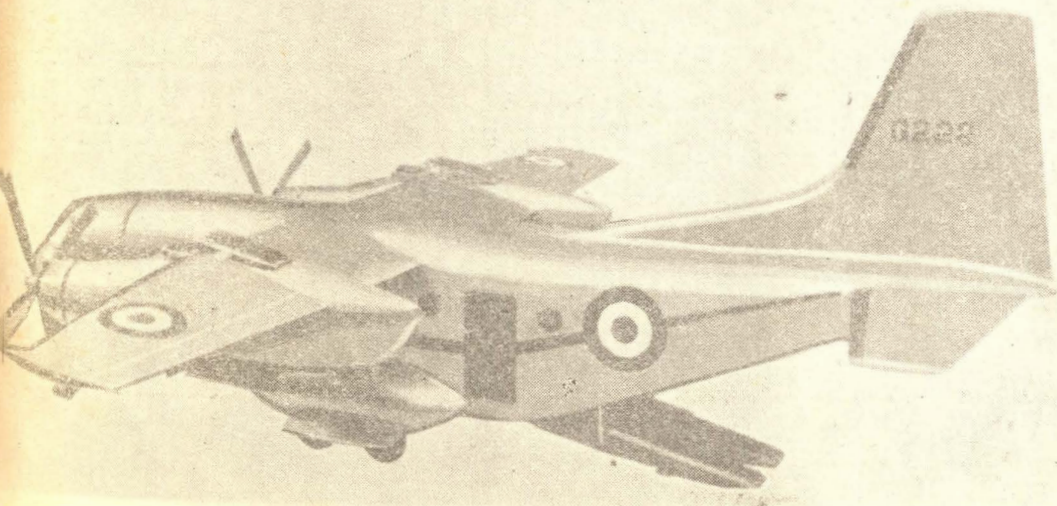


TECHNIKA LOTNICZA



3

1964

WYDAWNICTWA
CZASOPISM
TECHNICZNYCH NOT

POMOCE KONSTRUKTORSKIE „TECHNIKI LOTNICZEJ“

Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych

część VII

Stopy wolframu i tantalu oraz tworzywa ceramiczno-metalowe (cermety)

Zebrał i opracował: mgr inż. Andrzej Ciszewski i mgr inż. Tadeusz Radomski

W bieżącym zeszycie podano dane techniczne dotyczące żarowytężymatych stopów wolframu i tantalu oraz tworzyw ceramiczno-metalowych (cermetów).

W tabeli 3 podano skład chemiczny, i niektóre własności wolframu i jego stopów, w tabeli 4 — skład chemiczny i niektóre własności tantalu i jego stopów.

W kolejnej tabeli 5 podano skład chemiczny, niektóre własności i ogólne zastosowanie ważniejszych konstrukcyjnych tworzyw ceramiczno-metalowych (cermetów).

W kolejnej tabeli 5 podano skład chemiczny, niektóre własności i ogólne zastosowanie ważniejszych konstrukcyjnych tworzyw ceramiczno-metalowych (cermetów).

Tabela 3. Własności wolframu i stopów wolframu

Lp.	Oznaczenie stopu	Skład chemiczny % (reszta W)	Metoda otrzymywania i stan	Ciężar właściwy g/cm ³	Własności mechaniczne w temp. podwyższonej					
					T. badania °C	Q _r kg/mm ²	R _r kg/mm ²	σ %	ε %	R _{r-0,2} kg/mm ²
1	100 W	0,002-0,005 O 0,0015-0,004 N 0,0004-0,005 C	Metalurgia proszków; rekrystalizowany	19,3	1370	—	22,5	—	—	7,0
					1650	—	13,3	—	—	—
					1925	—	7,7	—	—	—
					2205	—	6,3	—	—	—
			Metalurgia proszków; kuty		1095	—	41,5	—	—	—
					1370	—	34,5	—	—	—
					1480	—	21,0	—	—	—
					1925	—	7,7	—	—	—
2	W-1ThO ₂	1ThO ₂	Metalurgia proszków; kuty	19,1	1370	—	34,1	—	—	—
					1650	—	26,0	—	—	—
					1930	—	19,7	—	—	—
					2205	—	9,8	—	—	—
3	W-2ThO ₂	2ThO ₂	Metalurgia proszków; kuty	18,9	1370	—	25,0	—	—	15,5
					1650	—	20,7	—	—	—
					1930	—	18,6	—	—	—
					2205	—	12,3	—	—	—
4	W-0,4TaC	0,4 TaC	Metalurgia proszków; kuty	19,3	1370	39,4	47,1	—	42,0	—
5	W-0,88Nb	0,88 Nb	Topienie łukowe; kuty	—	1650	31,6	32,3	15,0	85,0	—
					1925	5,3	12,6	31,0	98,0	—
6	W-0,07Ti	0,07 Ti	Topienie łukowe; kuty	—	1650	9,8	11,9	36,0	98,0	—
					1925	5,6	9,1	37,0	98,0	—
7	W-0,12Zr	0,12 Zr	Topienie łukowe; kuty	—	1650	28,3	33,7	16,0	39,0	—
					1925	7,7	10,5	49,0	98,0	—

Pomocę konstruktorskie s.c. Lub

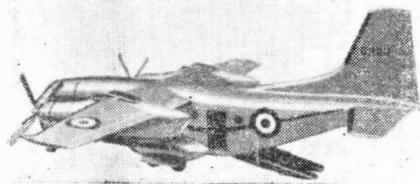
SPIS TRESCI

ARSÉN BUTT-HUSSAIM — Statyczna wytrzymałość laminatów wzmocnionych włóknem szklanym w podwyższonych i wysokich temperaturach	57
P. KWIATKOWSKI — Angielsko-francuskie porozumienie w sprawie naddźwiękowego samolotu pasażerskiego „Concorde”	62
L. ZAPĄŁOWICZ — Generator harmonicznej składowej przepływu cieczy zasilającej	65
Z. PONIEWIERSKI — Nowy olejniczy stop aluminiowy Al Zn 5 MgFe (AC5)	72
Nowości techniczne	76
E. JUNGOWSKI — Z historii lotnictwa polskiego	80
Z żółtej karty	81

Na półkach księgarskich	
Kronika	
Pomocę Konstruktorskie Techniki Lotniczej — A. Ciszewski, T. Radomski	
— Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych, cz. VII — Stopy wolframu i tantalu oraz tworzywa ceramiczno-metalowe (cermety)	

СОДЕРЖАНИЕ

ARSÉN BUTT-HUSSAIM — Статическое сопротивление ламинатов усиленных стеклянным волокном в повышенных и высоких температурах	
P. KWIATKOWSKI — Англо-французское соглашение по делу сверхзвукового пассажирского самолета „Concorde”	
L. ZAPĄŁOWICZ — Генератор гармонической составляющей потока подачи питательной жидкости	
Z. PONIEWIERSKI — Новый литейный алюминиевый сплав AlZn5MgFe	
Технические новости	
E. JUNGOWSKI — Из истории польской авиации	
Из траурной карты	
На книжных полках	
Хроника	
Конструкторские помощи Авиационной Техники — A. Ciszewski, T. Radomski	
— Материалы применимые в авиационных конструкциях часть VII — Сплавы вольфрама и тантала, а также керамическо-металлические вещества (керметы).	



NASZA OKŁADKA

Samolot transportowy pionowego startu G 222 „Corwino”, Projekt Zakładów FIAT.

TECHNIKA LOTNICZA — miesięcznik Sekcji Lotniczej Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Mechaników Polskich
Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT. Redaguje Kolegium: mgr inż. Stefan Sulikowski — redaktor naczelny, Jarosława Berżyńska — sekretarz redakcji, mgr inż. Antoni Gołędzinowski, mgr inż. Walerian Kordziński, mgr inż. Stanisław Lassota, mgr inż. Wacław Zaremba — redaktorzy działów, Kazimierz Walczyński (red. techniczny).

Adres Redakcji: Warszawa, Czackiego 3/5, tel. 26-74-61

Adres Administracji: Administracja Czasopism Technicznych NOT, Warszawa, ul. Czackiego 3/5, tel. 26-74-61

Cena pojedynczego zeszytu 12.— zł

Prenumerata roczna 144.— zł

Półroczna 72.— zł

PKO Warszawa, konto 1-9-121697 WCT. Zakład Kolportażu, Warszawa, ul. Mazowiecka 12.

Ark. druk. 3,5. Format A4. Nakład 1100 egz. Papier druk. sat. kl. V, 70 g, 61 × 86, Wrocławska Drukarnia Dzielowa — Zam. 1010/A — W-3



Mgr inż. ARSEN BUTT-HUSSAIM

678.06:539.4.019.3

Statyczna wytrzymałość laminatów wzmocnionych włóknem szklanym w podwyższonych i wysokich temperaturach

W pracy omówiono wpływ temperatury na wytrzymałość laminatu wzmocnionego włóknem szklanym oraz jego odporność w warunkach działania strumienia gazu o wysokiej temperaturze. Dla lepszego omówienia złożoności zagadnienia zanalizowano (pobieżnie) również wpływ zasadniczych czynników na wytrzymałość laminatu. Przytoczonych jest szereg przykładów zastosowań laminatu w wielu konstrukcjach. W zakończeniu podano ogólne uwagi dotyczące wad laminatu i trudności stojących na drodze do szerszego zastosowania w konstrukcjach nośnych.

Tworzywa warstwowe, zwane powszechnie laminatami, znalazły zastosowanie niemal we wszystkich gałęziach przemysłu, zastępując tradycyjne materiały, a w wielu nowoczesnych konstrukcjach, dzięki swoim specyficznym właściwościom, są wręcz jedyne. Przyczyną tak szerokiego zastosowania są między innymi ich wyjątkowe własności fizyko-mechaniczne i elektryczne. Są one dobrymi izolatorami elektrycznymi i cieplnymi, posiadają jednocześnie wysoką wytrzymałość, zbliżoną do wytrzymałości duralu przy 1,5-krotnie mniejszym ciężarze właściwym. Z uwagi na tę ostatnią cechę, lotnictwo było jedną z pierwszych gałęzi przemysłu, w której znalazły zastosowanie laminaty. Obecnie coraz szerszą popularność zdobywają w budownictwie, przemyśle elektro- i radiotechnicznym, motoryzacyjnym, okrętowym i w wielu innych.

Szczególne cechy laminatu z wypełniaczem szklanym przyczyniły się do zastosowania go w wielu konstrukcjach. Z uwagi na swoje własności technologiczne, elementy wykonywane są często jako konstrukcje integralne. Typowym przykładem mogą być nadwozia samochodów sportowych oraz niewielkich łodzi. Obok zalet technologicznych mają i inne zalety, których nie posiadają konstrukcje wykonane z materiałów tradycyjnych. W przypadku np. nadwozia jest ono o 50% lżejsze mimo zwiększonej grubości w stosunku do blachy stalowej. Wiąże się z tym łatwiejsze zawieszenie i obniżenie środka ciężkości. Nadwozie laminatowe ma jeszcze takie zalety, jak świetną izolację dźwiękową od hałasu ulicznego, odporność na korozję, zdolność do przyjmowania barw, stosunkowo łatwą naprawę uszkodzeń. Łodzie produkowane z laminatu są elastyczne (absorbują przypadkowe uderzenia), odporne na korozję i działanie atmosferyczne.

Z uwagi na wysoki stosunek wytrzymałości do ciężaru właściwego, łatwość formowania elementów nawet w skomplikowanych kształtach, zdolność tłumienia drgań, niską przewodność cieplną, okresową dużą odporność na temperaturę (szczególnie w przypadku krótkotrwałej pracy w wysokich temperaturach), odporność na promieniowanie jądrowe, bardziej szeroki asortyment materiału, możliwość konstruowania wyrobów w szerokim zakresie wymiarów oraz taniostwo, laminaty szklane znalazły już zastosowanie w wielu konstrukcjach lotniczych.

W konstrukcjach lotniczych laminat używany jest obecnie głównie do elementów stosunkowo słabo obciążonych i pracujących w normalnej temperaturze lub w pobliżu normalnej. Są to: owiewki, fotele, zbiorniki, przewody powietrzne, usterzenia i inne. Należy podkreślić pewną ostroż-

ność konstruktorów w stosowaniu tego materiału, między innymi z uwagi na jego wady, o których będzie mowa w dalszej części. W miarę jednak doskonalenia metod technologii oraz prowadzonych coraz szerszych, bardziej wszechstronnych badań, znajdują miejsce coraz śmielsze zastosowania, czego przykładem mogą być laminatowe podwozia samolotów sportowych, łopat śmigieł i wirników śmigłowców.

Odrębną grupę zastosowań stanowią elementy pracujące pod obciążeniem w podwyższonych lub wysokich temperaturach. Tutaj stawia się materiałom szczególnie wysokie wymagania. W wielu przypadkach laminat wypełniony włóknem szklanym spełnia te wymagania. Zastosowany na łopatki sprężarki spełnia swoje zadania zastępując z powodzeniem stopy aluminium, ma przy tym cenną zaletę, jaką jest zdolność pochłaniania energii drgań 3—4-krotnie wyższą od metali.

Powierzchnie aparatów latających z prędkościami przekraczającymi kilkakrotnie prędkości dźwięku ulegają — w zależności od wysokości — nagraniu do bardzo wysokiej temperatury. Często temperatura taka jest znacznie wyższa od temperatury topnienia większości ciał stałych. Rolę świetnej izolacji cieplnej spełniają plastiki, które wytrzymują w ciągu 20—30 sek temperatury rzędu 5000 °C i więcej. Eliminują one poprzednio stosowane ochronne pokrycia lub materiały konstrukcyjne w takich elementach, jak: stabilizatory rakiet, stożki dysz wylotowych itd.

Istnieją już próby zastosowania laminatu z włóknem szklanym na korpusy silników rakietowych na paliwo stałe. Wyniki tych prób nie są dostatecznie znane. Korpusy wykonywane są podobnie jak rury wysokowytrzymałe metodą odpowiedniego nawijania nici szklanych przesyconych żywicą. W wyniku niskiej przewodności cieplnej materiału silnik wytrzymuje krótkotrwałe działanie obciążeń mechanicznych oraz temperatury wynoszącej ponad 2000 °C.

Zasadnicze czynniki wpływające na własności laminatu

Wytrzymałość laminatów wzmocnionych włóknem szklanym zależy od bardzo wielu czynników, których pełne uwzględnienie nie zawsze jest możliwe. W tym fakcie — między innymi — tkwi przyczyna statystycznego charakteru wytrzymałości laminatów.

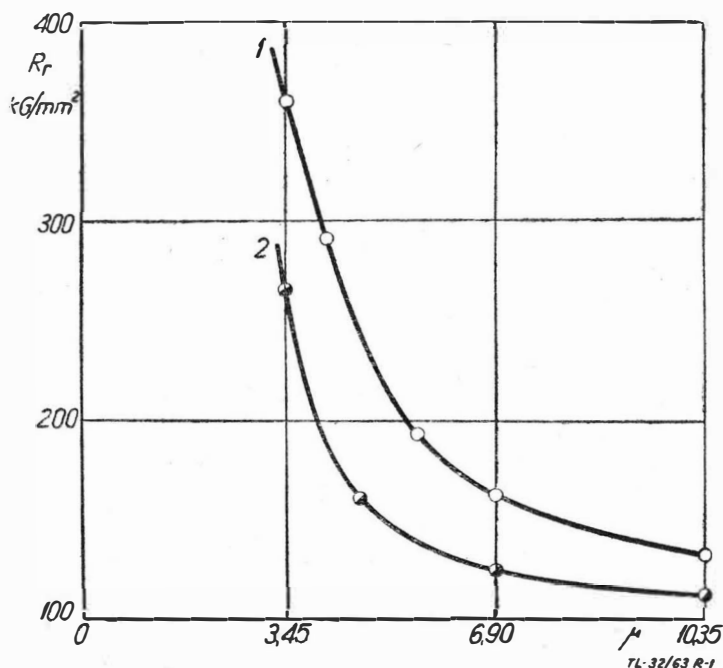
Czynniki, które można w pełni lub w poważnym stopniu uwzględnić i które decydują o wytrzymałości laminatu, są następujące:

1. Procentowa zawartość żywicy w laminacie

Wpływ procentowej zawartości żywicy wynika głównie: 1) z różnej wytrzymałości oraz modułu sprężystości żywicy i włókna szklanego, 2) z własności fizycznych żywicy (lepkość). Obciążenie głównie przenosi włókno szklane, ponieważ jego moduł jest znacznie większy od modułu żywicy. Przy zbyt wielkiej zawartości włókna, mała zawartość żywicy słabo wiąże poszczególne nici szklane. Istnieje więc ekstremalna (maksymalna) wartość wytrzymałości laminatu, odpowiadająca określonej procentowej zawartości żywicy. Jest ona różna dla zginania i rozciągania. Oczywiście zawartość procentowa żywicy ma również wpływ na inne własności laminatu, jak na przykład moduł sprężystości, ciężar właściwy i inne. Należy nadmienić, że otrzymanie laminatu o z góry założonej procentowej zawartości żywicy nastęrcza w praktyce wiele trudności.

2. Jakość szkła i jego grubość

Najlepszym szkłem nadającym się jako wzmacniacz do laminatu jest szkło tak zwane bezalkaliczne o zawartości alkaliów poniżej 1%. Na przykład w USA i NRF stosuje się tkaniny ze szkła bezalkalicznego o zawartości alkaliów poniżej 0,5%. Laminaty wykonane z takiego szkła są bardzo wytrzymałe i odporne na warunki atmosferyczne. Na rys. 1 pokazana jest zależność wytrzymałości włókna ze szkła bezalkalicznego (1) i alkalicznego (2) od jego grubości. Włókno szklane posiada wysoką wytrzymałość, tym wyższą, im mniejszą ma grubość (rys. 1). Włókno o małej



Rys. 1

średnicy obok wysokiej wytrzymałości jest mniej łamliwe, jednak z uwagi na wysokie koszty produkcji wskazane jest stosować, tylko w przypadkach koniecznych.

3. Rodzaj żywicy

Najbardziej rozpowszechnione żywice używane do laminatów z włóknem szklanym są fenolowoformaldehydowa, epoksydowa i poliestrowa. Własności wytrzymałościowe laminatu zależą od własności fizyko-mechanicznych żywicy, od jej przyczepności do szkła. Natura żywicy narzuca określony proces technologiczny w produkcji laminatu i wpływa na jego ostateczne własności.

4. Ułożenie włókien w laminacie

Duży wpływ na wytrzymałość mechaniczną ma struktura wypełniacza. Wypełniacz szklany stosuje się zasadniczo w dwu postaciach: jako maty i tkaniny. Najmniejszą wytrzymałość mają laminaty ze wzmacniaczem w postaci maty posiadającej włókna bezwładnie rozrzucone, przeszyte nićmi szklanymi lub sklezione lepiszczem. Tkaniny wykonywane są w splotach płóciennym, rzędkowym, satynowym

oraz ich kombinacjach. Najlepszym splotem jest satyna, posiadający luźniejszą budowę, a więc większą przepuszczalność i umożliwiający lepsze nasycenie żywicą w czasie młynowania.

Najmniejszą wytrzymałość mają laminaty z wypełniaczem w postaci mat, największą w postaci tkaniny, względnie w postaci równolegle ułożonych włókien lub nici szklanych. Pośrednie miejsce zajmują laminaty, w których wypełniacz jest w postaci np. taśm ze szklanych nici ułożonych kolejnymi warstwami w dwu wzajemnie prostopadłych kierunkach.

W tabelicy 1 podana jest wytrzymałość statyczna laminatów (wartości orientacyjne) opartych na trzech żywicach z różnymi postaciami wypełniacza. Z tabelicy tej wynika

Tabela 1

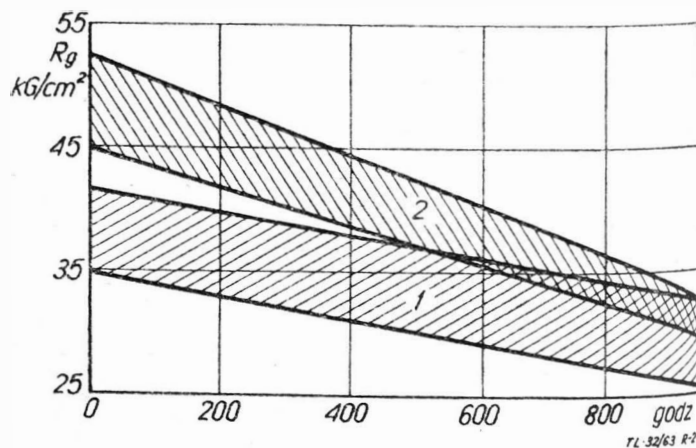
Lepiszczce	Struktura wzmacniacza	Granica wytrzymałości			Udarowość jednostkowa	H _B
		przy zginaniu kg/cm ²	przy rozciąganiu kg/cm ²	przy ścisnieniu kg/cm ²		
Żywica fenolowoformaldehydowa	Maty szklane	≥1200	≥1000	≥1300	≥60	100
	Plecianka z nici szklanych	3000-6000	2000-4000	1300-1800	150-300	120
	Tkanina szklana	3290	—	—	—	—
Żywica epoksydowa	Maty szklane	≥1500	≥800	≥1500	≥200	≥100
	Plecianka z nici szklanych	3000-6000	2000-4000	1500-2000	700	100
	Tkanina szklana	3500-4200	—	—	—	—
Żywica poliestrowa	Maty szklane	2540	—	—	—	—
	Tkanina szklana	3500-4300	—	—	—	—

że wytrzymałość laminatów wzmocnionych włóknem szklanym zbliżona jest do wytrzymałości stali węglowej, a po względem wytrzymałości jednostkowej (stosunek wytrzymałości do ciężaru właściwego) przewyższa kilkakrotnie zarówno stal, jak i duraluminium.

Oprócz wymienionych zasadniczych czynników wpływających na własności laminatu jest cały szereg innych wpływających na technologię, właściwości tworzywa i warunków pracy.

Wytrzymałość w podwyższonych temperaturach

Laminat, jako materiał konstrukcyjny, nie jest lepszy lub gorszy od metali. Przydatność jego uwarunkowana jest stawianymi wymaganiami i przeznaczeniem. Oceny przydatności można dokonać tylko w przypadku konkretnej konstrukcji pracującej w określonych warunkach. Laminat jest materiałem, którego własności w dużym stopniu zależą od technologii wykonania i w mniejszym stopniu od wymiarów badanej próbki, dlatego wielkości podane niżej są orientacyjne. Na ich podstawie nie należy wyciągać zbyt ogólnych wniosków. Do pewnej ostrożności skłaniają również



Rys. 2

niez takie czynniki, jak np. duży rozrzut wyników badań, duża skłonność do pękania przy długotrwałym działaniu obciążeń, zmiana wytrzymałości w czasie przy wytrzymywaniu materiału w stałej podwyższonej temperaturze. Uwagi powyższe częściowo ilustruje rys. 2, na którym podane są krzywe (pole) długotrwałej wytrzymałości przy zginaniu w temperaturze 20°C dla laminatów wzmocnionych tkaniną szklaną, opartych na żywicy poliestrowej (pole 1) i epoksydowej (pole 2). Laminaty posiadają daleko niższą od stali węglowej wytrzymałość zmęczeniową. Umowna granica zmęczeniowa określona przy zmiennym obciążeniu górnym po 10⁷ cykli wg danych Pusey'a stanowi tylko około 25% granicy wytrzymałości przy statycznym zginaniu.

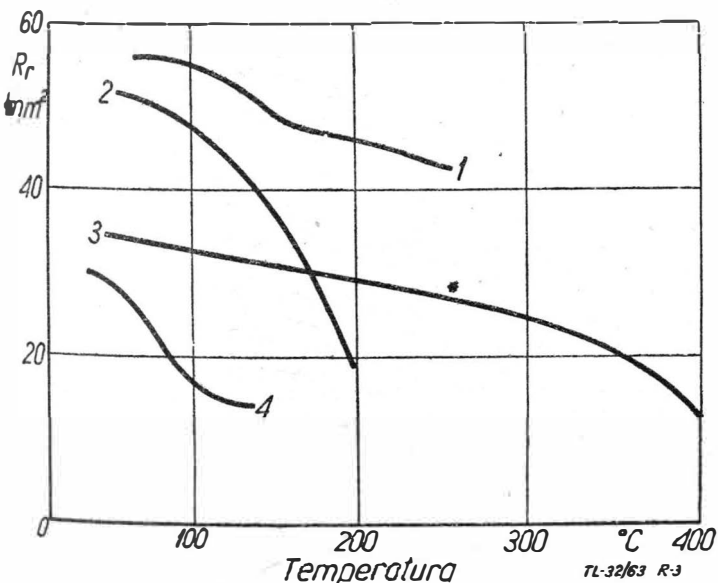
Laminaty oparte na wspomnianych już żywicach posiadają bardzo niską, w stosunku do metali, przewodność cieplną. Współczynnik przewodności cieplnej dla laminatów przy 20°C wynosi 9 · 10⁻⁴ cal/cm °C sek, podczas gdy dla stali ok. 0,1, a duralu 0,3 ÷ 0,5 cal/cm °C sek.

Jest to wyjątkowo cenna własność laminatu, dzięki której znajduje zastosowanie w konstrukcjach narażonych na krótkotrwałe działanie bardzo wysokich temperatur (powyżej 2000°C) zdecydowanie wypierając inne materiały, takie jak stal żaroodporna lub materiały ceramiczne. W temperaturach podwyższonych niektóre laminaty wzmocnione tkaniną szklaną są bardziej wytrzymałe od duralu.

Na rys. 3 według danych G. Duflo przedstawiona jest granica wytrzymałości przy statycznym zginaniu po półgodzinnym wytrzymaniu w temperaturze dla stali nierdzewnej (1), duralu (2) oraz laminatów opartych na żywicach: fenolowej (3) i poliestrowej (4), wzmocnionych włóknem szklanym.

Laminat oparty na żywicy fenolowej w temperaturze powyżej 200°C ma zdecydowaną przewagę nad duralalem. Inaczej zachowują się w podwyższonych temperaturach laminaty oparte na żywicach krzemorganicznej i melaminowej. Spadek wytrzymałości ze wzrostem temperatury nawet do 300°C jest niewielki. Wadą ich jest znacznie mniejsza wytrzymałość w normalnej temperaturze od laminatów opartych np. na żywicy fenolowej lub poliestrowej.

Interesujące są wyniki badań wpływu temperatury i czasu wygrzewania na własności mechaniczne laminatu. Wykresy na rys. 4 i rys. 5 przedstawiają zmianę granicy wytrzymałości przy statycznym zginaniu, w zależności od temperatury i czasu wygrzewania, radzieckich laminatów z wypełniaczem szklanym, opartych na modyfikowanej żywicy fenolowo-formaldehydowej (AΓ-4) i żywicy krzemorganicznej (KMC-9). Materiał AΓ-4 zachowuje wytrzymałość do 200°C, spadek jej wynosi około 15%. Przy wyższych temperaturach występuje spadek wytrzymałości zależny od czasu wygrzewania. Zjawisko to tłumaczy się głębokim rozpadem żywicy w tych temperaturach, czego dowodem może być strata ciężaru (rys. 5). AΓ-4 zachowuje wysoką wytrzymałość przy krótkotrwałym działaniu (10 ÷ 15 sek) w temperaturach do 2000°C.

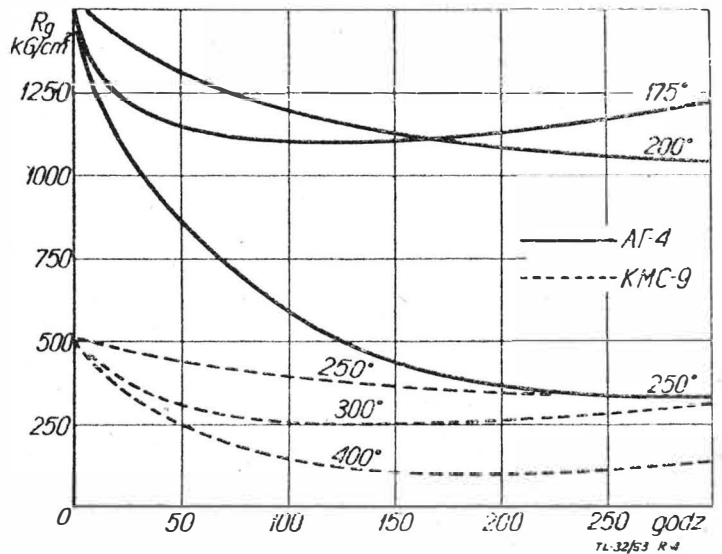


Rys. 3

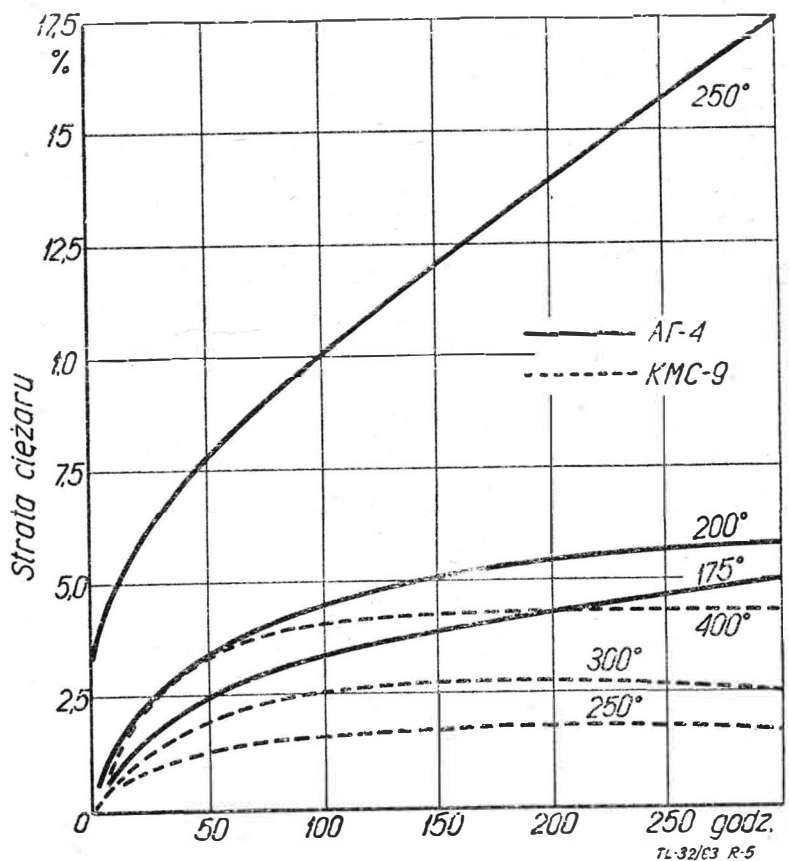
Laminat KMC-9 oparty na żywicy krzemorganicznej wprawdzie posiada mniejszą od AΓ-4 wytrzymałość w niższych temperaturach, jednak już przy około 250°C po 300 godz. wygrzewania granica wytrzymałości tego materiału jest bliska wytrzymałości AΓ-4. Dopiero w temperaturze 400°C po 300 godz. wygrzewania obserwuje się duży spadek wytrzymałości o około 78%.

Wspomniany wyżej wpływ wielu czynników na wytrzymałość laminatów uniemożliwia usystematyzowanie tych materiałów.

Rodzaj żywicy, postać wzmacniacza i ich wzajemny stosunek objętościowy lub ciężarowy, technologia wykonania mają ogromny wpływ na zachowanie się materiału zarówno w temperaturze normalnej, jak i podwyższonej. Wytrzymałość laminatów szklanych mieści się w szerokich granicach od 200 kG/cm² do 8000 kG/cm².



