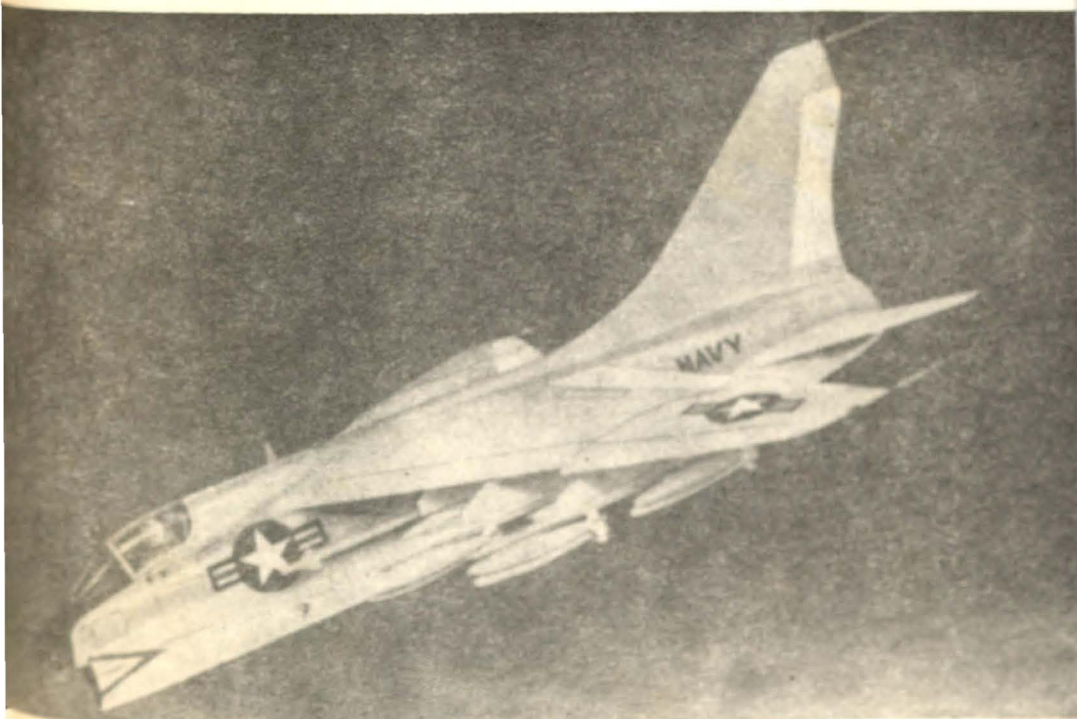


TECHNIKA LOTNICZA



8

1964

WYDAWNICTWA
CZASOPISM
TECHNICZNYCH NOT

POMOCE KONSTRUKTORSKIE „TECHNIKI LOTNICZEJ“

Dane aerodynamiczne stosowane przy projektowaniu samolotów

Opory interferencyjne zespołów skrzydło – kadłub – usterzenia

Zebrała i opracowała mgr inż. E. Lewalska

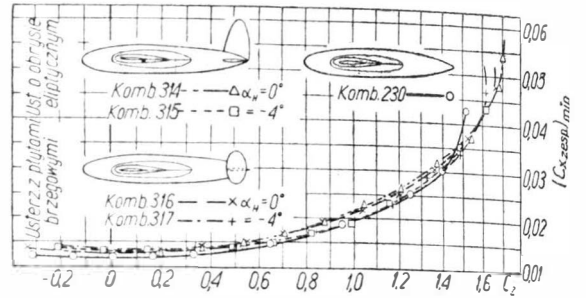
W zeszycie niniejszym podano uzupełnienie materiałów opublikowanych w poprzednim zeszycie „Techniki Lotniczej” na temat interferencji zespołów samolotów.

