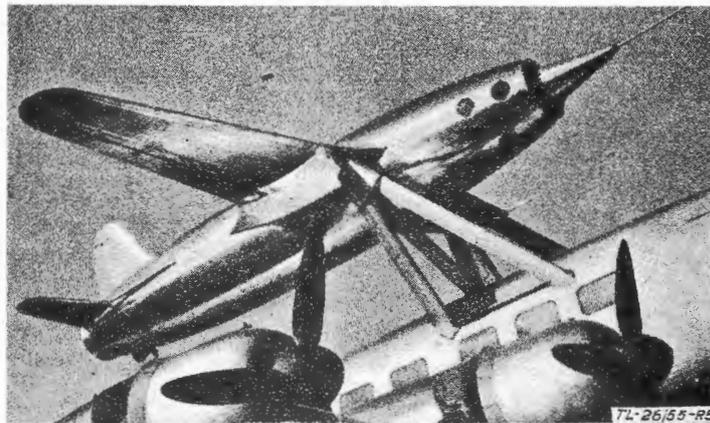
Rysunek 4 przedstawia najnowszy latający prototyp O21, służący do celów doświadczalnych.



Rys. 4. Samolot Leduc-O21

Kadłub stanowi właściwie jeden wielki silnik strumieniowy o średnicy 2,5 m. Jego wnętrze zawiera jedynie wtryskiwacze paliwa oraz stateczniki płomieni. W części przedniej jest gondola mieszcząca kabinę pilota, kabina ta jest uszczelniona i może być odłączona od reszty samolotu w razie potrzeby. Skrzydła, usterzenie zwykłego typu i podwozie układu tandem, są „doczepione” do kadłuba-silnika.

Samolot ten jest niesamodzielną, startuje on na „barkach” czterosiłkowego samolotu typu „Languedoc”. Start takiego zespołu jest dość długi, po około 30 minutach lotu jest osiągnięta wysokość rzędu 7 500 m, teraz następuje zapalenie sil-



Rys. 5. Samolot Leduc-010, umieszczony na kadłubie samolotu „Languedoc”

nika strumieniowego, może on już pracować przy prędkości powyżej 340 km/godz, zapas paliwa, umieszczonego w zbiornikach osadzonych na końcach skrzydła, wystarcza na 15 minut lotu. Przy prędkości rzędu 1 000 km/godz uzyskuje się ciąg około 6 500 kG, co odpowiada 25 000 KM. Ciężar samolotu przy starcie wynosi 5 200 kG. Kąt wznoszenia przy prędkości rzędu 1 000 km/godz może dojść do 50°, co daje prędkość wznoszenia około 200 m/sek. Samolot może osiągnąć prędkość odpowiadającą liczbie Macha 1 do 2, pułap sięga do 25 000 m. Ponieważ ciężar paliwa stanowi do 30% ciężaru całkowitego, do lądowania samolot jest dość lekki, a przez to bezpieczny i pozwalający na nieduże prędkości podejścia i lądowania. Dla usamodzielnienia samolotu przewidziane jest umieszczenie na końcach skrzydła dwóch silników turbinowo-odrzutowych Turbomeca Marbore, o ciągu po 300 kG.

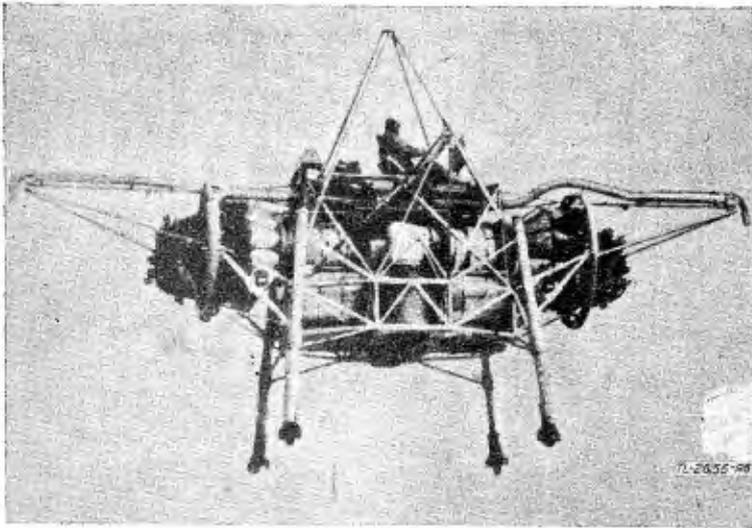
Szereg postulatów integralności znajduje swój wyraz w samolotach Leduca. Nie dąży on jednak do zbudowania samolotu uniwersalnego, studiuje przede wszystkim napęd strumieniowy. Nie należy więc zestawiać i porównywać jego koncepcji z układami, gdzie zasada integralności jest zastosowana w całej rozciągłości. Samoloty jego konstrukcji zbliżają się jednak bardzo do układu „latającego silnika”.

Należy zdać sobie sprawę z ogromnych trudności przy konstruowaniu takiego systemu latającego. Większość elementów musi być zaprojektowana od nowa, zaledwie niewielka część agregatów produkowana seryjnie będzie mogła być wykorzystana. Badanie poszczególnych podzespołów na stoiskach będzie mogło być przeprowadzone jedynie w bardzo rozbudowanych i kosztownych urządzeniach badawczych, badanie produktu ostatecznego będzie musiało nastąpić bez etapów pośrednich, od razu w rzeczywistych warunkach lotu. Nie ostatnią trudnością będzie uzyskanie zainteresowania i poparcia ze strony przyszłych użytkowników, dla których samoloty integralne tworzą nowe problemy eksploatacyjne, a korzyści będą widoczne dopiero po dłuższym okresie czasu.

W dotychczas opisanych przykładach zasada integralności była stosowana tylko w pewnym stopniu — mniejszym lub większym, uzyskane korzyści były odbiciem tego mniej czy bardziej zachowawczego podejścia konstruktora do zadania.

Teraz omówimy kilka rozwiązań koncepcyjnych i konstrukcyjnych, w których integralność rzuca się w oczy; jest uzyskana możliwość wykonywania lotu od prędkości równej zeru aż do dużej prędkości, do przekroczenia prędkości dźwięku.

Rys. 6 przedstawia „latające łoże”, konstrukcji Rolls-Royce’a; na ramie prostej konstrukcji są ustawione w pozycji poziomej w jednej osi dwa silniki odrzutowe R. R. Nene, zwrócone do siebie rurami wylotowymi. Te rury wylotowe są odgięte o 90° w dół, przy czym rura wylotowa jednego z silników jest rozdwojona i obejmuje pojedynczą rurę silnika



Rys. 6. „Latające łoże” konstrukcji Rolls-Royce'a

drugiego. W ten sposób wypadkowy ciąg przechodzi zawsze przez ten sam punkt, niezależnie od tego, czy pracują obydwa silniki, czy też tylko jeden z nich. Ma to zasadnicze znaczenie, np. w razie wyłączenia czy też uszkodzenia jednego z silników. Każdy z silników daje największy ciąg statyczny ok. 2 250 kG, przy ciężarze własnym około 800 kG. Naddatek ciągu $2 \times (2\,250 - 800) = 2\,900$ kG idzie na zrównoważenie ciężaru konstrukcji „łóża”, osprzęt, sterowanie, zapas paliwa i na załogę.

Ciążar całkowity „łóża” wynosi 3 500 kG. Tak więc stosunek ciężaru do ciągu wynosi około 0,78. „Łoże” nie jest więc zbyt ekonomicznym statkiem latającym — dla samolotu konwencjonalnego ten stosunek wynosi od 2 do 15.

O ile „samounoszenie się” silników nie jest rewelacją, to zasadniczy problem leży w rozwiązaniu zagadnienia stateczności i sterowności „łóża”. O tej sprawie wiadomo na razie tyle, co widać z rysunku — wokół „łóża” promieniowo na zewnątrz są skierowane 4 rury z zakończeniami skierowanymi w dół. Z dyfuzorów sprężarek silników odrzutowych jest pobierane powietrze za pośrednictwem pierścieniowego ujęcia, dalej to powietrze jest skierowane prawdopodobnie do kolektora i zespołu zaworów sterujących, sprężonych z drążkiem sterowym pilota. Pilot, za pośrednictwem drążka sterowego może zmieniać wydatek powietrza wytryskiwanego przez poszczególne końcówki rur, wywołując impulsy, dające obrót „łóża” względem jego środka ciężkości — w ten sposób można uzyskać moment pochylający, przechylający i odchylający, sterując zaś dźwigniami gazu silników można regulować prędkość lotu. Ponieważ taki układ sterowania nie zapewnia sam przez się stateczności, dla odciążenia pilota i zwiększenia bezpieczeństwa lotu jest prawdopodobnie zastosowane urządzenie samoczynne — rodzaj automatycznego pilota, zapewniającego stateczność. Podwozie składa się z czterech goleni amortyzowanych, zaopatrzonych w małe kółka. W razie uszkodzenia obu silników nie ma żadnego sposobu wytworzenia siły nośnej i wydaje się, że jedynie odpowiednio dużym spadkiem można zmniejszyć prędkość opadania zespołu do bezpiecznych granic.

Wymiary „łóża” są następujące: długość 7,6 m, wysokość 5,5 m. Zbiorniki z paliwem są umieszczone pod silnikami. Takie umieszczenie obniża środek ciężkości układu, co jest korzystne ze względu na stateczność.

„Łoże” wykonało loty w miejscu i przeloty na wysokości do 15 m, prędkość do przodu wynosi do 40 km/godz, swoboda manewrowania jest zachowana aż do prędkości wiatru około 30 km/godz. Zapas paliwa wystarcza na 9 minut lotu. Przy lądowaniu „łoże” nieco podskakuje, amortyzatory są dość twarde i bez ugięcia wstępnego, liczone są raczej na wypadek uszkodzenia silników.