Rys. 4

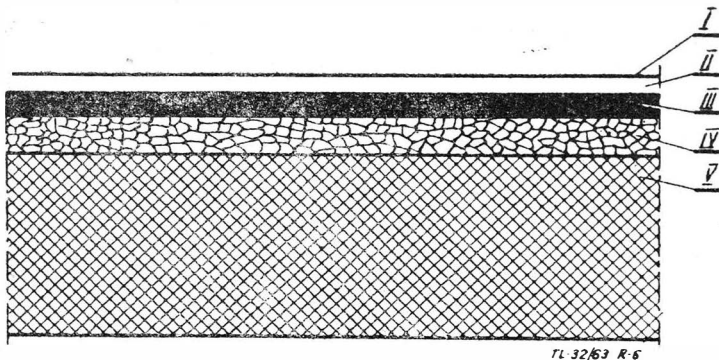


Rys. 5

Laminat w wysokich temperaturach

Wiele latających aparatów, jak np. pojazdy kosmiczne, rakiety średniego i dalekiego zasięgu, posiada szereg elementów narażonych na krótkotrwałe (od kilku do kilkudziesięciu sekund) działanie wysokich temperatur w strumieniu gazu o dużej prędkości. Jednym z ważnych problemów związanych z rozwojem rakiet i pojazdów kosmicznych jest ochrona cieplna w okresie powrotu w gęste warstwy atmosfery. Związane to jest z gęstością molekuł powietrza przed poruszającym się ciałem oraz z przemianą kinetycznej energii molekuł na energię cieplną. Temperatura na powierzchni ciała rośnie ze wzrostem prędkości lotu i gęstości powietrza. Poważny wpływ ma również kształt poruszającego się ciała. Graniczna warstwa gazowa tuż przy ścianie może nagrzać się do temperatury nawet znacznie powyżej 5000 °C. Temperaturze tej towarzyszy strumień gazu o dużej prędkości dochodzącej nawet do $M = 20$. Nieco podobne warunki są w części dyszowej silnika raketowego na paliwo stałe, gdzie wylatujące gazy mają dużą prędkość oraz temperaturę rzędu kilku tysięcy stopni.

Pierwsze przeprowadzone badania laminatu dały wręcz rewelacyjne wyniki. Zwykła techniczna tkanina szklana przesycona melaminową żywicą tylko nieznacznie została zniszczona po kilkusekundowym działaniu takich temperatur, jakie występują w gazach wylotowych silnika raketowego. Fakt ten był bodźcem do dalszych badań nad różnymi laminatami. W rezultacie zrealizowano powrót w gęste warstwy atmosfery rakiety „Jupiter C” i odzyskano w dobrym stanie jej przedni stożek (maj 1958 r.). Na powierzchni laminatu, poddanej działaniu gorących gazów przepływających z dużą prędkością, zachodzi zjawisko erozji cieplnej — rozpadu pod wpływem temperatury i nieprzerwane usuwanie warstwy powierzchniowej materiału w wyniku działania ośrodka. Proces powierzchniowego niszczenia materiału jest bardzo złożony i zależy od takich czynników, jak temperatura otaczającego środowiska, prędkość wymiany energii strumienia gazu z materiałem, chemia i kinetyka pirolizy (rozpadu termicznego), ciepłota i mechaniczne naprężenia. Fizyczny model tego procesu, typowy dla takich laminatów, jak tkanina szklana — żywica fenolowa lub azbest — żywica fenolowa, przedstawiony jest na rys. 6. Organiczne składniki, zawarte w żywicy fenolowej, ulegają pirolizie lub spalaniu, w wyniku czego tworzą się lotne związki (strefa II) i zwęglająca się porowata warstwa (strefa IV) na powierzchni materiału. Lotne związki wydobywają się na zewnątrz, tworząc strefę odgradzającą powierzchnię podlegającą erozji od warstwy



Rys. 6

granicznej gorącego strumienia gazu (strefa I). Strefa stosunkowo chłodnych lotnych związków, tworząca się na powierzchni, stanowi doskonałą ochronę cieplną. Temperatura na zewnętrznej stronie tej strefy może przewyższać 16 000 °C, podczas gdy między tą strefą a warstwą płynną III (rys. 6) wynosi zaledwie 1600 do 2200 °C.

Nieorganiczne składniki stosowane w charakterze wzmacniaczy (np. tkanina szklana) podlegają fazowym zmianom od stanu stałego do płynnego, pojawiając się na powierzchni w postaci błonki lub pęcherzyków (strefa III).

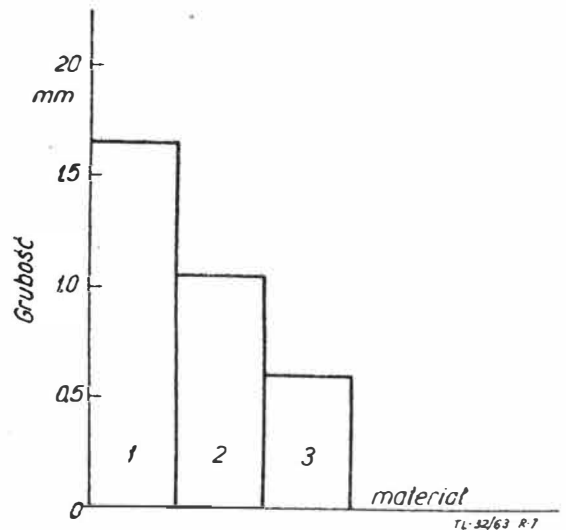
Większa część fazy ciekłej wyparowuje, pochłaniając dużą ilość ciepła, reszta jest usuwana mechanicznie. Rzeczywisty obraz zjawiska erozji jest daleko bardziej skomplikowany, niemniej jednak przedstawiony model w pewnym stopniu wyjaśnia mechanizm tego procesu. Nie ma wyraź-

nych granic między poszczególnymi strefami (warstwami). Na przykład od materiału niezniszczonego V do strefy I istnieje bezbarwna porowata warstewka z licznymi pęcherzykami, stopniowo przechodząca w kierunku zewnętrznym w postaci warstwy IV. W ustalonych warunkach wszystkie wspomniane strefy tworzą tzw. front erozji, stopniowo przemieszczający się w głąb materiału. Bliższych danych dotyczących własności cieplnych frontu erozji brak. Proces niszczenia materiału przebiega w stosunkowo cienkiej warstwie na powierzchni. Grubość frontu erozji określono drogą analizy materiału według zawartości lotnych związków. Jako dolną granicę frontu przyjęto warstwę, w której zawartość lotnych związków jest taka, jak w materiale wyjściowym. Wartość tej grubości jest zależna od wielu czynników, między innymi od warunków badań i warunków pracy. Na rys. 7 podane są orientacyjne grubości przy działaniu ciepłego strumienia 2900 kcal/m²sek dla trzech materiałów opartych na żywicy fenolowej ze wzmacniaczem: 1 — Refrasil (marka handlowa trudno topliwą tkaniny szklanej); 2 — włókno szklane; 3 — azbest. Ograniczony wpływ na grubość frontu erozji ma wielkość strumienia cieplnego. Wpływ ten ilustruje rys. 8, przedstawiający zależność grubości frontu od strumienia cieplnego dla materiału o kompozycji włókno szklane — żywica melaminowa. Dla innych kompozycji zależność ta jest podobna.

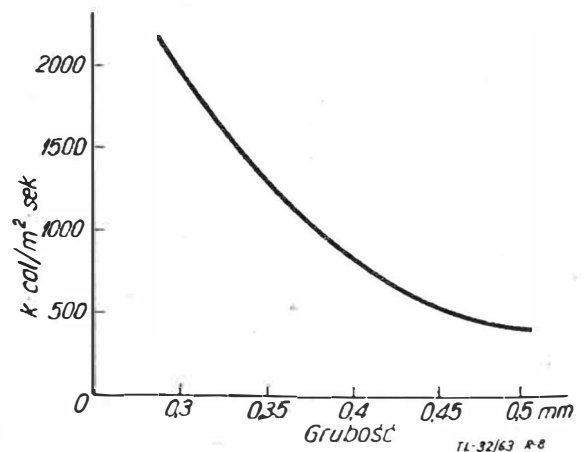
Innym ważnym wskaźnikiem służącym do oceny materiału jest prędkość erozji. Jest ona zależna od szeregu czynników, jak np. mocy strumienia cieplnego, rodzaju wytwornicy i jego orientacji względem kierunku strumienia gazu. Na rys. 9 podany jest wpływ rodzaju żywicy na prędkość erozji. Badane materiały wzmocnione były włóknem szklanym, a jako lepszycze zastosowano żywice: fenolową (1), krzemooorganiczną (2), melaminową (3), poliepoksydową (4), poliestrową (5).

Na własności erozyjne materiału wpływają głównie następujące czynniki:

1. Gęstość laminatu. Ze zwiększeniem gęstości polepszają się własności antyerozyjne materiału.



Rys. 7



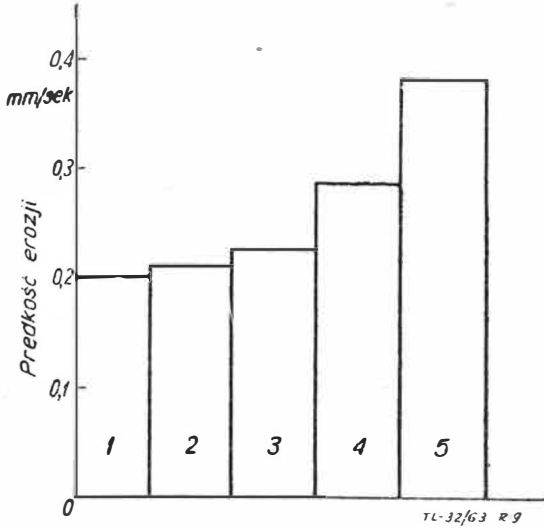
Rys. 8

2. Orientacja wzmacniacza względem kierunku strumienia gazu. Stwierdzono, że najlepiej zachowuje się materiał przy równoległym położeniu warstw wzmacniacza do kierunku strumienia gazu.

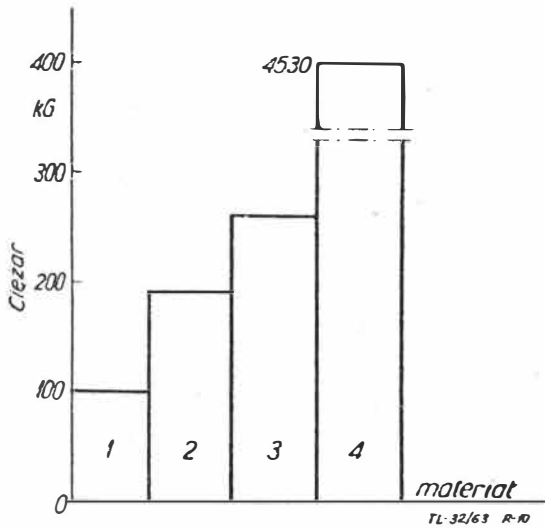
3. Rodzaj i zawartość żywicy. W większości laminatów własności polepszają się ze zmniejszeniem zawartości żywicy (do pewnego minimum).

4. Rodzaj wzmacniacza. Materiał wzmacniacza posiada znaczny wpływ na współczynnik rozszerzalności cieplnej i przewodności cieplnej.

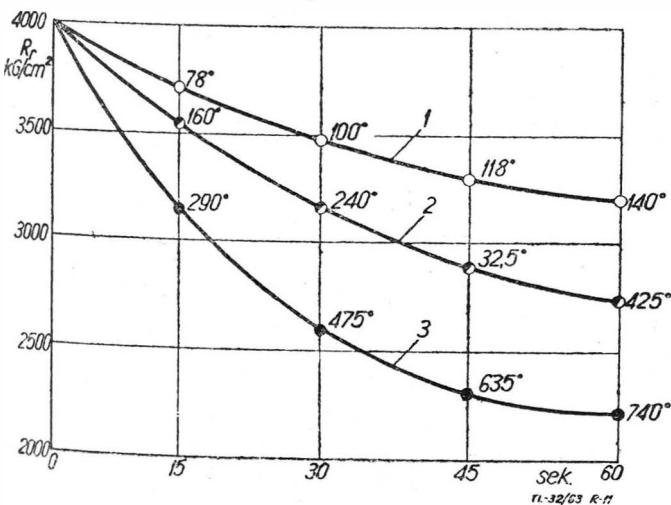
Stopień tego wpływu ogólnie zależy od temperatury topliwości włókna.



Rys. 9



Rys. 10



Rys. 11

5. Lepkość wzmacniacza w stanie płynnym. Często stosuje się specjalne dodatki do materiału w celu obniżenia napięcia powierzchniowego wzmacniacza w stanie płynnym.

Na podstawie powyższych rozważań należy podkreślić, że ocena przydatności laminatu do pracy w warunkach działania strumienia gorących gazów jest bardzo trudna.

Na rys. 10 podana jest zależność niezbędnego ciężaru materiału izolacyjnego — potrzebnego do utrzymania na wewnętrznej powierzchni głowicy rakiety balistycznej średniego zasięgu, temperatury poniżej 500°K — od rodzaju materiału. Badania były przeprowadzane w prawie identycznych warunkach dla materiałów: Refrasil — żywica fenolowa (1), włókno szklane — żywica melaminowa (2), niepalna ceramika (3), miedz (4).

Laminaty zdecydowanie wyparły z użycia szereg do niedawna stosowanych izolacji. Materiały ceramiczne wskutek powstającej dużej różnicy temperatur na grubości ulegały zniszczeniu (pęknięcie). Inne sposoby ochrony cieplnej wymagały skomplikowanych instalacji do doprowadzania na powierzchnię izolowanego ciała czynnika parującego.

Tabela 2

Rodzaj laminatu	Ciężar włókienny g/cm³	Własności w temp. normalnej					Własności w wysokiej temp.		Wł. cieplne			
		Granica wytrzymałości na rozrywanie kg/cm²	Granica wytrzymałości na zginanie kg/cm²	Granica wytrzymałości na ściskanie kg/cm²	Moduł sprężystości szlif. kg/cm²	Warunki prób		Granica wytrzymałości na zginanie kg/cm²	Moduł sprężystości szlif. kg/cm²	Współczynnik przewod. cieplnego cm-sek	Jednostkowy pojemność cieplna cal/g·°C	Współczynnik rozszerzalności cieplnej α·10⁻⁶
						Czas godz.	Temp. °C					
Wzmacniacz włókno szkl.												
Zywica poliestrowa	15-21	2460	3370	3650	190000	200	260	1335	105500			0,25-0,26
Zywica epoksydowa	1,85	4150	5630-6059	4640	246000	0,5	260	2110-2460	175700	8,26·10⁻⁴		18
Zywica melaminowa	18,2-198	2810-3160	3160-3870	2110-2460	(197-211)·10⁴					8,26·10⁻⁴		0,23-0,26
Zywica fenolowa	1,8-1,95	2810-4570	4780-6050	3370	(211-246)·10⁴	100	260	1630-3720	(169-197)·10⁴			0,23-0,27
Zywica krzemioorganiczna	16-19,3	2280	3510	2040	204000	0,5	260	1475	984	387·10⁻⁴	0,23	9-11
Wzmacniacz azbest												
Zywica fenolowa	15,5-18	3160-3870	3510-4220	1405	(211-353)·10⁴	0,5	260	3160	316000			10-16
Zywica krzemioorganiczna	16-17	1970-2350	2110-2460	844-1053	(175-229)·10⁴	0,5	260	1265	161700			

Z uwagi na niską przewodność cieplną laminatu i warstwy stykającej się z gorącym strumieniem gazu oraz krótki czas pracy, nie uszkodzony materiał zachowuje wysoką wytrzymałość. Na rys. 11 podana jest zmiana wytrzymałości próbki poddanej jednostronnemu krótkotrwałemu działaniu wysokich temperatur. Temperatury środowiska: 400°C — krzywa 1; 600°C — krzywa 2; 800°C — krzywa 3. Próbkę wykonano z laminatu szklanego opartego na żywicy poliestrowo-akrylowej (laminat radziecki CT-911-C). Laminaty w tych warunkach mogą spełniać zarówno rolę izolacji cieplnej, jak i rolę konstrukcji, przenoszącej obciążenia mechaniczne. Należy przy tym podkreślić, że ciężar właściwy laminatu jest niewielki. W tabeli 2 podane są własności fizyko-mechaniczne niektórych materiałów (wg Aviation Age nr 2 1958).

Uwagi ogólne

Konstrukcje wpływu wielu czynników (ponad 30) na własności fizyko-mechaniczne laminatu są bardzo poważne. Ogromna ich ilość i różnorodność uniemożliwia pełną kontrolę i kierowanie w procesie wytwarzania. Niemożliwa więc jest powtarzalność własności materiału wytwarzanego w identycznych warunkach. Pewną ilością czynników można kierować w procesie technologicznym, otrzymując niektóre określone z góry własności. Duża skłonność do pełzania, szeroki zakres rozrzutu naprężeń niszczących, znaczna różnica modułów sprężystości i współczynników rozszerzalności materiałów laminat-stal oraz szereg innych przyczyn w poważnym stopniu ograniczają zakres stosowalności laminatu do odpowiednich konstrukcji. Cechą charakterystyczną laminatu jest to, że jednocześnie z wytwarzaniem materiału (kompozycja: wzmacniacz-lepiszcze) tworzy

się konstrukcję o określonym kształcie i wymiarach. W związku z tym szczególnie niezbędna jest dla konstruktorów dokładna znajomość technologii.

Wytrzymałość konstrukcyjna laminatu ma charakter statystyczny. Wynika to zarówno z samej struktury materiału (niejednorodność), jak i z przypadkowości, która w pewnym stopniu wpływa na własności w procesie technologicznym (np. uszkodzenie elementarnego włókna szklanego).

W stosunku do laminatów nie można więc stosować w pełni metod obliczeń wytrzymałościowych słusznych dla materiałów jednorodnych o określonych charakterystykach.

Należy przy tym dodać, że wszystkie wysoko wytrzymałe laminaty są anizotropowe.

Z przyczyn wyżej podanych, do chwili obecnej brak dokładnego ujęcia tabelarycznego szeregu własności niezbędnych dla konstruktora, jak np. pełzanie, zmęczenie, starzenie.

Wszystkie wymienione zastrzeżenia nie stanowią przeszkody w dalszym rozwoju laminatów. Szczególnie cenne

zalety tych materiałów są bodźcem do dalszych badań. Obecnie na świecie prowadzone są intensywne prace badawcze nad nowymi doskonalszymi materiałami, których wymaga współczesna technika.

Literatura

1. Miller K. D., Breslau S. M.: „Fiberglas — reinforced plastic as a rocket structural material”, Jet propulsion nr 11, 1960
2. Gurewicz B. G.: „Mechaniceskije swojstwa nicketorych plast mass kak konstrukcionnogo materiala”, Wiestnik maszynostweniija nr 1, 1959
3. Read W. I.: „The effect of heat on the mechanical properties of certain glass fabric filled laminates”, British Plastics nr 1958
4. Lucas W. R., Kingsbury I. E.: „The ABMA reinforced plastic ablation program”, Mod. Plast. nr 2, 1960
5. Beecher N., Rosensweig R. E.: „Ablation mechanisms in plastics with inorganic reinforcement”, ARS Journal nr 4, 1961
6. Serensen S. W., Stielajew W. S.: „Staticzeskaja konstrukcija naja procznost stiekioplastikow”, Wiestnik maszynostw nr. 3, 1962 r.

Inż. PIOTR KWIATKOWSKI

Angielsko-francuskie porozumienie w sprawie naddźwiękowego samolotu pasażerskiego „Concorde”

W końcu 1962 roku podano do wiadomości, że rządy francuski i angielski zawarły porozumienie w sprawie wspólnej budowy naddźwiękowego samolotu pasażerskiego. Była to pierwsza oficjalna wiadomość o budowie samolotu pasażerskiego nowej ery — ery prędkości naddźwiękowych, chociaż skądinąd było wiadomo, że prace nad budową samolotu tego typu toczą się już także w USA i w ZSRR.

Samolot ma mieć prędkość przelotową $Ma = 2,2$ (ok. 2300 km/godz.) na wysokości 17—20 tys. m. Będzie on dolnopłatem o kształcie skrzydła zbliżonym do układu „delta”. Wykonany zostanie z lekkich stopów aluminiowych z wykorzystaniem nierdzewnej stali dla szczególnie obciążonych elementów konstrukcji. Rozpiętość skrzydeł ma wynosić 23,5 m, długość kadłuba — 51,8 m. Kadłub samolotu, mieszczący ok. 100 pasażerów, będzie miał kształt zbliżony do kształtu kadłubów współczesnych samolotów odrzutowych. Przednia szyba kabiny pilotów będzie podczas lotu z prędkością naddźwiękową chroniona przed efektami termicznymi za pomocą specjalnie wysuwanego wizjera, który jednocześnie będzie zmniejszał opór aerodynamiczny kabiny. W locie z prędkością poddźwiękową wizjer będzie opuszczany w sposób umożliwiający pilotom normalną widoczność. Samolot napędzany będzie czterema silnikami odrzutowymi umieszczonymi parami po obu stronach kadłuba w dwóch gondolach usytuowanych pod skrzydłem w tylnej jego części tak, że wyloty silników znajdować się będą w pobliżu krawędzi spływu skrzydła.

Samolot jest opracowywany wspólnie przez angielski koncern British Aircraft Corporation (BAC) i francuskie przedsiębiorstwo Sud Aviation. Podstawą wspólnej konstrukcji samolotu będzie francuski projekt samolotu naddźwiękowego Super-Caravelle. Silniki mają być wspólną konstrukcją angielskiej firmy Bristol-Siddeley i francuskiej SNECMA, przy czym podstawą konstrukcji będzie naddźwiękowy turbinowy silnik odrzutowy „Olympus”, opracowywany przez firmę Bristol-Siddeley dla celów wojskowych.

Dla realizacji programu konstrukcji i produkcji samolotu obie firmy ustanowiły wspólny organ administracyjny. Ustalono także zasady ścisłej współpracy w dziedzinie konstrukcji i produkcji samolotu.

Prace konstrukcyjne zostały podzielone pomiędzy oba kraje, przy czym około 2/3 prac nad konstrukcją silnika i około 40% prac przy konstrukcji płatowca przypadnie w udziale przedsiębiorstwom angielskim, natomiast francuskim — około 60% prac konstrukcyjnych przy płatowcu i około 1/3 — przy silniku.

Umowa określa także zasady podziału produkcji poszczególnych elementów samolotu. W Anglii wykonywana będzie

część kadłuba i skrzydeł, pozostała część — we Francji. Prócz tego Anglicy będą wytwarzać wyposażenie elektryczne, układ zaopatrujący silniki w paliwo, urządzenie przeciwoblodzeniowe, instalację tlenową oraz przeciwżarową i część instalacji klimatyzacyjnej, Francuzi zaś wlotowe i wylotowe części obudowy silników, podwozia, urządzenia sterownicze, instalację hydrauliczną, aparat radiowy i radarowy, wyposażenie nawigacyjne i wreszcie pozostałą część instalacji klimatyzacyjnej.

Dzięki takiemu podziałowi uniknie się dublowania głównych urządzeń produkcyjnych. Mimo tego jednak, że w naszym kraju produkowana będzie tylko połowa części samolotu, w obu krajach będą z linii montażowych schodzić kompletne samoloty. Brakujące zespoły i podzespoły będą przywożone z drugiego z krajów i montowane wraz z tworzonymi w danym kraju. Zarówno angielski, jak i francuski ośrodek produkcyjny, będzie odpowiedzialny za montaż samolotów dokonywany na jego liniach produkcyjnych oraz za przeprowadzenie prób w locie. Zasadę tę dotyczy także wykonania dwu prototypów, z których jeden ma być zbudowany w Anglii, a drugi we Francji. Po uruchomieniu produkcji schodzić mają z linii montażowych dwa samoloty miesięcznie.

Fachowa prasa angielska, snując domysły co do szczegółów podziału w budowie płatowca, wyraża przypuszczenie, że w Anglii wykonywana będzie środkowa część skrzydła wraz z głównym dźwigarem oraz przednia część kadłuba zawierająca kabinę załogi i jego tylna część wraz ze sterem kierunkowym i sterem pionowym, zaś we Francji — przednia i tylna część skrzydła oraz cała środkowa część kadłuba, zawierająca kabinę pasażerską.

Prace nad silnikiem „Olympus 593” zostały podzielone w ten sposób, że firma Bristol-Siddeley zajmie się konstrukcją właściwego silnika, a firma francuska — konstrukcyjnym opracowaniem zmiennego stożka wlotowego i części wylotowej oraz urządzenia do odwracania ciągu i tłumienia hałasu.

Silnik „Olympus 593” będzie stanowił rozwinięcie silnika Bristol-Siddeley „Olympus”, od dwu lat stosowanego napędu doświadczalnego samolotu Bristol T-188 i prototypu wojskowego samolotu szturmowego BAC-TSR 2 — liczących jeszcze na świecie samolotów, które mogą utrzymywać w locie prędkość rzędu Mach 2.

Przed francuską firmą SNECMA stanęło zadanie rozwiązania jednego z podstawowych problemów silnika naddźwiękowego, polegającego na zmienności aerodynamicznej charakterystyki wlotu powietrza oraz kanałów wlotowych silnika przy prędkościach pod- i naddźwiękowych. Dla podłożenia różnymi wymaganiami należy tak

wiązać konstrukcję tych części, aby można było modyfikować w locie ich kształt, to jest aby zmianom w aerodynamice tych części przy różnych prędkościach lotu odpowiadały mechaniczne zmiany ich kształtu. Francuzi spodziewają się rozwiązać ten trudny problem w oparciu o doświadczenia nabyte przy opracowywaniu silników „Atar” i innych napędzających naddźwiękowe samoloty wojskowe serii „Mirage”.

Mimo że samoloty budowane po obu stronach Kanału nie będą się różniły pod względem konstrukcyjnym, jednak wersja angielska ma mieć nieco odmienne przeznaczenie od francuskiej. Wersja francuska jest przeznaczona na trasy średniego zasięgu, to jest do 4500 km, natomiast wersja angielska będzie miała zasięg 6000 km i będzie zdolna do lotów transatlantycznych. Wersja ta ma się różnić tylko tym, że będzie wyposażona w bardziej pojemne zbiorniki na paliwo. Lotnicza prasa angielska wypowiada jednak przypuszczenie, że pociągnie to za sobą pewne różnice w konstrukcji niektórych elementów obu wersji, jak na przykład skrzydła, które w angielskiej wersji będzie musiało pomieścić bardziej pojemne zbiorniki na paliwo, lub podwozia, które będzie obciążone większym ciężarem samolotu długodystansowego przy jego starcie.

Nie wyklucza się, że wersja dalekiego zasięgu będzie zabierała miejsca niż wersja francuska — mianowicie 90 osób zamiast 110.

Wykonanie samolotu w tych dwóch wersjach ma umożliwić zaspokojenie przerw potrzeb dwóch rynków i zwiększenie w ten sposób zapotrzebowania ze strony przedsiębiorstw komunikacji lotniczej. Jako przykład zastosowania wersji długodystansowej wymienia się przeloty transatlantyczne, albo trasę Anglia — Australia, a wersji średniodystansowej — trasę Paryż — Bejrut albo Londyn — Ateny.

Przewiduje się, że pierwszy lot prototypowy nastąpi w końcu 1966 r., a samoloty próbnej serii wzniosą się w powietrze w końcu 1967 r. Uruchomienie seryjnej produkcji nastąpi w 1968 r., a w 1970 r. samoloty rozpoczną służbę na liniach komunikacyjnych. Tymczasem intensywnie pracują laboratoria. Na ubiegły rok przewidziano 2 do 3 tysięcy godzin prób z makietami samolotu w tunelach aerodynamicznych. Próby te mają przede wszystkim na celu zbadanie wytrzymałości materiałów i różnych elementów konstrukcji oraz poznanie zjawiska „flutteru” przy prędkościach pod- i naddźwiękowych.

Wybór prędkości przelotowej samolotu na równą 2,2 prędkości dźwięku ma być podyktowany zarówno względami technicznymi, jak ekonomicznymi. Gdyby samoloty, które dziś znajdują się jeszcze na deskach rysunkowych biur konstrukcyjnych, miały latać z prędkościami niewiele tylko przewyższającymi prędkości samolotów używanych obecnie — to okazałoby się, że prędkość ich wypada w najbardziej niekorzystnym zakresie prędkości, mianowicie w zakresie tak zwanej prędkości przydźwiękowej (liczba Macha równa w przybliżeniu 1), oznaczającą się występowaniem szczególnie dużych oporów aerodynamicznych, związanych z pojawieniem się przy tej właśnie prędkości tak zwanych oporów falowych, obniżających sprawność aerodynamiczną samolotu. Samoloty takie nie mogłyby być pod względem ekonomicznym konkurencyjne w stosunku do współczesnych wysoko rozwiniętych i sprawnych odrzutowych samolotów poddźwiękowych. Natomiast po przekroczeniu „bariery” prędkości dźwięku zaczynają oddziaływać dwa korzystne czynniki: poprawia się sprawność aerodynamiczna samolotu oraz rośnie wydajność turbinowych silników odrzutowych. Aby zatem uzyskać zadowalający poziom ekonomicznej efektywności samolotu, wyrażający się w odpowiednio niskim koszcie pasażerokilometra, jego prędkość powinna dość znacznie przekraczać prędkość dźwięku. Jednakże wraz ze wzrostem prędkości ruchu samolotu poza pewną granicę zaczynają nieproporcjonalnie szybko rosnąć wymagania stawiane przed konstrukcją i użytymi materiałami. Przy budowie samolotu o prędkości $Ma = 2,2$ można jeszcze użyć znanych dziś technik konstrukcyjnych i stosowanych dziś materiałów (np. lekkich stopów), przy większych prędkościach należałoby przestawić się na kosztowne i nie wypróbowane jeszcze materiały i metody konstrukcyjne.

Zamiast przystosowania któregoś z istniejących już silników naddźwiękowych, należałoby także opracować zupełnie nowy silnik, zdolny do efektywnej pracy przy prędkościach 3–4 razy przekraczających prędkość dźwięku.

Tak więc wybór prędkości naddźwiękowego samolotu komunikacyjnego określa również koszt jego produkcji, a także i koszty jego eksploatacji.

Ten ostatni problem jest niezmiernie istotny dla przedsiębiorstwa transportu lotniczego. Przedsiębiorstwa te oczekują, że koszty ruchu samolotu naddźwiękowego, przeliczone na jeden pasażero-kilometr, nie będą wyższe niż dziś używanych samolotów odrzutowych. Bezpośrednie koszty godziny lotu, jak wydatki na paliwo, amortyzacja lub ubezpieczenie, będą niewątpliwie bardzo wysokie, ale jednocześnie znacznie większe niż w przypadku dzisiejszych samolotów odrzutowych; prędkość przelotowa wzmocze na tyle efektywność samolotu naddźwiękowego, że koszt pasażero-kilometr kształtować się będzie na poziomie dzisiaj występujących kosztów. Przedstawiciele przedsiębiorstw przewozowych podkreślają jednocześnie, że samolot naddźwiękowy nie mógłby zostać zwycięzcą w rywalizacji z poddźwiękowymi samolotami odrzutowymi w przypadku, gdyby jego koszty ruchu, a w wyniku i ceny biletów, okazały się wyższe o 10% od kosztów ruchu i cen biletów samolotów poddźwiękowych. W stosunku do samolotu „Concorde” panują właśnie poważne obawy, że koszt jego eksploatacji będzie znacznie więcej niż o owe 10% wyższy od kosztu eksploatacji współczesnych samolotów odrzutowych, w wyniku czego przedsiębiorstwa komunikacji lotniczej, które wprowadzą ten samolot na swe linie, będą musiały liczyć na subwencje rządowe. Wprawdzie przedstawiciele administracji programu budowy samolotu „Concorde” deklarują, że koszty ruchu samolotu będą równe kosztom ruchu dzisiejszych samolotów odrzutowych na odległościach rzędu 3000–3500 km, a na większych odległościach nawet niższe, ale — jak skarżył się niedawno przedstawiciel jednej z amerykańskich linii lotniczych, która prowadziła wstępne rozmowy na temat zakupu samolotów „Concorde” — dla uzasadnienia swoich twierdzeń nie byli w stanie przytoczyć żadnych liczb. Niektóre z nader skąpych publikacji prasowych na ten temat podają oczekiwany koszt pasażeromili samolotu naddźwiękowego na 1,12 pensa wobec kosztu pasażeromili współczesnego samolotu odrzutowego wynoszącego 1,25 pensa, inne podają odpowiednio 1,4 i 1,1 pensa, a żadne z nich nie przytaczają uzasadnienia wysokości prezentowanych liczb. Także posłowie do Izby Gmin musieli przy omawianiu sprawy samolotu „Concorde” w parlamencie angielskim zadowolić się bardzo ogólnymi stwierdzeniami na temat przewidywanych kosztów ruchu i tłumaczeniem, że „żyjemy wszak w świecie handlowej rywalizacji”.