W tabeli 5 podano sumę wielkości współczynnika oporu boczno-tyłowego usterzenia i oporu interferencyjnego, odpowiedniej kombinacji skrzydło-kadłub-usterzenia

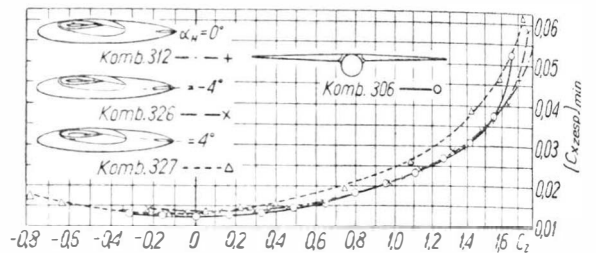
Komb	ΔC_{xi}		
	$\alpha = 0^\circ$	$\alpha = 4^\circ$	$\alpha = 12^\circ$
310	0,0011	0,0012	0,0025
311	0,0011	0,0015	0,0041
312	0,0007	0,0008	0,0015
313	0,0007	0,0014	0,0038
314	0,0011	0,0015	0,0046
315	0,0018	0,0010	0,0006
316	0,0014	0,0017	0,0031
317	0,0019	0,0013	0,0010
320	0,0015	0,0015	0,0033
322	0,0012	0,0016	0,0041
323	0,0021	0,0017	0,0027
324	0,0014	0,0015	0,0028
325	0,0010	0,0013	0,0036
326	0,0015	0,0008	0,0007
327	0,0015	0,0027	0,0058
328	0,0015	0,0009	0,0019
329	0,0015	0,0008	0,0021
330	0,0015	0,0033	0,0081

Na rys. 5 przedstawiono wpływ usterzenia i geometrii usterzenia na biegunową uklad skrzydło-kadłub-usterzenia. Jaki wpływ ma wychylenie usterzenia poziomego na biegunową kombinacji skrzydło-kadłub-usterzenia, pokazuje wykres na rys. 6 i 7

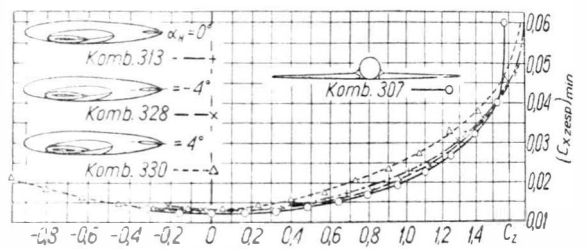
Rys. 5. Wpływ usterzenia i geometrii usterzenia na biegunową kombinacji skrzydło-kadłub-usterzenia



Rys. 6. Wpływ wychylenia usterzenia na biegunową kombinacji skrzydło-kadłub-usterzenia, (w układzie gornopłata)



Rys. 7. Wpływ wychylenia usterzenia na biegunową kombinacji skrzydło-kadłub-usterzenia (w układzie dolnopłata)



Pomoce konstruktorskie zeszyt 864 str. 101

TREŚĆ ZESZYTU

S. SZCZECIŃSKI — Przebieg zmian parametrów termodynamicznych podczas rozruchu silnika raketowego na ciekły środek napędowy 197
 J. GRZEGORZEWSKI — Przeciwpancerne raketowe pociski kierowane 201
 T. MISSALA — Przetworniki pomiarowe przyrządów żyroskopowych, cz. II 207
 Nowości techniczne 214
 Na półkach księgarskich 217
 Z działalności WCT i SIMP 221
 Kronika 221
 Przegląd dokumentacyjny lotnictwa 221
 Pomoce konstruktorskie „Techniki Lotniczej” — E. Lewalska; Dane aerodynamiczne stosowane przy projektowaniu samolotów. Opory interferencyjne zespołów skrzydło-kadłub-usterzenia 223

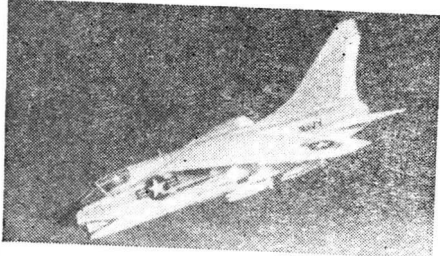
II str. okł.

CONTENTS

S. SZCZECIŃSKI — The variations of the thermodynamic parameters at starting of the liquid-propellant rocket engine 197
 J. GRZEGORZEWSKI — Anti-tank guided rocketed missiles 201
 T. MISSALA — Transducers of gyroscope units, part II 207
 Technical news 214
 On bookseller's shelves 217
 From activity of WCT and SIMP 221
 Chronicle 221
 Aviation documentation review 221
 Designer's data sheets — E. Lewalska; Aerodynamic data used in aircraft designing. Interference drag of wing-fuselage-tail unit on cover 223