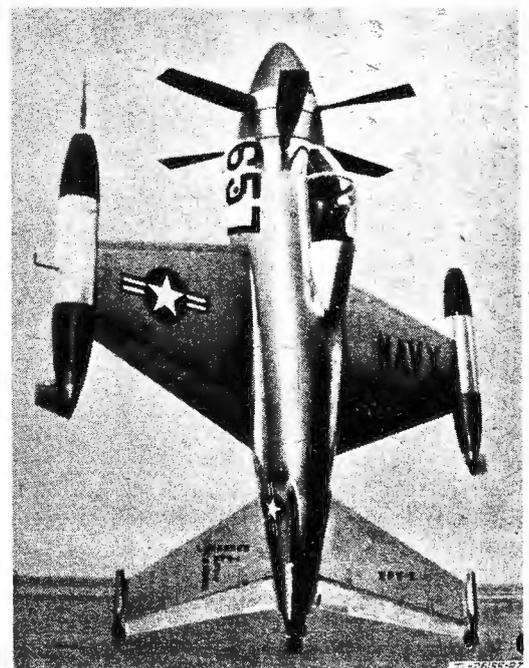
Pokazane na fotografii „łoże” jest wstępnym studium tego, co w tym artykule jest nazwane samolotem integralnym. Na pierwszy rzut oka mogłoby się wydawać, że jest to po prostu latający silnik, niemniej bez wkładu pracy specjalisty-aerodynamika i osprzętowca, którzy są odpowiedzialni za układ zapewniający stateczność i sterowność, „łoże” nie byłoby sukcesem. Prace nad „łożem” zapoczątkowano 10 lat temu. W dalszej fazie należy się spodziewać obudowy całości, dodania powierzchni aerodynamicznych, które brałyby na

siebie zadanie wytworzenia siły nośnej, gdy statek nabierze większej prędkości lotu, przy czym wzrośnie ekonomia lotu, start i lądowanie będzie mogło się odbywać przy pracujących silnikach pionowo na bardzo małej przestrzeni. Ponieważ skrzydła nie będą miały do spełnienia żadnej roli przy starcie i lądowaniu, powierzchnia nośna dla lotu szybkiego będzie mogła być bardzo mała, nie stawiając dużego oporu i umożliwiając rozwinięcie wielkiej prędkości. Jednostkowe obciążenie powierzchni nośnej będzie mogło być rzędu 1 500 kG/m². W pewnym sensie taki statek będzie przypominał niemiecką latającą bombę uskrzydloną A 9 z tym, że jako napęd jest użyty silnik turbinowo-odrzutowy.

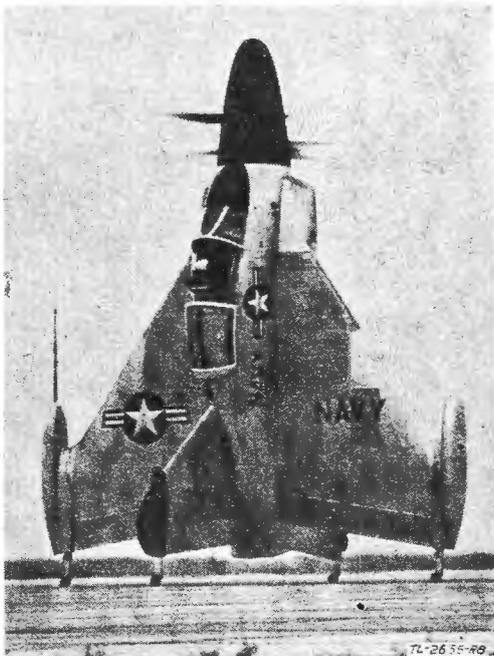
Dla większych prędkości przewidziane jest zastosowanie kombinowanego zespołu napędowego. Do startu i lądowania pionowego służyłyby silniki rakietowe lub też turbinowo-odrzutowe uproszczonej konstrukcji i małej „długowieczności” dla przelotu z dużą prędkością byłyby przewidziane silniki strumieniowe lub też turbinowo-odrzutowe, odpowiednie dla tych warunków pracy. Dla zwiększenia bezpieczeństwa startu oraz lądowania celowe jest stosowanie kilku lub nawet kilkunastu jednostek napędowych o niezależnych systemach zasilania i zapalania.

Układ podobny, bazujący jednak na napędzie turbinowo-śmigłowym, został również urzeczywistniony i tego typu samoloty są przedstawione na rys. 7 i 8.

Pierwszy z samolotów jest zaopatrzony w konwencjonalne skrzydło o dużej zbieżności i usterzenie ogonowe, drugi — w układzie bezogonowym, ma skrzydło w kształcie litery A. Całkowity ciężar w locie każdego z nich wynosi 7 do 9 ton. Jako napęd służy silnik turbinowo-śmigłowy o mocy rzędu 5 500 KM, napędzając śmigło przeciwbieżnie, o liczbie łopat 2×3. Ponieważ w warunkach pracy w miejscu śmigło może dać ciąg powyżej 2 kG z jednego KM to zastosowany zespół napędowy bez trudności może zrównoważyć ciężar całkowity samolotu i umożliwić start pionowy. Stateczność i sterowność, przy starcie i lądowaniu, jest uzyskana za pośrednictwem zwykłych powierzchni sterowych, na które w tych warunkach, nawet przy braku prędkości postępowej, działa potężny strumień zaśmigłowy, dający, jak widać, dostateczne reakcje aerodynamiczne na tych powierzchniach. W locie szybkim siłę nośną daje skrzydło, a usterzenie działa w zwykły sposób. Start przebiega w ten sposób, że samolot odrywa się od ziemi w pozycji pionowej, w miarę rozpędzania przechodzi do lotu poziomego; do lądowania samolot, przechodząc z lotu poziomego do pionu, wytraca stopniowo prędkość, następnie, już w pozycji pionowej, tyłem, zbliża się do ziemi. Wady takiego układu to zła widoczność z kabiny pilota przy lądowaniu oraz niewygodna jego pozycja. W razie uszkodzenia silnika istnieje pewna możliwość lotu i lądowania w pozycji poziomej, jednak przy bardzo dużej prędkości po torze, co nie gwarantuje dużego bezpieczeństwa w terenie przygodnym. W początkowej fazie prób w locie samolot pierwszego typu star-



Rys. 7. Samolot startujący pionowo Lockheed XFV-1



Rys. 8. Samolot startujący pionowo Convair XFV-1

tował i lądował w pozycji poziomej, przy czym do tego celu było wykonane specjalne, bardzo wysokie podwozie — ze względu na dużą średnicę śmigieł.

Trzecie, oryginalne podejście do samolotu startującego pionowo — to konstrukcja Bella, przedstawiona na rysunku 10 i 11.

Samolot, niosący oznaczenie XF-108, na pierwszy rzut oka przedstawia niezdatny górnopłat. Napęd stanowią dwa silniki turbinowo-odrzutowe Fairchild J44, są one umieszczone symetrycznie po obu stronach kadłuba i osadzone obrotowo na osi przechodzącej poziomo przez kadłub. Oś przechodzi przez środek ciężkości całego samolotu, w ten sposób silniki mogą

być skierowane rurami wylotowymi do dołu, a po obrocie o 90° — do tyłu. Poza tym na kadłubie w partii skrzydłowej jest umieszczona trzecia jednostka napędowa — silnik turbinowo-odrzutowy Palouste, służący w tym przypadku jako źródło sprężonego powietrza. Może on dać $1,23 \text{ kg}$ powietrza na sekundę przy ciśnieniu $2,8 \text{ kg/cm}^2$. To powietrze służy do sterowania przy małych prędkościach lotu. Samolot jest zaopatrzony w normalne stery, które są oczywiście skuteczne od pewnej prędkości lotu, dla prędkości mniejszych jest przewidziane sterowanie reakcyjne. I tak dla sterowania poprzecznego służą specjalne dysze, umieszczone na końcach skrzydła, są to zamknięte odcinki rur, połączone przewodami z dyfuzorem sprężarki silnika Palouste, na pobocznicach tych odcinków rurowych przewidziane są podłużne szczeliny, przez które stale wypływa z dużą prędkością strumień powietrza dając reakcję. Te odcinki rurowe mogą się obracać dookoła swych osi równoległych do osi poprzecznej samolotu. Obrót rur jest sprzężony z napędem lotek w ten sposób, że gdy lotki są w neutrum — to strumień powietrza obydwóch dysz jest skierowany do tyłu, gdy lotki zostaną wychylone — to dysza skrzydła, na którym lotka wychyła się do dołu — zostaje tak obrócona, że daje strumień skierowany do dołu, na drugim końcu dysza obraca się w sensie przeciwnym, dając siłę do dołu. Analogiczne dysze są umieszczone na końcu kadłuba, dysza sterowania wysokości ma oś skierowaną poziomo, zaś dysza sterowania kierunku — pionowo; dysze są odpowiednio sprzężone z napędem steru wysokości i steru kierunku, gdy stery są w neutrum, to obydwie szczeliny dysz są skierowane do tyłu; manewry tymi sterami odpowiednio skierowują strumienie powietrza z dysz i uzyskuje się w ten

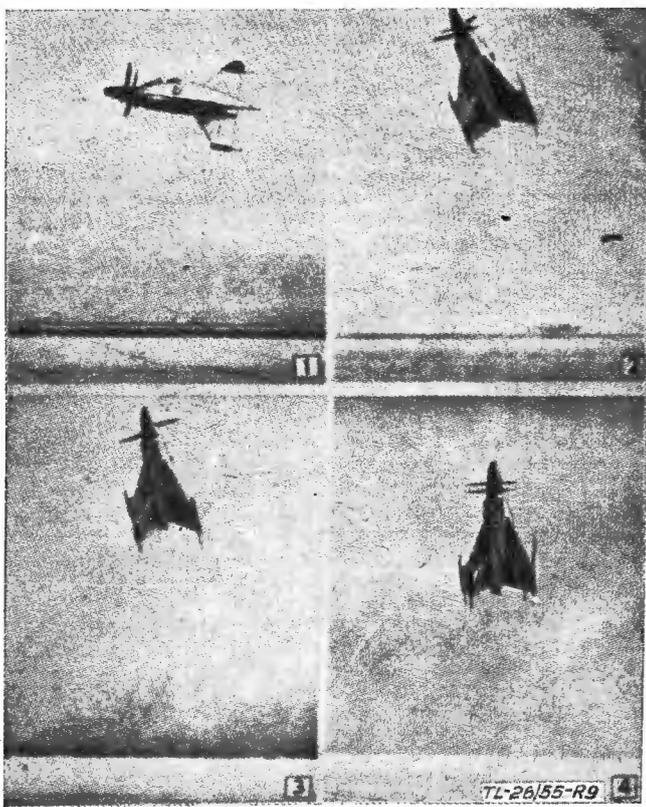


Rys. 10. Samolot Bell XF-108, dwa silniki turbinowo-odrzutowe mogą dawać ciąg lub też siłę nośną, zależnie od swego położenia względem osi kadłuba samolotu

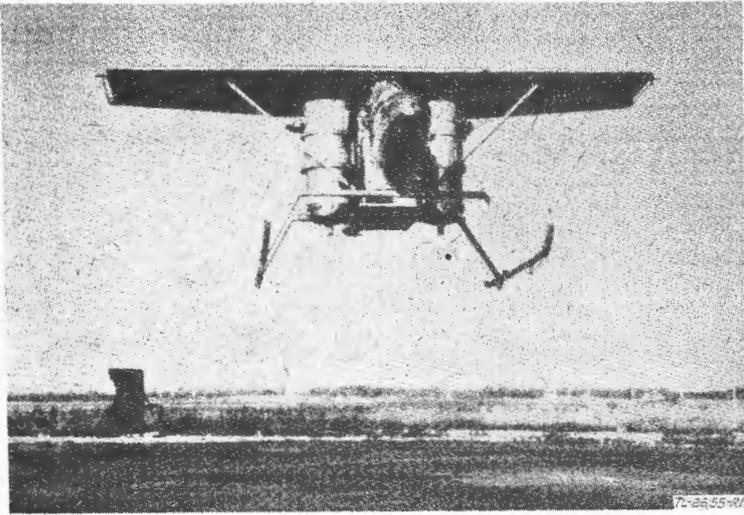
sposób wymagane momenty względem środka ciężkości samolotu. Ten system sterowania działa niezależnie od prędkości lotu.