Umowa w sprawie wspólnej budowy samolotu „Concorde” przewiduje, że oba kraje będą miały jednakowy udział w kosztach konstrukcji samolotu, budowy prototypów i uruchomienia produkcji. Koszt ten jest przewidziany na 170 mln funtów szterlingów, to jest po 85 mln na każdego z uczestników umowy. Sumy te mają być wydatkowane w ciągu 8 lat. Z głosów prasy angielskiej można wnosić, że porozumienie nie usunęło jednak wszystkich rozbieżności w sprawach finansowych. Przedmiotem sporu są na przykład sumy wydatkowane przez angielskiego partnera na budowę doświadczalnych samolotów BAC 221 i HP 115, podjęte przed paru laty w celu zbadania aerodynamicznych założeń naddźwiękowego samolotu komunikacyjnego; strona francuska odmawia uznania tych sum i włączenia ich do kosztów dzielonych w stosunku 50 : 50.

Opracowanie i budowa samolotu „Concorde” będzie częściowo finansowana przez rządy obu zainteresowanych krajów. Spodziewane jest też, że część kosztów zostanie pokryta przez zamówienia głównych przedsiębiorstw komunikacji lotniczej.

Rząd francuski przeznaczył na ten cel 1,400 mln nowych franków, z czego 125 mln zostało wydanych w r. 1962, a 110 mln miało być wydanych w ciągu ubiegłego roku. Jaką sumą wyrazi się udział rządu angielskiego — jeszcze nie wiadomo, panuje jednak przekonanie, że zgodzi się on pokryć poważną część przewidywanych wydatków.

Jak dotychczas, postawę pełną rezerwy wobec propozycji współfinansowania swymi zamówieniami rozwoju samolotu „Concorde” wykazują przedsiębiorstwa komunikacji lotniczej. Główne linie lotnicze obu krajów budujących samolot, to jest British Overseas Airways Corporation (B.O.A.C.) i Air France, nie złożyły jeszcze ani jednego zamówienia, aczkolwiek włączyły się niewielkimi sumami do kosztów budowy prototypów. Postawa ta wynika przede wszystkim z faktu, że przedsiębiorstwa transportu lotniczego w świecie znajdują się w bardzo ciężkiej sytuacji finansowej. Nie

uwolniły się one jeszcze od ciężarów, jakie nałożyła na nie konieczność zastąpienia przed niewiele laty swej floty samolotów tłokowych — samolotami odrzutowymi. Co więcej — w ostatnim czasie zmuszone były wynaleźć źródła sfinansowania zamówień na samoloty odrzutowe „drugiego pokolenia”, znajdujące się dziś na etapie prób prototypowych albo zaczynające właśnie schodzić z seryjnych linii montażowych, np. angielskie VC.10, D.H. „Trident” lub BAC 1-11 albo amerykański trzysilnikowy Boeing 727 (którym odpowiada zademonstrowany w ubiegłym roku radziecki Il-62). Wprowadzenie na linie tych samolotów spowoduje konieczność wycofania „moralnie zużytych”, ale technicznie jeszcze sprawnych samolotów odrzutowych „pierwszego pokolenia” (D.H. „Comet”, „Boeing” 707 i inne), co połączone będzie z poważnymi stratami dla towarzystw przewozowych. Na przykład przedsiębiorstwo B.O.A.C. szacuje oczekiwane straty z tego tytułu na sumę 33 mln funtów. Przedsiębiorstwo to przewiduje jednocześnie, że wprowadzenie w r. 1970 na linie komunikacyjne samolotu „trzeciego pokolenia” — naddźwiękowego „Concorde” — skróci o połowę okres eksploataowania mającego niedługo rozpocząć służbę samolotu VC-10, w którego rozwój B.O.A.C. zaangażowało bardzo poważne sumy.

Problem „moralnego zużycia” sprzętu lotniczego w poważny sposób oddziałuje hamująco na postęp techniczny w lotnictwie komunikacyjnym. O sile jego może świadczyć, że według powszechnego przekonania istniałyby techniczne możliwości przejścia do naddźwiękowych lotów komunikacyjnych już w latach 1960—1962, a odwołanie ich aż do r. 1970 przypisuje się właśnie względem finansowym. Już obecnie przewiduje się także, że jeżeli przedsiębiorstwa komunikacyjne wprowadzą około 1970 r. samoloty naddźwiękowe na swoje linie, to nie będą życzyły sobie opracowania lepszego i szybszego samolotu wcześniej niż w latach 1977—1980.

Jednocześnie obawa przed konkurencją amerykańską (a być może i radziecką) zmusza francuskie i angielskie przedsiębiorstwa przemysłu lotniczego do wysiłków w kierunku przyspieszenia terminu uruchomienia produkcji samolotu naddźwiękowego. Podobne względy na wzajemną konkurencję skłaniają linie lotnicze w kierunku poniesienia kosztów i ryzyka zakupu nowej konstrukcji.

Pierwsze zamówienia na samoloty „Concorde” zostały złożone dopiero w czerwcu ubiegłego roku: jedno z czołowych północnoamerykańskich towarzystw komunikacji lotniczej, Pan American World Airways („Panam”) zakupiło 6 samolotów długodystansowej wersji wraz z zestawem części zamiennych. Cena samolotu nie została podana do publicznej wiadomości, ale ogólną wartość transakcji ocenia się na 30 mln funtów angielskich. W umowie ustalono, że pierwszy egzemplarz samolotu „Concorde”, przeznaczony jeszcze dla prowadzenia badań, wznieście się w powietrze w r. 1966, a samoloty seryjne zaczną być dostarczane nabywcy w r. 1968. Umowa ta, ogłoszona zupełnie niespodziewanie, wywarła duże wrażenie w kołach lotniczych przede wszystkim dlatego, że uczestniczy w niej przedsiębiorstwo amerykańskie, co oznacza wejście anglo-francuskiego samolotu na rynek zachodniej hemisfery, strzeżony dotychczas dość skutecznie przez amerykański przemysł lotniczy dla własnych wyrobów.

Zgodna opinia prasy lotniczej każe spodziewać się dalszych skutków transakcji. Przede wszystkim spowoduje ona napływ dalszych zamówień na samolot „Concorde”. Oczekuje się, że duże przedsiębiorstwa transportowe, a szczególnie te, które obsługują dalekie trasy, np. wiodące nad Atlantykiem lub Pacyfikiem, nie będą już dłużej zwlekać z przyjęciem anglijsko-francuskiej oferty. Jest też charakterystyczne, że towarzystwa lotnicze B.O.A.C. i Air France — nie składając jeszcze zamówień — zastrzegły dla siebie prawo równoczesnej dostawy samolotów „Concorde” z pierwszymi dostawami dla „Panam” *).

Dalsze skutki transakcji mają dotyczyć przemysłu lotniczego Stanów Zjednoczonych. Wiadomo było, że Amerykanie opracowują różne projekty naddźwiękowych samolotów komunikacyjnych, przy czym ze skąpych publikacji na ten temat można było wnosić, że zarzucili oni pierwotne projekty budowy samolotu porównywalnego z „Concorde”, to jest o prędkości rzędu $Ma = 2$, a forsują rozwój projektów samolotu szybszego, o prędkości około 3200 km/godz, to jest rzędu $Ma = 3$. Projekty te są technicznie o wiele

trudniejsze do zrealizowania od projektu „Concorde” i znacznie mniej zaawansowane: według oficjalnych wypowiedzi, nie można się spodziewać amerykańskiego samolotu naddźwiękowego wcześniej niż w roku 1970 — co było na pewno jednym z motywów decyzji linii „Panam” nabycia mającego wcześniej się ukazać samolotu „Concorde”. Angielska i francuska prasa lotnicza wyraża przypuszczenia, że finansowy sukces samolotu „Concorde” z początkowany umową z „Panam”, skłoni Amerykanów do rewizji ich stanowiska i do ponownego położenia nacisku na rozwój samolotu wolniejszego, a za to w pełni konkurencyjnego dla „Concorde”. W prasie amerykańskiej pojawiają się na ten temat różne wypowiedzi, niektóre nie pozbawione zarozumiałości, ale nie określające jasno zamiarów amerykańskiego przemysłu — na przykład wiceprezydent wytwórni Republic Aviation oświadczył, że chociaż Amerykanom nie uda się zbudować samolotu naddźwiękowego równocześnie z Anglikami i Francuzami, to za to zbudują oni samolot znacznie doskonalszy („significantly superior”), który uczyni samolot „Concorde” „przestarzałym już w dniu oblotu” („obsolete the day it flies”).

Przekonanie o wyższości przyszłego amerykańskiego samolotu nad anglo-francuskim jest zresztą stałym motywem wypowiedzi amerykańskiej prasy na temat perspektyw amerykańsko-europejskiego współzawodnictwa: gdy w dwa-trzy lata po „Concorde” pojawi się na rynku samolot amerykański o prędkości $Ma = 3$, będzie on rozporządzał tylnymi zaletami w stosunku do swego rywala, że znacznie kosztowniej „Concorde” zdobywać zamówienia ze strony linii lotniczych mimo że początkowy popyt na samoloty naddźwiękowe będzie dlań bezpowrotnie stracony na rzecz „Concorde”. Jednocześnie Amerykanie liczą, że szereg posunięć pozwoli im zmniejszyć do minimum opóźnienie ich projektu w stosunku do zaawansowanej konstrukcji anglo-francuskiej. Z tego punktu widzenia rozpatruje się także zalety ewentualnej rezygnacji z projektów budowy samolotu o prędkości $Ma = 3$. Przede wszystkim jednak nadzieje w tej dziedzinie łączą się z faktem, że szybki rozwój projektu budowy amerykańskiego „superodrzutowca” jest ostatnio forsowany ze względów prestiżowych przez rządzącą partię demokratyczną. Znalazło to wyraz w wystąpieniu rządu do Kongresu o poparcie programu budowy dotacją w wysokości 750 mln dol. która pokryłaby $\frac{3}{4}$ przewidzianych na 1 miliard dol. kosztów opracowania i budowy samolotu i pozwoliłaby amerykańskiemu przemysłowi lotniczemu zbudować jakoby nawet przed rokiem 1970 naddźwiękowy samolot odrzutowy przy własnych nakładach, wynoszących tylko $\frac{1}{4}$ rzeczywistego kosztu budowy. Tym niemniej, aby tym kosztem podolał amerykański przemysł lotniczy zamierza przejść do jakichś form bliższej współpracy, to jest do posunięć organizacyjnych, oznaczających podobny krok naprzód w kierunku koncentracji produkcji i kapitału, jaki niedawno w przewidywaniu trudności zbudowania samolotu naddźwiękowego uczynił francuski, a szczególnie angielski przemysł lotniczy. Co więcej — właśnie dotacja Kongresu ma być wykorzystana jako instrument nacisku rządowego w kierunku łączenia przez dwa lub więcej wielkich przedsiębiorstw przemysłu lotniczego swych wysiłków nad budową samolotu naddźwiękowego. Następnie zamierza się wykorzystać doświadczenia nabyte przy opracowywaniu konstrukcji prototypu samolotu bombowego „Valkyrie” - B-70 o prędkości $Ma = 3$, która pochłonęła dotychczas sumę 1 300 milionów dolarów. Z tych wszystkich względów Amerykanie przystąpili z rozmachem do realizacji swych planów — na przykład firma Douglas rozwija równoległe dwa projekty, zaś firma Lockheed deklaruje gotowość przedstawienia swego projektu w ciągu 5 lat. Opracowywane są przy tym nie tylko różne konstrukcje o sztywnym płacie, ale i o płacie zmieniającym w locie swą geometrię dla podążania rozbieżnym wymogom aerodynamicznym, występującym przy locie z prędkością pod- i naddźwiękową.

Jednocześnie pojawiają się w prasie amerykańskiej i bardziej sceptyczne opinie, według których amerykański samolot naddźwiękowy ani nie będzie gotów w zamierzonym terminie 1970 r., ani koszt jego budowy nie zmieści się w przewidzianej sumie miliarda dolarów. Wskazuje się także, że istnieje na świecie niewiele tras, na których samolot szybszy od „Concorde” mógłby wykazać swą wyższość nad nim. Wreszcie — amerykańskie linie lotnicze szacują cenę sprzedaży przyszłego samolotu amerykańskiego na 22 mln dolarów lub więcej, gdy samolot „Concorde” oferowany jest po orientacyjnej cenie 10 mln dolarów. Wszystkie te względy budziły poważne obawy, że amerykańskie linie lotnicze będą skłonne udać się śladami „Panam”. Nasycaenie

* Do dnia 31 grudnia 1963 roku przedsiębiorstwa komunikacji lotniczej złożyły łącznie zamówienie na 25 sztuk samolotów „Concorde” (red.).

amerykańskich tras lotniczych samolotami „Concorde” nie tylko naruszyłyby prestiż Stanów Zjednoczonych, ale i zawazyłyby na ich bilansie płatniczym.

Obawy te mogą okazać się przedwczesne. Czy to pod wpływem uczuć patriotycznych, czy ulegając odpowiednim naciskom, szefowie trzech dużych amerykańskich linii lotniczych ogłosili w październiku ubiegłego roku, że złożyli zamówienia na amerykański naddźwiękowy samolot komunikacyjny. Przedsiębiorstwo „Panam” zamówiło 15 samolotów, a American Airlines i Trans World Airlines — po 6 samolotów. Jest to interesujący przypadek zamówienia przez towarzystwa komunikacyjne samolotu, którego nie tylko jeszcze nie ma, ale o którym nie wiadomo, jaki będzie.

Przyszłość pokaże, jakie będą dalsze losy rywalizacji między Amerykanami a Francuzami i Anglikami. Łatwo przewidzieć jedno — że będzie coraz ostrzejsza, obie strony orientują się bowiem, iż przyszły światowy rynek samolotów naddźwiękowych będzie o wiele mniej pojemny niż dzisiejszy rynek na samoloty odrzutowe, czy wczorajszy na samoloty tłokowe. Wynika to stąd, że 2—3-krotnie większa prędkość samolotów naddźwiękowych na tyle wzmoże ich zdolność przewozową w stosunku do dzisiejszych samolotów odrzutowych, że określona frekwencja pasażerów będzie mogła być obsługana przez znacznie mniejszą ilość samolotów. Ocenia się na przykład, że cały dzisiejszy ruch pasażerski nad Atlantykiem mógłby z powodzeniem być obsługany przez 20 samolotów o prędkości rzędu Ma-2. Ocena łącznego zapotrzebowania na samoloty naddźwiękowe światowych linii komunikacyjnych (bez krajów socjalistycznych) dokonana przez kierownictwo budowy samolotu „Concorde” określa je na 300 do 400 jednostek. Jest to przewidywanie bardziej pesymistyczne niż dokonane w r. 1960 przez ICAO, która przyjęła liczbę 300 100-osobowych samolotów o prędkości rzędu Ma-2 potrzebnych dla obsługi odległości 1300—3000 km, i 300 samolotów dla odległości większych od 3000 km, a więc łączne zapotrzebowanie określiła na 600 samolotów. Ze swej strony amerykański Federalny Zarząd Lotnictwa (FAA) oszacował pojemność światowego rynku na 115 samolotów o prędkości Ma-3, których łączna wartość wyniesie 2 do 3 miliardów dolarów, inne zaś amerykańskie badania każą spodziewać się, że około roku 1980 popyt na samoloty komunikacyjne o prędkości Ma-3 wyniesie 200—300 samolotów.

Wydatne zmniejszenie ilości samolotów naddźwiękowych, potrzebnej dla zaspokojenia frekwencji pasażerów, okaże się na pewno czynnikiem, który ułatwi towarzystwom komunikacyjnym zastąpienie nimi swej dotychczasowej floty; jednocześnie ten sam czynnik zwielaokrotni trudności producentów samolotu, gdyż zmusi ich do przyjęcia stosunkowo

niewielkiej skali produkcji. Angielska prasa fachowa przypuszcza w związku z tym, że o ile rzeczywiste wydatki na uruchomienie produkcji nie przekroczą przewidywanej kwoty 170 milionów funtów, to 60 sprzedanych samolotów „Concorde” pokryje wysokość dotacji rządu angielskiego. Równocześnie przytaczana jest opinia strony francuskiej, jakoby sprzedanie następnych 130 sztuk miało przynieść obu firmom — współniczkom zwrot wyłożonych przez nie kapitałów — co jednak oceniane jest sceptycznie.

Wybranie dla samolotu „Concorde” prędkości przelotowej M-2,2 odbije się pozytywnie na niektórych kosztach związanych w sposób pośredni z wprowadzeniem naddźwiękowej komunikacji, inne jednak tego rodzaju wydatki będą musiały być poniesione w poważnej wysokości, zanim samolot rozpocznie regularne loty.

Dzięki korzystnym własnościom skrzydła typu „delta” uda się połączyć naddźwiękową prędkość przelotową ze stosunkowo niewielką prędkością lądowania, która ma wynosić ok. 240 km/godz., to jest mniej więcej tyle, ile — samolotu Boeing 707. Oznacza to, że nie trzeba będzie inwestować znacznych sum w adaptację nawierzchniowych urządzeń lotniskowych (przedłużanie pasów startowych i inne). Możliwość użycia silnika o własnościach znanych z prób na jego wojskową wersję pozwala przewidzieć, że hałas wzbudzany przezeń na lotnisku będzie nieco tylko większy od wzbudzanego dziś przez samoloty odrzutowe, nie zaistnieje więc konieczność instalowania urządzeń tłumiących hałas. Jest to problem o tym większym znaczeniu, że według panujących powszechnie poglądów opracowanie, wypróbowanie i zainstalowanie na lotniskach urządzeń dla skutecznego tłumienia hałasu silników samolotów naddźwiękowych musiałyby pochłonąć ogromne sumy.

Wprowadzenie na linie komunikacyjne samolotów naddźwiękowych będzie natomiast musiało być poprzedzone znacznym rozwojem naziemnych, jak i pokładowych, urządzeń nawigacyjnych, urządzeń kontroli ruchu i służby meteorologicznej. Brak tego rodzaju warunków, funkcjonujących na poziomie odpowiednim do poziomu technicznego cechującego przyszły naddźwiękowy samolot komunikacyjny, może spowodować niedostatecznie intensywne jego wykorzystywanie, a więc i obniżanie ekonomicznej jego efektywności poniżej poziomu opłacalności, stworzenie zaś tych warunków będzie z pewnością nader kosztownym przedsięwzięciem — tym kosztowniejszym, że znaczna część dalekich tras tych samolotów może przebiegać nad terenami o już dziś nie zawsze wystarczającym poziomie technicznego zabezpieczenia lotów. Będzie ono jednak konieczne także i dlatego, że poziom techniczny środków służących bezpieczeństwu lotów nie może pozostawać w tyle za poziomem technicznym sprzętu latającego.

Generator harmonicznej składowej przepływu cieczy zasilającej

Artykuł podaje zasadę i teorię działania, opis konstrukcji i wyniki pomiarów urządzenia do wprowadzania wymuszenia harmonicznego w przepływie paliwa lotniczego silnika turbino-owego w celu zbadania jego charakterystyki amplitudowo-fazowej. Analogiczne urządzenia można by zastosować do badania dynamiki każdego obiektu zasilanego cieczą pod ciśnieniem, jak np. przekładni hydrostatycznych, serwowatorów hydraulicznych stosowanych w obrabiarkach sterowanych programowo, grzejników, jak również elementów ich sterowań — w ogóle wszędzie tam, gdzie sygnał wejściowy jest związany ze zmianą wydatku cieczy zasilającej. Należałoby jedynie wprowadzić zmiany konstrukcyjne i technologiczne, wynikające z uwzględnienia wydatku przepływu oraz fizycznych i chemicznych właściwości cieczy.

Wstęp

Silnik turbinowy — odrzutowy lub śmigłowy — jako obiekt regulacji lub sterowania, jest zasilany paliwem płynnym o wydatku B cm³/sek (rys. 1), któremu w stanie ustalonym odpowiada pewien ciąg S kG, pewna prędkość obrotowa n obr/min i inne wyjściowe parametry pracy

silnika. Ze względu na współpracę silnika z układem zasilania ważna jest znajomość właściwości dynamicznych silnika, które wyrażają się jakościowo przez charakter zmian wartości parametrów wyjściowych wywołanych określoną zmianą w dopływie paliwa do silnika, a ilościowo przez wartości współczynników wzmocnienia, stałych czasowych, współczynników tłumienia oraz opóźnień. Istnienie niektó-

rych parametrów pracy silnika jest w ogóle związane ze zmianą wydatku dopływającego paliwa, jak granica statecznej pracy sprężarki czy granica stateczności płomienia w komorze spalania. Dynamikę silnika określa jego charakterystyka amplitudowo-fazowa, do zdejmowania której niezbędne jest opisywane urządzenie, które można w skrócie nazwać „zasilaczem harmonicznym”.



Rys. 1. Silnik turbinowy jako obiekt regulacji

W celu doświadczalnego określenia charakterystyki amplitudowo-fazowej silnika należy wybrać ustalony stan pracy silnika między biegiem luzem a maksymalną prędkością obrotową i na wydatek paliwa zasilającego nakładać składową wydatku zmienią sinusoidalnie; wówczas odchylenia wartości badanego parametru od wartości ustalonej będą również, po ustaleniu się wahań, sinusoidalnie zmienne. Zbiór zmierzonych amplitud parametrów i odpowiadających im przesunięć fazy względem wymuszenia harmonicznego w wejściowym wydatku paliwa dla różnych częstości wymuszających stanowi charakterystykę amplitudowo-fazową silnika. Przy zastosowaniu odpowiednich metod można z tej charakterystyki wyznaczyć wartości liczbowe współczynników wzmocnienia, stałych czasowych itd. silnika.

W przypadku silnika turbinowego bezwładności mas wirujących są tak duże, że przy częstości wymuszającej w zasilaniu rzędu 6—10 radianów/sek zmiany prędkości obrotowej stają się niedostrzegalne [lit. 1]. Przy badaniu innych parametrów, których zmiany są związane ze zmianami w przepływie paliwa w inny sposób niż prędkość obrotowa, jak np. ciągu, ciśnienia w komorze spalania, itp., potrzebne są wyższe częstości wymuszające. Wpływ częstości wymuszającej na wartość ciśnienia granicznego statecznej pracy sprężarki zaznacza się do 30 Hz. W związku z tym w zastosowaniu do lotniczych silników turbinowych wystarczy z zapasem zakres częstości pracy zasilacza harmonicznego wynoszący 0—50 Hz.

Silnik turbinowy ma charakter członu silnie nieliniowego [lit. 2] i z tego powodu amplitudę zmiennego wydatku paliwa należy ograniczyć do niewielkiej części wydatku średniego, rzędu 10%.

Oznaczenia

Wielkości liczbowe

p_z [kG/cm ²]	— ciśnienie zasilania
p_r [kG/cm ²]	— ciśnienie regulowane
p_d [kG/cm ²]	— spadek ciśnienia na zaworze dławiającym; $p_d = p_r - p_w$
p_w [kG/cm ²]	— ciśnienie wylotowe
p_k [kG/cm ²]	— ciśnienie zewnętrzne (w komorze spalania)
B_w [cm ³ /sek]	— wydatek przepływu wylotowego
B_d [cm ³ /sek]	— wydatek przepływu przez zawór dławiający
B_r [cm ³ /sek]	— wydatek przepływu przez zawór redukcyjny
B_p [cm ³ /sek]	— wydatek przepływu między komorami A i B spowodowany ruchem przepony
F_r [cm ²]	— pole przekroju odsłoniętego w zaworze regulatora spadku ciśnienia
F_d [cm ²]	— pole przekroju odsłoniętego w zaworze dławiającym
F_p [cm ²]	— czynne pole powierzchni przepony zaworu regulatora spadku ciśnienia
e [cm]	— czynna długość obwodu tłoczka zaworu regulatora
K [kG/cm]	— stała sprężyny zaworu regulatora
m [kG sek ² /cm]	— masa obliczeniowa ruchomych części zaworu regulatora
ζ [—]	— współczynnik tłumienia
T_1 [sek]	— stała czasowa
T_2 [sek]	— stała czasowa
τ_2 [sek]	— stała czasowa

A_d [cm ² /sek kG]	$\frac{1}{2}$ — współczynnik we wzorze na wydatek przepływu burzliwego przez zawór dławiający: $B_d = A_d F_d \sqrt{p_d}$
A_r [cm ² /sek kG]	$\frac{1}{2}$ — j.w. dla zaworu regulatora spadku ciśnienia
R [kG sek/cm ³]	— impedancja
ω [radian/sek]	— częstość kołowa (pulsacja)
f [Hz]	— częstość
$(\dot{\quad}), (\ddot{\quad})$	— pierwsza i druga pochodna względem czasu

Symbole członów na schematach

P	— pompa
Z_u	— zawór upustowy
Z_r	— zawór redukcyjny
Z_d	— zawór dławiający
Z_o	— zawór odcinający
H	— hydroakumulator
A	— komora przed przeponą regulatora spadku ciśnienia
B	— komora za przeponą regulatora spadku ciśnienia

Zasilacze

Uwagi ogólne

Odmierzanie wydatku przepływu w urządzeniach hydraulicznych odbywa się w otworze, przez który przepływa ciecz przy pewnym spadku ciśnienia. Są tu dwie możliwości:

a) pole przekroju otworu jest stałe, zmienia się spadek ciśnienia na otworze;

b) spadek ciśnienia jest stały, a zmianie ulega pole przekroju otworu.

Wygodniejszy w realizacji jest sposób drugi, gdyż przekrój otworu łatwo jest zmieniać przez poruszanie odpowiednio ukształtowanej iglicy zaworu dławiającego.

Przepływ przez otwór doznający odbywa się na ogół przy bardzo dużej liczbie Reynoldsa rzędu $Re > 3000$, tj. w warunkach, gdy współczynnik A (we wzorze na wydatek przepływu $B = AF\sqrt{p_d}$) jest stały, niezależny od wartości tej liczby.

Urządzenie zasilające, wprowadzające zaburzenie harmoniczne w przepływ zasilający obiekt, pracuje — przy różnych stanach pracy obiektu — przy rozmaitych przeciwiśnieniach, na jakie napotyka ciecz wychodząca z urządzenia zasilającego. Przykładowo spadek ciśnienia paliwa na wtryskiwaczach do komór spalania silnika turbinowego waha się od biegu luzem do pełnego obciążenia silnika w granicach od około 1 kG/cm² do dwudziestu kilku, czy nawet kilkudziesięciu kG/cm²; ciśnienie panujące w komorze spalania również wzrasta z obciążeniem, co jeszcze bardziej powiększa rozpiętość ciśnienia paliwa przed wtryskiwaczami. W całym tym obszarze zmienności ciśnienie nie powinno wpływać na pracę urządzenia zasilającego, które powinno odmierzać paliwo niezależnie od wartości ciśnienia, panującego na jego wyjściu. Inaczej mówiąc — impedancja wyjściowa R zasilacza, określona jako funkcja zmiany ciśnienia Δp_w na wyjściu i zmiany wydatku przepływu przez zasilacz ΔB_w .

$$R = \frac{\Delta p_w}{\Delta B_w} \quad [1]$$

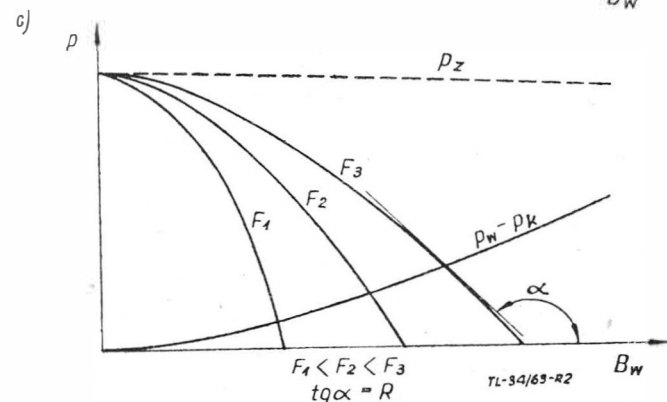
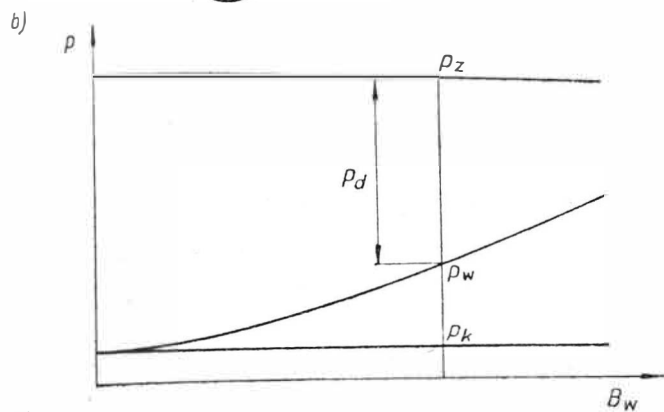
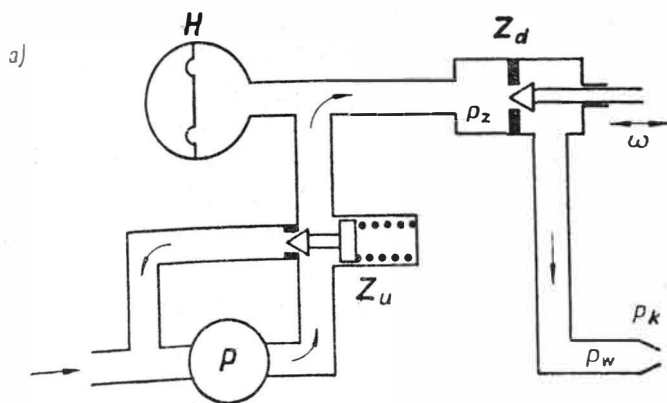
powinna być jak największa co do wartości modułu. Wartość impedancji wyjściowej jest miarą jakości urządzenia zasilającego.

Urządzenie powinno w całym pasmie częstości pracy zachować liniowość zmian wydatku przepływu względem sygnału wejściowego, tj. względem zmiany pola przekroju odmierzającego przepływ przy stałym spadku ciśnienia na tym otworze.

W dalszym ciągu są podane i przedyskutowane trzy typowe układy zasilacza harmonicznego [lit. 3].

Zasilacz z zaworem dławiającym (rys. 2)

Pompa P (rys. 2a) podaje ciecz do zaworu dławiającego Z_d pod stałym ciśnieniem, utrzymywanym przez zawór upustowy Z_u . Podział ciśnień podczas pracy zasilacza przy stałym przeciwiśnieniu p_k przedstawia rys. 2b. Wydatek wyjściowy jest równy wydatkowi przez zawór dławiający i wynika z przekroju odsłoniętego w zaworze i różnicy ciśnienia p_z i ciśnienia wylotowego p_w . Jeżeli pominąć ściśniętość



Rys. 2. Zasilacz z zaworem dławiącym: a) schemat, b) podział ciśnień, c) charakterystyka

cieczy i bezwładność masy cieczy w zasilaczu, wydatek wylotowy nadaża ściśle za zmianą przekroju otworu dławiącego przy każdej częstotliwości. W rzeczywistości wymienione czynniki powodują opóźnienie w fazie przepływu wylotowego względem ruchu zaworu dławiącego i to powoduje obniżenie impedancji wyjściowej. Hydroakumulator H , widoczny na rys. 2a, ma za zadanie właśnie zmniejszyć objętość cieczy podlegającej przyśpieszaniu i opóźnianiu w takt zmian przepływu. Jednak mimo to impedancja takiego układu zasilacza jest mała, jak to widać z rys. 2c. Przedstawia on zmianę wydatku przepływu przy zmianie przeciwności, przy czym każda krzywa odpowiada ustalonemu polu przekroju zaworu dławiącego jako parametrowi; krzywe są parabolami, a impedancja R ma wartość tangensa kąta nachylenia krzywej w każdym punkcie. Aby utrzymać impedancję wystarczająco wysoką, należałoby zastosować wysokie ciśnienie zasilania. Radykalnie polepsza impedancję zastosowanie regulatora spadku ciśnienia na zaworze dławiącym.