СОДЕРЖАНИЕ

S. SZCZECIŃSKI — Пробег изменений термодинамических параметров во время разбега ракетного двигателя на жидкое топливо 197
 J. GRZEGORZEWSKI — Бронепробивные, ракетные, управляемые снаряды 201
 T. MISSALA — Измерительные преобразователи гироскопических приборов, часть II 207
 Технические новости 214
 На книжных полках 217
 Из деятельности WCT и SIMP 221
 Хроника 221
 Документационный обзор авиации 221
 Конструкторские пособия „Авиационной Техники” — E. LEWALSKA: Аэродинамические данные применяемые при проектировании самолетов. Интерференционные сопротивления наборов крыло-фюзеляж-управление on cover 223



NASZA OKŁADKA

Nowy samolot marynarki VAL firmy Ling-Temco-Vought

TECHNIKA LOTNICZA — miesięcznik Sekcji Lotniczej Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Mechaników Polskich
 Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT. Redaguje Kolegium: mgr inż. Stefan Sulikowski — redaktor naczelny, Jarosław Berżyński — sekretarz redakcji, mgr inż. Antoni Goleźdźnowski, mgr inż. Walerian Kordziński, mgr inż. Stanisław Lassota, mgr inż. Wacław Zaremba — redaktorzy działowi, 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 950 egz. Papier ilustr. kl. V, 70 g, 61 x 86. Wrocławska Drukarnia Dzielowa — Zam. 1144/4 — W-6.



Dr inż. STEFAN SZCZECIŃSKI

621.455

Przebieg zmian parametrów termodynamicznych podczas rozruchu silnika raketowego na ciekły środek napędowy

W oparciu o doświadczenia zebrane podczas badań parametrów zapłonu różnych samozapłonowych środków napędowych przeanalizowano zjawiska występujące w komorach spalania silników raketowych podczas ich rozruchu oraz podjęto próbę opisu matematycznego tych zjawisk. Wyniki liczbowe otrzymane z rozwinięcia ułożonych równań pozwoliły na zbadanie przebiegu zmian parametrów termodynamicznych silnika podczas jego rozruchu oraz na porównanie ich z wynikami uzyskanymi z badań modelowego silnika raketowego.

Wiadomości wstępne

Wiadomo, że znaczna ilość uszkodzeń silników raketowych na ciekły środek napędowy następuje podczas rozruchu. Specjaliści określają rozruch silnika raketowego jako „miękki” lub „twardy”. Podczas rozruchu miękkiego ciśnienie w komorze spalania wzrasta stopniowo, wszystkie parametry silnika osiągają swoje wartości obliczeniowe w sposób łagodny. Podczas rozruchu twardego następuje gwałtowny wzrost ciśnienia w komorze spalania, któremu towarzyszą gwałtowne skoki ciągu rozwijanego przez silnik.

Każdy twarde rozruch silnika raketowego jest bardzo niepożądany, gdyż może on doprowadzić do trwałego odkształcenia komory silnika lub nawet do jej rozerwania. Twardy rozruch jest zawsze źródłem zakłóceń w pracy silnika, ponieważ wywołuje pulsację ciśnienia w komorze spalania i w układzie zasilania.

Rozruch silnika raketowego następuje w chwili, gdy utworzona w jego komorze mieszanka palna zapali się i rozpocznie się wypływ spalin z dyszy silnika. Zapłon środka napędowego może następować po zetknięciu się paliwa z utleniaczem bez udziału zapłonika, na przykład pirotechnicznego czy katalitycznego lub wymaga udziału zapłonika przy niesamozapłonowych środkach napędowych. Silniki raketowe na samozapłonowe środki napędowe są bardzo szeroko stosowane z uwagi na większą pewność rozruchu, która jest wynikiem stosowania mniejszej ilości urządzeń wzajemnie zależnych podczas sterowania rozruchem.

W komorze zasilania silnika raketowego na ciekły środek napędowy przebiegają bardzo złożone procesy, które w ostatecznym wyniku powinny zapewnić maksymalnie możliwie największą pętnotę wydzielenia ciepła w procesie spalania lub rozpadu środka napędowego oraz możliwie dużą szybkość spalania w komorze o niewielkich wymiarach.