Rzeczą charakterystyczną jest to, że opisywany samolot nie jest konstrukcją jednorodną, lecz jest skompletowany z istniejących elementów: skrzydło jest wzięte z samolotu Cessna L-19, kadłub i usterzenie ogonowe jest zapożyczony z metalowego szybowca firmy Schweizer, podwozie — ze śmigłowca Bell 47. Przyspieszyło to niewątpliwie budowę samolotu. Wymiary ogólne są następujące: rozpiętość 8 m, długość 6,5 m, powierzchnia nośna $12,1 \text{ m}^2$, ciężar w locie około 900 kg , przewidziana największa prędkość lotu poziomego — 240 km/godz , charakterystyka silnika J44 — ciężar 140 kg , średnica $0,54 \text{ m}$, największy ciąg statyczny 453 kg przy 15780 obr/min zużycie paliwa $1,65 \text{ kg/kg godz}$. Jednostkowe obciążenie powierzchni — 74 kg/m^2 .

Przebieg lotu jest następujący — najpierw zostaje zapuszczony silnik środkowy, co zapewnia sterowanie, następnie zapuszcza się silniki boczne w położeniu pionowym, aby kamienie itp. podrywane strumieniami wylotowymi silników bocznych nie uszkodziły spodu kadłuba — jest on zabezpieczony widoczną na rysunkach prostokątną osłoną z blachy. Zwiększając ciąg silników bocznych aż do maksimum równoważy się ciężar samolotu, następuje start pionowy, po nabraniu dostatecznej wysokości obraca się stopniowo silniki boczne do poziomu, teraz prędkość pozioma zaczyna się zwiększać, skrzydło wytwarza coraz większą siłę nośną, w końcowej fazie obracania silników dają one ciąg równoważący opór samolotu, a ciężar jest równoważony jedynie działaniem skrzydła. Teraz można by wyłączyć silnik Palouste, gdyż zwykle usterzenia mogą już zapewnić wystarczającą sterow-



Rys. 9. Kolejne fazy lądowania samolotu Convair XFV-1. 1) Stopniowe wyhamowywanie prędkości przez zwiększanie kąta natarcia. 2) Przejście do wznoszenia dla dalszego zmniejszenia prędkości. 3) Samolot przeszedł prawie całkowicie do lotu pionowego, a jego prędkość spadła do zera. 4) Samolot opada pionowo, tyłem, silnik pracuje na dużej mocy, śmigło równoważy ciężar całego samolotu

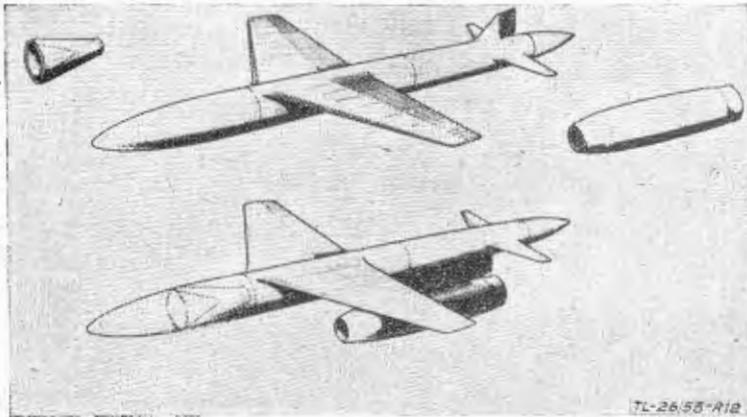


Rys. 11. Samolot Bell XF-108 w locie pionowym

ność i stateczność. Przebieg lądowania jest oczywiście odwrotny niż to opisano powyżej dla startu. Samolot ten wykonał już szereg lotów, wykazując zadowalające własności lotne.

Dotychczas opisywane samoloty doczekały się już realizacji i są obecnie w stadium prób w locie. Spośród wielu koncepcji, zastrzeżonych patentami i czekających na rozpracowanie, warto omówić bliżej koncepcję „coleoptera”, która jest poważnie brana pod uwagę.

Coleopter jest układem latającym, posiadającym skrzydło w kształcie pierścienia oraz zespół napędowy, umieszczony wewnątrz (współosiowo) w pierścieniu. Ciąg statyczny zespołu napędowego przewyższa ciężar całego układu, umożliwiając dzięki temu pionowy start.



Rys. 12. Samolot zdalnie sterowany, w szeregu (od lewej) górnym przedstawiono elementy składowe samolotu: ładunek użyteczny, płatek konwencjonalnego typu, silnik strumieniowy; u dołu samolot złożony z tych elementów

Coleopter jest świetnym przykładem stosowania zasady integralności. Rysunki 12 i 13 przedstawiają dwie wersje samolotu zdalnie sterowanego; wersja I jest po prostu zsumowaniem trzech elementów — płatek, zespołu napędowego (silnik strumieniowy) oraz ładunku użytecznego.

Wersja II spełnia to samo zadanie, jest jednak skonstruowana integralnie. Element nośny jest w postaci płata pierścieniowego, ponieważ silnik posiada również pierścieniowy kształt — płat i silnik są skombinowane w jedną całość, wnętrze płata jest wykorzystane jako silnik strumieniowy, ładunek użyteczny jest umieszczony wewnątrz płata pierścieniowego. Takie rozwiązanie daje szereg korzyści w porównaniu do konstrukcji pokazanej na rys. 12.

I tak skrzydło pierścieniowe, ze względów statycznych, pozwala na lekką konstrukcję, zapewnia dużą sztywność giętą i skrętną — przez co coleopter jest mniej narażony na flatter i inne zaburzenia spowodowane aeroelastycznością, poza tym skrzydło takie jest proste w wytwarzaniu i tanie.

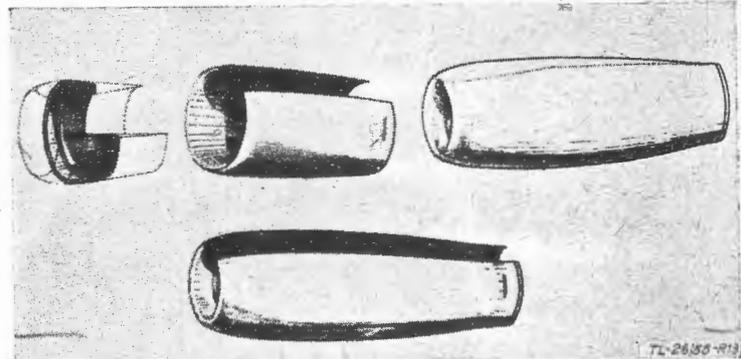
Dając te same możliwości, co samolot przemienny, coleopter nie wymaga stosowania wielu skomplikowanych i kosztownych elementów wirujących ani też złożonego układu sterowania.

Osiowa symetria coleoptera daje duże korzyści, jeżeli chodzi o sterowanie i stateczność, odpada np. konieczność przechylenia przy zakręcie, zagadnienie stateczności bocznej w locie skośnym upraszcza się, podział na stateczność podłużną i boczna nabiera innego sensu.

Coleopter pozwala na duży zakres prędkości — i tak dla małych prędkości jako napęd może być stosowany silnik tłokowy lub turbinowy, napędzający śmigło, umieszczone w kanale utworzonym przez płat pierścieniowy. Taki układ jest szczególnie korzystny dla samolotu startującego pionowo, gdyż śmigło pracujące w kanale daje ciąg statyczny o około 25% większy niż instalacja otwarta. Coleoptery na większe prędkości mogą być wyposażone w silniki turbinowo-odrzutowe, umieszczone w gondoli współosiowej z płatem pierścieniowym, przestrzeń pomiędzy gondolą a płatem może być wykorzystana jako silnik strumieniowy. Taki układ pozwoli na otrzymanie wielkich prędkości (aż do $Ma = 2 - 3$). Przystosowując odpowiednio kształt i pokrycie wewnętrznych ścianek oraz dodając układ paliwowy, otrzymuje się wielki silnik strumieniowy, który prawie nic nie waży i niedużo kosztuje. To przewymiarowanie silnika jest dogodne z tego względu, że daje mniejszy przyrost temperatur, ułatwiając tym samym opanowanie obciążeń termicznych w konstrukcji coleoptera.

Przykład konstrukcji coleoptera jest przedstawiony na rys. 14. Pilot zajmuje miejsce w gondoli, stanowiącej przednią część kadłuba, w części tylnej jest zainstalowany silnik turbinowo-odrzutowy z dopalaniem, o ciągu statycznym 3 500 kG i ciężarze własnym 820 kG. Kanał pomiędzy kadłubem a pierścieniowym płatem może pracować jako silnik strumieniowy, w tym celu umieszczono w nim wtryskiwacze paliwa i stateczniki płomieni. W części spływowej płata umieszczono cztery golenie z amortyzatorami i kołami, tworzące podwozie. Średnica płata wynosi 2,6 m, długość całości 8,4 m, ciężar własny około 1 800 kG, ładunek użyteczny 300 kG, największa prędkość lotu jest przewidziana na 1 450 km/godz.