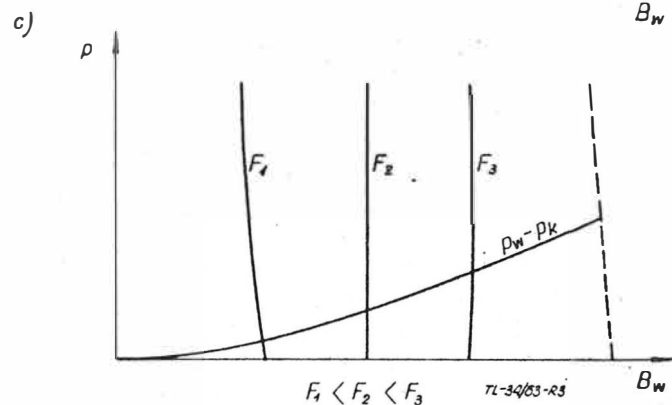
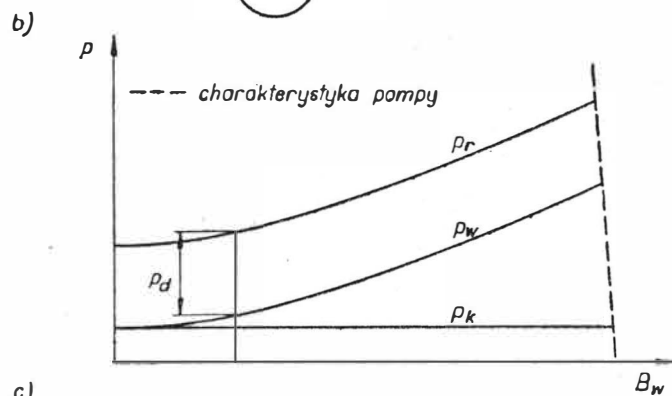
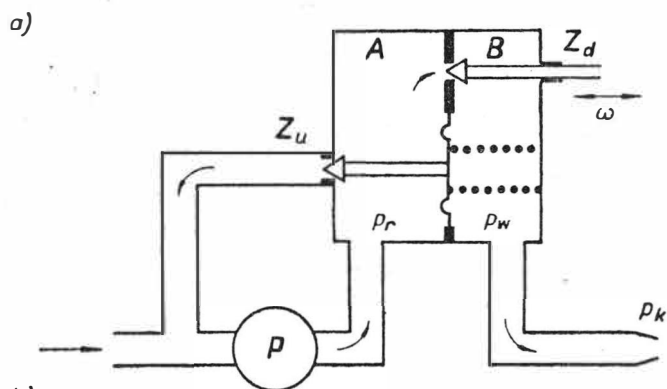
Zasilacz z zaworem dławiącym i upustowym regulatorem spadku ciśnienia (rys. 3)

W układzie tym zawór regulatora spadku ciśnienia utrzymuje stałą wartość tego spadku przez kierowanie nadmiaru wydatku pompy na upust. W przestrzeni B panuje ciśnienie wylotowe p_w , a w przestrzeni A — ciśnienie wylotowe powiększone o ciśnienie wywierane przez przeponę pod działaniem sprężyny (por. rys. 3b). Przy zmianie otwarcia zaworu dławiącego zmienia się też początkowo spadek ciśnienia na tym zaworze; aby utrzymać poprzednią wartość,

musi zmienić się położenie zaworu regulatora, tj. przepona tego zaworu musi wykonać pewne przesunięcie. Towarzyszy temu przepompowanie pewnej ilości cieczy między komorami A i B , a to powoduje opóźnienie w zmianie wydatku przy zmienianiu się przekroju w zaworze dławiącym, jak również opóźnienie w dostosowaniu się wydatku do zmienionego przeciwności; zatem przy wyższych częstotliwościach ω obniża się impedancja.

Niezależnie od tych zjawisk wewnętrznych, na pracę zasilacza wpływają ujemnie przewody zewnętrzne: przewód odprowadzający ciecz do otworu wylotowego (wtryskiwa-czy) i przewód łączący pompę z zasilaczem; sprężystość tych przewodów wraz ze ściślnością cieczy powoduje dodatkowe opóźnienie sumujące się z opóźnieniem działania zaworu regulatora.

Części ruchome zaworu regulacyjnego o pewnej masie, poddane działaniu sprężyny i wahającej się w pewnych granicach różnicy ciśnień panujących po obydwu stronach przepony, stanowią układ dynamiczny rzędu drugiego, którego zachowanie się zależy od parametrów konstrukcyjnych, wyrażających się ostatecznie we współczynniku tłumienia ruchu zaworu. Dopływ cieczy z przepony o stałym wydatku wywiera działanie tłumiące, które jest tym skuteczniejsze, im większy wydatek ma pompa oraz w im mniejszym stopniu działa sprężystość w przewodzie doprowadzającym, tj. im pompa znajduje się bliżej zasilacza, im przewody są objętościowo sztywniejsze i im ciecz jest mniej ściśliwa. Konieczność stosowania krótkiego przewodu od pompy stanowi dużą praktyczną niedogodność i dlatego, chociaż zasilacz z upustowym regulatorem spadku ciśnienia może zapewnić dobrą impedancję wyjściową (rys. 3c), lepszy jest zasilacz z redukcyjnym regulatorem spadku ciśnienia.



Rys. 3. Zasilacz z zaworem dławiącym i upustowym regulatorem spadku ciśnienia; a) schemat, b) podział ciśnień, c) charakterystyka

Zasilacz z zaworem dławiącym i redukcyjnym regulatorem spadku ciśnienia (rys. 4)

W tym układzie naciskowi sprężyny odpowiada spadek ciśnienia na otworze dławiącym między komorami A i B, podobnie jak to miało miejsce w zasilaczu opisanym w poprzednim punkcie. Jednakże ciśnienie zasilania p_z układu utrzymuje się na stałej wysokości dzięki zaworowi upustowemu wbudowanemu w zasilacz; przewody doprowadzające ciecz z pompy nie grają już tu roli. Spadek ciśnienia $p_z - p_r$ na zaworze redukcyjnym zmienia się zależnie od ciśnienia wylotowego p_w — rys. 4b.

Gdy iglica zaworu dławiącego porusza się, w takt zmian pola przekroju w zaworze porusza się też masa ruchoma zaworu regulatora. Do opóźnień w ruchu zaworu dodają się opóźnienia spowodowane bezwładnością słupa cieczy przed zaworem. Dlatego też na przewodzie, doprowadzającym ciecz do zaworu redukcyjnego, należy umieścić hydroakumulator, przy czym jego odległość od zaworu powinna być możliwie mała, a przekrój przewodu możliwie duży.

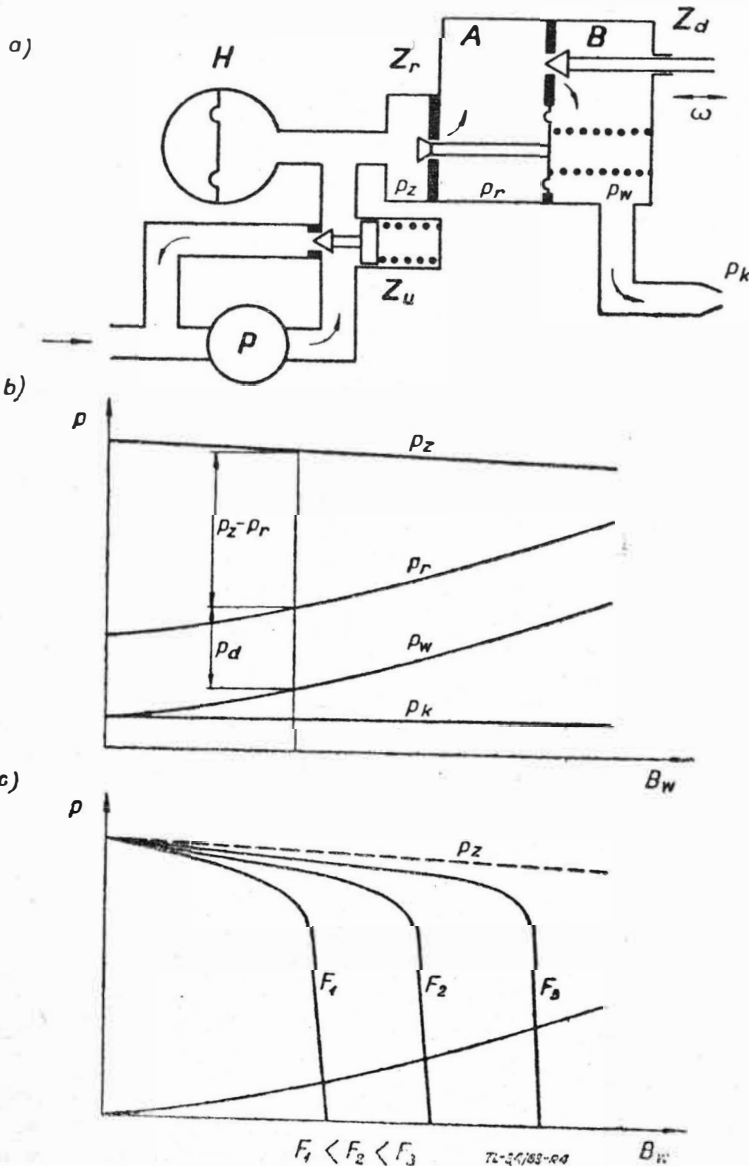
Impedancje wyjściowe uzyskiwane w zasilaczu tego typu są w roboczym zakresie ciśnień bardzo duże (rys. 4).

Zasilacz z zaworem dławiącym i redukcyjnym regulatorem spadku ciśnienia ma najwięcej zalet. Poniżej podana jest teoria działania i opis zasilacza tego typu.

Teoria zasilacza z redukcyjnym regulatorem spadku ciśnienia

Przepustowość

Przy założeniu małych odchyłeń od stanu ustalonego chwilową zmianę ciśnienia regulowanego można przedsta-



Rys. 4. Zasilacz z zaworem dławiącym i redukcyjnym regulatorem spadku ciśnienia: a) schemat, b) podział ciśnień, c) charakterystyka

wić za pomocą trzech niezależnych równań. Pierwsze z nich przedstawia zmianę ciśnienia p_r za zaworem redukcyjnym spowodowaną zmianą wydatku B_d zaworu dławiącego i wydatku wylotowego B_w (rys. 5):

$$\Delta p_r = \frac{\partial p_d}{\partial B_d} \Delta B_d + \frac{\partial p_d}{\partial F_d} \Delta F_d + \frac{d p_w}{d B_w} \Delta B_w \quad [2]$$

Drugie równanie wyraża wpływ zaworu redukcyjnego na ciśnienie regulowane:

$$\Delta p_r = \frac{\partial p_r}{\partial B_r} \Delta B_r + \frac{\partial p_r}{\partial F_r} \Delta F_r \quad [3]$$

Trzecie jest równaniem równowagi sił działających na przeponę zaworu, przy pominięciu oporu ruchu i zmian w napięciu sprężyny:

$$\Delta p_r = \frac{d p_w}{d B_w} \Delta B_w + \frac{m}{F_p^2} (\Delta B_p)' \quad [4]$$

przy czym:

$$\Delta B_p = F_p \Delta(x)' \quad [5]$$

Równanie ciągłości przepływu przez komorę A:

$$\Delta B_d + \Delta B_p - \Delta B_r = 0 \quad [6]$$

Równanie ciągłości przepływu przez komorę B:

$$\Delta B_w + \Delta B_p - \Delta B_d = 0 \quad [7]$$

Z równania [5] i z zależności

$$\Delta F_r = -e \Delta x \quad [8]$$

otrzymuje się

$$\Delta F_r = -\frac{e}{F_p} \int_0^t \Delta B_d dt \quad [9]$$

lub

$$(\Delta F_r)' = -\frac{e}{F_p} \Delta B_d \quad [10]$$

Wydatek przepływu przez zawór dławiący wyraża się wzorem:

$$B_d = A F_d \sqrt{p_d} \quad [11]$$

Wielkością wejściową, wymuszającą zmianę wydatku cieczy, jest zmiana pola przekroju odsłoniętego w zaworze dławiącym ΔF_d , a wielkością wyjściową — zmiana wydatku ΔB_w . Równania [2], [3], [4], [6], [7] i [10], przy wykorzystaniu zależności [11] oraz różniczkowania, prowadzą do związku

$$\frac{m}{F_p e} \frac{\frac{d p_w}{d B_w} - \frac{\partial p_r}{\partial B_r} + \frac{\partial p_d}{\partial B_d}}{\frac{\partial p_d}{\partial B_d} \frac{\partial p_r}{\partial F_r}} (\Delta B_w)'' + \frac{F_p}{e} \frac{\frac{d p_w}{d B_w} - \frac{\partial p_r}{\partial B_r}}{\frac{\partial p_r}{\partial F_r}} (\Delta B_w)' + \Delta B_w = \frac{m}{F_p e} \frac{\frac{\partial p_d}{\partial F_d}}{\frac{\partial p_d}{\partial B_d} \frac{\partial p_r}{\partial F_r}} (\Delta F_d)'' - \frac{\frac{\partial p_d}{\partial F_d}}{\frac{\partial p_d}{\partial B_d}} \Delta F_d \quad [12]$$

Wygodniej jest posługiwać się wielkościami względnymi:

$$\frac{\Delta B_w}{B_w} = \overline{\Delta B_w} \quad [13]$$

$$\frac{\Delta F_d}{F_d} = \overline{\Delta F_d}$$

Otrzymuje się wtedy:

$$\frac{m}{F_p e} \frac{\frac{d p_w}{d B_w} \frac{\partial p_r}{\partial B_r} + \frac{\partial p_d}{\partial B_d}}{\frac{\partial p_d}{\partial B_d} \frac{\partial p_r}{\partial F_r}} (\Delta F_w)'' + \frac{F_p}{e} \frac{\frac{d p_w}{d B_w} \frac{\partial p_r}{\partial B_r}}{\frac{\partial p_r}{\partial B_r}} \times$$

$$\times (\Delta B_w)' + \Delta B_w = \frac{m F_d}{F_p e B_w} \frac{\frac{\partial p_d}{\partial F_d} \frac{\partial F_d}{\partial p_r}}{\frac{\partial p_d}{\partial B_d} \frac{\partial F_r}}{(\Delta F_d)''} - \frac{F_d}{B_w} \frac{\frac{\partial F_d}{\partial p_d}}{\frac{\partial p_d}{\partial B_d}} \Delta F_d$$

[14]

To samo równanie sprowadzone do postaci normalnej:

$$T_2 (\Delta B_w)'' + T_1 (\Delta B_w)' + \Delta B_w = k [\tau_2 (\Delta F_d)'' + \Delta F_d]$$

[15]

gdzie:

$$T_2 = \sqrt{\frac{m}{F_p e} \frac{\frac{d p_w}{d B_w} \frac{\partial p_r}{\partial B_r} + \frac{\partial p_d}{\partial B_d}}{\frac{\partial p_r}{\partial B_d} \frac{\partial p_r}{\partial F_r}}}$$

$$T_1 = \frac{F_p}{e} \frac{\frac{d p_w}{d B_w} \frac{\partial p_r}{\partial B_r}}{\frac{\partial p_r}{\partial F_r}}$$

$$k = \frac{F_d}{B_w} \frac{\frac{\partial F_d}{\partial p_d}}{\frac{\partial p_d}{\partial B_d}}$$

$$\tau_2 = \sqrt{\frac{m}{F_p e} \frac{1}{\frac{\partial p_r}{\partial F_r}}}$$

Po redukcji wyników różniczkowania w tych wyrażeniach otrzymuje się:

$$T_2 = \sqrt{\frac{m B_w (p_z - p_k)}{2 F_p e A_r p_d (p_z - p_d - p_w)^{\frac{3}{2}}}}$$

[16]

$$T_1 = \frac{F_p}{A_r e} \frac{p_z - p_d - p_k}{(p_z - p_d - p_w)^{\frac{3}{2}}}$$

[17]

$k = 1$

$$\tau_2 = \sqrt{\frac{m B_w}{2 F_p e A_r (p_z - p_d - p_w)^{\frac{3}{2}}}}$$

[19]

Wzór na przepustowość widmową zmiany wydatku względem zmiany przekroju w zaworze dławiącym ma następującą postać:

$$\frac{\Delta B_w(j\omega)}{\Delta F_d(j\omega)} = \frac{\tau_2^2(j\omega)^2 + 1}{T_2^2(j\omega)^2 + T_1(j\omega) + 1}$$

[20]

Impedancja wyjściowa zasilacza przy częstotliwości $\omega = 0$

Przy małej zmianie otwarcia zaworu redukcyjnego, spowodowanej zmianą ciśnienia wylotowego (tj. przy niezmie-

nionym przekroju F_d w zaworze dławiącym), spadek ciśnienia na zaworze dławiącym zmieni się o

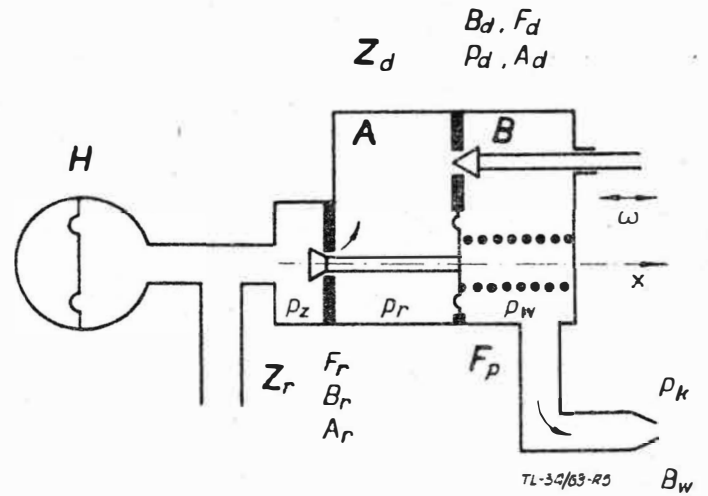
$$\Delta p_d = - \frac{K}{F_p e} \Delta F_r$$

[21]

Odpowiednia zmiana wydatku wylotowego wyniesie

$$\Delta B_w = \frac{d B_w}{d p_d} \Delta p_d$$

[22]



Rys. 5. Parametry zasilacza

W stanie ustalonym wydatek zasilacza równa się

$$B_w = A_d F_d \sqrt{p_d}$$

[23]

więc

$$\frac{d B_w}{d p_d} = \frac{B_w}{2 p_d}$$

[24]

Z drugiej strony wydatek zasilacza można także wyrazić wzorem

$$B_w = A_r F_r \sqrt{p_z - p_r}$$

[25]

skąd po różniczkowaniu otrzymuje się

$$\Delta F_r = \frac{B_w \Delta p_r}{2 A_r (p_z - p_r)^{\frac{3}{2}}}$$

[26]

W zależności

$$\Delta p_r = \Delta p_w - \Delta p_d$$

[27]

składnik Δp_d jest mały wobec pozostałych i

$$\Delta p_r \approx \Delta p_w$$

[28]

Wykorzystanie zależności [21], [22], [24], [26] i [28] prowadzi do wzoru na impedancję przy częstotliwości $\omega = 0$

$$R = \frac{\Delta p_w}{\Delta B_w} = - \frac{4 p_d F_p e A_r (p_z - p_d - p_w)^{\frac{3}{2}}}{K B_w^2}$$

[29]

Dobór parametrów zasilacza

Jak wynika ze wzorów [15] — [19], własności dynamiczne zasilacza zmieniają się w zależności od wartości ciśnień, tj. od warunków pracy, jak również zależą od parametrów konstrukcyjnych. Ruch zaworu redukcyjnego podczas wytwarzania sinusoidalnie zmiennego przepływu będzie ruchem układu rzędu drugiego; może on zatem mieć różny charakter, zależnie od współczynnika tłumienia ruchu.

Punktem wyjścia do znalezienia równania ruchu zaworu redukcyjnego są te same równania, które posłużyły do wyznaczenia przepustowości układu, a mianowicie równania [2] — [8],

przy czym równanie [2] będzie miało postać

$$\Delta p_r = \frac{d p_d}{d B_d} \Delta B_d + \frac{d p_w}{d B_w} \Delta B_w \quad [32]$$

ponieważ rozpatruje się układ wytracony z równowagi przy nie zmienionym położeniu zaworu dławiącego. Po przekształceniach znajduje się

$$\frac{m}{F_p^2} \left[\frac{1}{\frac{\partial p_r}{\partial B_r}} \left[1 + \frac{\frac{d p_w}{d B_w}}{\frac{d p_d}{d B_d}} \right] + \frac{1}{\frac{d p_d}{d B_d}} \right] (\Delta x)'' + \left[1 - \frac{\frac{d p_w}{d B_w}}{\frac{\partial p_r}{\partial B_r}} \right] \times$$

$$\times (\Delta x)' - \frac{e}{F_p} \frac{\frac{\partial p_r}{\partial F_r}}{\frac{\partial p_r}{d B_r}} \Delta x = 0 \quad [33]$$

Współczynnik tłumienia ruchu zaworu redukcyjnego ma postać:

$$\zeta = \frac{1 - \frac{\frac{d p_w}{d B_w}}{\frac{\partial p_r}{\partial B_r}}}{2 \sqrt{\frac{m e}{F_p^3} \frac{\frac{\partial p_r}{\partial F_r}}{\frac{\partial p_r}{\partial B_r}} \left[\frac{1}{\frac{d p_d}{d B_d}} - \frac{1}{\frac{\partial p_r}{\partial B_r}} \left[1 + \frac{\frac{d p_w}{d B_w}}{\frac{d p_d}{d B_d}} \right] \right]}}$$

a po podstawieniu pochodnych

$$\zeta = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{2 F_p^3}{m e A_r B_w} \frac{p_d (p_z - p_d - p_k)^2}{(p_z - p_k) (p_z - p_d - p_w)^2}} \quad [34]$$

Ze względu na szybkość odpowiedzi zasilacza na zmianę położenia zaworu dławiącego, należałoby skonstruować zawór redukcyjny, tak jak to się zwykle praktykuje w serwomechanizmach, że współczynnikiem tłumienia $\zeta = \frac{1}{2} \sqrt{2} \cong \cong 0,7$; otrzymuje się wtedy przy pobudzeniu sinusoidalnym minimalne opóźnienie fazowe odpowiedzi przy braku rezonansowego zwiększenia amplitudy. Jednakże układ może nie być na tyle regularny w działaniu, aby w pełni zabezpieczał przed rezonansem przy $\zeta \cong 0,7$ i dlatego lepiej zaprojektować go z zachowaniem współczynnika tłumienia ζ , nieco większego od jedności.

Opis konstrukcji i główne dane zasilacza z redukcyjnym regulatorem spadku ciśnienia

Rysunek 6 przedstawia rozwinięty schemat konstrukcji zasilacza, zasadniczo zgodny ze schematem z rys. 4a. Zawory upustowy i redukcyjny są typu tłoczkowego, podobnie jak zawór dławiący, w tłoczku którego są wycięte dwie szczeliny o stałej szerokości i głębokości zmieniającej się liniowo wzdłuż osi tłoczka. Zasilacz przewidziany jest do współpracy z mechanicznym generatorem ruchu harmonicznego; częstość ω i amplituda ruchu suwaka dławiącego zasilacza mogą być nastawiane w generatorze. Urządzenie ma dawać amplitudę zmiennego wydatku w granicach 0÷10% wydatku średniego który powinien pokrywać w sposób ciągły zakres od wydatku minimalnego do maksymalnego. Wartość wydatku średniego nastawia się za pomocą zmiany napięcia sprężyny zaworu redukcyjnego. Ponieważ stosunek wydatku największego do najmniejszego wynosi $\frac{B_w \max}{B_w \min} = 6$, stosunek odpowiednich spadków ciśnień związanych z napięciem sprężyny musiałby wynieść $\frac{B_w \max}{B_w \min} = 36$. Przy niskich wartościach tego spadku ci-

śnienia można się spodziewać mniej pewnego działania zaworu redukcyjnego, dlatego przewidziano wymienny tłoczek zaworu dławiącego o mniejszym przekroju szczelin dozujących. Wykorzystuje się tylko górną część obszaru spadku ciśnienia p_d od $p_{d \max}$ do p'_d , przy czym tłoczek o większym przekroju szczelin odmierza duże wydatki, a tłoczek o mniejszym przekroju szczelin — wydatki małe. Wydatki przez zawór dławiący wyraża się wzorem:

$$B_d = A_d F_d \sqrt{p_d}$$

Uwzględniając wymianę tłoczka i zmianę spadku ciśnienia otrzymuje się:

$$B_{d \max} = A_d F_d \sqrt{p_{d \max}}$$

$$B'_d = A_d F'_d \sqrt{p'_d}$$

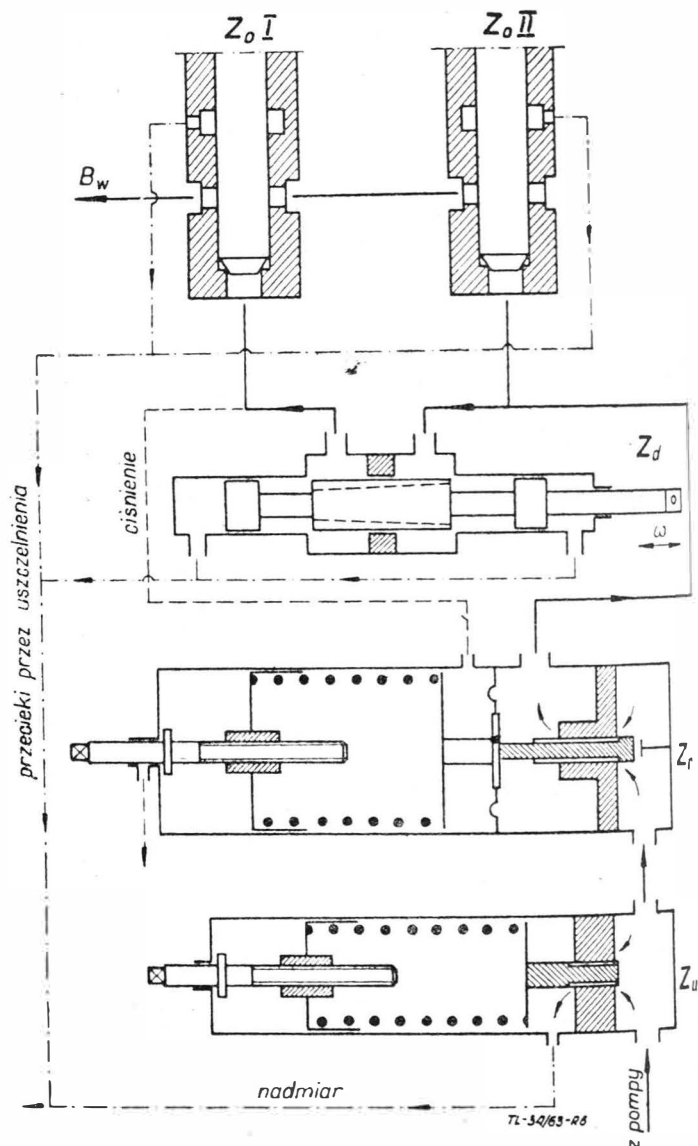
$$B_{d'} = A_d F'_d \sqrt{p_{d \max}}$$

$$B_{d \min} = A_d F'_d \sqrt{p'_d}$$

Wynikają stąd zależności

$$p'_d = \frac{B_{d \min}}{A_d F_d} \sqrt{p_{d \max}} \quad [31]$$

$$\frac{F_d}{F'_d} = \sqrt{\frac{p_{d \max}}{p'_d}} \quad [31]$$



Rys. 6. Schemat konstrukcyjny zasilacza

Do konstrukcji zasilacza przyjęto następujące wartości:

$$\begin{aligned} p_z &= 60 \text{ kG/cm}^2 \\ p_d &= 2 \div 12 \text{ kG/cm}^2 \\ F_p &= 10 \text{ cm}^2 \\ e &= 2,51 \text{ cm} \\ K &= 31,2 \text{ kG/cm} \\ m &= 268 \cdot 10^{-6} \text{ kG sek}^2/\text{cm} \\ A_r &= 1120 \text{ cm}^2/\text{sek kG}^2 \\ F_d &= 0,093 \text{ cm}^2 \\ F'_d &= 0,037 \text{ cm}^2. \end{aligned}$$

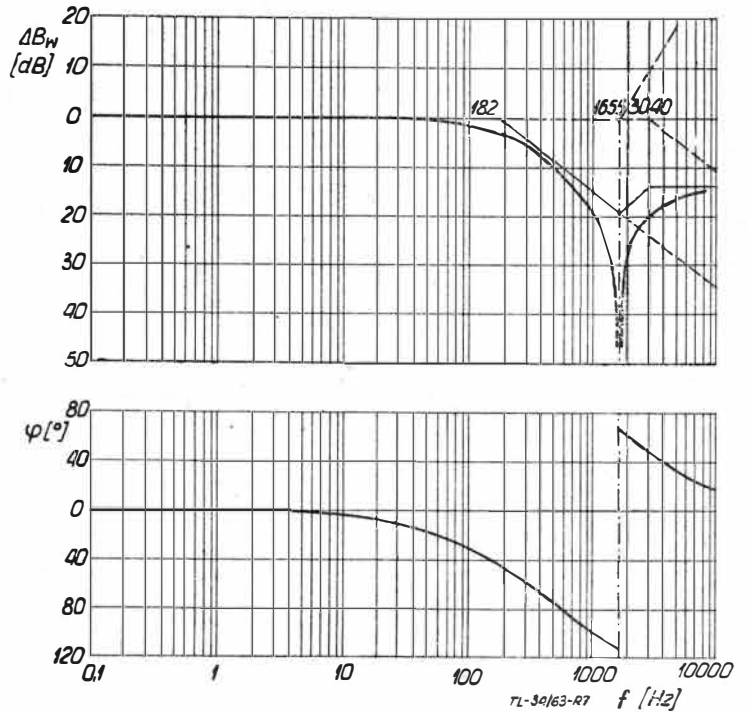
W tabeli 1 podane są obliczone na podstawie powyższych danych własności dynamiczne zasilacza w różnych warunkach jego pracy z tłoczkiem dławiącym o większym i zmniejszonym przekroju przepływu. Ostatnia rubryka odpowiada minimalnemu wydatkowi przy zastosowaniu tłoczka z większym przekrojem szczelin oraz ciśnieniu dławienia $p_{d \min} = \frac{1}{36} p_{d \max}$, przy czym zachowany został obliczeniowy najmniejszy współczynnik tłumienia $\zeta \approx 0,7$. Przyjęto, że ciecz z zasilacza wylewa się do atmosfery przez otwór zastępujący wtryskiwacze paliwa w silniku, scharakteryzowany równaniem

$$B_w = 925 \sqrt{p_w - p_k}$$

Rys. 7 przedstawia przykładowo przepustowość $\frac{\Delta B_w}{\Delta F_d}$ ($j \omega$)

zasilacza dla największego wydatku $B_{w \max}$, podaną w postaci charakterystyki amplitudowej i fazowej. Na rysunku zaznaczono charakterystyczne częstotliwości załamania i rezonansu, które leżą grubo powyżej użytecznego pasma częstotliwości. W tabeli 2 podane są przewidywane (obli-

zione) wartości amplitud i faz dla wszystkich charakterystycznych warunków pracy zasilacza w granicach $0 \leq \omega \leq \leq 50 \text{ Hz}$.



Rys. 7. Charakterystyka amplitudowa i fazowa zasilacza

Tabela 1
Parametry dynamiczne zasilacza

B_w	F_d	p_d	T_2	T_1	τ_2	ζ	R
	[cm ²]	[kG/cm ²]	[sek]	[sek]	[sek]	—	[kGsek/cm ²]
$B_{w \max}$	0,093	12	$2,15 \cdot 10^{-4}$	$9,27 \cdot 10^{-4}$	$9,60 \cdot 10^{-5}$	2,15	-61,4
B'_w		2	$2,26 \cdot 10^{-4}$	$5,02 \cdot 10^{-4}$	$4,12 \cdot 10^{-5}$	1,11	-138
$B_{w \min}$	0,037	12	$1,07 \cdot 10^{-4}$	$5,58 \cdot 10^{-4}$	$4,78 \cdot 10^{-5}$	2,61	-613
B'_w		2	$1,41 \cdot 10^{-4}$	$4,73 \cdot 10^{-4}$	$2,56 \cdot 10^{-5}$	1,69	-873
$B_{w \min}$	0,093	0,33	$3,39 \cdot 10^{-4}$	$4,65 \cdot 10^{-4}$	$2,50 \cdot 10^{-5}$	0,69	-151

Uwaga: odwrotności wielkości T_2 , T_1 i τ_2 pomnożone przez 2π , są częstotliwościami załamania, wynoszącymi w danym przypadku 182, 1655 i 3040 Hz (patrz rysunek 7).

Tabela 2
Tłumienie amplitudy $\Delta \bar{B}_w$ i przesunięcie φ fazy przepływu

B_w	F_d	p_d			f [Hz]				
					1	5	10	20	50
$B_{w \max}$	0,093	12	$\Delta \bar{B}_w$	[dB]	~0	~0	-0,02	-0,056	-0,32
				—	~1	~1	0,998	0,994	0,964
φ			[st]	-0,30	-1,58	-3,35	-6,66	-16,27	
			—	~0	~0	~0	-0,019	-0,078	
B'_w	0,037	2	$\Delta \bar{B}_w$	[dB]	~0	~0	~0	0,998	0,991
				—	~1	~1	~1	0,998	0,991
φ			[st]	~0	-0,97	-1,79	-3,60	-9,03	
			—	[dB]	~0	~0	-0,01	-0,029	-0,131
$B_{w \min}$	0,093	12	$\Delta \bar{B}_w$	[dB]	~0	~1	0,999	0,997	0,985
				—	~1	~1	~1	0,998	0,985
φ			[st]	-0,20	-0,95	-1,95	-3,95	-9,30	
			—	[dB]	~0	-0,01	-0,01	-0,021	-0,146
$B_{w \min}$	0,037	2	$\Delta \bar{B}_w$	[dB]	~0	0,999	0,999	0,998	0,982
				—	~1	~1	~1	0,998	0,982
φ			[st]	-0,20	-0,75	-0,60	-3,40	-8,40	
			—	[dB]	~0	~0	~0	~0	+0,001
$B_{w \min}$	0,093	0,33	$\Delta \bar{B}_w$	[dB]	~0	~1	~1	~1	~1
				—	~1	~1	~1	~1	~1
φ			[st]	-0,16	-0,64	-1,50	-3,40	-8,60	
			—	[dB]	~0	~0	~0	~0	~0

Zasilacz daje przepływ ze składową zmienną wtedy, gdy zawór odcinający Z_{oI} (rys. 5) jest otwarty, a zawór Z_{oII} zamknięty: wtedy przepływ przez zawór dławiący odbywa się pod działaniem spadku ciśnienia ustalonego przez zawór redukcyjny. Przy zamkniętym zaworze Z_{oI} i otwartym zaworze Z_{oII} zawór dławiący jest wyłączony z działania, gdyż ciśnienia po obydwu stronach przepony zaworu redukcyjnego wyrównują się: sprężyna dociska tłoczek zaworu redukcyjnego do oporu. Wreszcie przy zamkniętych obydwóch zaworach, odcinających ciśnienia w całym zasilaczu, wyrównuje się do ciśnienia cieczy podawanej przez pompę, przy czym cały wydatek pompy przelewa się przez zawór upustowy. Przy obydwóch zaworach odcinających

otwartych równocześnie zasilacz nie daje składowej harmonicznej.

Literatura

1. Taylor B. L., Oppenheimer F. L.: Investigation of Frequency Response Characteristics of Engine Speed for a Typical Turbine — Propeller Engine. NACA Report 1017.
2. Lawrence J. O. N., Powell R. D.: The Application of Servomechanism Analysis to Fuel Control Problems. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers 1958, vol. 172, nr 11.
3. Otto E. W., Gold H., Hiller K. W.: Design and Performance of Throttle — Type Fuel Controls for Engine Dynamic Studies. NACA Technical Note 3445, Washington 1955.
4. Gille J. G., Pelegrin H., Decaulne P.: Serwomechanizmy. PWT Warszawa 1961.

Dr inż. ZDZISŁAW PONIEWIERSKI
Katedra Materiałoznawstwa
Wydział MEiL Politechniki Warszawskiej

669.715.018.2

Nowy odlewniczy stop aluminiowy AlZn5MgFe (AC5)

Wstęp

Do krajowej produkcji odlewniczej wkracza obecnie nowo opracowany stop aluminium z cynkiem, magnezem i żelazem, o interesujących własnościach mechanicznych i technologicznych.

Główne zalety stopu — wysoka wytrzymałość i podatność do polerowania — wyznaczają dwa zasadnicze kierunki jego zastosowania: na części maszyn silnie obciążone oraz na galanterię metalową. W obu przypadkach, poza korzyściami wynikającymi z użycia materiału o wyższej jakości, zastosowanie stopu wiąże się ze znacznymi oszczędnościami na materiałach i robociznie.

Nowy stop wzbudził duże zainteresowanie przemysłu krajowego i firm zagranicznych. W wielu zakładach produkcyjnych bądź już podjęto, bądź też planuje się w najbliższym czasie próby przemysłowe zmierzające do uruchomienia produkcji. W związku z powyższym zaistniała potrzeba bliższego zapoznania konstruktorów oraz technologów zatrudnionych w przemyśle z własnościami i możliwościami zastosowania nowego surowca.

Cel ten ma spełnić niniejszy artykuł, w którym przedstawiono charakterystykę stopu na podstawie zebranego materiału z dotychczasowych własnych prac badawczych i prób przemysłowych.

Skład chemiczny stopu

Skład chemiczny stopu w odlewach został ustalony na podstawie badań mechanicznych, korozyjnych i prób przemysłowych. Skład ten zawiera się w następujących granicach: 5,2—6,2% cynku, 1,2—1,8% magnezu, 1,1—1,7% żelaza, 0,10—0,20% chromu, 0,10—0,20% tytanu i reszta aluminium, przy maksymalnej zawartości zanieczyszczeń — 0,5% miedzi oraz 0,5% krzemu.

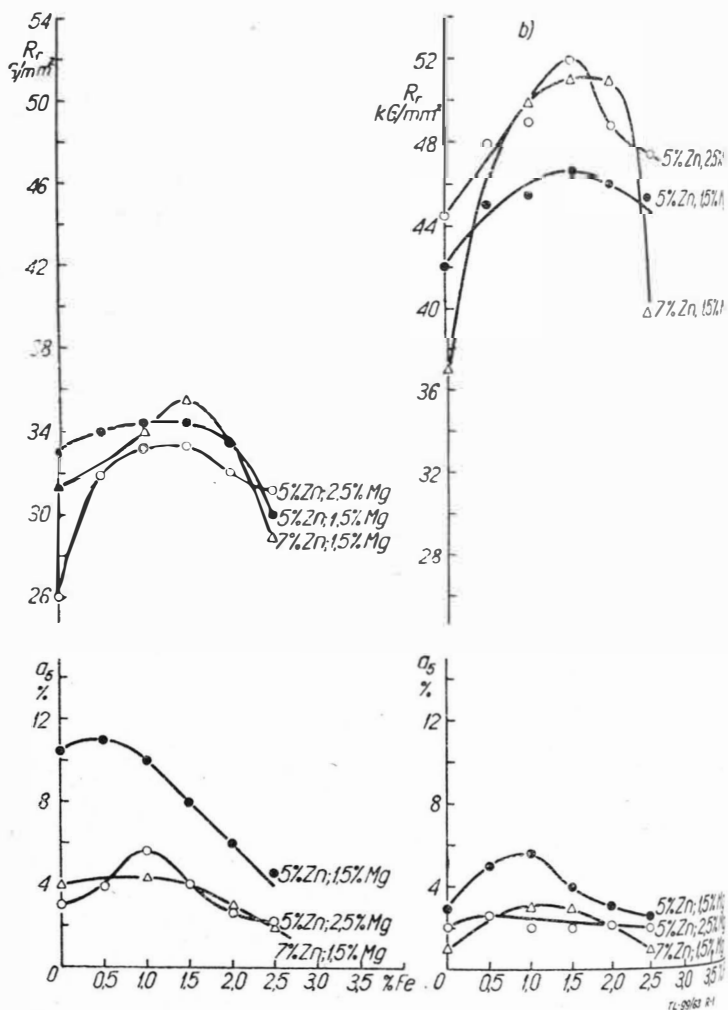
W porównaniu do znanych za granicą stopów tego typu, podany wyżej skład stopu krajowego różni się głównie większą zawartością magnezu oraz obecnością żelaza, jako składnika stopowego, dzięki czemu można dla niego uzyskać prawie dwukrotnie wyższą wytrzymałość na rozciąganie [lit. 1, 2, 3].

Żelazo, wbrew dotychczasowym poglądom o jego szkodliwości w stopach aluminiowych, w tym przypadku spełnia korzystną rolę, polepszając własności mechaniczne odlewów, podnosząc ich odporność na korozję naprężeniową oraz zmniejszając skłonność stopu do pęknięcia na gorąco [lit. 4].

Wpływ żelaza na własności wytrzymałościowe odlewów kokilowych, w zależności od zawartości cynku i magnezu oraz obróbki cieplnej, ilustruje rysunek 1. Wynika z niego, że niezależnie od ilości cynku i magnezu optymalna zawartość żelaza wynosi około 1,5%, przy czym efekt wzrostu wytrzymałości jest większy dla odlewów obrabianych cieplnie oraz rośnie z ilością cynku i magnezu w stopie. Tę ostatnią cechę uwidacznia wyraźnie wykres na rys. 2, przedstawiający procentowy efekt wzrostu R_r odlewów kokilowych obrabianych cieplnie w zależności od sumarycznej zawartości cynku i magnezu pod wpływem wprowadzenia 1,5% żelaza do stopu. Przy łącznej zawartości 10% cynku i magnezu wartość tego efektu wynosi 80%, przy czym

wytrzymałość na rozciąganie takiego stopu (8% Zn i 2% Mg) wynosi wówczas średnio 54 kG/mm².

Na rysunku 3 i 4 przedstawiono wpływ cynku i magnezu przy stałej zawartości 1,5% żelaza na własności wytrzymałościowe odlewów kokilowych nie obrabianych i obrabianych cieplnie [lit. 1]. Z wykresów wynika, że w stanie lanym (bez obróbki cieplnej) wytrzymałość na rozciąganie osiąga płaskie maksimum, niezależnie od zawartości cynku przy dość szerokiej zawartości magnezu wynoszącej 1—2,5% (rys. 3). W porównaniu do stanu lanego te same stopy po obróbce cieplnej (rys. 4) wykazują, pod wpływem zwiększającej się w nich zawartości magnezu, znacznie większy wzrost wytrzymałości, która osiąga maksimum w znacznie węższym zakresie zawartości magnezu i uzależnionym wyraźnie od zawartości cynku.



Rys. 1. Wpływ zawartości żelaza w stopach Al-Zn-Mg na ich wytrzymałość R_r i wydłużenie α_5 : a) dla próbek w stanie lanym b) dla próbek w stanie obrabionym cieplnie

Maksymalną wytrzymałość na rozciąganie dla odlewów kokilowych obrabionych cieplnie uzyskano przy następujących zawartościach cynku i magnezu:

5%	Zn, 3%	Mg	—	$R_r = 51,5$	kG/mm ²	
6%	"	2,5%	Mg	—	$R_r = 52,0$	"
7%	"	2,5%	Mg	—	$R_r = 52,5$	"
8%	"	2,0%	Mg	—	$R_r = 54,0$	"
9%	"	1,5%	Mg	—	$R_r = 52,5$	"

Tym nie notowanym dotychczas w literaturze technicznej dla odlewniczych stopów aluminiowych wysokim wartościom wytrzymałości na rozciąganie odpowiada jednak niskie wydłużenie ($a_5 = 1-2\%$). W normalnej technologii materiał otrzymywany w tym stanie jest kruchy, co znacznie ogranicza możliwości jego zastosowania.

Głównie z tego względu zmniejszono zawartość cynku i magnezu w stopie wytypowanym do zastosowania technicznego, uzyskując kosztem obniżenia wytrzymałości R_r

do zakresu 40—50 kG/mm² — wzrost wydłużenia do wartości $a_5 = 2-5,5\%$.

Drugim ważnym powodem, uzasadniającym wybór takiego składu chemicznego stopu, były wyniki badań odporności na korozję naprężeniową, przedstawione w następnym rozdziale.

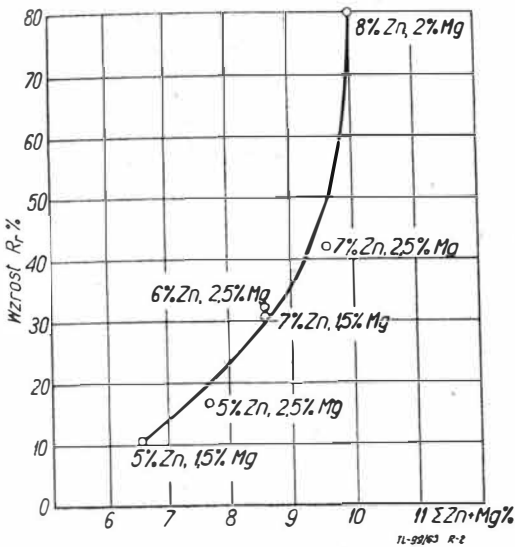
Nie bez znaczenia jest ponadto i ten fakt, że obecnie największe szanse zastosowania w przemyśle krajowym mają odlewy nie obrabiane cieplnie. W tym stanie, jak to wynika z rys. 3, zawartość cynku i magnezu niewiele wpływa na R_r , natomiast wytypowanemu składowi chemicznemu odpowiadają stosunkowo najwyższe własności plastyczne — $a_5 = 5-10\%$.

Obecność w stopie 0,10—0,20% chromu oraz 0,10—0,20% tytanu znajduje uzasadnienie w danych z literatury fachowej odnośnie korzystnego działania bądź chromu w kierunku podniesienia odporności na korozję naprężeniową [lit. 5], bądź tytanu w kierunku rozdrobnienia ziarn i obniżenia skłonności do pękania na gorąco [lit. 6, 7].

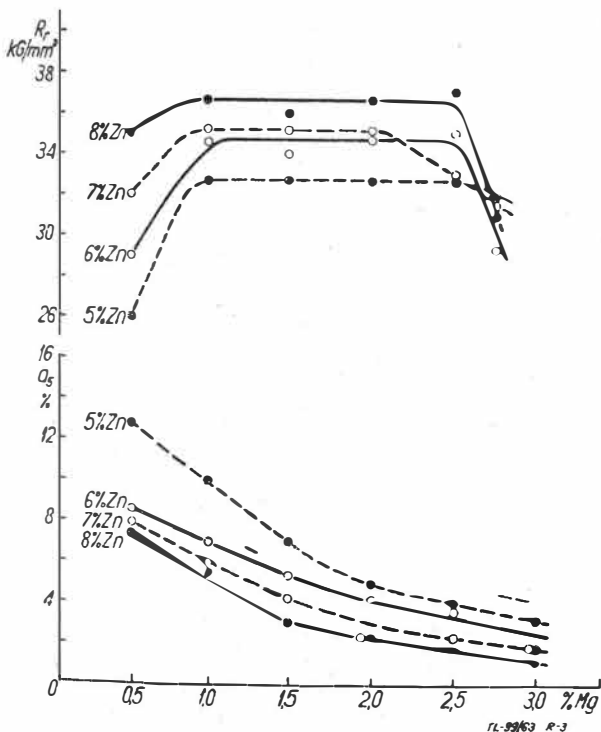
Własności mechaniczne i struktura stopu

Własności mechaniczne stopu zestawiono w tabeli 1. W tabeli 2 podano niektóre własności wytrzymałościowe (R_r , a_5 , Z_{go} , U) siluminu AlSi10 modyfikowanego sodem, w celu porównania z omawianym stopem AlZn5MgFe. Optymalne własności najbardziej rozpowszechnionego typowego stopu odlewniczego są znacznie niższe od własności stopu nowego.

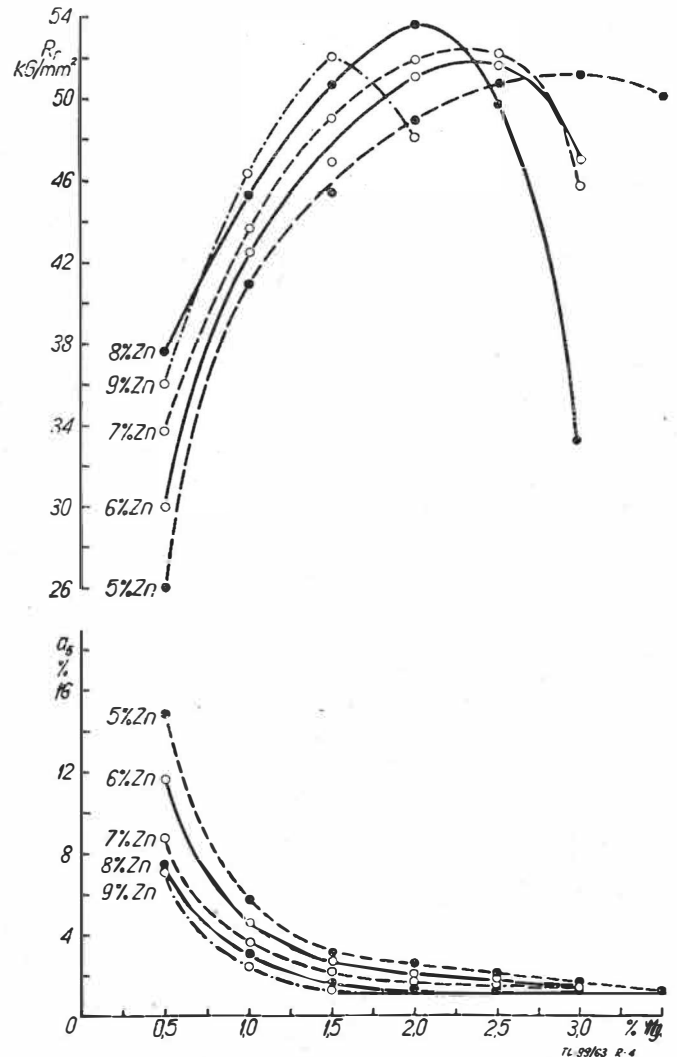
Jak wynika z podanego zestawienia w tabeli 1, własności wytrzymałościowe stopu AlZn5MgFe zależą w dużym stopniu nie tylko od obróbki cieplnej, ale również i od rodzaju użytej formy odlewniczej, co z kolei wiąże się ściśle z budową strukturalną stopu.



Rys. 2. Procentowy efekt wytrzymałościowy dodatku 1,5% Fe do stopów Al-Zn-Mg w zależności od sumarycznej zawartości w nich cynku i magnezu dla odlewów kokilowych obrabionych cieplnie



Rys. 3. Wpływ zawartości cynku i magnezu w stopach Al-Zn-Mg-Fe (przy stałej zawartości 1,5% Fe, 0,15% Cr i 0,15% Ti) na wytrzymałość R_r i wydłużenie a_5 próbek w stanie lany w kokili



Rys. 4. Wpływ zawartości cynku i magnezu w stopach Al-Zn-Mg-Fe (zaw. 1,5% Fe, 0,15% Cr i 0,15% Ti) na wytrzymałość R_r i wydłużenie a_5 próbek lanych w kokili i obrabionych cieplnie

Wysoka wytrzymałość odpowiada tylko odlewom szybko studzonym podczas krzepnięcia, to jest przede wszystkim odlewom kokilowym o niezbyt grubych ściankach, gdyż tylko wówczas żelazo zawarte w stopie wywołuje znaczny efekt wzrostu R_r .

Wyjaśnienie tego zjawiska opiera się na badaniach strukturalnych. Żelazo występuje w tym przypadku w strukturze stopu jako związek Al_3Fe , tworzący eutektykę podwójną z roztworem stałym cynku i magnezu w aluminium $\alpha(Al)$ przy zawartości około 1,7% Fe.

Warunkom powolnego studzenia stopu (odlewy piaskowe oraz odlewy kokilowe o dużych przekrojach ścianek) odpowiada tworzenie się tak zwanej „eutektyki anormalnej” $\alpha(Al) - Al_3Fe$ w postaci dużych kryształów iglastych w sposób nieuporządkowany, podobnie jak ma to miejsce w eutektyce Al-Si w siluminach eutektycznych nie modyfikowanych.

W tym stanie, z uwagi na kruchość dużych iglastych kryształów Al_3Fe , żelazo nie spełnia właściwej roli, to jest czynnika podnoszącego wytrzymałość stopu.

W przypadku natomiast szybkiego studzenia tworzy się tzw. „quasi-eutektyka” $\alpha(Al) - Al_3Fe$, charakteryzująca się drobnoziarnistością kryształów związku Al_3Fe , a ponadto temu procesowi krystalizacji odpowiada ogólne rozdrobnienie mikrostruktury.

Na szczególne podkreślenie zasługuje oddziaływanie żelaza w kierunku zmniejszenia skłonności stopu do tworzenia mikroporowatości skurczowej, co wiąże się z jego wpływem na rozdrobnienie ziarn oraz w sposób decydujący podnosi własności mechaniczne stopu [lit. 4, 8].

Jednym słowem rola żelaza w stopach Al-Zn-Mg, jako składnika podnoszącego ich wytrzymałość, sprowadza się do znacznego zmniejszenia skłonności tych stopów do wad odlewniczych. Do tego wniosku prowadzą zarówno wyniki przeprowadzonych badań laboratoryjnych (np. badania strukturalne, metalograficzne i rentgenograficzne oraz badania wskaźników kątowych przedczesnego zerwania próbek) [lit. 4], jak też i znany fakt, że stopy Al-Zn-Mg charakteryzują się z natury wysokimi własnościami wytrzymałościowymi. W stanie przerobionym plastycznie

osiągają R_r przekraczające 60 kG/mm², a w stanie litym, jeśli nie zawierają żelaza, ich wytrzymałość spada o więcej o połowę wskutek mikroporowatości i innych wad odlewniczych.

Tabela 1 przedstawia również własności wytrzymałościowe (R_r i a_5) stopu AlZn5MgFe w temperaturach podwyższonych (275—400°). Chociaż własności te są bardzo dobre w porównaniu z własnościami innych „ciepłowytrzymałych” stopów aluminiowych, nie mogą jednak w pełni charakteryzować przydatności stopu AlZn5MgFe do pracy w podwyższonych temperaturach bez uzupełnienia badaniami wytrzymałości na pełzanie i wytrzymałości zmęczeniowej, gdyż stanowią tylko wyniki z krótkotrwałych prób odlewniczych.

Odporność na korozję

Opracowany stop AlZn5MgFe cechuje dobra odporność na działanie typowych środowisk korozyjnych [lit. 9]. W stanie wypolerowanym odporność na korozję wzrasta jeszcze kilkakrotnie.

Wyniki liczbowe przeprowadzonych badań korozyjnych w różnych środowiskach przedstawiono w tabeli 3, uwzględniając również wyniki siluminu AlSi10, badanego dla porównania, który wykazał przeciętnie trzykrotnie większą szybkość korozji od stopu AlZn5MgFe, oraz dla stopu AlZn5Mg (bez żelaza).

Uzupełnieniem prób korozyjnych były badania trwałości polysku na wypolerowanych próbkach i elementach użytkowych w atmosferze miejskiej, w środowisku powietrza z parą wodną w temperaturze 175°C i w komorze tropikalnej [lit. 10]. Po 65-dniowej próbie w atmosferze miejskiej i około 3-miesięcznej próbie w komorze tropikalnej stwierdzono częściową utratę polysku, spowodowaną nie wielkim skorodowaniem polerowanych powierzchni. Po usunięciu produktów korozji specjalnie dobranym środkiem chemicznym uzyskano powrót w 95% do początkowego stanu polysku. Próba w środowisku powietrza z parą wodną w temperaturze 175°C wykazała całkowitą trwałość polysku na badanych próbkach.

Tabela 1

Własności mechaniczne odlewów ze stopu AlZn5MgFe

Własności mechaniczne	W stanie litym (bez obr. cieplnej)			W stanie obrobionym cieplnie					
	R_r kG/mm ²	a_5 %	HB	R_r kG/mm ²	Q_r 0,2 kG/mm ²	a_5 %	HB	Z_{g0} ($N = 2 \cdot 10^7$) kG/mm ²	U kGm/cm ²
Odlewy kokilowe w warunkach laboratoryjnych	22-34,5	3,5-9		41-51	44,5*	2-5	140-160	9,5*	0,20-0,30
Odlewy kokilowe w warunkach przemysłowych	25-35	1,5-5,5	80-100	35-50,5**)		1,6-3,5**)			
Odlewy w kokili poddanej działaniu wibracji				51*)		4*)			
Odlewy w formach piaskowych w warunkach przemysłowych				35-39**)		2-6**)			
Własności wytrzymałościowe w temp. podwyższonych (odlewy kokilowe) *	w 275°C			28		7			
	w 300°C			19		9			
	w 325°C			13		10,5			
	w 350°C			10,5		14			
	w 400°C			5,5		21			

Uwagi: *) podane wartości odpowiadają odlewom ze stopu o górnej zawartości cynku (6%) i magnezu (2%) wykazującym R_r około 50 kG/mm².

**) R_r i a_5 określane na próbkach wyciętych ze ścianek odlewów o różnej grubości, dla stopu o górnej zawartości cynku (6%) i magnezu (2%).

Tabela 2

Własności mechaniczne odlewów kokilowych z siluminu AlSi10 modyfikowanego sodem

R_r kG/mm ²	a_5 %	Z_{g0} ($N = 2 \cdot 10^7$) kG/mm ²	U kGm/cm ²
20	13	5,5	0,3

W tabeli 3 podano również wyniki badania szybkości korozji dla stopu AlZn5Mg nie zawierającego żelaza, które wskazują, że stopy Al-Zn-Mg nie zmieniają swej odporności korozyjnej w sposób wyraźny pod wpływem dodatku 1,5% Fe.

Stopy aluminium z cynkiem i magnezem są z natury skłonne do tak zwanej korozji naprężeniowej, co przez dłuższy czas uniemożliwiało ich techniczne wykorzystanie. Z licznych prac, przeprowadzonych na ten temat głównie

w zakresie stopów przerabianych plastycznie wynika, że skłonność do korozji naprężeniowej powiększa się w miarę wzrostu zawartości cynku i magnezu, przy czym szczególnie niebezpieczne jest przekroczenie 8% łącznej zawartości cynku i magnezu [lit. 11, 12].

W badaniach własnych, poza potwierdzeniem tego wniosku w zakresie stopów odlewniczych, wykryto nowy, interesujący fakt wyraźnego zmniejszania się skłonności badanych stopów do korozji naprężeniowej pod wpływem żelaza wprowadzonego do stopu w ilości 1,5% (tab. 4) [lit. 13]. Wyniki tych badań — obok prób wytrzymałościowych — były podstawą do ustalenia optymalnego składu chemicznego stopu wytypowanego do zastosowania technicznego.

Własności technologiczne

Stop AlZn5MgFe cechuje się łatwą skrawalnością i na ogół dobrymi własnościami odlewniczymi. Większy skurcz (ok. 1,5%) w porównaniu np. do siluminów oraz skłonność do mikroporowatości skurczowej narzucają konieczność zwrócenia szczególnej uwagi na konstrukcję stosowanych form (kokil), w sensie uwzględnienia odpowiednich zbieżności ścian oraz układów zasilających, w celu niedopuszczenia do tworzenia się pęknięć i nieciągłości skurczowych w procesie krzepnięcia odlewu w formie.

Nowo opracowany stop nadaje się do odlewania pod ciśnieniem części małych i średnich. Przy dużych odlewach, np. karterów silników motocyklowych, występują trudne do opanowania pęknięcia w wyniku hamowanego skurczu.

Cenną cechą stopu AlZn5MgFe jest zdolność uzyskiwania efektywnego lustrzanego połysku na powierzchni odlewów przez mechaniczne polerowanie. Uzyskane w ten sposób powierzchnie nie ustępują pod względem efektów dekoracyjnych pokryciom galwanicznym chromem. Sposób polerowania nie odbiega od normalnie przyjętej technologii, stosowanej w przypadku powłok galwanicznych. Znacznym usprawnieniem jest zastosowanie bębnowania wibracyjnego (wprowadzonego ostatnio w FSO na Żeraniu) do wstępnego przygotowania powierzchni odlewów przed polerowaniem.

Polerowane odlewy ze stopu AlZn5MgFe charakteryzują się stosunkowo wysoką odpornością na korozję i trwałym połyskiem. W przypadku specjalnych wymagań pod względem odporności korozyjnej można zastosować utlenianie anodowe, które pogarsza jednak efekty dekoracyjne, powo-

dując zmatowienie i zszarzenie eloksalowanych powierzchni. Znacznie lepsze wyniki w sensie zachowania połysku uzyskuje się stosując metodę utleniania chemicznego — alodowanie.

Podobnie, jak i dla innych stopów aluminiowych, istnieje i tu możliwość barwienia uzyskanych powłok tlenkowych.

Technologia topienia i odlewania stopu AlZn5MgFe nie różni się zasadniczo od technologii stosowanej do innych stopów aluminiowych. Optymalna temperatura zalewania dla odlewów kokilowych wynosi 720—750 °C, a dla odlewów ciśnieniowych — 680—720 °C. Stop można przetapiać w tyglach bądź grafitowych, bądź żeliwnych, w piecach elektrycznych lub gazowych.

Zaleca się topienie stopu pod pokryciem topników oraz pod koniec wytopu rafinację stopu w sposób normalnie przyjęty w odlewnictwie stopów aluminiowych.

W konstrukcji kokil należy uwzględnić większy skurcz stopu AlZn5MgFe w porównaniu do stopów wykazujących mały skurcz, na przykład siluminów. W związku z tym przejście z siluminów na stop AlZn5MgFe przy skomplikowanym kształcie odlewów wymaga przekonstruowania kokili, biorąc pod uwagę możliwość pojawienia się pęknięć w wyniku hamowanego skurczu stopu podczas krzepnięcia.

Analogiczna uwaga odnosi się również do form stosowanych w odlewnictwie ciśnieniowym. Dla odlewów drobnych o kształcie prostym można tu z powodzeniem wykorzystywać formy do stopów cynkowych bez wprowadzania jakichkolwiek zmian, natomiast w przypadku odlewów o bardziej skomplikowanym kształcie konieczne jest powiększenie zbieżności ścianek formy, powiększenie przekrojów wlewów doprowadzających oraz niekiedy zastosowanie dodatkowych przelewów i kanałów odpowietrzających.

Szczególną uwagę należy zwrócić na używanie odpowiednich smarów do form ciśnieniowych oraz przestrzeganie odpowiedniej temperatury formy przy odlewaniu pod ciśnieniem.

Technologię obróbki cieplnej opracowano w kilku wersjach stosownie do rodzaju odlewów, stawianych wymagań pod względem własności mechanicznych i warunków produkcyjnych.