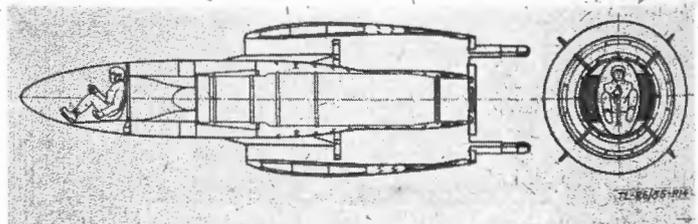
Do sterowania coleopterami służą dwa układy sterowania — układ reakcyjny, stosujący odchylenie kierunku wylatujących gazów spalinowych — dla małych prędkości lotu, i układ aerodynamiczny, posługujący się powierzchniami umieszco-



Rys. 13. Samolot zdalnie sterowany, typu „coleoptera”; w szeregu górnym elementy wyjściowe, (od lewej) ładunek użyteczny, płat pierścieniowy, silnik strumieniowy, u dołu — samolot integralny, stanowiący zespolenie wyżej zestawionych elementów w jedną funkcjonalną całość

nymi w spływowej części płata, skuteczny przy dużych prędkościach lotu.

Zanim pierwszy coleopter wykona lot, zanim uda się wykorzystać przytoczone wyżej zalety tego układu — rozwiązać trzeba wiele nowych i trudnych zagadnień, z których najważniejsze to: a) aerodynamika skrzydła pierścieniowego, b) stateczność i sterowność przy małych prędkościach, c) rozwinięcie silnika strumieniowego, d) takie opracowanie konstrukcji całego układu, by uzyskać możliwie mały ciężar własny, co



Rys. 14. Projekt coleoptera z napędem turbinowo-odrzutowym i strumieniowym

w przypadku samolotów startujących pionowo ma podstawowe znaczenie.

Ad a) Z punktu widzenia czystej aerodynamiki skrzydło pierścieniowe nie jest korzystne, gdyż daje duży opór profilowy i opór indukowany oraz posiada małą zdolność wytwarzania siły nośnej, co jest zresztą charakterystyczne dla płatów o małym wydłużeniu. Skrzydło takie jednak się opłaca, jeżeli wziąć pod uwagę podwójną rolę, jaką może ono spełniać (służy ono jako korpus silnika strumieniowego). Poza tym skrzydło pierścieniowe może być bardzo lekko zbudowane, dzięki czemu coleopter może być mniejszy i lżejszy, niż by to było możliwe przy zastosowaniu płata płaskiego. Jednocześnie może być zastosowana bardzo mała procentowa grubość profilu, dogodna ze względu na duże prędkości lotu.

Ad b) Ze sterowaniem reakcyjnym robione są obecnie dopiero pierwsze próby. Dla zilustrowania trudności, na jakie napotyka się przy rozpracowaniu stateczności i sterowności, należy wspomnieć o neutralizowaniu działania żyroskopowego przy locie po torze zakrzywionym, spowodowanego działaniem dużych stosunkowo mas wirujących silnika turbinowo-odrzutowego, oraz o neutralizowaniu momentu reakcyjnego, spowodowanego zwiększaniem lub też zmniejszaniem prędkości obrotowej tego silnika. Dla ułatwienia zadania pilotowi potrzebne będzie opracowanie odpowiednich pilotów automatycznych oraz urządzeń, dających tłumienie względem osi symetrii coleoptera, gdyż uzyskanie tego tłumienia na drodze aerodynamicznej, co jest powszechne na samolotach konwencjonalnych, jest bardzo trudne do osiągnięcia. Przewidziana technika startu, przelotu i lądowania jest taka sama jak przy innych samolotach pionowo startujących, opisanych już poprzednio.

Ad c) Silniki strumieniowe znajdują się obecnie jeszcze w wczesnym stadium rozwojowym.

Ad d) Dotychczas nie ma jeszcze doświadczenia ani też wypróbowanych metod konstrukcji i budowy skrzydeł pierścieniowych. Wynikają tu specyficzne problemy montażowe, rozmieszczenia zbiorników paliwowych i osprzętu, opanowania podwyższonych temperatur, spowodowanych bądź to pracą silnika strumieniowego, bądź to tarcieniem powietrza przy wielkich prędkościach lotu.

Najbliższa przyszłość pokaże, jak szybko i w jaki sposób będą rozwiązane poszczególne problemy coleoptera, jego war-

tość użytkowa będzie mogła być oceniona dopiero po zebraniu odpowiedniego materiału z prób w locie.

W wyniku podsumowania całego przedstawionego materiału zestawiamy następujące wnioski:

— Jesteśmy świadkami nowej rewolucji w technice lotniczej, polegającej na opanowywaniu zakresu prędkości lotu od zera aż do bardzo dużej, za pomocą tylko jednego układu latającego. Rewolucja ta będzie miała może nawet bardziej doniosłe znaczenie, niż wprowadzenie napędu odrzutowego kilkanaście lat temu.

— Konieczne jest stosowanie zasady integralności konstrukcji, tym samym ztraci się tradycyjny podział na płatowiec i zespół napędowy — obecnie jeden zespół może przejmować rolę drugiego.

— Przy opracowaniu samolotu integralnego zagadnienia aerodynamiki, dynamiki gazów, termodynamiki i zagadnienia konstrukcyjno-materiałowe ściśle się ze sobą łączą, wymagając wspólnego traktowania.

— Tylko stosowanie zasady integralności konstrukcji pozwoli na osiągnięcie sukcesu, gwarantując pełne i wszechstronne wykorzystanie wszystkich elementów nowego układu latającego. Sukcesem tym będzie uzyskanie dużej lub bardzo dużej prędkości przelotowej przy zapewnieniu bezpieczeństwa, ekonomii ruchu i łatwości użytkowania.

— Zasadę integralności konstrukcji wyjaśniono na szeregu konkretnych, już zbudowanych, jak i będących dopiero w opracowaniu, układów latających. Zasada integralności może być stosowana w małej i w dużej skali. Przykładem małej skali będzie użycie podwozia chowanego jako hamulca aerodynamicznego; odpowiednio ukształtowane drzwi podwoziowe oraz koło itd. w położeniu wypuszczonym, może zastąpić specjalny hamulec aerodynamiczny. Przykładem dużej skali może być coleopter przedstawiony na rys. 14, gdzie płat pierścieniowy może grać rolę silnika strumieniowego.

Sukcesy są tym większe, im większa jest skala, w jakiej się wprowadza zasadę integralności do konstrukcji.

— Stosowanie metody dotychczasowej, to jest składanie samolotu z szeregu elementów niezależnie skonstruowanych i wytwarzanych, musi ustąpić miejsca metodzie integralnej, gdyż jedynie to pozwoli na dalszy postęp techniki lotniczej.

R. L.

Nowe polskie normy lotnicze

W kwietniu 1953 r. zostały ustalone następujące normy z dziedziny lotnictwa:

PN/L-02003 Silniki lotnicze. Obieg teoretyczny i rzeczywisty silnika tłokowego czterosuwowego z zapłonem elektrycznym. Oznaczenia i określenia.

W maju 1953 r. zostały ustalone następujące normy z dziedziny lotnictwa:

PN/L-15400 Rury lotnicze stalowe. Warunki lotnicze.

PN/L-15401 Rury lotnicze stalowe okrągłe.

PN/L-15402 Rury lotnicze stalowe owalne.

PN/L-15403 Rury lotnicze stalowe kropłowe.

W czerwcu 1953 r. zostały ustalone następujące normy z dziedziny lotnictwa:

PN/L-02009 Silniki lotnicze. Charakterystyka silnika tłokowego sprężarkowego. Określenia.

W lipcu 1953 r. zostały ustalone następujące normy z dziedziny lotnictwa:

PN/L-16351 Stopy aluminium. Kątowniki równoramienne tłoczone.

PN/L-16352 Stopy aluminium. Kątowniki nierównoramienne tłoczone.

W grudniu 1953 r. zostały ustalone następujące normy z dziedziny lotnictwa:

PN/L-82100 Lotnicze śruby, nakrętki i wkrety. Warunki techniczne.

W marcu 1954 r. ukazały się w sprzedaży następujące normy z dziedziny lotnictwa:

PN 54/L-07132 Spadochrony osobowe. Wytyczne sprawdzania podatności spadochronów w użytkowaniu.

W październiku 1954 r. ukazały się w sprzedaży następujące normy z dziedziny lotnictwa:

PN 53/L-95050 Granice szczelności samolotowych układów statycznego i całkowitego ciśnienia i przyłączanych do nich przyrządów.

W listopadzie 1954 r. ukazały się w sprzedaży następujące normy z dziedziny lotnictwa:

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

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

PN/L-19900 Błona lotnicza bakelitowa.

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

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

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 Paczowski, 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, ulica 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.

PRZEGLĄD DOKUMENTACYJNY LOTNICTWA

OPRACOWANY PRZEZ OŚRODEK DOKUMENTACJI I WYDAWNICTW INSTYTUTU LOTNICTWA

DODATEK DO DWUMIESIĘCZNIKA „TECHNIKA LOTNICZA”

ROCZNIK V

WARSZAWA, MAJ – CZERWIEC 1955

Z E S Z Y T 2

W Przeglądzie Dokumentacyjnym Lotnictwa stosowana jest klasyfikacja dziesiętna.

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

41 532.542.1.
Brown G., Dinardo A., Cheng G., Sherwood T.: Przepływ gazów w rurach przy niskich ciśnieniach. „Tieczzenie w trubach gazów pri niskich dawlenjach“. *Miechanika (ZSRR)*, Nr 2, 1950, s. 28; B5, 18 str., 5 rys., 13 wykr., 15 poz. bibl. — Przepływ gazu w rurze przy bardzo niskim ciśnieniu przybiera kolejno — przy przejściu do coraz to niższych ciśnień — charakter przepływu laminarnego, przepływu z poślizgiem i wreszcie przepływu molekularnego. Straty na wlocie i wylocie. Jednostki pomiarowe. Zestawienie danych doświadczalnych otrzymanych przez różnych badaczy i porównanie ich z wynikami teoretycznymi. A. Jakubowski.

42* 532.517.2:533.6.011.31
Moore F. K.: Przepływ trójwymiarowej laminarnej warstwy przyściennej. „Three-dimensional laminar boundary-layer flow“. *J. aero. Scien.*, t. 20, Nr 8, sierp. 53, s. 525; A4, 9 str., 6 rys., 4 wykr., 16 poz. bibl. — Szczegółowa analiza warstwy przyściennej na stożku ustawionym pod kątem natarcia względem strumienia nadźwiękowego. Przypadki graniczne. Uogólnienie pojęcia grubości wyporu oraz ustalenie kryterium oderwania dla przepływu trójwymiarowego. Przykłady. A. Jakubowski.