Łatwość przechładzania się stopu AlZn5MgFe umożliwia w pewnych przypadkach pominięcie wyżarzania przesycającego, sprowadzając obróbkę cieplną odlewów tylko do sztucznego starzenia. Ta cecha ma szczególne znaczenie dla odlewów ciśnieniowych, gdyż pozwala na uniknięcie pęcherzy powierzchniowych, typowych dla odlewów ciśnieniowych z innych stopów aluminiowych, których źródłem jest rozprężanie się uwiecznionego podczas krzepnięcia odlewów powietrza i gazów w procesie wyżarzania przesycającego.

Możliwości zastosowania stopu AlZn5MgFe

W perspektywie zastosowania stopu zarysowują się obecnie dwa zasadnicze kierunki:

- 1) na galanterię metalową,
- 2) na odlewane części maszyn silnie obciążonych.

Pierwszy kierunek wynika z przydatności stopu do odlewania pod ciśnieniem oraz z możliwości łatwego polerowania, w wyniku czego uzyskuje się lustrzane powierzchnie o dużych efektach dekoracyjnych, imitujące wyglądem zewnętrznym warstwy otrzymane metodą chromowania galwanicznego.

Znaczne oszczędności wiążące się z wyeliminowaniem chromowania, na materiałach galwanicznych, robociznie i mniejszym zużyciu stopu z uwagi na jego niski ciężar właściwy (około 2,5 razy niższy od stopów cynkowych) są oczywiste.

Tak więc polerowane odlewy galanterii metalowej mogłyby znaleźć szerokie zastosowanie:

1) w przemyśle sprzętu komunikacyjnego na wszelkiego rodzaju okucia metalowe, klamki, wieszaki itp., w wyposażeniu wnętrza samochodów, autobusów, wagonów kolejowych, tramwajów, kabin samolotów i kabin okrętów, następnie na takie części, jak na przykład dźwignie sprzęgła w motocyklach oraz dźwignie hamulca i uchwyty do nich w motocyklach i rowerach;

2) w budownictwie — klamki, wszelkiego rodzaju okucia budowlane, korpusy armatury sieci domowej (baterie wannowe);

3) w przemyśle fotooptycznym — części metalowe aparatów fotograficznych, powiększalników itp.;

Tabela 3
Średnia szybkość korozji (V_c) stopu AlZn5MgFe oraz siluminu AlSi10

Materiał badany	Rodzaj próbek	Środowisko korozyjne	V_c G/m ² · doba	V_c G/m ² · rok
Stop AlZn5MgFe	próbki szlifowane	mgła solna	0,13	
silumin AlSi10	—	mgła solna	0,39	
Stop AlZn5MgFe	—	atmosfera gazów przemysłowych	0,10	
silumin AlSi10	—	atmosfera gazów przemysłowych	0,38	
Stop AlZn5MgFe	próbki polerowane	atmosfera gazów przemysłowych	0,034	
Stop AlZn5MgFe (bez żelaza)	—	atmosfera gazów przemysłowych	0,027	
Stop AlZn5MgFe	—	atmosfera miejska	—	2,9

Tabela 4

Wpływ żelaza na odporność na korozję naprężeniową stopu AlZn5MgFe w atmosferze gazów przemysłowych przy naprężeniu próbek 40% R_T

Zawartość żelaza %	Średni czas do pęknięcia próbek w dobach	Prawdopodobieństwo pęknięcia w ciągu 30 dni w %
—	20,0	80
1,0	24,7	67
1,5	63,0	0

Tabela 5

Skład chemiczny i własności mechaniczne stopu AC5
według normy zakładowej ZN-63/MPC-0726

1) Skład chemiczny stopu w gąskach

Gatunek			Skład chemiczny w %									
Znak	Cecha	Składnik podst. Al	Składniki stopowe					Dopuszczalna zawartość zanieczyszczeń				
			Zn	Mg	Fe	Cr	Tl	Cu	Si	Mn	Ni	ogół.
Al Zn5 MgFe	AC5	reszta	5,2— 6,2	1,4— 1,9	1,1— 1,5	0,10— 0,20	0,10— 0,20	0,5	0,5	0,3	0,1	1,2

2) Własności mechaniczne odlewów

Sposób odlewania	Czynniki stanu kwantyfikacyjnego wg PN-59/11-01706	R_r	α_5	H_B
		kG/mm ²	%	
LP	—	20	2,0	80
	T ₁	28	1,5	110
LK	—	25	2,0	90
	T ₁	37	1,5	125

4) w przemyśle sprzętu gospodarstwa domowego — okucia do mebli, części elektroluksów, lodówek itp.;

Drugi kierunek zastosowania stopu na odpowiedzialne odlewy części maszyn silnie obciążone wynika z możliwości uzyskania dla odlewów kokilowych obrabianych cieplnie — wysokich własności mechanicznych, odpowiadających w niektórych przypadkach odlewom stalowym czy też odkuwkom matrycowym ze stopów lekkich.

Na tym odcinku zarysowuje się celowość podjęcia prób, zmierzających do zastosowania stopu głównie w przemyśle lotniczym na: dźwignie wszelkich mechanizmów, konsole i części podwoziowe samolotów oraz armaturę, części aparatów tlenowych, urządzeń lotniczych i wielu innych drobnych elementów, wykonywanych dotychczas bądź z odlewów elektronowych, bądź też z odkuwek duraluminium.

Uwagi ogólne

Stop AlZn5MgFe przeszedł już wstępne próby przemysłowe w kilku zakładach produkcyjnych, między innymi — w Fabryce Samochodów Osobowych na Żeraniu oraz w Krakowskich Zakładach Armatur.

Obecnie stop można już zamawiać przez Centralę Handlową Metali Nieżelaznych w Katowicach na podstawie normy zakładowej ZN-63/MPC-MN-0726, obejmującej między innymi skład chemiczny i własności mechaniczne (ta-

bela 5). Produkcję hutniczą stopu uruchomił Zakład „Kęty” w Katowicach i Rafinerii Metali „Dziedzice”.

Stosunkowo niskie własności mechaniczne minimalne ujęte w tej normie, chociaż wyraźnie górują (R_r i H_B) nad własnościami wszystkich odlewanych stopów aluminiowych przewidzianych w Polskiej Normie PN-61/H-88027, to jednak nie charakteryzują w pełni możliwości, jakimi dysponuje się dla opracowanego stopu. Zostały one

dyktowane dążeniem do jak najszerszego rozpowszechnienia stopu.

W wielu odlewniach, posiadających prymitywne warunki produkcyjne (brak nowoczesnego sprzętu odlewniczego, urządzeń do obróbki cieplnej i zaplecza laboratoryjnego), wyższe własności mechaniczne, obowiązujące zgodnie z normą, mogłyby stanowić poważną przeszkodę w podjęciu produkcji. Ponadto należy zwrócić uwagę również i na duży zakres zawartości poszczególnych składników stopowych, z jednej strony znacznie ułatwia w warunkach produkcyjnych dotrzymanie składu chemicznego, ale z drugiej strony rzutuje (zwłaszcza zawartość Zn i Mg) na dużą niebezpieczeństwo własności wytrzymałościowych, szczególnie u odlewów obrobionych cieplnie. I tak w krańcowych przypadkach można uzyskiwać bądź wysokie R_r (np. 50 kG/mm² przy niskim α_5 (np. 1,5%), bądź też odwrotnie — niską wytrzymałość (np. $R_r = 37$ kG/mm²) przy wysokim α_5 (np. 6%). Zastosowanie różnych rodzajów obróbki cieplnej może również dawać w efekcie różnicę we własnościach mechanicznych.

Nowo opracowany stop został opatentowany jako wynalazek pracownicy (nr patentu 44 173, współtwórcy — prof. dr A. Krupkowski i dr Z. Poniewierski).

Literatura

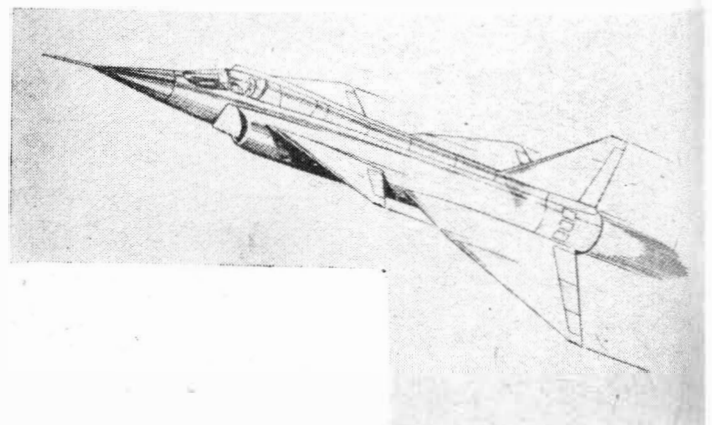
1. Z. Poniewierski: Archiwum Hutnictwa, t. VI, zes. 4, 1962, 309
2. Aluminium Alloy 40-E. The shipping World, 5, 1956, 205
3. Ch. Roinet: Revue de l'aluminium, 229, 1956, 153
4. Z. Poniewierski: Archiwum Hutnictwa, t. VII, zes. 2, 1962, 10
5. H. Vosskuhler: Korrosion IX, 1958, 45.
6. W. Patterson, S. Engler: Aluminium, 35, 1959, 124
7. A. Cibula: Foundry Trade J., 1892, 1952, 659
8. A. Cibula, R. W. Ruddle: J. Inst. Metals, 76, 1949/50, 361
9. Z. Poniewierski: Archiwum Hutnictwa, t. VII, zes. 1, 1962, 10
10. M. Smiałowski, Z. Poniewierski, M. Srokowski: Zesz. Nauk. Politechniki Warsz., Przegląd Prac Naukowych i Badawczych Nr 11 i 12, 1962 (streszczenie)
11. G. Wassermann: Z. Metallkunde 32, 1940, 295.
12. M. Hansen, A. Mühlenthal, H. Seemann: Metallwirtschaft, 1940, 535
13. A. Pacałowski, Z. Poniewierski, M. Smiałowski: Ochrona przed korozją, nr 4, 1962, 97

NOWOŚCI TECHNICZNE

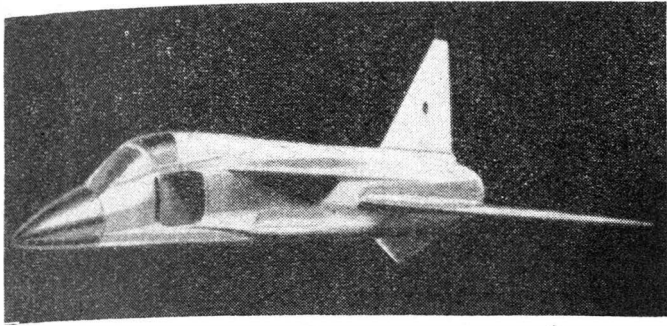
SZWEDZKI BOJOWY SAMOŁOT WIELOZADANIOWY SAAB 37 „VIGGEN”

Szwedzkie zakłady lotnicze Saab, dysponujące bogatym doświadczeniem w budowie samolotów bojowych (samolot Saab 29 w wersji przechwytyjącej i rozpoznawczej, Saab 32 „Larsen” w wersji szturmowej, przechwytyjącej i rozpoznawczej, Saab 35 „Draken” w wersji przechwytyjącej i rozpoznawczej), przystąpiły do projektowania nowoczesnego samolotu wielozadaniowego Saab 37 „Viggen”, który mógłby spełniać w warunkach wojny atomowej wszystkie zadania znajdujących się obecnie na uzbrojeniu szwedzkich sił powietrznych samolotów. Zgodnie z wymaganiami sił powietrznych samolot ten ma wykazywać lepsze osiągi i posiadać nowoczesniejsze uzbrojenie i wyposażenie, ma być przystosowany do operowania z istniejących baz, ma startować z nadających się do użytku odcinków zniszczonych pasów startowych, a poza tym ma odznaczać się prostotą i niskimi kosztami budowy oraz łatwością obsługi i pewnością pracy. Duży nacisk kładzie się również na dostosowanie wyposażenia samolotu do niedawno zbudowanego

automatycznego systemu kierowania obroną przeciwlotniczą STRIL 60 (odpowiednik amerykańskiego systemu SAGE). Decyzja budowy samolotu wielozadaniowego została podyktowana względami ekonomii rozwoju, produk-



szkolenia i obsługi. Z podstawowego typu samolotu będą wywodzić się trzy odmiany: szturmowa, rozpoznawcza i przechwytyjąca, różniące się stosunkowo nieznacznie uzbrojeniem i wyposażeniem. Ma również powstać odmiana treningowa.



Polepszenie osiągnięć oraz udoskonalenie uzbrojenia i wyposażenia w porównaniu z obecnie stosowanymi samolotami będzie polegać na zwiększeniu zasięgu i prędkości, zastosowaniu pocisków kierowanych oraz nowoczesnych urządzeń pokładowych do dokładnego naprowadzania samolotu na cel i do odpalania pocisków.

Samolot ma być dostosowany do nowoczesnej organizacji baz lotniczych, za pomocą której szwedzkie siły powietrzne chcą zapewnić jednostkom możliwość rozśrodkowania i dużą ruchliwość — łatwość przebazowania — w celu zwiększenia ich bezpieczeństwa w wojnie atomowej. Zespoły konstrukcyjne i urządzenia pokładowe będą łatwo dostępne i proste w obsłudze.

Ze względu na wymagania startu z krótkich pasów startowych, a nawet z odpowiednio przygotowanych odcinków dróg, samolot ma wykazywać właściwości skróconego startu i lądowania. Ograniczenie się do samolotu STOL tłumaczy się faktem, że samolot VTOL wymagałby znacznie dłuższego okresu rozwojowego (konieczność przeprowadzenia dodatkowych prac badawczych) oraz w związku z bardziej skomplikowaną budową nie spełniłby prawdopodobnie wymagań użytkownika.

Samolot Saab 37 „Viggen” („Viggen” oznacza młot skandynawskiego boga Thora) jest zaprojektowany w układzie „kaczki” — z przodu kadłuba znajduje się małe trójkątne skrzydło, a z nim również trójkątne skrzydło główne. Taki układ przyczynia się w dużym stopniu do zapewnienia samolotowi małej prędkości lądowania, ponieważ kłapy przedniego skrzydła, spełniające rolę steru wysokości, wychylane są przy lądowaniu do dołu, zwiększając siłę nośną. Natomiast przy dużych prędkościach lotu dodatni kąt zaklinowania przedniego skrzydła (w układach konwencjonalnych statecznik wysokości ma ujemny kąt zaklinowania) zwiększa doskonałość samolotu, gdyż wymaganą siłę nośną można uzyskać przy mniejszych kątach natarcia skrzydła głównego. Aby jeszcze bardziej polepszyć warunki lądowania, zastosowano nadmuch kłap przedniego skrzydła oraz odwracacz ciągu. Przy minimalnej prędkości lotu samolot ma być stateczny i łatwy do sterowania. Na małych wysokościach lotu i przy podmuchach nie będzie podobno występować — dzięki przyjętemu układowi skrzydeł — silne „trzęsienie”. Wysoka osłona kabiny zapewni dobrą widoczność na dużych kątach natarcia w czasie lądowania i startu.

Samolot będzie napędzany silnikiem dwuprzepływowym, stanowiącym naddźwiękową wersję rozwojową cywilnego silnika Pratt and Whitney JT8D (patrz przekrój aksonometryczny). Silnik dwuprzepływowy zapewni małe zużycie paliwa przy przeprowadzaniu na małych wysokościach zadań szturmowych i rozpoznawczych. Z dopalaniem i spalaniem w kanale zewnętrznym będzie dawał bardzo duży ciąg potrzebny do lotów przechwytyjących.

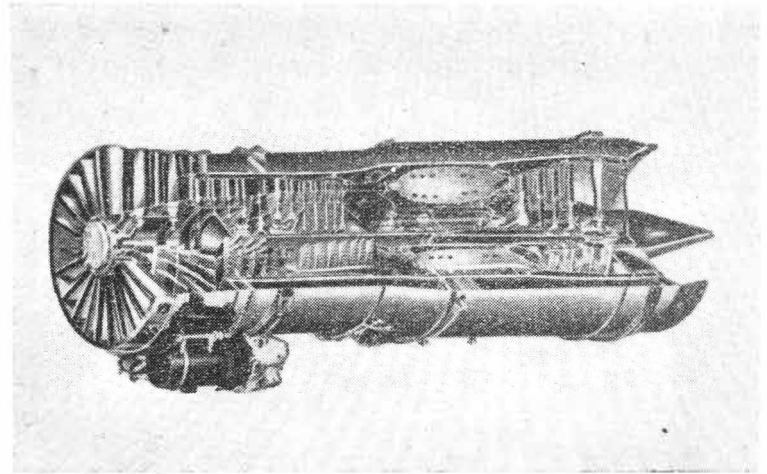
Zadanie opracowania naddźwiękowej odmiany silnika JT8D powierzono wytwórni Svenska Flygmotor AB. Silnik ten będzie nosił oznaczenie RM.8 i będzie zaopatrzony

w komorę spalania w kanale zewnętrznym, dopalacz i odwracacz ciągu konstrukcji wytwórni. Dopalacz łącznie ze spalaniem w kanale zewnętrznym ma zwiększać ciąg co najmniej o 70%, tj. do około 11 000 kG. Ciężar silnika będzie wynosił około 1300 kG.

Należy przypomnieć, że silnik wyjściowy JT8D rozwija ciąg 6350 kG przy jednostkowym zużyciu paliwa 0,64 kG/kGh. Posiada sześciostopniową sprężarkę niskiego ciśnienia z dwustopniowym wentylatorem i siedmiostopniową sprężarkę wysokiego ciśnienia (spręż ogólny 15,5:1). Za turbiną następuje mieszanie się strumienia zewnętrznego z wewnętrznym. Stosunek wydatku zewnętrznego do wewnętrznego wynosi 1,1:1. Silnik JT8D napędza samolot Boeing 727 i jedną z odmian samolotu „Caravelle”.

Rozwój i produkcja silnika RM.8 stanowi największe przedsięwzięcie wytwórni Svenska Flygmotor. Wytwórnia ma zatrudnić w związku z nim 200 nowych inżynierów i wybudować dwa nowe tunele aerodynamiczne (na liczby Macha 5,5 i 12) oraz nową hamownię.

Odmiana szturmowa (zwana inaczej myśliwsko-bombową) samolotu Saab 37 będzie wyposażona w radar do naprowadzania samolotu na cele lądowe i morskie, w urządzenie przekazujące dane ze stacji naziemnych do przelicznika,



w przyrządy taktyczne i elektronowe urządzenia zakłócające. Uzbrojenie będą stanowić pociski kierowane „Robot” 304 (do zwalczania celów morskich) i opracowywane obecnie przez zakłady Saab pociski kierowane o prędkości naddźwiękowej, dużym zasięgu i dużej celności — będą one służyć do zwalczania zarówno celów lądowych, jak i morskich. Poza tym w skład uzbrojenia będą wchodzić rakiety, bomby, miny, działka i pociski kierowane powietrze-powietrze.

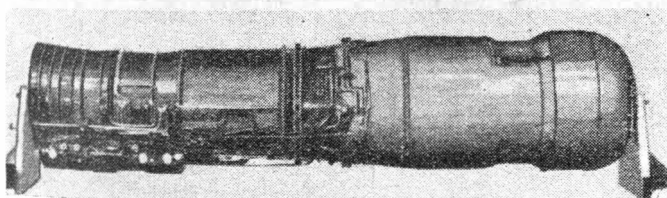
Odmiana rozpoznawcza będzie rozporządzać radarem rozpoznawczym, kamerami, optycznymi przyrządami przeszukującymi i urządzeniami zakłócającymi.

Na pokładzie odmiany przechwytyjącej będzie znajdować się radar przechwytyjący, urządzenia pomiarowe na podczterwien, urządzenia przekazujące dane z systemu STRIL 60 do przelicznika, przyrządy taktyczne i elektronowe urządzenia zakłócające. Uzbrojenie będzie się składać z pocisków kierowanych powietrze-powietrze, raket powietrze-powietrze i działek.

Odmiana treningowa będzie posiadać wyposażenie kabiny instruktora.

Wszystkie odmiany będą wyposażone w cyfrowy przelicznik (samoloty „Draken” mają przelicznik analogowy), który jest opracowywany przez zakłady Saab. Ma on wymiary zwykłego odbiornika tranzystorowego i jest stosunkowo tani. Do zadań przelicznika należą: operacje przeliczeniowe do celów nawigacyjnych, chwytywanie celu i pomiar jego odległości, automatyczne sterowanie samolotu, sterowanie wydatku paliwa i wymiana danych z centralą kierowania STRIL 60. Przelicznik może wykonywać 100 000 operacji w ciągu sekundy i posiada „pamięć” o dużej szybkości i pojemności. Elementy wejściowe i wyjściowe zostały zaprojektowane zarówno dla sygnałów cyfrowych, jak i analogowych. Części przelicznika są wykonywane specjalnymi metodami z krzemu i zapewniają mu dużą trwałość. Zastosowano „modułowy” sposób budowy.

Całe wyposażenie ma być dostarczone przez wytwórnie szwedzkie: Saab, Aerenco Electronics AB, Philips Tele Ih-



dustrii AB, Standard Radio and Telefon AB, Svenska AB Gasaccumulator, Telefon AB L.M. Ericsson i in. Poza opisanym już przelicznikiem Saab, ciekawą pozycję stanowi opracowany przez wytwórnię Aereco Electronics AB przelicznik do obliczania, przekazywania i przedstawiania na tablicy pokładowej różnego rodzaju danych, między innymi danych pochodzących z naziemnych stacji kierujących. Standard Radio ma dostarczyć urządzenie do opracowywania danych ze stacji naziemnych i przekazywania ich do przelicznika Saab. Dane te doprowadzane są do przelicznika w formie kodu i dotyczą kursu, wysokości lotu, danych celu itp. Urządzenie nawigacyjne opracowuje wytwórnia Philips Tele Industrier AB. Uzyskane przez to urządzenie dane będą magazynowane w „pamięci” przelicznika i wykorzystywane następnie do sterowania samolotu i kierowania ogniem.

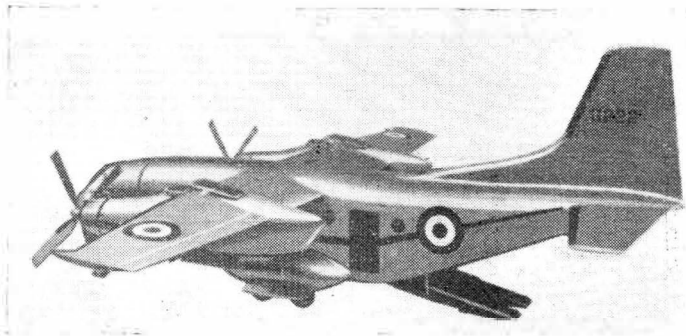
Zgodnie z obecnymi tendencjami projekt Saab 37 jest opracowywany jako cały system i poza samolotem łącznie z jego uzbrojeniem i wyposażeniem obejmuje specjalne urządzenia do szkolenia (między innymi naśladownik lotu) oraz wyposażenie baz z urządzeniami do sprawdzania samolotu.

Pierwszy lot prototypu Saab 37 przewiduje się na rok 1965/66. Przy rozwoju i produkcji całego systemu będzie zatrudnionych przez wiele lat ponad 10 000 pracowników.

W. K.

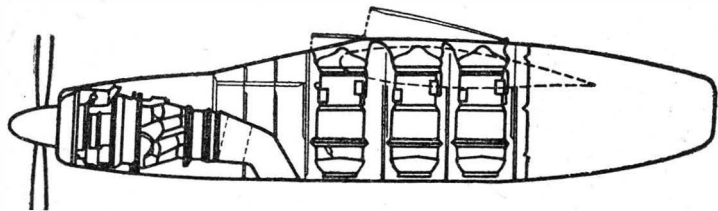
PROJEKTY TRANSPORTOWYCH SAMOLOTÓW VTOL DLA NATO

W ramach konkursu NBMR-22, ogłoszonego przez NATO na transportowy samolot pionowego startu, zakłady Fiat zaprojektowały samolot G.222 „Cervino” o ciężarze całkowitym około 16 000 kG, a więc należący do tej samej klasy co samolot Breguet 941. Samolot ma być wyposażony w dwa turbينية silniki śmigłowe Rolls-Royce „Dart” R.Da.10 o mocy 3030 KM lub R.Da.12 o mocy 3245 KM i w sześć silników nośnych Rolls-Royce RB.162-31 o łącznym ciągu 13 500 kG. Silniki nośne są zabudowane w gon-



dolach silników głównych i umożliwiają bardzo krótki start i pionowe lądowanie lub przy zmniejszonym ciężarze całkowitym — pionowy start i pionowe lądowanie.

Załadunek samolotu odbywa się za pomocą odchylanej kłapy w tylnej części kadłuba; ułatwia go podwozie o dającej się zmieniać wysokości. Istnieją następujące warianty transportowanych ładunków: trzy „jeepy”, sześć silników „Orpheus”, 24 nosze, 40 żołnierzy piechoty lub 32 spadochroniarzy. Przy pełnym ciężarze całkowitym samolot startuje ponad 15-metrową przeszkodą na odcinku 200 m i lą-



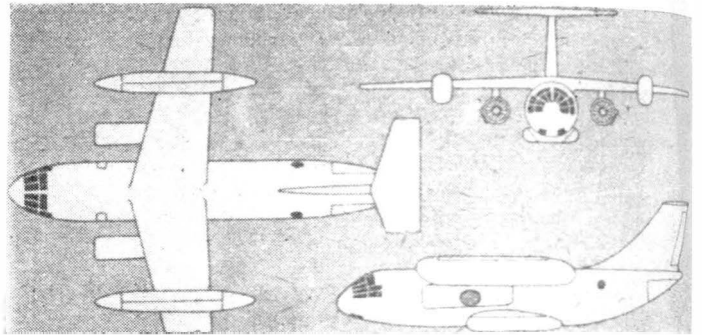
duże na takim samym odcinku. Przy prędkości 400 km/h i wysokości lotu 4200 m zasięg wynosi 1200 km. Zadania taktyczne mogą być wykonywane na promieniu 300 km w przypadku lotu na wysokości 4200 m oraz na promieniu 200 km w przypadku lotu na małej wysokości, przy czym w punkcie docelowym samolot ląduje pionowo i pionowo startuje do lotu powrotnego.

W czasie lotu z małą prędkością sterowanie samolotu odbywa się za pomocą dysz sterujących umieszczonych

w przedniej i tylnej części kadłuba oraz na końcach skrzydła. Dysze sterujące są sprzężone z drążkiem sterowym i pedałami steru kierunku.

W rozwoju samolotu biorą obecnie udział poza firmą Fiat również inne włoskie wytwórnie lotnicze: Finmeccanica, Aerfer Agusta, Macchi, Piaggio i Siai. Rozpatruje się przy tym możliwość budowy pasażerskiej odmiany samolotu o 32—40 miejscach.

Niemiecka wytwórnia Dornier opracowuje cokolwiek większy niż „Cervino” taktyczny samolot transportowy pionowego startu — Do 31 — którego dwa prototypy mają rozpocząć loty w końcu 1964 roku. Ostateczna wersja samolotu będzie mieć ciężar całkowity 24 000 kG w przypadku startu pionowego oraz 27 000 kG w przypadku startu i będzie transportować ładunki o ciężarze, odpowiednio, 4000 kG i 6000 kG. Do napędu są przewidziane dwa silniki dwuprzepływowe z odchylanym strumieniem o ciągu 4100 kG oraz 12 silników nośnych o ciągu 2050 kG. Silniki główne i silniki nośne są zabudowane w oddzielnych gondolach, przy czym gondole silników nośnych są



umieszczone bliżej końców skrzydła. Zamierza się zastosować usterzenie o układzie T, tylną kłapę załadunkową i podwozie mocowane do kadłuba. Sterowanie konwencjonalne będzie wspomagane; w warunkach lotu z małą prędkością sterowanie względem osi poprzecznej będzie się odbywać za pomocą dysz sterujących, względem osi pionowej — za pomocą różnicowego przechylania silników nośnych oraz względem osi podłużnej — za pomocą różnicowej zmiany ciągu silników nośnych. W opracowaniu znajduje się automatyczny układ stabilizujący oraz autopilot przystosowany do lotów w warunkach małej widzialności i do ślepego lądowania. Zasięg samolotu z pełnym obciążeniem wynosi 1800 km, prędkość maksymalna — 800 km/h.

Prototypy będą wykazywać pewne różnice w porównaniu z ostateczną wersją samolotu Do 31. Będą one napędzane dwoma silnikami dwuprzepływowymi Bristol Siddeley „Pegasus” 5 o ciągu około 4000 kG i silnikami nośnymi Rolls-Royce RB.162, zabudowanymi grupami po trzy silniki w gondolach na końcach skrzydła. Podwozie główne będzie mocowane do gondol silników przelotowych, a usterzenie wysokości osadzone w sposób konwencjonalny. W przypadku startu pionowego ciężar całkowity samolotu ma być ograniczony do 20 000 kG.

W. K.

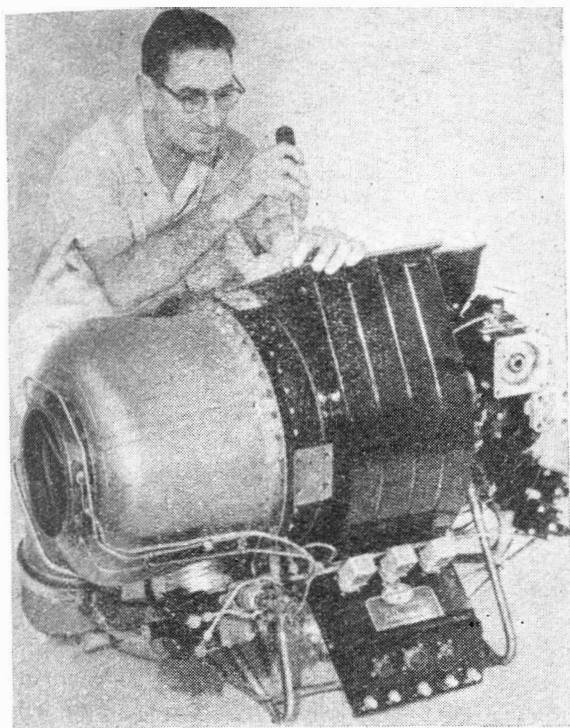
POMOCNICZY SILNIK TURBINOWY DO SAMOLOTU TRANSPORTOWEGO

W opracowanym przez wytwórnię Air Research układzie pneumatycznym samolotu transportowego Lockheed C-141 „Starlifter” zastosowano turbينية silnik Garret Corp. GTCP85-106, który przy sprężu 4 : 1 może dostarczać 1,1 kG /sek powietrza. Powietrze to służy do rozruchu silników napędowych i klimatyzacji kabiny. Poza tym silnik daje moc na wale 100 KM i dzięki temu będzie wykorzystywany — przy wyłączonych silnikach napędowych — do napędu prądnicy. Ma on dwustopniową sprężarkę odśrodkową napędzającą z prędkością obrotową 42 000 obr/min i przekładnię zmniejszającą prędkość do 6000 obr/min. Jednostkowe zużycie paliwa wynosi 0,57 kG/KMh, ciężar — 118 kG. Rozruch silnika (automatyczny) jest możliwy w zakresie temperatur od -54 do +54 °C i do wysokości 3000 m. Silnik będzie zabudowany w gondoli jednego z silników napędowych.

W. K.

PROJEKT ZASTOSOWANIA LASERA DO BADANIA JONOSFERY

W celu zbadania struktury jonosfery i zmian aktywności słońca ma być wypuszczony w USA sztuczny satelita S-66. Satelita będzie stanowił radiolatarnię, wysyłającą sygnały



radiowe i jednocześnie będzie odbijał promienie wysyłane z ziemi przez laser. Programowany teleskop będzie śledził satelitę, a sprzężony z teleskopem laser będzie wysyłał impulsy. Odbite przez satelitę impulsy lasera będą mniej zniekształcone od wysyłanych przez satelitę fal radiowych. W ten sposób będzie można określić zniekształcenie fal radiowych powodowane przez jonosferę w zależności od natężenia promieniowania słonecznego. Uczni spodziewają się zbadać: 1) zachowanie się jonosfery w zależności od promieniowania słonecznego; 2) zmiany jonosfery w czasie i przestrzeni; 3) ilości wolnych elektronów między satelitą a ziemią; 4) geometrię i rozkład małych nieregularności w jonosferze.

Orbita satelity będzie kołowa. Sam satelita ma być odmianną satelity „Transit”, jego ciężar ma wynosić 60 kG. Dżążek magnetyczny o długości 250 mm będzie ustawiał satelitę względem pola magnetycznego ziemi. Do odbijania promieni lasera na satelicie będą ustawione wypolerowane pryzmy kwarcowe. Czas przebiegu promieni będzie służył do określania położenia satelity. Laser będzie miał zasięg 1500 km.

Z. Br.

SATELITA Z NUKLEARNYM ŹRÓDŁEM ENERGII

W Stanach Zjednoczonych wystrzelono satelitę z nuklearnym źródłem energii SNAP-9A, które składa się z pro-

mieniotwórczego izotopu i z termoelementów. Układ nie ma części ruchomych. Pluton 238 wydziela ciepło, które za pomocą termoelementów jest zamieniane bezpośrednio w energię elektryczną. Urządzenie ma średnicę 50 cm, wysokość 20 cm, ciężar 13 kG, moc 25 W. Jego czas pracy ma wynosić pięć lat. Należy dodać, że podobne źródło energii, umieszczone na sztucznym satelicie w 1961 roku, miało do pomocy baterie słoneczne.

Z. Br.

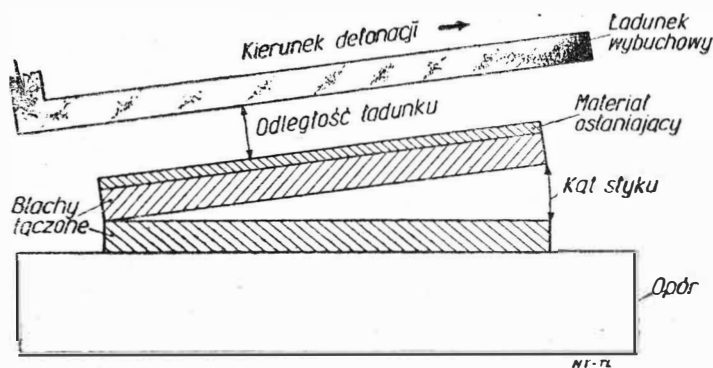
PROJEKT POBIERANIA PRÓBEK PYŁU KSIĘŻYCOWEGO

W USA opracowano projekt „Luster” pobierania próbek z Księżyca bez wysyłania rakiety na Księżyc. Meteority wyrzucają z powierzchni Księżyca więcej pyłu niż wynosi masa meteorytu, przy czym część tego pyłu zostaje umieszczona na orbicie okołoziemskiej. Pył ten ma być łapany za pomocą rakiet „Aerobee” 150.

Z. Br.

WYBUCHOWE ZGRZEWANIE STOPÓW ALUMINIOWYCH

Jedną z metod łączenia — opracowaną i badaną w ostatnich latach — jest zgrzewanie wybuchowe. Do łączenia wykorzystuje się ciśnienie gazów po wybuchu ładunku.



Prowadzone próby dotyczą głównie łączenia zakładkowego dwóch blach. Układ elementów przy łączeniu tą metodą obrazuje rysunek. Najkorzystniejsze efekty wytrzymałościowe uzyskano przy kącie styku $0,5^\circ$ i przy odległości ładunku od powierzchni blachy wynoszącym 3 mm. Wytrzymałość złącza nie jest niższa niż materiału łączonego. Zalety tej metody dają się ująć w następujących punktach: 1) łączenie stopów o dużej wytrzymałości, po obróbce cieplnej, bez obniżania własności wytrzymałościowych wskutek doprowadzania ciepła, jak to ma miejsce przy spawaniu; 2) zgrzewanie metali niejednakowych, które są trudne lub wręcz niemożliwe do zespawania; 3) użycie prostej i stosunkowo ekonomicznej metody do łączenia dużych powierzchni; 4) łączenie w miejscach niewygodnych lub niedostępnych dla innych metod.

Metodzie tej rokuje się szerokie zastosowanie w różnych dziedzinach techniki.

A. G.

PRZYPOMINAMY

Czas odnowić prenumeratę

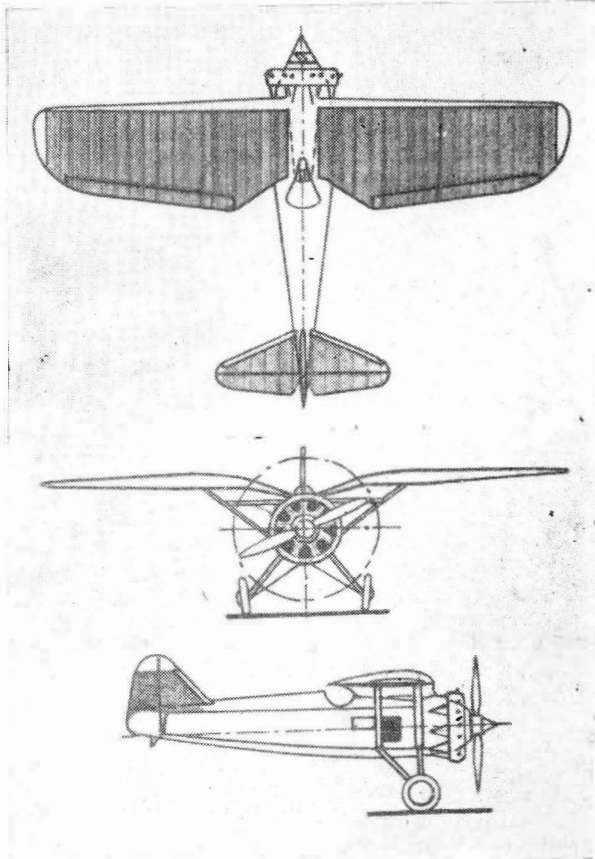
„Techniki Lotniczej“

na II kwartał 1964 r.

Z historii lotnictwa polskiego

JAK ONGIŚ PISANO ZA GRANICĄ O SAMOLOCIE PUŁAWSKIEGO

Upłynęły już 32 lata od tragicznej śmierci inż. Zygmunta Puławskiego, nazywanego WIELKIM KONSTRUKTOREM. W tym określeniu nie ma naprawdę żadnej przesady i nie tylko w Polsce był tak oceniany, ale również i za granicą. Oto kilka wypowiedzi, jakie ukazały się w lotniczej prasie zagranicznej w okresie „Salonu Paryskiego” w 1930 r., gdzie był wystawiony samolot P VI. Nie ulega



P VI — widok z góry, z przodu i z boku

kwestii, że w tym czasie Polska była na pierwszym miejscu w Europie w dziedzinie konstrukcji samolotów myśliwskich i gdyby genialny Puławski nie zginął i mógł kontynuować swój twórczy wysiłek, niewątpliwie prymat ten zostałby utrzymany na dłużej.

Oto kilka wyjątków z prasy zagranicznej:

L'Air — Pokaz polskiego płatowca myśliwskiego P VI w Le Bourget. Znane są nadzwyczajne osiągnięcia Polski od kilku lat w dziedzinie lotnictwa. Postępy osiągnięte na tym polu dały doniosłe wyniki, z czego mieliśmy możność zdać sobie sprawę podczas pokazu jednomiejscowego płatowca myśliwskiego P VI, który miał miejsce w Le Bourget dnia 22.XII.1930 r.

Płatowiec ten, konstrukcji inż. Puławskiego, został zbudowany w Państwowych Zakładach Lotniczych w Warszawie, jednym z najlepiej postawionych przedsiębiorstw przemysłu lotniczego w Europie, którego naczelnym dyrektorem jest p. Rumbowicz.

Samolot P VI jest całkowicie metalowy, o skrzydłach wygiętych przy kadłubie, co daje pilotowi doskonałą widoczność; zaopatrzony jest w silnik Gnome-Rhone-Jupiter z kompresorem, może osiągnąć prędkość ponad 300 km/h.

P VI, pilotowany przez kpt Orlińskiego, wykonał cały szereg niezwykle śmiałych akrobacji, które były śledzone z zainteresowaniem przez licznie zgromadzonych przedstawicieli świata lotniczego, którzy mogli zdać sobie sprawę z godnych uwagi zalet tego doskonałego płatowca myśliw-

skiego, polegających przede wszystkim na osiągniętej prędkości i łatwości pilotowania.

Po tym pokazie, który wywarł również jak najlepsze wrażenie na obecnych pilotach (Paillard, Poulhan, Deckert i inni), p. Gerardot, komendant portu lotniczego w Le Bourget, w imieniu Ministerstwa Lotnictwa złożył powininowanie p. Rumbowiczowi, jak również jego współpracownikom — inż. Puławskiemu — konstruktorowi samolotu i kpt. Orlińskiemu, który dokonał tego świetnego pokazu.

Die Luftwacht nr 12 z grudnia 1930 r. — W grupie samolotów myśliwskich można było zauważyć tylko dwie nowe konstrukcje, mianowicie — typ Morane-Saulnier 22 i PZL-P VI. Pozostałe jednomiejscowe maszyny myśliwskie jak Blériot-Spad 91, Dewoitine D 27 itd. oglądaliśmy już w Salonie Paryskim w 1928 r. Morane-Saulnier 22 należy całkowicie do zwyczajnych typów samolotów tej firmy: górnopłat o skrzydło ustawionym wysoko nad kadłubem, o kształcie zbliżonym do strzały. Polski samolot myśliwski P VI był, po Breguet 27, istotnie najpiękniejszym i najbardziej godnym uwagi samolotem wojskowym. Jest on wykonany jako wolnonośny górnopłat, ale tak, że skrzydło nie psuje widoczności. W tym celu skrzydło jest wygięte w kształcie V tak, że pilot może widzieć zarówno w przód ponad skrzydłem, jak i bokiem w przód pod skrzydłem. Z powodu konstrukcji, jak również wyczynów w locie, samolot ten należy do najlepszych, zbudowanych w obecnym czasie, jednomiejscowych płatowców myśliwskich.

The Aeroplane nr 1297 z 3 grudnia 1930 r. — P VI przedstawia się wyjątkowo ciekawie i jest jednym z nielicznych eksponatów na wystawie, zasługujących na specjalną uwagę. Głównym zadaniem konstruktora było osiągnięcie największej widoczności podczas walki powietrznej. W tym celu skrzydła w miejscu ich przymocowania do kadłuba są zwężone i wygięte w dół. Skutkiem tego osiągnięto prawie całkowitą widoczność w kierunku w przód i doskonałą na boki i w górę.

Samolot jest wykonany całkowicie z metalu. Kadłub ma przekrój czworokątny, przechodzący w owal, pokryty blachą duralową.

Płatowiec dokonał znacznej ilości lotów i podczas ostatnich zawodów płatowców myśliwskich w Bukareszcie, w którym brały udział najlepsze samoloty myśliwskie kontynentu, wyróżnił się swymi wyjątkowymi zaletami. Nic w tym dziwnego, gdyż płatowiec ten „na mile” wyprzedza wszystkie inne, zbudowane na kontynencie. (Podpis pod fotografią: P VI jeden z najlepszych eksponatów na wystawie — polski jednomiejscowy płatowiec myśliwski).

Flight z 12.XII.1930 r. — Mały, jednomiejscowy płatowiec myśliwski wystawiony przez PZL, znany jako typ P VI, wyróżnia się zarówno pod względem aerodynamicznym, jak i konstrukcyjnym.

Wygląd zewnętrzny P VI jest nadzwyczaj korzystny, a podane wyniki prób płatowca pozwalają sądzić, że posiada on zalety, jakich można się spodziewać po jego zewnętrznym wyglądzie.

Jest to jednopłat posiadający zastrzały, przy czym układ skrzydeł jest podobny do spotykanego u wielu ptaków. Podwozie jest typu bardzo oryginalnego, przy czym amortyzatory są ukryte wewnątrz kadłuba.

L'Aviation militaire Belge — P VI jest typem, który nasze lotnictwo wojskowe powinno posiadać.

Spotkaliśmy na stoisku, gdzie jest wystawiony P VI, samolot myśliwski wysokiej klasy, pana de Ro z belgijskiego Touring Club, p. Willy Copens de Houthulst i szefa rumuńskiej lotniczej misji wojskowej. Wszyscy jednogłośnie uznawali wielkie zalety widoczności płatowca i łatwości pilotowania. Zalety te są takie, że uważamy za swój obowiązek zwrócić na nie uwagę czynników miarodajnych naszego lotnictwa. Ministerstwo Obrony Narodowej nie powinno zapominać, że kraj znajduje się w sytuacji poważnej i jest najwyższy czas zdecydować się na wybór typu płatowca i nie należałoby lekceważyć gruntowniejszego zapoznania się z nim.

Les Ailes nr 494 bis z 7.XII.1930 r. — Na stoisku PZL O polskim samolocie myśliwskim pisaliśmy niedawno. Skrzydła w kształcie parasola stanowią jego cechą charakterystyczną, forma ich widziana z przodu przedstawia się

jak V bardzo otwarte. Układ ten, poza korzyściami w aspekcie aerodynamicznym, jest stanowczo bardzo interesujący, gdyż daje pilotowi możliwie największą widoczność. P VI waży bez obciążenia 865 kG, a z wyekwipowaniem do lotu — 1340 kG. Jest zaopatrzony w silnik Bristol-Jupiter VI ze śmigłem metalowym Gnome-Rhone. Konstrukcja tego

płatowca całkowicie metalowego jest oryginalna, a bardzo staranne wykończenie utwierdza nas w przekonaniu, że polski przemysł jest w możności produkować samoloty interesujące i dobrze zbudowane.

Opracował Edmund Jungowski



Z ŻAŁOBNEJ KARTY

Inż. Mech. ZBIGNIEW ARND

W dniu 30.XI.1963 r. zmarł nagle inż. mech. Zbigniew Arnd. Odszedł człowiek rzadkiej szlachetności i wybitny fachowiec, który z górą 30 lat swego życia poświęcił pracy w dziedzinie lotnictwa.

Inż. Arnd urodził się w Warszawie 30.VI.1885 r. Po uzyskaniu matury wstąpił do Politechnicznego Instytutu we Friedbergu (Hesja), który ukończył w 1909 r. ze stopniem inż. mechanika. W latach 1910—13 przebywał we Francji, pracując m.in. około dwóch lat w fabryce samolotów „Henri et Maurice Farman”.

W 1914 r. przenosi się do Warszawy, gdzie jest zatrudniony początkowo w Zakładach Przemysłowych Lilpop, Rau i Loewenstein S.A., a w jakiś czas po zajęciu Warszawy przez wojska niemieckie w fabryce samolotów Albatros-Werke jako asystent dyrektora, broniąc interesów pracowników Polaków.

Niewłócznie po rozbrojeniu Niemców przystępuje wraz z inż. Mieczysławem Pęczalskim do organizowania Centralnych Warsztatów Lotniczych w budynkach na Polu Mokotowskim, zatrudniając polski personel, wyszkolony w Albatros-Werke. W Warsztatach tych od chwili uruchomienia inż. Arnd był dyrektorem technicznym, a od 1920 r. dyrektorem naczelnym, pozostając na tym stanowisku do 1922 r., kiedy to Warsztaty zostały przekształcone w Państwowe Zakłady Lotnicze.

W latach 1922—26 pełni czynności kierownika działu płatowcowego we Francusko-Polskich Zakładach Samochodowych i Lotniczych S.A. na Okęciu. Zakłady te budowały na podstawie licencji samoloty myśliwskie Blériot-Spad 61.

W 1927 r. przechodzi na stanowisko sekretarza generalnego Zrzeszenia Polskich Przemysłowców Lotniczych, które było organizacją, obejmującą cały przemysł lotniczy (silniki, samoloty i przemysł pomocniczy) zarówno prywatny, jak i państwowy. Na tym

odpowiedzialnym stanowisku pozostawał z górą siedem lat, zdobywając sobie pełne uznanie i zaufanie firm zrzeszonych. Na skutek zmian organizacyjnych przeszedł do instytucji państwowo-prywatnej p.f. „SEPEWE-Eksport Przemysłu Wojennego”, obejmując stanowisko szefa działu lotniczego, na którym zastał go wybuch drugiej wojny światowej.

W ciągu wielu lat pracował też honorowo w Polskim Komitecie Normalizacyjnym jako sekretarz Komisji Lotniczej oraz był członkiem Zarządu Głównego Ligi Obrony Powietrznej Państwa.

Po wybuchu wojny znalazł się poza krajem.

W latach 1941—46 początkowo w zespole, składającym się głównie z dawnych pracowników słynnej polskiej wytwórni samolotów RWD, rozbudowuje fabrykę samolotów THK-Uçak Fabrikası w Ankarze, należąca do Tureckiej Ligi Lotniczej, a następnie pracuje w niej na stanowisku wicedyrektora. Kierowniczy personel polski w tej fabryce składał się z 27 osób, zaś zespół robotników stanowili Turcy. Polscy fachowcy zorganizowali biuro studiów, które opracowało w ciągu 5 lat 10 prototypów samolotów i szybowców oraz przygotowali kadry inżynierów tureckich, którzy przejęli z ich rąk kierownictwo fabryki.

Po wyekspirowaniu umowy z Turecką Ligą Lotniczą inż. Arnd został zaangażowany do przemysłu w Brazylii, gdzie przebywał do 1957 r., po czym wrócił do kraju. Tu zaczął zapadać na zdrowiu, jednakże w ostatnich czasach nastąpiło pewne polepszenie. Zmarł nagle, pozostawiając żonę, znaną śpiewaczkę, która występowała przez wiele lat w Operze Warszawskiej jako Halina Leska.

Inż. Arnd był odznaczony Złotym Krzyżem Zasługi i Złotym Krzyżem Ligi Obrony Powietrznej Państwa.

NA PÓLKACH KSIĘGARSKICH

Lotnictwo polskie w 1939 roku, Adam Kurowski, Wydawnictwo Ministerstwa Obrony Narodowej przy współpracy Wojskowego Instytutu Historycznego, Warszawa 1962.

Stan polskiego lotnictwa w 1939 roku i jego działania w kampanii wrześniowej są w obiektywnym naświetleniu mało znane ogółowi. Dlatego wiele słów uznania należy się książce pt. „Lotnictwo polskie w 1939 roku”, napisanej przez Adama Kurowskiego, pułkownika dyplomowanego i byłego szefa sztabu lotnictwa armii „Poznań”, a więc przez jednego z najbardziej powołanych do podjęcia tego tematu ludzi. Autor oparł swoją pracę przede wszystkim na maszynopisie wydanym przez Generalny Inspektorat Polskiego Lotnictwa Korpusu Przystosowania w Londynie pt. „Lotnictwo polskie w kampanii wrześniowej 1939 roku”, na wydawnictwie „Polskie Siły Zbrojne w II wojnie światowej”, na wydawnictwie OKW „Der Feldzug in Polen” oraz na ustnych relacjach swych kolegów.

Na początku książki omówiono historię i organizację polskiego lotnictwa w okresie międzywojennym, ze szczególnym uwzględnieniem polityki władz wojskowych w dziedzinie lotnictwa i możliwości rozwojowych lotnictwa w tym okresie oraz przedstawiono

charakterystykę lotnictwa niemieckiego i jego przygotowania do wojny. W jednym z następnych rozdziałów Autor podaje szczegóły przygotowań do wojny polskiego lotnictwa w okresie bezpośredniego zagrożenia wojennego. Przeważającą część książki zajmuje opis działań lotnictwa w dniach od 1.9.39 do 17.9.39, przy czym temat ten został potraktowany w ścisłej łączności z działaniami lądowymi oraz z działaniami lotnictwa niemieckiego. Przebieg kampanii został podzielony na trzy okresy (bitwa graniczna 1.9—3.9, przełamanie polskiej obrony 4.9—6.9, ostatnia faza wojny 7.9—17.9), po omówieniu każdego z nich Autor zamieszcza podsumowanie działań i strat poniesionych przez lotnictwo. Poza tym Autor podaje krytyczną ocenę pracy poszczególnych jednostek lotnictwa oraz dowództw lotniczych w poszczególnych okresach kampanii. Duży nacisk Autor położył na przedstawienie warunków, w jakich znalazło się lotnictwo polskie i w jakich pracowały załogi, przytaczając w tym celu relacje lotników z przeprowadzanych zadań. Książkę zamyka podsumowanie przebiegu całej kampanii.

Pewne zastrzeżenia budzą wypowiedzi zawarte w pierwszym rozdziale książki. Trudno np. zgodzić się z poglądem, że rozwijanie w okresie międzywojennym własnej produkcji lotniczej było błę-

dem, że należało raczej oprzeć się na zakupie zagranicznych samolotów lub na produkcji licencyjnej, ponieważ polski przemysł lotniczy nie był w stanie dostarczyć lotnictwu nowoczesnego sprzętu własnej konstrukcji. Według A. Kurowskiego cykl powstawania nowych typów samolotów był — m.in. wskutek niedoświadczenia konstruktorów — nadmiernie długi, co powodowało, że samoloty te były przestarzałe już w chwili oddawania ich do linii (Autor podaje tu jako przykład samoloty „Karaś” i „Czapla”).

W odpowiedzi na ten zarzut należy przede wszystkim stwierdzić, że według własnej konstrukcji budowano na ogół tylko płatowce, natomiast zasadnicza produkcja silników była oparta na licencjach (były to silniki większej mocy — także niektóre silniki małej mocy — budowane w dużych seriach i przeznaczone do samolotów myśliwskich, liniowych i bombowych). Tak zresztą postępowało i postępuje dotychczas wiele krajów — jest to uzasadnione faktem, że cykl powstawania nowego typu silnika jest dłuższy niż płatowca, poza tym silnik „starzeje się” wolniej niż płatowiec. Płatowce własnej konstrukcji produkowała nawet Rumunia — były to samoloty myśliwskie, bombowe i rozpoznawcze I.A.R. Opinia o nadmiernie długim cyklu budowy nowych typów polskich samolotów jest fałszywa. Wystarczy powiedzieć, że projektowanie „Łosia” rozpoczęto w roku 1934/35, a w roku 1938 znajdował się on już w produkcji seryjnej, dla innych typów samolotów cykl budowy był jeszcze krótszy, np. dla „Suma” wynosił niecałe trzy lata, a dla „Jastrzębia” — dwa lata. Nieprawdą jest jakoby samolot „Karaś” w chwili oddawania go do linii był przestarzały.

Fakt, że w 1939 roku lotnictwo polskie dysponowało małą ilością nowoczesnych samolotów nie był wynikiem niedostatecznego poziomu krajowego przemysłu lotniczego i „uwikłania się Rayskiego bez reszty we własną produkcję”, lecz polityki władz państwowych, które do uzbrojenia armii przystąpiły dopiero około 1936 roku, nie przerywając zresztą jeszcze i wówczas eksportu samolotów, przy czym samoloty sprzedawane za granicę były wyższej klasy niż pozostające na uzbrojeniu polskiego lotnictwa. Właśnie w latach 1936—39 powstało szereg udanych prototypów nowoczesnych samolotów bojowych; w roku 1939 niektóre z nich („Łoś”, „Sum”, „Jastrzęb”, „Kobuz”, „Mewa”) były już produkowane seryjnie lub gotowe do produkcji. Należy dodać, że zakup sprzętu lotniczego na rynkach zagranicznych przedstawiał znaczne trudności, ponieważ państwa zachodnie produkowały go wówczas w małych ilościach i szczególnie niechętnie sprzedawały nowe typy samolotów, a tym bardziej licencje na ich produkcję. Zakup sprzętu za granicą mógłby w związku z tym doprowadzić do dużej różnorodności typów, w dodatku przestarzałych — taka sytuacja panowała w polskim lotnictwie lat dwudziestych.

Poza tym Autor uważa, że produkcja wyjątkowo gwiazdowych — szczególnie do samolotów myśliwskich — była błędem, ponieważ silniki te w porównaniu z silnikami rządowymi komplikują konstrukcję płatowca. Jest to nieporozumienie, gdyż właśnie silniki rządowe o większej mocy, wymagające chłodzenia cieczą, komplikują konstrukcję samolotu. Instalacja chłodzenia cieczą zmniejsza również pewność pracy silnika i utrudnia jego obsługę, co w warunkach kampanii 1939 roku nie byłoby bez znaczenia. Ostatni z niemieckich tłokowych samolotów myśliwskich — Focke-Wulf WF 190 — oraz niektóre alianckie samoloty myśliwskie z końcowego okresu wojny — Republic „Thunderbolt”, Hawker „Fury” — miały silniki gwiazdowe, nie mówiąc już o wielu samolotach przedwojennych.

Wydaje się, że krytyka skierowana pod adresem koncepcji lotnictwa liniowego i obserwacyjnego jest zbyt ostra. Z opisu działań eskadr „Karaś” wynika, że spełniały one z powodzeniem postawione im zadania, duże straty, jakie przy tym poniosły, należy raczej przypisać przysięgającej przewadze lotnictwa niemieckiego i bardzo silnej obronie przeciwlotniczej wojsk lądowych, nie zaś błędnej koncepcji samolotu liniowego, który wg Autora „nie mógł być ani klasycznym bombowcem, ani dobrym samolotem rozpoznawczym”. Należy przy tym pamiętać, że pewna ilość „Karaś” została zniszczona na ziemi, jedna z eskadr straciła wszystkie samoloty wskutek błędów pilotażu; natomiast inna eskadra mimo intensywnych działań (w tym również bombardowanie kolumn pancernych) straciła podczas całej kampanii tylko dwa samoloty, w tym jeden rozbity podczas przymusowego lądowania o zmroku. Nawet obecnie buduje się samoloty w kilku wersjach przeznaczonych do odmiennych zadań i różniących się między sobą tylko nieznacznie uzbrojeniem i wyposażeniem — np. rozpoznawcza wersja samolotu McDonnell „Voodoo” różni się od wersji myśliwsko-bombowej tylko zastosowaniem kamer fotograficznych, a samolot wielozadaniowy Lockheed F-104 G ma odejmowany zasobnik z kamerą. Podobnie, chyba niesłusznie, Autor uważa lotnictwo obserwacyjne za „dziwoląg bojowego lotnictwa”. Koncepcja takiego lotnictwa istnieje dotychczas w ramach lotnictwa wojsk lądowych — wystarczy przypomnieć chociażby amerykański pro-

gram LOIF, tj. program budowy śmigłowców łącznikowo-obszaryjnych, oraz samoloty obserwacyjne Grumman „Mohawk”. Sam Autor stwierdza, że w czasie kampanii wrześniowej samoloty R-XIII i „Czapla”, poza skutecznym wypełnianiem własnych zadań, wykonywały często również zadania lotnictwa rozpoznawczego. Samoloty te poniosły duże straty od ognia własnych oddziałów. Innym zagadnieniem jest fakt, że lotnictwo obserwacyjne latało na samolotach przestarzałych (przebrojeniu go na nowoczesne samoloty LWS-3 „Mewa”, które były lepsze od niemieckich samolotów Henschel Hs-126, przeszkodziła wojna), należy jednak pamiętać, że w czasie II wojny Anglicy stosowali — do czasu szerszego wprowadzenia samolotów Blackburn „Skuu” i Bristol „Beafort” — samoloty torpedowe Fairey „Swordfish”, które były nie mniej przestarzałe od polskich R-XIII.

Autor popełnia błąd posługując się dla określenia osiągnięć samolotów pojęciem prędkości podróżnej, ponieważ bardziej mierzalną dla samolotu bojowego jest jego prędkość maksymalna. Prędkość podróżna, a poprawniej prędkość przelotowa, może zmieniać się dla danego samolotu w dosyć szerokich granicach w zależności od tego, czy chodzi o prędkość przelotową ekonomiczną, o prędkość zapewniającą największy zasięg, czy też o prędkość przelotową maksymalną, wobec czego podanie prędkości przelotowej bez jej bliższego sprecyzowania niewiele mówi.

Mimo wspomnianych usterek, książka A. Kurowskiego stanowi bardzo cenny przyczynek do historii lotnictwa polskiego okresu międzywojennego i do działań tego lotnictwa w kampanii wrześniowej.

W. K.

Pilotażno nawigacyjne przybory (o pilotowaniu samolota za przyrządami), W. G. Dienisow, R. N. Łopatin, Wojennoje Izdatelstwo Ministerstwa Obrony SSSR, Moskwa, 1962 r., stron 112, cena 35 kop.

W przystępnej popularyzującej książce rozpatrzono psychologiczne i techniczne warunki pilotowania samolotu według przyrządów. Opisanie zostało przyrządy pomiarowe, wskaźniki odchylenia od założonych wielkości parametrów, przyrządy kombinowane i prowadzące, przyrządy kalkulujące oraz sygnalizatory. Podano też rozmieszczenie przyrządów i układy tablic przyrządowych. Omówiono pilotowanie samolotu według przyrządów w poszczególnych stanach lotu, jak start, wznoszenie, lot poziomy, lot po trasie, schodzenie i lądowanie oraz w warunkach specjalnych bojowych wyprowadzanie samolotu z trudnych położań i lot według przyrządów zdwojonych. Przedstawiono też nowe typy wyposażenia samolotów w przyrządy, jak pilotażowo-nawigacyjne układy kalkulujące oraz urządzenia analogowe dla lotów z widocznością. Autorzy wskazują na duże możliwości ułatwienia pilotowania samolotu w przypadkach stosowania nowoczesnych zestawów przyrządów i urządzeń pokładowych. Książka przeznaczona jest dla załóg latających, inżynierów eksploatacji samolotów oraz konstruktorów, jak i eksploataatorów nowoczesnych przyrządów pokładowych.

L.S.

Listowaja szampowka legirowanych stalej i splawow, Ju. P. Dawydow, G. W. Pokrowskij, Oborongiz, Moskwa, 1962 r., stron 200, cena 82 kop.

W książce przedstawiono wyniki wieloletnich badań autorów z zakresu tłoczenia blach ze stopów kolorowych i stali stopowych. Autorzy przedstawili zagadnienia badania tłoczliwości materiałów blacharskich, zasady oceny tłoczliwości, zależności tłoczliwości od własności mechanicznych, metodykę badań oraz zależność tłoczliwości od składu chemicznego materiałów i struktury wewnętrznej. W dalszych rozdziałach omówiono zagadnienia tłoczenia blach ze stali węglowych i stopowych, ze stali nierdzewnych i odpornych na tworzenie zgorzeli oraz ze stali i stopów kwasoodpornych i żarowytrzymałych, ze stopów aluminium, ze stopów manganowych, ze stopów tytanowych, z metali i stopów ciężkopłynnych oraz ze stopów miedziowych, niklowych, cynkowych, berylowych, cyrkonowych i niektórych materiałów elektrotechnicznych. Opisanie też zostały zagadnienia tarcia i smarowania przy tłoczeniu blach, dobór materiałów dla wykonania wytłoczników ze stali, specjalnych żeliw, stopów kolorowych o zmniejszonym tarciu, twardych stopów metaloceramicznych i materiałów niemetalowych. W końcowym rozdziale przedstawiono sposoby nagrzewania oprzyrządowania i półfabrykatów oraz obróbki cieplnej blach. Książka przeznaczona jest dla inżynierów technologów z wydziałów robót przygotowawczych i inżynierów konstruktorów oraz dla pracowników naukowych, zajmujących się badaniami z zakresu obróbki metali tłoczeniem.

L.S.

Dinamiczieskoje urawnowieszewanje rotorow giroskopieczieskich, M. P. Kowalew, S. P. Morżakow, K. S. Tieriechowa, Oborongiz, Moskwa, 1962 r., stron 259, cena 98 kop.