43* 533.6.011.32.
Driest E. R. van: Burzliwa warstwa przyścienna na stożku poruszającym się z prędkością nadźwiękową przy zerowym kącie natarcia. „Turbulent boundary layer on a cone in a supersonic flow at zero angle of attack“. *J. aero. Scien.*, t. 19, Nr 1, stycz. 52, s. 55; A4, 3 str., 1 wykr., 3 poz. bibl. — Autor wyprowadza b. prostą regułę transformacji lokalnego współczynnika przechodzenia ciepła z przypadku płaskiej płytki na przypadek stożka o zerowym kącie natarcia. Reguła obowiązuje burzliwe warstwy przyścienne w przepływie nadźwiękowym. Według niej, dla jednakowych liczb Macha i stosunków temperatury ściany do temperatury swobodnego strumienia, współczynnik przechodzenia ciepła (a odpowiednio i lokalny współczynnik tarcia) dla stożka jest taki sam jak dla płaskiej płytki, jeżeli liczba Reynoldsa stożka jest połową liczby Reynoldsa płaskiej płytki. A. Jakubowski.

44* 533.6.011.6:532.613.3.096
Smith J. W.: Wpływ promieniowania gazu w warstwie przyściennej na ogrzewanie aerodynamiczne. „Effect of gas radiation in the boundary layer on aerodynamic heat transfer“. *J. aero Scien.*, t. 20, Nr 8, sierp. 53, s. 579; A4, 1 str., 2 poz. bibl. — Rozważono pokrótce: (1) wpływ promieniowania gazu w warstwie przyściennej na profil temperatury w warstwie oraz (2) wielkość dodatkowej ilości ciepła przenoszonej do powierzchni opływanego ciała na skutek emisji promieniowania molekuł gazowych. Przykład liczbowy dla liczby Macha $Ma = 20$ i wysokości 45,7 km. A. Jakubowski.

45* 533.6.011.4
Nozdriew W. F.: Badanie rozchodzenia się fal ultradźwiękowych w parach nasyconych cieczy organicznych. „Issledowanie rasprostranienija ultrazwukowych wołn w nasyzczennych parach organičeskich zidkostiej“. *Wiestn. Mosk. Uniwersiteta, Sierja fiz.-mat. jestiestw. Nauk*, Nr 8, grud. 52, s. 21; B5, 12 str., 8 wykr., 6 tabl., 10 poz. bibl. — Wyniki pomiarów prędkości ultradźwiękowych w parach nasyconych cieczy organicznych. Doświadczenia przeprowadzono w szerokim zakresie temperatur i ciśnień (aż do punktu krytycznego), stosując metodę dyfrakcji światła na falach ultradźwiękowych. Pomiary współczynnika adiabatycznej ściśliwości. Ustawienie prostego wzoru dla prędkości dźwięku w parach nasyconych. A. Jakubowski.

46* 533.6.011.334:621.438
Zysina — Mołozen L. M., Szapiro I. G.: Interferometryczne badanie opływu turbinowej palisady profilu. „Intierferometrieskoje issledowanje obtekanja turbinnych rieszetok profilej“. *Z. Techn. Fiziki*, t. 24, Nr 6, czerw. 54, s. 978; B5, 11 str., 7 fot., 2 rys., 5 wykr., 7 poz. bibl. — Dyskusja wyników interferometrycznego badania dwóch palisad turbinowych przy prędkości podkrytycznej. Porównuje się wyniki badania optycznego z badaniem aerodynamicznym. W. Narkiewicz.

47* 621.515
Reddy K. R.: Wir międzyłopatkowy i jego wpływ na osiągi wirnika sprężarki odśrodkowej o promieniowych łopatkach. „Relative eddy and its effects on the performance of a radial bladed centrifugal impeller“. *J. Royal Aeronaut. Soc.*, t. 58, Nr 524, sierp. 54, s. 547; A4, 9 str., 4 fot., 6 rys., 8 wykr., 4 poz. bibl. — Podano teoretyczne rozpracowanie tego zagadnienia i opis doświadczeń sprawdzających tę teorię. W. teoria jest krokiem naprzód w stosunku do empirycznych współczynników stosowanych dotychczas. W. Narkiewicz.

48* 533.6.07
Walker W. J.: Największy na świecie tunel aerodynamiczny. „The world's largest wind tunnel“. *Aeronaut. Engng. Rev.*, t. 13, Nr 3, marz. 54, s. 80; A4, 6 str., 5 fot., 1 rys., 1 tabl. — Nieco danych na temat gigantycznego zespołu dwóch tuneli o obiegu zamkniętym, przydźwiękowego i nadźwiękowego. Obie przestrzenie pomiarowe mają przekrój kwadratowy $4,88 \times 4,88$ m. Zakres liczby Macha $0,8 - 3,5$. Wspólny napęd składa się z zespołu 4 silników elektrycznych o łącznej mocy 219000 KM. Sprężarka tunelu nadźwiękowego posiada 18 stopni, przy czym możliwe jest wyłączenie pewnych stopni przy użyciu specjalnych zaworów irysowych. Regulacja sprężarek polega na zmianie kąta łopatek kierownicy. Maksymalny wydatek

sprężarki tunelu przydźwiękowego wynosi 6131 m³/sek. Szerzej omówiono stronę elektryczną napędu tuneli. A. Jakubowski.

49* 532.522:621.45
Campagna F., Kreith F.: Notatka dotycząca dyfuzorów nadźwiękowych silników strumieniowych. „Comments on supersonic ramjet diffusers“. *Jet Propulsion*, t. 24, Nr 4, lip.-sierp. 54, s. 253; A4, 1 str., 3 fot. — Wstępne badania nowej odmiany dyfuzora nadźwiękowego z perforowaną zbieżną częścią wlotową zdają się wskazywać, że przy takim układzie możliwe jest zmniejszenie trudności zapoczątkowania sprawnej pracy dyfuzora, jak również uzyskanie samoczynnego ustalenia fali uderzeniowej wewnątrz dyfuzora. A. Jakubowski.

50* 533.691.15
Alden H. L.; Schindel L. H.: Siła nośna, moment przechylający i moment pochylający skrzydła w niejednorodnym przepływie nadźwiękowym. „The lift, rolling moment on wings in nonuniform supersonic flow“. *J. aero. Scien.*, t. 19, Nr 1, stycz. 52, s. 7; A4, 7,5 str., 6 rys., 7 wykr. — Obliczenie współczynników aerodynamicznych skrzydła opływanego dowolnie niejednorodnym strumieniem nadźwiękowym. Wyrażenia na siłę nośną, moment pochylający i moment przechylający otrzymano w prosty sposób, bez pośredniego obliczania rozkładu ciśnienia. A. Jakubowski.

51* 629.13.014.3:533.691.
Sandauer J.: Obciążenia skrzydła płatowca w burzliwej atmosferze. *Techn. Lotn.*, r. 9, Nr 6, list.-grud. 54, s. 160; A4, 8 str., 4 rys., 7 wykr., 3 tabl., 8 poz. bibl. — Ogólne naświetlenie obciążeń, którym podlega skrzydło płatowca zaatakowanego przez symetryczny podmuch pionowy o liniowo narastającej prędkości. Oprócz podania uproszczonej metody obliczenia obciążenia, przeanalizowano wpływ opływu nieustalonego (efektu Wagnera), sprężystości skrzydła oraz obrotu płatowca dokoła osi poprzecznej, wywołanego zakłóceniem równowagi momentów pochylających od skrzydła i usterzenia wysokości. (a.)

52* 533.662:629.13.038.1.
Prosnak W.: Obliczanie charakterystyki aerodynamicznej śmigła. *Techn. Lotn.*, r. 9, Nr 5, wrzes.-paźdz. 54, s. 136; A4, 8,5 str., 4 rys., 10 wykr., 4 tabl., 9 poz. bibl. — Zastosowanie metody obliczania charakterystyk aerodynamicznych śmigieł, podanej przez prof. Cz. Witoszyńskiego i opublikowanej w VIII zeszytce „Prac Instytutu Aerodynamicznego“ w Warszawie. Zalety tej metody, polegające na daleko idącej zgodności obliczeń z pomiarem, na prostocie i stosunkowo niedługim czasie wykonywania obliczeń. Wyniki obliczeń czterech różnych śmigieł, rozbieżności między rachunkiem i pomiarem. Wykresy współczynników aerodynamicznych profilu RAF-6, dostosowane do wykonywania obliczeń metodą prof. Witoszyńskiego. Omawiana metoda może być również dostosowana do obliczenia charakterystyk wentylatorów osiowych — kosztem niewielkich modyfikacji. (a.)

53* 534.1
Kurcemann W.: Metoda rachunkowa — wykresna badania drgań układów tłumionych. „Grafoanaliticeskij mietod issledowanja wibracij diempfirowannych sistiem“. *Prıkl. Miec. Maszinostr.*, r. 2, Nr 6 (12), 1953, s. 10; B5, 4 str., 6 wykr., 1 tabl. — Omówienie nowej metody rachunkowo-wykresnej badania układów sprężystych przy założonych współczynnikach tłumienia. W. Narkiewicz.

54* 539.62.
Zagadnienia tarcia metali. „Woprosy trienja mietalłow“. *Prıkl. Miec. Maszinostr.*, r. 2, Nr 3, 53, s. 75; A4, 36 str., 16 fot., 7 rys., 9 wykr., 2 tabl., 34 poz. bibl. — Obszerne streszczenie dyskusji na tematy tarcia odbytej w Londynie w 1951 r. Omawia się głównie istotę tarcia suchego i wpływ molekularnego stanu powierzchni na współczynnik tarcia. Omówienie znakomych własności przeciwciernych plastyku politerofluoretylenu, który ma współczynnik tarcia na sucho 0,05 w granicach temperatur 0 — 300°C i wyżej. W. Narkiewicz.

55* 539.62:621.891
Zagadnienie tarcia niemetali i tarcia przy granicznym smarowaniu. „Woprosy trienja niemetalłow i trienja pri granicznej smazkie“. *Prıkl. Miec. Maszinostr.*, r. 2, Nr 4, 53, s. 130; A4, 28 str., 15 rys., 11 wykr., 4 tabl., 43 poz. bibl. — Druga i trzecia część obszernego streszczenia dyskusji na tematy tarcia, która odbyła się w Londynie w 1951 r. Istota tarcia niemetali jest taka sama jak metali, polega na ścinaniu występow i zależy od stanu chemicznego powierzchni. Przy smarowaniu granicznym główną rolę odgrywa budowa molekuł smaru i jego współdziałanie chemiczne z powierzchnią trącą. 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) fotokopie i mikrofilmy publikacji objętych zarówno Przeglądem Dokumentacyjnym, jak i kartami dokumentacyjnymi.