W książce wyjaśniono podstawy teorii i technologii dynamicznego wyważania wirników żyroskopów o małych wymiarach. Opisano podstawowe elementy przyrządów i urządzeń żyroskopowych i stawiane im wymagania, typowe konstrukcje podpór w żyroskopowych przyrządach i układach, zasady składania i regulacji podpór żyroskopowych przyrządów, przyczyny drgań żyroskopowych przyrządów, dynamiczne wyważanie wirników żyroskopów w stanie złożonym na maszynie do wyważania. Rozpatrzono też mechaniczne układy maszyn do wyważania, wpływ osiowych drgań na wyważanie wirników, układy pomiarowe maszyn do wyważania z elektrodynamicznymi przyrządami pomiaru, z pojemnościowymi nadajnikami drgań i generatorami wysokiej częstotliwości oraz z układami na tranzystorach. Dano opis czterech typów maszyn do wyważania. Przedstawiono też technologię dynamicznego wyważania wirników żyroskopowych na maszynach do wyważania, omawiając przygotowanie wirnika, przygotowanie maszyny do wyważania, wyznaczanie wielkości i kąтового położenia niewyważonej masy w płaszczyznach wyważania żyroskopu, metody usuwania metalu przy wyważaniu oraz kontrolę wielkości niewyważenia. Opisane też zostały zasady statycznego wyważania części i zespołów żyroskopowych przyrządów, metody oraz dokładność statycznego wyważania, statyczne wyważanie żyroskopów pływakowych oraz zagadnienie kontroli drgań żyroskopowych przyrządów wraz z omówieniem przyczyn drgań. Treść uzupełniono licznymi rysunkami, schematami, fotografiami, wykresami i tabelami. Książka przeznaczona jest dla konstruktorów i technologów budowy i produkcji przyrządów, dla inżynierów-technicznych pracowników zakładów wykonujących maszyny do wyważania oraz dla studentów wyższych uczelni technicznych.

L.S.

Osnowy śledzaczewo gidrawliczeskowo priwoda, N. S. Gamy-nin, Oborongiz, Moskwa, 1962 r., stron 294, cena 93 kop.

W książce przedstawiono podstawy teorii i metodyki obliczania hydraulicznych napędów śledzących i metodykę obliczania statycznych i dynamicznych charakterystyk składowych elementów hydraulicznych przekładni, pomp, silników hydraulicznych, urządzeń suwakowych i wzmacniaczy hydraulicznych. Przedstawiono materiały teoretyczne i doświadczalne o napędach hydraulicznych z regulacją dławikową i objętościową, jako elementach wykonawczych w układach śledzących, podano metodykę obliczania charakterystyk prędkości mechanicznych i częstotliwości oraz procesów przejściowych, przytoczono opisy i przegląd napędów hydraulicznych z mechanicznym sprzężeniem zwrotnym i z elektro-mechanicznym sterowaniem, mające szerokie zastosowanie w układach automatycznego sterowania współczesnymi aparatami latającymi. W obszernych rozdziałach dano opisy i metody obliczeń maszyn hydraulicznych, mechanizmów suwakowych oraz wzmacniaczy hydraulicznych. Treść uzupełniono licznymi rysunkami układów i szczegółów konstrukcyjnych, schematami układów, wykresami pomocniczymi do obliczeń, jak i wykresami charakterystyk oraz tabelarycznymi zestawami danych liczbowych. Książka przeznaczona jest dla inżynierów-technicznych pracowników zajmujących się zagadnieniami obliczeń, projektowania i badania hydraulicznych napędów aparatów latających, może być też przydatna dla studentów wyższych szkół technicznych specjalizujących się w zagadnieniach lotniczej automatyki hydraulicznej. Książka może także służyć jako pomoc dla specjalistów projektujących hydrauliczne układy śledzące w automatyzacji maszyn i obrabiarek.

L.S.

Niekotoryje woprosy raszcziota i konstruirowanija awiacionnych gidrawliczeskich sistiem, sostawili po zarubieżnym istocznikom

Ju. A. Nosow, D. N. Popow i S. N. Roźdiestwienskij, Oborongiz, Moskwa, 1962 r., stron 232, cena 1 rb 7 kop.

Książka opracowana została przez tłumaczy rosyjskich na podstawie literatury zagranicznej z lat 1957–1960, głównie angielskiej i amerykańskiej. Rozpatrzono lotnicze układy hydrauliczne i zagadnienia obliczania i projektowania ich. Zestawiono i opisano własności płynów stosowanych w hydraulicznych układach lotniczych, podając w tabelach porównawcze własności głównie płynów amerykańskich. Przedstawiono podstawowe zagadnienia hydrauliki, hydrostatyki, przepływy laminarne i burzliwe, opory miejscowe oraz niektóre zagadnienia obliczania akumulatora pneumatycznego. Osobno omówiono zagadnienia sieci hydraulicznej oraz zasady sterowania i synchronizacji cylindrami hydraulicznymi, zagadnienia układów śledzących (serwosterujących) oraz układów hamulcowych. Opisano też układy sterujące oparte na konstrukcjach suwakowych, zasady ich pracy, czynniki wpływające na ich stateczność oraz niektóre układy sterowania lotkami i sterami, rozpatrzono dynamikę hydraulicznych układów sterujących, elektrohydraulicznych wzmacniaczy oraz obciążenia działające na suwaki. W dalszych rozdziałach omówiono uszczelnienia agregatów hydraulicznych — ruchowe i spoczynkowe, metody ich badań oraz usuwanie usterek, metody badań instalacji hydraulicznych oraz niektóre zagadnienia projektowania układów hydraulicznych dla wysokich temperatur. Wśród rysunków i fotografii dano przykłady szeregu urządzeń angielskich i amerykańskich. Książka przeznaczona jest dla konstruktorów projektujących instalacje i agregaty hydrauliczne dla samolotów.

L.S.

Aerodinamika uprawiajemych snariadow, Dż. Nilsen, pierewod s anglijskawo Je. P. Bogacziewa i Ł. Je. Wasiljew, Oborongiz, Moskwa, 1962 r., stron 475, cena 2 rb. 9 kop.

Tłumaczenie wykonano z wydania oryginalnego z roku 1960, napisanego przez znanego amerykańskiego aerodynamika J. N. Nilsena, specjalistę w zakresie techniki raketowej. Książka zawiera pełny wykład podstawowych zagadnień aerodynamiki poszczególnych części pocisków raketowych oraz całych pocisków. W kolejnych rozdziałach dano wzory stosowane w aerodynamice pocisków, charakterystyki aerodynamiczne prostokątnych i trójkątnych powierzchni nośnych, teorię aerodynamiki cienkiego ciała przy prędkościach naddźwiękowych i poddźwiękowych dla ciał obrotowych i o dowolnym przekroju poprzecznym, aerodynamikę korpusów wraz z występowaniem wirów i ich oddziaływania na siły i momenty aerodynamiczne, opisano zjawiska wzajemnego oddziaływania skrzydła i kadłuba w przypadkach skrzydła płaskiego i krzyżowego oraz rozkładów siły nośnej i środka parcia między skrzydłem i kadłubem. Rozpatrzono też zagadnienia wzajemnego wpływu skrzydła i usterzenia, sił nośnych i skuteczności usterzeń, aerodynamicznych urządzeń sterowych typu płaskiego i krzyżowego — całkowicie ruchomych, zagadnienia oporów czołowych, oporów ciśnienia przedniej części, oporu dennego (zakończenia kadłuba) oraz powierzchniowego oporu tarcia. W osobnym rozdziale podano metody obliczania pochodnych stateczności, ogólne wyrażenie pochodnych stateczności dla skrzydeł krzyżowych o obrysie trójkątnym, wpływ usterzenia na niektóre pochodne stateczności oraz wpływ na stateczność wzajemnego oddziaływania usterzenia. Wyniki badań i rozważań teoretycznych w poszczególnych rozdziałach podano w postaci gotowych końcowych wzorów, którymi można bezpośrednio posługiwać się przy obliczaniu aerodynamicznych charakterystyk pocisków. Dla omawianych metod teoretycznych podano przykłady obliczeń. Treść uzupełniono licznymi rysunkami, schematami, wykresami i tabelami. Książka przeznaczona jest dla inżynierów i pracowników instytutów naukowych, zajmujących się zagadnieniem aerodynamiki latających aparatów.

L.S.

PRASA TECHNICZNA

**podnosi wasze kwalifikacje zawodowe —
czytajcie i rozpowszechniajcie**

PRASĘ TECHNICZNĄ

■ Rozporządzeniem Rady Ministrów Aeroklub Polskiej Rzeczypospolitej Ludowej został uznany za stowarzyszenie wyższej użyteczności, w związku z czym statut APRL opublikowano w Monitorze.

Na konferencji prasowej, zorganizowanej przez Klub Publicystów Lotniczych SDP, prezes APRL wręczył przedstawicielom 3 redakcji oraz 5 dziennikarzom dyplomy uznania za popularyzację lotnictwa sportowego w prasie, radiu i telewizji. Równocześnie poinformowano o działalności aeroklubów w 1963 r.

Zdobyto następujące odznaki szybowcowe: 320 srebrnych, 40 złotych, 8 diamentowych. Ustalono 7 szybowcowych rekordów międzynarodowych i 7 krajowych. Medal im. Cz. Tańskiego przyznano J. Pieczewskiemu.

Zarząd główny powołał J. Dankowskiego na trenera 15-osobowej szybowcowej kadry narodowej w 1964 r.

■ W związku z XX-leciem WP szereg wojskowych i cywilnych pracowników Aeroklubu PRL otrzymało odznaczenia państwowe. Krzyż Kawalerski Orderu Odrodzenia Polski otrzymali: ppłk. J. Leszek i mjr. A. Jankowski, Złoty Krzyż Zasługi — mjr. H. Ungert i T. Rejniak, Srebrny Krzyż Zasługi — R. Przepiórka i A. Czepirski. Wręczono również 10 dyplomów.

■ Aeroklub Mielecki obchodził XV-lecie istnienia w ramach jubileuszowych obchodów XXV-lecia Wytwórni Sprzętu Komunikacyjnego. Odczyty były atrakcyjne pokazy lotnicze samolotów M.4 „Tapan” i TS 11 „Iskra” oraz szybowcowe (z udziałem P. Majewskiej na „Foce”), ponadto zaś — loty pasażerskie. Przedstawiciel Zarz. Gł. APRL wręczył dyplomy uznania dyrektorowi naczelnemu ZPL M. Gronkowi oraz licznym działaczom i protektorom miejscowym. Warto przypomnieć, że szybownicy A. M. wylatali w ub. sezonie 676 godzin i 2200 km. Aeroklubowi temu podlegają 22 modelarnie tej dzielnicy.

Wyniki	Działalność
59,5 tys. godz. 386,4 tys. km	Szybow- nictwo
35,9 tys. godz.	Sport samo- lotowy
16,4 tys. skoków	Spadochro- niarstwo
750 warszta- tów 18 tys. dzieci	Modelar- stwo
1000 kół 62 tys. młodzieży	Koła lotnicze
3600 godz. 107,3 tys. ha	Lotniczy Zespół Usług Gospodar.

■ W Centrum Wyszkożenia Lotniczego w Krośnie zakończyły się na jesieni ub. r. kursy dla pilotów oraz mechaników samolotowych, zorganizowane dla 21 Afrykanów: Algierczyków, Angolanów i Togolańczyków. Wylatali oni po ok. 70 godz. na „Junakach-3”. Szkolenie odbywało się w języku francuskim. Piloci Togo i Angoli są pierwszymi wyszkolonymi lotnikami w tych krajach.

■ Między Zarządami Głównymi APRL i Związku Lotniczego Jugosławii (VSL) została zawarta umowa o współpracy na 1964 r. Na zasadach bezdewizowych wymieniani będą sportowcy, biorący udział w zawodach lotniczych obu krajów.

■ Podjęto seryjną produkcję szybowca wyczynowego klasy standard „Foka-4”. Wszystkie wyprodukowane w 1964 r. szybowce tego typu mają iść na eksport.

■ W Kazimierzu odsłonięta została tablica ku czci prof. Tad. Pruszkowskiego rektora Akademii Sztuk Pięknych, znanego przed wojną pilota i niezapomnianego działacza lotnictwa sportowego, który zamordowany został przez hitlerowców w 1942 r. Skrzydłata Polska w zesz. 42/63 poświęciła wspomnienie tej pięknej postaci.

■ Na ostatniej komisji szybowcowej FAI, która odbyła się w Paryżu, organizację następnych Mistrzostw Świata powierzono W. Brytanii. Zawody zostaną otwarte w Cerney w dn. 20 maja 1965 r. Będą dozwolone loty w chmurach, tzn. szybowce klasy standard muszą być wyposażone w radiostacje.

■ Konferencja generalna FAI, w której wzięli udział delegaci 34 aeroklubów narodowych — wybrała ponownie na prezydenta Szwajcara W. Muri. Następne posiedzenie konferencji odbędzie się w październiku 1964 r. w Tel-Awivie.

■ W Wojskowej Akademii Technicznej odbył się na jesieni IV krajowy zjazd naukowców-termodynamików. W obecności 200 uczestników wygłoszono ponad 50 referatów specjalistycznych, a wśród nich referaty poświęcone zagadnieniom stabilnego spalania w silnikach lotniczych.

■ W Warszawie na Okęciu otwarto klub „Ikar” dla pracowników Instytutu Lotnictwa, WSK-Okęcie oraz mieszkańców tej dzielnicy.

■ We Wrocławiu została utworzona grupa spadochronowa. Powstała ona z inicjatywy inspektorów Komendy Wojewódzkiej i liczy 23 wyszkolonych milicjantów. Ta nowa w naszym kraju formacja służy do przeprowadzania szybkich operacji poszukiwawczych i zaporowych oraz akcji pomocy ludności w przypadku klęsk żywiołowych. Dzielnym pomocnikiem grupy jest spadochronowiec-owczarek alzacki.

■ Realizowana jest adaptacja lotniska Balice pod Krakowem dla komunikacji pasażerskiej. Dokłada się starań, aby połączenie z Krakowem mogło być wznowione na wiosnę br.

■ U schyłku ub. r. PLL „LOT” otworzyły dalsze placówki graniczne w Kairze, Sofii, Pradze i Bukareszcie. Na dzień 1 stycznia 1964 r. „LOT” miał przedstawicielstwa w 18 miastach granicą: w Amsterdamie, Atenach, Belgradzie, Berlinie, Budapeszcie, Bukareszcie, Brukseli, Kopenhadze, Kairze, Londynie, Madrycie, Nowym Jorku, Pradze, Paryżu, Rzymie, Sofii, Wiedniu i Zurichu.

Wnętrza lokali wykończone są według planów polskich architektów i zyskały wysoką ocenę kół fachowych za granicą.

■ W roku bieżącym rozpocznie się budowa Dworca Obsługi Pasażerskiej PLL „LOT” przy Al. Jerozolimskich i ul. Chałubińskiego. Dworzec będzie miał nowoczesną, lśniącą architekturę o wyjątkowym cieniu z aluminium i szkła. Budowa potrwa 3 lata.

■ W Warszawie czynnych jest 13 przedstawicielstw linii lotniczych. Wśród nich reprezentowane są największe na świecie warszawskie linie lotnicze, jak: „Aeroflot”, „Air France”, „KLM”, „BOAC”, „BEA” i „Panamerican”; ponadto — „Air India”, placówki w Australii, Czechach i in. Ostatnio odbyło się uroczyste otwarcie Biura Informacyjnego CSA w gmachu hotelu Europejskiego. Na zorganizowanej równocześnie konferencji prasowej dyrektor Czechosłowackich Linii Lotniczych poinformował o dorobku i planach rozwoju przedsiębiorstwa.

■ Ostatnie posiedzenie 6-poolu, które odbyło się w Warszawie przyniosło decyzję o zapewnieniu codziennych lotów między Paryżem—Warszawą—Budapesztem—Berlinem—Bukaresztem i Sofią. P. stanowiono też założyć wspólne magazyny części zamiennych samolotów Ił i Tu.

■ P. Majewska pobiła w ub. sezonie dwa rekordy świata: 1. szybowcu „Foka”, na trasie docelowo-powrotnej, przeleciała 491 km (rekord — na trasie 436 km — należał od 1961 r. do W. Brytancji).

Na szybowcu „Bocian” ta sama zawodniczka przeleciała z pazurem trasę trójkąta 300 km z prędkością 68,7 km/h (poprzedni rekord należał do Bajewskiej i wynosił 61 km/h).

■ Mistrz sportu, A. Samosadowa, ustanowiła nowy rekord 2. Radzieckiego w przelecie docelowo-powrotnym, pokonując odległość 334 km. Rekordowy lot wykonała Samosadowa na polskim szybowcu wyczynowym SZD-24 „FOKA”.

■ Półmilionowy (od 1945 r.) pasażer został przewieziony we wrześniu ub. r. przez PLL „Lot” na liniach zagranicznych. W kwietniu 1964 „LOT” obchodzi nowy jubileusz: na linii krajowej przeleci pasażer 2-milionowy (po wojnie). W porównaniu z okresem przedwojennym liczby te wygładają pokaznie, jednak z dorównujemy innym krajom (np. Czechosłowacja przewozi 800 tys. pasażerów rocznie).

■ Zsięły się przewidywania uczestników IV Krajowej Konferencji Technicznej Komunikacji Lotniczej. Ekspansja budownictwa miejskiego grozi likwidacją linii krajowych. Ostatnio z tego powodu zamknięte zostało lotnisko Rakowice pod Krakowem. N. natomiast budza się nadzieje co do możliwości reaktywowania lotniska z Katowicami, gdyż dobre warunki na lotnisko II klasa posiadają Urbanowice (koło Nowych Tych, 20 km od stolicy Śląska).

■ PLL „Lot” mają już pięć reprezentacyjnych przedstawicielstw w krajach europejskich. Po Paryżu, Amsterdamie, Kopenhadze i Atenach, przysłała kolej na otwarcie pięknego lokalu w Berlinie, którego plastyczną oprawę zaprojektował inż. arch. M. Stepien.

■ W Warszawie powstał Instytut Ekonomiki Transportu, który będzie się zajmował ekonomicznymi problemami pracy w transporcie samochodowym, lotniczym i żeglugs śródlądowej. P. dzie również koordynował działalność poszczególnych dziedzin transportu.

■ Pierwszy port śmigłowiecowy ma być usytuowany na terenie pawilonu pocztowego obok Dworca Wschodniego w Warszawie. Budowa UP Warszawa 2 rozpocznie się w 1964 r.

■ Wytwórnia samolotów w Mielcu obchodziła jubileusz XXV-lecia. W uroczystościach wzięli udział przedstawiciele władz cywilnych i lotniczych oraz społeczeństwo woj. rzeszowskiego. Odbędzie się lat młodsza „Technika Lotnicza” przesyła pracownikom i rekrucie WSK serdeczne gratulacje i życzenia pomyślnego rozwoju dla chwały polskich skrzydeł.

cd Tabeli 3. Własności wolframu i stopów wolframu

Lp	Oznaczenie stopu	Skład chemiczny % (reszta W)	Metoda otrzymywania i stan	Ciężar właściwy g/cm ³	Właściwości mechaniczne w temp. podwyższonych					
					T. badania °C	Q _r kg/mm ²	R _r kg/mm ²	a %	c %	R _{r-100} kg/mm ²
8	W-30Re	30Re	Topienie tu. kowe; rekrytalizowany	—	21	—	137,1	5,0	—	—
			1095		—	105,4	7,0	—	—	
					1315	—	94,9	8,0	—	—
					1650	—	35,0	13,0	—	—
					21	—	217,9	6,0	—	—
					1095	—	119,5	7,0	—	—
					1315	—	56,0	8,0	—	—
					1650	—	21,0	9,0	—	—
9	W-2Mo	2Mo	Topienie tukowe;	—	45,4	18,3	36,9	25,0	22,0	—
					53,8	19,0	34,4	25,0	35,0	—
					81,5	21,8	29,5	—	—	—
					1095	—	21,1	26,0	—	—
10	W-10Mo	10Mo	Topienie tukowe;	17,7	1370	—	31,0	—	—	—
					1650	—	19,7	—	—	—
					1930	—	7,7	—	—	—
					2205	—	3,5	—	—	—
11	W-15Mo	15Mo	Topienie tukowe;	17,0	1370	—	27,1	—	—	—
					1650	—	17,6	—	—	—
					1930	—	9,5	—	—	—
					2205	—	4,9	—	—	—
12	W-25Mo	25Mo	Topienie tukowe;	15,8	1370	—	32,3	—	—	—
					1650	—	21,1	—	—	—
					1930	—	5,6	—	—	—
					2205	—	3,5	—	—	—

Tabela 4. Własności tantalu i stopów tantalu

Lp	Oznaczenie stopu	Skład chemiczny % (reszta Ta)	Metoda otrzymywania i stan	Ciężar właściwy g/cm ³	Temperatura rekrytalizacji °C	Właściwości mechaniczne				
						T. badania °C	Q _r kg/mm ²	R _r kg/mm ²	a %	R _{r-100} kg/mm ²
1	100Ta	0,013 N 0,0056 O	Metalurgia proszków rekrytalizowany			980	8,4	15,5	33,0	4,9
						1095	5,6	11,9	43,0	2,1
						1205	5,2	10,5	48,0	—
						1370	—	—	—	0,7
2	100Ta	0,001 O 0,003 N 0,004 C	Topienie tukowe rekrytalizowany	16,6	1200 - 1315	-196	67,5	71,0	8,0	—
						24	16,2	21,1	36,0	—
						1200	—	7,7	45,0	2,2
						1315	5,6	7,0	32,0	—
						1425	—	3,5	66,0	—
						1500	—	3,0	—	—
						1600	—	2,1	69,0	—
						1650	—	2,1	82,0	—
3	Ta-10Ti	10Ti	Topienie tukowe; kuty			1200	—	17,6	12,0	—
4	Ta-5Hf	5Hf	Topienie tukowe; rekrytalizowany			24	23,9	31,6	27,0	—
			1200			—	28,1	30,0	—	
			Topienie tukowe; kuty			1200	—	36,6	15,0	—
			Topienie tukowe; rekrytalizowany					24	49,2	56,2
								1200	—	29,5
						24	115,0	126,5	4,0	—
						980	56,2	66,1	4,2	—
						1205	33,0	47,1	4,0	—
						1430	9,8	14,8	17,0	—
						1650	8,4	8,4	33,0	—
6	Ta-30Nb	30Nb	Top. tukowe; zgmiot 94%			1200	—	15,5	10,0	—
7	Ta-10Hf-5W	10Hf 5W	Topienie tukowe; rekrytalizowany	16,3	1500	1205	—	44,3	—	—
						1370	—	28,1	—	—
						1510	—	21,8	—	—
						1650	—	14,0	—	—
8	Ta-20Nb-10Ti	20Nb; 10Ti	Top. tukowe; zgmiot 94%			1200	—	12,6	14,0	—
9	Ta-30Nb-5Zr	30Nb 5Zr	Topienie tukowe; rekrytalizowany			24	42,0	52,0	—	—
						1200	—	26,7	4,0	—
10	Ta-30Nb-10Cr	30Nb; 10Cr	j. w.			1200	—	16,8	37,0	—
11	Ta-30Nb-10Hf	30Nb 10Hf	Topienie tukowe; rekrytalizowany			24	37,3	45,7	—	—
						1200	—	26,7	30,0	—
12	Ta-30Nb-10Mo	30Nb; 10Mo	j. w.			1200	—	22,5	4,0	—
13	Ta-30Nb-10W	30Nb 10W	Topienie tukowe; rekrytalizowany			24	45,7	45,7	2,0	—
						1200	—	19,9	22,0	—
14	Ta-30Nb-5V	30Nb 5V	Topienie tukowe; rekrytalizowany			-196	111,1	118,1	26,0	—
						24	54,8	67,5	22,0	—
						1200	28,1	31,6	52,0	—
						1315	14,0	19,7	48,0	—
						1425	12,7	15,5	86,0	—
						1500	9,8	11,2	11,0	—
						1600	6,3	9,1	107,0	—
						1650	3,5	6,3	85,0	—
15	Ta-30Nb-7,5V	30Nb 7,5V	Topienie tukowe; rekrytalizowany	11,3	1500	24	87,9	97,7	27,0	—
						1200	33,7	42,9	35,0	—
						1425	15,5	25,3	76,0	—
						1650	4,2	7,0	99,0	—
16	Ta-30Nb-10V	30Nb 10V	Topienie tukowe; rekrytalizowany			-196	132,9	152,6	21,0	—
						24	89,3	104,1	21,0	—
						1200	24,6	45,0	18,0	—
						1425	13,4	19,0	104,0	—
						1650	—	6,3	124,0	—

Tabela 5. Własności ogólne i zastosowanie ważniejszych konstrukcyjnych tworzyw ceramiczno-metalowych (cermetów).

Lp.	Typ cermetu	Oznaczenie cermetu	Skład chemiczny %								Własności fizyczne			Własności mechaniczne					Ogólne zastosowanie			
			Al ₂ O ₃	TiC	NbC	TaC	Cr	Ni	Mo	Co	Inne	Ciężar właściwy G/cm ³	Współczynnik rozszerzalności cieplnej (0-1000°C) 1/°C	Przewodność cieplna cal/cmsek°C	Wytrzymałość na rozciąg R _r kg/mm ² w temperaturach °C					Wytrzymałość na zginanie P _b kg/mm ²	Twardość	
															20	980	1090	1200			HRA	HV
1	Kerfanium	K138	-	80	-	-	-	-	20	-	5,5	9,0 · 10 ⁻⁶	-	-	-	-	123	90,5	-	liczych, silników		
2		K138A	-	łącznie 80	-	-	-	20	-	5,8	8,1 · 10 ⁻⁶	-	-	-	-	-	105	89,5	-			
3		K139A	-	łącznie 95	-	-	-	5	-	5,4	-	-	-	-	-	-	78,5	93,0	-			
4		K140A	-	łącznie 90	-	-	-	10	-	5,6	-	-	-	-	-	-	94,5	91,5	-			
5		K141A	-	łącznie 80	-	-	-	30	-	6,0	4,7 · 10 ⁻⁶	-	-	-	-	-	134	87	-			
6		K150A	-	łącznie 90	-	10	-	-	-	5,6	-	-	-	-	-	-	-	9	-			
7		K151A	-	łącznie 80	-	20	-	-	-	5,8	-	-	-	-	-	-	105	8	-			
8		K152B	-	łącznie 70	-	30	-	-	-	6,0	5,3 · 10 ⁻⁶	0,08	83	22	-	-	127-148	8	-			
9		K153B	-	łącznie 60	-	40	-	-	-	6,3	5,8 · 10 ⁻⁶	-	130	-	-	-	-	-	-			
10		K154B	-	łącznie 50	-	50	-	-	-	6,4	6,2 · 10 ⁻⁶	-	80,5	-	-	-	-	-	-			
11		K161B	-	łącznie 70	-	25	5	-	-	6,0	-	-	77,5	34,5	-	-	-	89,0	-			
12		K162B	-	łącznie 70	-	25	5	-	-	5,7	5,3 · 10 ⁻⁶	0,07	115	35	-	-	-	30,0	-			
13		K164B	-	łącznie 50	-	42,5	7,5	-	-	6,6	-	-	84,5	29,5	-	-	-	84	-			
14		K175B	-	łącznie 40	-	40,5	15,25	-	425Al	6,7	5,3 · 10 ⁻⁶	-	86,8	38,5	-	-	-	84,0	-			
15		K183A	-	łącznie 60	2,4	32	3,2	-	2,4Al	6,2	-	-	-	50,5	-	-	-	87,0	-			
16		K196	-	32,5	-	-	60	-	7,5W	7,4	-	-	-	-	-	-	90	73	-			
17	WZ	WZ16	-	60	-	-	8	32	-	-	6,2	10,2 · 10 ⁻⁶	-	70-80	45	-	-	135-150	-	1010	Części maszyn turbin, zawory turbin itp.	
18		WZ1c	-	50	-	-	10	40	-	-	6,4	-	-	90-100	50	-	-	150-170	-	830		
19		WZ2	-	50	-	-	12	-	28	-	6,1	-	-	-	-	-	-	110-120	-	1160		
20		WZ3	-	50	-	10	8	32	-	-	6,3	-	-	-	-	-	-	140-150	-	1070		
21		WZ12a	-	75	-	-	5	15	-	5	6,0	9,9 · 10 ⁻⁶	-	60-70	-	-	-	105-115	-	1220		
22		WZ12b	-	60	-	-	8	24	-	8	6,2	9,2 · 10 ⁻⁶	-	80-90	50	-	-	130-14,5	-	1630		
23		WZ12c	-	50	-	-	10	30	-	10	6,4	10,6 · 10 ⁻⁶	-	90-100	45	-	-	150-165	-	860		
24		WZ12d	-	35	-	-	13	39	-	13	6,65	11,9 · 10 ⁻⁶	-	100-110	38	-	-	170-180	-	720		
25	SAP	SAP-865	13	-	-	-	-	-	-	87Al	-	-	0,32	35	9,7	-	-	-	-	-	Części aparat. i. jcz. i chem. oraz części maszyn (łopatk. turbin, łożyska, itp.)	
26		SAP-895	10	-	-	-	-	-	-	90Al	-	-	0,36	30,5	8,5	-	-	-	-	-		
27		SAP-930	7	-	-	-	-	-	-	93Al	-	-	0,39	24	5	-	-	-	-	-		
28	Al ₂ O ₃ -Cr	Chromal	70	-	-	-	30	-	-	-	4,65	9,45 · 10 ⁻⁶	0,022	24,6	16,2	14,1	-	38,7	-	1100-1200		
29		LT1	30	-	-	-	70	-	-	-	6,0	8,4 · 10 ⁻⁶	0,022	-	12,3	8,4	4,3	35	-	500		
30		LT1b	18	-	-	-	60	-	20	-	2TiO ₂	6,1	-	-	-	8,3	-	-	-	-		
31		80/20	20	-	-	-	80	-	-	-	6,0	8,45 · 10 ⁻⁶	0,022	-	12,3	8,5	4,9	-	-	-		
32	FS	FS-2	-	61,6	-	-	7,4	29,6	1,4	-	6,0	-	-	-	9,8	-	-	123	87,0	-		
33		FS-3	-	48,6	-	-	10,0	40,0	1,4	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-		
34		FS-5	-	63,0	-	-	11,1	-	25,9	-	6,15	-	-	-	-	-	-	111	89,5	-		
35		FS-8	-	61,6	-	-	7,4	22,2	1,4	7,4	6,06	-	-	-	9,2	-	-	123	87,0	-		
36		FS-9	-	48,6	-	-	10,0	30,0	1,4	10,0	6,47	-	-	-	8,6	-	-	140	83,0	-		
37		FS-10	-	33,6	-	-	13,0	52,0	1,4	-	6,95	-	-	-	6,6	-	-	155	79,0	-		
38		FS-12	-	33,6	-	-	13,0	39,0	1,4	13,0	6,95	-	-	-	6,6	-	-	155	79,0	-		
39		FS-26	-	55,1	-	-	4,9	40,0	-	-	6,25	-	-	-	8,3	-	-	126	83,0	-		
40		FS-27	-	44,5	-	-	5,5	50,0	-	-	6,55	-	-	-	6,6	-	-	137	79,0	-		
41		FS-65	-	50,3	-	-	10,0	35,0	4,7	-	6,25	-	-	-	9,5	-	-	104	87,0	-		
42		FS-77	-	65,3	-	-	7,0	23,0	4,7	-	5,92	-	-	-	13,0	-	-	112	88,0	-		
43	TiC-Co	95/5	-	95	-	-	-	5	-	5,06	-	-	-	14-16	-	7	88,6	-	-			
44		90/10	-	90	-	-	-	10	-	5,07	-	-	-	13-17	-	8-10	85,8	-	-			
45		80/20	-	80	-	-	-	20	-	5,37	-	-	-	22-24	-	6-9	112,5	-	-			
46		70/30	-	70	-	-	-	30	-	5,61	-	-	-	16	-	6-10	106,8	-	-			