Skład Komitetu Redakcyjnego Wydawnictw Instytutu Lotnictwa: mgr inż. Stanisław Witkowski, Stanisław Rudka.

REDAKCJA CZASOPISMA „TECHNIKA LOTNICZA“
WARSZAWA 10, Nowowiejska 24

Redakcja „Techniki Lotniczej”, pragnąc jak najbardziej dostosować treść, poziom i układ czasopisma do potrzeb i życzeń odbiorców, prosi Cię o wypełnienie i odwrotne przesłanie do nas poniższej ankiety. Dostarczony w ten sposób materiał będzie dla nas niezmiernie cenny i posłuży do analizy sposobu redagowania oraz wprowadzenia koniecznych zmian. Udział Twój w ankiecie będzie wykładnikiem zainteresowania czasopismem, zechciej przeto poświęcić parę chwil czasu na częściową choćby odpowiedź.

1. Jakie artykuły wydrukowane w „Technice Lotniczej” w latach 1953, 1954 najbardziej Cię zainteresowały (tytuły)?

2. Jakie artykuły z powyższego okresu uważasz za najsłabsze i dlaczego?

3. Jakie problemy z poniżej podanych lub inne szczególnie Cię interesują?

- | | |
|---|--|
| 1. Artykuły ogólnolotnicze; | 7. Osprzęt i wyposażenie lotnicze; |
| 2. Aerodynamika i mechanika lotu; | 8. Technologia i materiałoznawstwo lotnicze; |
| 3. Wytrzymałość konstrukcji lotniczych; | 9. Organizacja produkcji lotniczej; |
| 4. Konstruowanie samolotu; | 10. Użytkowanie sprzętu lotniczego; |
| 5. Konstrukcja i budowa śmigłowca; | 11. Słownictwo lotnicze; |
| 6. Silniki lotnicze; | 12. Bibliografia. |

4. W najbliższych zeszytach „Techniki Lotniczej” chciałbyś widzieć artykuły na następujące określone tematy:

5. Czy korzystasz z „Pomocy Konstruktorskich” i czy byłoby celowe wydać „Pomoce” w formie osobnej broszurki?

6. Jakie są Twoje uwagi na temat działów: Przy rysownicy, Notatnik użytkownika, Nowości techniczne, Skrzynka techniczna, Lotnicze słownictwo techniczne, Przeglądamy usprawnienia, Na półkach księgarskich, Biuletyn ILOT, Przegląd Dokumentacyjny Lotnictwa?

7. Czy artykuły są pisane jasno i zrozumiale?

8. Czy artykuły zamieszczane w „Technice Lotniczej” są dla Ciebie pomocą w pracy zawodowej?

9. Czy strona redakcyjna jest zadowalająca (przejrzystość układu, ilustracje itp.)?

10. Czy objętość zeszytów jest dostateczna?

11. Czy nakład i częstotliwość są dostateczne?

12. Czy dystrybucja jest zadowalająca?

Ankieta jest anonimowa, jedynie w przypadku, gdybyś pragnął współpracować z nami jako Autor — prosimy Cię o podanie imienia, nazwiska, adresu i tytułu zgłaszanej pracy. Pozostałych Czytelników prosimy jedynie o podanie następujących danych:

Zawód i stanowisko

Od kiedy interesujesz się czasopismem „Technika Lotnicza”

Za przeczytanie do końca ankiety i za odpowiedź przesyłamy Ci serdeczne podziękowanie.

Tworzywa termoutwardzalne

LP	Polimer	Napełniacz	Rodzaj	Własności mechaniczne										Własności cieplne						
				Wytrzymałość				Twardość			Udarność			Odporność na temp.			Painosć ASTM D635			
				na rozciąganie	wydluzenie	na ściskanie	sztywność	Hg	Rockwella skala M	wg Izoda beleczka 12,7x12,7mm	VDE 2)	Moduł sprężystości	temperatura rozszerzalności cieplnej	Przemocność cieplna	Ciepłota właściwa	na temp. wyższą (pod obciążeniem)		na temp. niższą		
Rr	A	Rc	Rg	Hb	Hrm	ASTM D256	z karbem	z karbem	E	α	λ	C	ASTM D3030 D648	ASTM D3030 D648						
1	Fenoloformaldehidowy	bez napełniacza	lany	450	-	800	2000	30-45	M8-M10	1,64-2,72	25-30	1,5	3	3-5	0,3-0,4	40-60	55	215	bardzo słaba	
2	Fenoloformaldehidowy	mineralny	lany	450	-	800	2000	-	M8-M12	1,64-2,72	-	-	-	-	60-80	-	215	praktycznie niepalny		
3	Fenoloformaldehidowy	bez napełniacza	prasowany	450	1-1,5	800	2000	30-45	M120-M130	2,18-2,72	5	1,2	5-7	3-6	0,3-0,4	120	150	215	bardzo słaba	
4	Fenoloformaldehidowy	maczka drzewna	prasowany	400	0,5	800	2500	30-45	M110-M135	1,64-2,72	7	1,8	7-10	4-12	0,35	120-125	150	130	bardzo słaba	
5	Fenoloformaldehidowy	skrawki papieru	prasowany	300	-	1300	1000	30-45	-	-	10	7,1	10	8	0,35	-	170	130	bardzo słaba	
6	Fenoloformaldehidowy	skrawki tkaniny	prasowany	400	0,4	800	1500	30-45	M110-M120	10,9-21,8	15	14	7-10	4-7	0,3-0,4	120-150	150	100	praktycznie niepalny	
7	Fenoloformaldehidowy	maczka papilotowa	prasowany	500	-	1000	1500	-	-	10,9-27,2	-	-	6-10	-	0,3-0,4	-	-	130	bardzo słaba	
8	Fenoloformaldehidowy	piłki siemolowa	prasowany	600	-	1200	1500	-	-	16,4-87,2	-	-	4-6	7-20	0,3-0,4	160	-	130	bardzo słaba	
9	Fenoloformaldehidowy	łupek mielony	prasowany	300	-	600	1200	-	-	-	5	1,7	12	2,5	0,3	-	160	215	niepalny	
10	Fenoloformaldehidowy	azbest	prasowany	400	0,2	600	1500	-	M95-M195	1,64-5,4	6	2,5	17(4)	2,0	0,3	120-160	170	215	niepalny	
11	Fenoloformaldehidowy	mika	prasowany	300-500	-	500	1700	-	M100-M110	1,64-2,18	-	-	20(4)	2,0	0,3	120-160	-	215	niepalny	
12	Fenoloformaldehidowy	ziemia okrzepkowa	prasowany	400	-	600	1500	55-78	-	-	-	-	-	-	-	-	-	215	niepalny	
13	Fenoloformaldehidowy	arkusze papieru	warstwowy	1200	-	1900	3000	30-45	M70-M100	2,72	30	20	3-21	2	0,3-0,4	>160	170	130	bardzo słaba	
14	Fenoloformaldehidowy	tkanina bawełniana	warstwowy	700	-	1500	3000	30-45	M70-M120	2,72	50	25	3-11	1,2-3	0,3-0,4	>160	150	100	bardzo słaba	
15	Fenoloformaldehidowy	tkanina z włókna szklanego	warstwowy	1500	-	1000	3000	-	M105-M110	136	-	-	7-14	-	0,3	>160	>170	215	niepalny	
16	Fenoloformaldehidowy	tkanina azbestowa	warstwowy	500-600	-	1700	2000	30-45	M70-M110	2,72	-	-	3-11	2	0,3	>160	>129	130	niepalny	
17	Fenoloformaldehidowy	formiżon	warstwowy	2000	1,3	3000	1500	-	M90-M105	21,8-43,6	92	91	26	-	0,2-0,4	>160	>120	130	bardzo słaba	
18	Anilinoformaldehidowy	bez napełniacza	prasowany	650	-	800	1500	-	M115-M120	1,64	15	2	3-4	5-8	0,4	100-120	115	125	bardzo słaba	
19	Anilinoformaldehidowy	arkusze papieru	warstwowy	700	-	1300	2500	-	M115	-	23	-	5	30	-	100	>118	135	bardzo słaba	
20	Mocznikowoformaldehidowy	α-celuloza	prasowany	400	0,4	800	2000	50	M120	1,64-2,72	7	1,5	8-10	2,5-4,5	0,4	130	>120	90	bardzo słaba	
21	Melaminoformaldehidowy	α-celuloza	prasowany	450	-	800	2000	-	M120	1,64-2,72	7	1,7	7	2-5	-	195	140	130	niepalny	
22	Melaminoformaldehidowy	azbest	prasowany	400	0,4	700	2000	-	M112	1,64-2,72	-	-	11	2-5	-	195	140	130	niepalny	
23	Melaminoformaldehidowy	arkusze papieru	warstwowy	1200	-	1500	3000	-	M115	2,72	-	-	-	-	-	195	140	130	praktycznie niepalny	
24	Melaminoformaldehidowy	tkanina z włókna szklanego	warstwowy	1500	-	1800	2000-7000	-	M110	-	-	-	-	-	-	195	140	130	niepalny	
25	Melaminoformaldehidowy	tkanina bawełniana	warstwowy	1400	-	1800	3000	-	-	2,72	-	-	13	-	-	195	140	100	praktycznie niepalny	
26	Melaminoformaldehidowy	tkanina nylonowa	warstwowy	1000	-	1900	3000	-	M110	43,6	-	-	-	-	-	195	140	130	praktycznie niepalny	

LP	Własności elektryczne					Własności fizyko-chemiczne								Zastosowanie					
	Oporność skrośna przy temp. 25°C, 150% wilgotności wzgl.	Wytrzymałość na przebicie (stałomierny) co 12,7mm grubości	Stała dielektryczna przy okresach/sek.	Stratność dielektryczna przy okresach/sek.	Współczynnik rozprężalności	Ciepłota właściwa w temp. 20°C	Współczynnik refrakcji n _D	Chłonność wody w 24h przy 20°C	Działanie słońca	Odporność chem.									
	om-cm	kV/mm	60	10 ³	10 ⁶	60	10 ³	10 ⁶	30	31	32	33	34	35	36	37	38	39	40
1	10 ¹⁰ -10 ¹²	10-15	5-30	5-20	5-10	50-500	50-300	50-100	1,26-1,34	1,58-1,66	0,02-0,2	ciemniej	0	0	0	0	0	0	0
2	10 ⁹ -10 ¹²	5-15	-	15-30	10-15	-	100-300	70-200	1,68-1,70	-	0,1-0,4	ciemniej	0	0	0	0	0	0	0
3	10 ¹¹ -10 ¹²	10-15	5-10	5-6	4-5	75	40	25	1,25-1,3	1,5-1,7	0,1-0,2	ciemniej	0	0	0	0	0	0	0
4	10 ¹⁰ -10 ¹²	10-15	5-10	5-10	5-10	100	100	50	1,25-1,52	-	0,2-0,1	ciemniej	0	0	0	0	0	0	0
5	10 ¹⁰	10	5	5	5	100	100	50	1,35	-	0,2	ciemniej	0	0	0	0	0	0	0
6	10 ⁹ -10 ¹²	5-10	5-10	5-8	5-6	200	100	50	1,34-1,47	-	0,5-0,2	ciemniej	0	0	0	0	0	0	0
7	-	-	-	-	-	-	-	-	1,39-1,45	-	0,2-1,2	ciemniej	0	0	0	0	0	0	0
8	10 ¹¹ -10 ¹²	10-15	5-10	-	3-5	100-300	-	300-500	0,7-1,35	-	0,2-1,5	ciemniej	0	0	0	0	0	0	0
9	10 ¹²	20	-	-	6	200	300	60	1,9	-	<0,1	ciemniej	0	0	0	0	0	0	0
10	10 ⁹ -10 ¹²	5-15	10-50	5-30	5-8	200	300	60	1,6-2,0	-	0,1-0,3	ciemniej	0	0	0	0	0	0	0
11	10 ¹¹ -10 ¹²	10-15	5-6	4-5	4-5	10-60	7-40	5-30	1,5-2,0	-	0,01-0,1	ciemniej	0	0	0	0	0	0	0
12	10 ¹²	10-15	-	-	-	-	-	-	1,62	-	0,05	ciemniej	0	0	0	0	0	0	0
13	10 ¹² -10 ¹⁵	20	-	-	5-10	-	50	-	1,3-1,36	-	0,3-9	ciemniej	0	0	0	0	0	0	0
14	10 ¹⁰ -10 ¹²	15	-	-	5-10	-	50	-	1,3-1,36	-	0,3-9	ciemniej	0	0	0	0	0	0	0
15	-	2,5	-	-	3-5	-	20	-	1,4-1,8	-	0,3-2,3	ciemniej	0	0	0	0	0	0	0
16	-	2-5	-	-	5-10	-	120	-	1,6-1,8	-	0,3-2,0	ciemniej	0	0	0	0	0	0	0
17	-	3-6	-	-	5-10	200	-	50	1,3	-	2,5-10	ciemniej	0	0	0	0	0	0	0
18	10 ¹⁰ -10 ¹⁷	30	3,7	3,7	3,5	2	4	6-8	1,22-1,25	-	0,01-0,1	ciemniej	0	0	0	0	0	0	0
19	-	30	-	-	5	-	40	-	1,21	-	0,1	ciemniej	0	0	0	0	0	0	0
20	10 ¹² -10 ¹⁵	5-10	7-10	6-9	5-10	50	50	40	1,45-1,55	1,55	0,8-2,0	ciemniej	0	0	0	0	0	0	0
21	10 ¹² -10 ¹³	10	10	-	5-10	50	50	40	1,45-1,55	1,6	0,3-0,6	ciemniej	0	0	0	0	0	0	0
22	-	10	5-10	-	5-10	50-200	-	50	1,7-2,0	-	0,1-0,15	ciemniej	0	0	0	0	0	0	0
23	-	15	-	-	5-10	-	50	-	1,5-1,5	-	1,0-4,5	ciemniej	0	0	0	0	0	0	0
24	-	15	-	-	6-8	-	10	-	1,9-1,95	-	1,0-3,5	ciemniej	0	0	0	0	0	0	0
25	10 ¹¹	15	-	8	5-10	-	70	50	1,5	-	1,5	ciemniej	0	0	0	0	0	0	0
26	-	15	-	-	5-10	-	70	-	1,2	-	0,2	ciemniej	0	0	0	0	0	0	0

Zastosowanie

N.h. = nazwy handlowe.

41

Posiadają ładny wygląd, od koloru bursztynowego do koloru słoniej, dają się dobrze obrabiać i polerować. Mają dużą udarność i są odporne na szybkie zm. temp. do 100°C. Odlewane jako preły, rury i profile w konstr. lotn. Słusowane jako drobne elem. agregatów przyliz. pokł. i w inst. elektr. Odporne na wilgoć, kwas i olej. N.h. Leukorit, Dekorit, Trolon. Odpowiednik wg GOST-TUMCHP 433-41, VDE0302 typ 54; 7; 11.

Na elementy agregatów, przyr. pokładowych i inst. elektrycznej jak śruby, nakrętki, puszki, pokrycia zwozow, guziki, przełączniki. N.h. Bakelit, Karbolit. GOST 5689-51, TUMCHP 459-41, VDE0302 typ 54; 74, ASTM typ 4; 5; 6.

Materiał odporny na uderzenia. Słusowany jako elem. prasowane w postaci różnych kształtowników w połączeniu z mat. uwarstwionymi; Słusowany w konstr. lotniczej jako materiał o strukturze (plastry materiału) komórkowej. Konstrukcje z przekładkami (samodzielne). 6) Instalacje elektryczne. ASTM typ 3; 7, VDE0302 typ 54; 74; 11.

Na elementy izolacji elektrycznych w radiotechnice, jako materiały cienne w urządzeniach hamulcowych. TUMCHP 334-41; 413-43, TUMCHP 3462-52, TUMCHP 29-44; 37-41, VDE0302 typ 12; 16, ASTM typ 8; 9; 10.

Na elem. izolacji elektrycznych, w radiotechnice, membrany do pomp, podkładki do złączy armatury; oliwowej, olejowej i hydraulicznej. GOST 2910-51; 3285-50; 5-40; 2718-50. MCHPTU 1512-49; 398-41; 488-50. VDE0302 typ 57; 77.

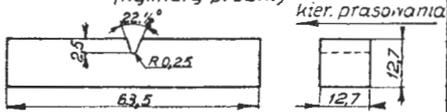
Tasmy hamulcowe, elem. konstrukcji, smięta, węgry itp. N.h. Lignot, Ligaston, Compreg. TUMCHP 2548-51, GOST 1357-41, GOST 228-46, DIN 4075 kl. A.

Nadaje się do wyrobu bloków, przelotów i fut. daje się dobrze obrabiać. Odporne na kwas i zasady. Nadaje się do wyrobu wirników pomp olejowych i benzynowych. Do instalacji elektrycznych odporne na działanie łuku elektrycznego. N.h. Igarit, Ciborit.

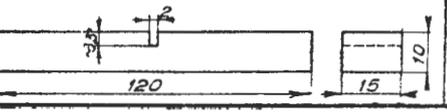
Odporne na działanie światła i łuku elektrycznego. N.h. Polipol, Universal, Melopas, Ultrapas, Beetle.

Jak Nr 20+22, lecz o największych własnościach wytrzymałościowych. Weszły w użycie dopiero po roku 1945.

1) Próbka do badań z karbem na mocie Izoda (wymiarzy próbki)



2) Udarność wg VDE badana na młocie Charpy'ego (wymiarzy próbki)



3) Odporność cieplna wg Martensa. W metodzie tej próbka o wym. 120x10x15mm jest osadzona pionowo dolnym końcem w uchwycie aparatu, a do górnego przymocowane jest ramie dzwigni jednoramiennej obciążającej ją stałym momentem gładkim (naprężenie gładkie jest rzędu 50 kG/cm²). Przyrost temp. wynosi 50°C na godz. a temp., przy której wolny koniec dzwigni obciążającej ugnie się o 6mm jest miarą odporności cieplnej wg Martensa.

4) Odporność na temp. bez obciążenia. Jest to temperatura w której dla materiału pozostawionego przez 200 godzin, zmniejszy się wytrzymałość o 10%.

5) Wielkości liczbowe podane w tablicy mnożyć przez 10³; np 50-10³-500-10⁴.

Lp	Polimer	Napełniacz	Rodzaj	Właściwości mechaniczne										Właściwości cieplne									
				Wytrzymałość na rozciąganie		Wytrzymałość na złamanie		Wytrzymałość na ściskanie		Twardość		Udarowość		Moduł sprężystości		Współczynnik rozszerzalności cieplnej		Ciepłota właściwa		Oporność na temperaturę podwyższoną		4) Oporność na temperaturę (bez obciążenia)	Parność ASTM D635
				Rt	A	Rg	Rc	Hg	HRM	1)	2)	E	α	λ	C	18	19	20					
				KG/cm ²	%	KG/cm ²	KG/cm ²	KG/cm ²	KG/cm ²	kg/cm ²	ASTM D256	kg/cm ²	kg/cm ²	kg/cm ²	10 ⁻⁶ /°C	cal/°C	°C	°C	°C	°C			
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21			
27	Styren			400	1-4	800-1000		20-30	M80-M90	4,64-3,27	20	5	1-4	6-8		0,32	75-90	65-75	65-80	słaba			
28	Dwuchlorostyren			300-500	-	1000-1300			M103	5,45-8,18	-	-	3-5	-	-	-	110	-	-	słaba			
29	Winylokarbasal			800-1000	-	900			-	-	2	0,9	5-8	-	0,3	100-120	125	-	-	słaba			
30	Etylen			100-200	200-750	100			R25-R35	nie łamiesz	-	-	0,1	10-50	8,5	0,5	46-50	-	100	słaba			
31	Chlorek winylu	nieplastyfikowany		600	-	1100			-	-	100	-	1,5-9	4	0,3-0,5	-	65	65-80	niep.				
32	Chlorek winylidenu	plastyfikowany	wylaczony	300-500	10-40	1100			M50-M65	1,64-0,55	-	-	1-2	19	2	0,32	65-80	-	70-90	słaba			
33	Chloroocetan winylu		sztywny	300-550	-	350-1000		12-15	-	1,64-2,72	-	-	3	7	4	0,25	55	-	55	niepalny			
34	Winyloformal			650-850	7-11	-			M80-M90	2,72-5,45	-	-	2	8	3,5	-	70-80	-	-	niepalny			
35	Winyloacetal			550	20-500	-			-	-	-	-	-	6,5	4,5	0,3	75-90	-	-	słaba			
36	Winylobutyral	nieplastyfikowany	sztywny	300-600	5-60	700			-	3,92-5,53	150	-	3	8-22	-	-	50-60	-	50	słaba			
37	Alkohol winylowy			150-350	100-800	-		10-100	-	-	-	-	-	7-12	5	-	-	-	-	słaba			
38	Czterofluoropetylen			150-350	300-400	140			-	21,8	-	-	-	5,5	2	0,25	130	-	-	słaba			
39	Metakrylan metylu		lony	400-700	1-10	800-1100		18-20	M60-M100	1,1-3,3	-	-	2-4	7-9	4-6	0,35	60-100	-	60-80	niepalny			
40	Metakrylan metylu		prasowany	400-700	1-10	700-1400		18-20	M60-M110	1,1-2,2	20	-	2-4	7-9	4-6	0,35	60-100	80	60-80	słaba			
41	Ester alilowy		lony	350-450	-	700			M95-M100	1,6-2,2	-	-	2	7-15	5	0,55	60-80	-	100	słaba			
42	Pochodne alilowe	banerowa	uwarstwiony	550-850	3-5	1400			M92	16,3-19,0	-	-	7	-	-	-	-	-	-	słaba			
43	Pochodne alilowe	papier	uwarstwiony	900	2	1350			M93	5,4	-	-	7	-	-	-	-	-	-	słaba			
44	Pochodne alilowe	tkanina szklana	uwarstwiony	2000-3000	3	2000			M110	16,3-27,3	-	-	12-16	1-3	-	-	160	-	-	słaba			
45	Octan celulozy			200-600	7-80	200-900		5-12	R40-R120	5,4-32,7	25	15	1-3	8-16	4-8	0,3-0,45	40-100	50	60-100	niepalny			
46	Octan celulozy	wysoko ocelowany		200-600	5-45	200-300		6-12	R80-R120	5,4-32,7	-	-	1-3	10-15	5	0,4	40-100	-	60-100	słaba			
47	Octan celulozy	tkanina	uwarstwiony	525	8-26	700			-	16,3-32,7	-	-	2-3	3	5	-	-	-	-	słaba			
48	Octomaslan celulozy			200-500	50-70	300-600		6-12	R40-R120	5,4-49,1	-	-	1-2	11-17	4-8	0,3-0,4	40-100	-	60-100	słaba			
49	Propionian celulozy			200-500	25-45	350-700			R60-R105	5,4-60,0	-	-	-	-	-	-	40-70	-	-	słaba			
50	Azotan celulozy	24 + 30% kamforu		600	25-45	600		8-15	R90-R120	21,8-27,3	150	12	2	9-16	3-5	0,36	40-70	40	60	barażo wysoka			
51	Etyloceluloza		prasowany wtryskowy	400-600	2-20	650		4-9	R50-R110	16,3-60,0	-	-	1-3	10-14	4-6	0,3-0,5	40-90	55-65	60-100	słaba			
52	Etyloceluloza	tkanina	uwarstwiony	210-350	7-15	420			-	21,8-27,3	-	-	1-3	7	5	-	-	-	-	słaba			
53	Benzyloceluloza			400	5-30	700			-	-	75	3	25	10	5	-	-	55	-	słaba			
54	Fibra wulkanizowana			1000	-	800-1500		8-15	R80	5,4-43,7	100	17	3	-	3-5	-	-	70-90	180	słaba			

Lp	Właściwości elektryczne										Właściwości fizyko-chemiczne										Zastosowanie
	Oporność składowa przy temp. 25°C, ±50%		Współczynnik wytrzymałościowy (stagnacyjny)		Stała dielektryczna przy okresach 1 sek.		Stratność dielektryczna przy okresach 1 sek.		Ciężar właściwy w temp. 20°C		Współczynnik refrakcji n _D ²⁵		Chłanność ASTM D-570 24 godz.		Działanie startera		Oporność chem. Kwa. Zaso. su. Alkal. Gazolina. Oleje roślin. net. zwierz.				
	60	10 ³	10 ⁶	60	10 ³	10 ⁶	60	10 ³	10 ⁶	30	31	32	33	34	35	36	37	38	39	40	
1	22	23	24	25	26	27	28	29	30	31	32	33	34	35	36	37	38	39	40	41	
27	10 ¹⁷⁻¹⁹	20-25	2,5-2,7	2,5-2,7	2,5-2,7	0,05-0,5	0,05-0,5	0,1-0,5	1,06	1,59	0,05	słabo	0	0	0	0	0	0	0	27) Trolit, Styren, Bisstyrene, Lustran, Stufloflex. Płyty, preły i odł. wtryskowe o przejrzystości szkła, b. mała stratność dielektr. i duży współcz. izolacyjnych i odpor. w temperaturach. Włuchp-79-49, TuMchP-2030-49, TuMchP-1519-47, 28) Posiada b. dobre wł. elektryczne, dwukrotnie niższą chłanność wody oraz zwiększoną odporność na działanie temperatury. Zastosowanie: okł. 27 29) Lurican, Trolit, Lustran, Posiada b. mały współczynnik stratności niezależnie od temp. ale nieco niższe wł. wytrzymałościowe. W instalacjach elektr. gdzie wymaga się odporności na działanie temp. nie potrzeba dużej wyliz. 30) Lubolent, Polythene, Alkohathene. Płyty, taśmy, folia, odł. wtryskowe. Mała stratność dielektr. i duża odp. chemiczna i właściwości wytrzymałościowe. Użycia się w dziedzinie prądów wysokiej częstotliwości. 31) Igelit NP, PCU, PC, Minidur, WinyLite, Vinyon. Płyty taśmy, folia i przewody pokryte agregatami, do powlekania tkanin, włókna sztuczne, izolacje kabli elektrycznych. TuMchP-33-48, 1375-47, 1495-51, 1162-44, Włuchp 32) Saran. Do wyrobu przewodów, ogniodop. wykończ. i ogniodop. powłok. Posiada b. dużą odporność chem. wytrzymałość i jest niepalny. 33) Twarde mocne materiały odporne na działanie produktów naftowych. Produkowane w postaci płyt, folii, rur. Znalazły zastosowanie do wyrobu szkła bezpiecznego, sztucznej skóry, powłok, filmów, lakierów elektroizolacyjnych, lakierów do malowania samolotów i klejów. Bardzo odporne na wpływy atmosferyczne. Vinnapas, Mowilith, Mowicoll, Gelva, Vinarol, Polyviol, Telfon.	
28	-	-	-	2,62	2,63	-	0,2	0,2	1,38	1,63	0,03	słabo	0	0	0	0	0	0	0		
29	10 ¹³	25	-	3	3	-	0,5	0,7	1,2	-	<0,1	słabo	0	0	0	0	0	0			
30	>10 ¹⁷	20-40	2,2	2,2	2,2	0,3-0,5	0,3-0,5	0,3-0,5	0,93	1,52	0,02	bardzo	0	0	0	0	0	0			
31	10 ¹⁴	50	3,4	3,4	3,4	20	-	15	1,38	-	0,1-0,6	słabo	0	0	0	0	0	0			
32	10 ¹⁴⁻¹⁶	12-14	3-5	3-5	3-5	30-80	30-150	30-50	1,65-1,72	1,6-1,63	<0,1	słabo	0	0	0	0	0	0			
33	>10 ¹⁴	15	3,2-3,3	3,1-3,2	3,0-3,1	7-10	11-13	18-19	1,34-1,37	1,53	0,05-0,15	ciemniej	0	0	0	0	0	0			
34	-	10-25	3,6-3,7	3,3	3	7	10	20	1,2-1,3	1,5	0,6-1,3	bardzo	0	0	0	0	0	0			
35	>10 ¹⁴	10-25	3	-	-	7-10	-	-	1,16	1,46	2,0	bardzo	0	0	0	0	0	0			
36	>10 ¹⁴	15	3,6	3,6	3,3	7	7	7	1,07-1,2	1,49	1-3	słabe	0	0	0	0	0	0			
37	4-10 ⁷	2-4	-	-	-	-	-	-	1,26	1,51	>100	nie działa	0	0	0	0	0	0			
38	10 ¹⁶	19	2	2	2	<0,2	<0,2	<0,2	2,2	1,37	<0,01	słabe	0	0	0	0	0	0			
39	10 ¹⁵	16	3,4-3,6	3,2-3,4	3,0-3,2	50-60	50-60	20-30	1,18-1,20	1,49	0,5	bardzo	0	0	0	0	0	0			
40	10 ¹⁵	16	3,4-3,6	3,3-3,5	2,8-3,3	50-60	40-70	20-30	1,18	1,49	0,3-0,6	bardzo	0	0	0	0	0	0			
41	-	20	-	3,8	3,6	-	10	60	1,32	1,50	0,2	bardzo	0	0	0	0	0	0			
42	-	-	-	-	-	-	-	-	1,4-1,5	-	0,5-1,2	bardzo	0	0	0	0	0	0			
43	-	-	-	-	-	-	-	-	1,4	-	3-5	bardzo	0	0	0	0	0	0			
44	-	-	-	-	-	-	-	-	1,65-1,8	-	0,3-0,6	bardzo	0	0	0	0	0	0			
45	10 ¹⁰⁻¹²	8-12	3,5-7,5	3,5-7	3-7	10-60	10-60	10-100	1,3-1,4	1,46-1,5	2-6	słabe	0	0	0	0	0	0			
46	10 ¹⁰⁻¹³	8-12	3,5-6,5	3,5-6,5	3-6	10-60	10-60	10-60	1,27	1,47	1-3	słabe	0	0	0	0	0	0			
47	-	14,4	5,6	-	4,4	80	-	43	1,33	-	3,3	słabe	0	0	0	0	0	0			
48	10 ¹⁰⁻¹²	10-16	-6,5	-	3,8	10-40	-	10-43	1,1-1,25	1,46-1,49	1-3	słabe	0	0	0	0	0	0			
49	-	-	-	-	3,5	-	-	20-30	1,2	-	1,5	słabe	0	0	0	0	0	0			
50	(2+30)10 ¹⁰	10-22	6,5-7,5	-	6,2	60-150	-	70-100	1,35-1,4	1,5	1,4	słabe	0	0	0	0	0	0			
51	10 ¹²⁻¹³	19-22	3-4	3-4	3-4	8-30	8-15	20-40	1,1-1,2	1,47	1-2	słabe	0	0	0	0	0	0			
52	-	19,2	4,3	-	3-6	71	-	30	1,13	-	2	słabe	0	0	0	0	0	0			
53	10 ¹⁵	30	-	-	3-5	-	-	10	1,20	-	0,2	słabe	0	0	0	0	0	0			
54	10 ⁶	3	-	4	7	-	-	80	35	1-1,5	-	20-70	słabe	0	0	0	0	0			