Procesy, przebiegające w silnikach raketowych na ciekły środek napędowy, różnią się od podobnych procesów w innych silnikach i urządzeniach przede wszystkim tym, że w silniku raketowym paliwo i utleniacz stykają się ze sobą w fazie ciekłej. Dlatego, podstawową trudnością podczas rozruchu silnika raketowego jest przygotowanie mieszanki palnej z paliwa i utleniacza, znajdujących się w stanie ciekłym. W celu przygotowania odpowiedniej mieszanki wydziela się pewną część komory spalania silnika raketowego. Obydwa składniki środka napędowego są wtłaczane do komory poprzez wtryskiwacze głowicy silnika i tam przebiegają reakcje pomiędzy paliwem a utleniaczem. Zasadniczą część reakcji przebiega między składnikami wów-

czas, gdy znajdują się one w stanie gazowym. Dlatego głównie wtryskowe tak są opracowane, aby zapewnić możliwie szybkie przejście od stanu ciekłego do gazowego. Jednym ze sposobów jest zwiększenie powierzchni parowania poprzez rozpylenie paliwa. W przypadku samozapłonowych środków napędowych proces parowania ulega przyspieszeniu dzięki egzotermicznym reakcjom chemicznym podczas stykania się ze sobą paliwa i utleniacza w stanie ciekłym. W celu zapewnienia równomiernie przebiegającego zapłonu i spalania w komorze, rozpylenie środka napędowego powinno być możliwie równomierne w całym przekroju poprzecznym komory w pobliżu głowicy. Bardzo dobre rezultaty osiąga się przy stosowaniu dwuskładnikowych wtryskiwaczy wirowych. Proces rozpylania paliwa i utleniacza, ich wzajemne wymieszanie oraz odparowanie przygotowuje je do egzotermicznych reakcji spalania.

Charakterystyczne dla samozapłonowych środków napędowych są reakcje egzotermiczne, przebiegające już w okresie stykania się kropeł obu składników. W wyniku tych reakcji następuje szybsze odparowanie kropeł, nawet tych, które nie reagowały ze sobą (gdyż nie stykały się z kropełkami drugiego składnika). Reakcjom tym towarzyszy mieszanie się kropeł składników środka napędowego oraz kropeł jednego składnika z parami drugiego, co sprzyja dyfuzji i rozpoczęciu spalania dyfuzyjnego. W dalszym ciągu następuje mieszanie się par paliwa i utleniacza, a równocześnie przebiegają reakcje chemiczne, dające w wyniku powstanie płomienia i gazów spalinowych o wysokiej temperaturze.

Procesy, przygotowujące środek napędowy do palenia oraz same procesy palenia, są silnie ze sobą powiązane i nie można ustalić ścisłych granic pomiędzy tymi procesami ani w czasie, ani w przestrzeni.

Procesy, przebiegające w silniku pracującym na niesamozapłonowym środku napędowym, są bardzo podobne do wyżej opisanych, z tym jednak, że reakcja spalania musi być zainicjowana użyciem zapłonika, na przykład pirotechnicznego lub specjalnie doprowadzonego w okresie rozruchu samozapłonowego środka napędowego.

Samozapłonowe środki napędowe charakteryzują się pewną bezwładnością zapłonu i szybkości reakcji spalania, indywidualną dla każdego środka napędowego. Jednym z głównych czynników, poza parametrami konstrukcyjno-regulacyjnymi, decydujących o tym, jaki jest rozruch silnika raketowego na samozapłonowy środek napędowy, jest fizyko-chemiczna właściwość środka napędowego, zwana zwłoką zapłonu. Zwłoką zapłonu stanowi czas, jaki upływa od chwili zetknięcia się obu składników środka napędo-

wego do chwili pojawienia się płomienia. Zwłoka zapłonu dla stosowanych środków napędowych wynosi od kilkunastu do kilkudziesięciu milisekund.

W okresie rozruchu silnika, po otwarciu zaworów odcinających dopływ paliwa i utleniacza do komory spalania silnika, następuje gromadzenie środka napędowego w komorze, aż do chwili zapłonu. Ilość nagromadzonego środka napędowego jest tym większa, im większa jest zwłoka zapłonu. Ilość nagromadzonego w tym czasie środka napędowego przewyższa kilkakrotnie lub nawet kilkunastokrotnie tę ilość, jaka może się znajdować w komorze silnika podczas jego ustalonej pracy. Gwałtowny zapłon tak dużej ilości środka napędowego może być groźny dla całości konstrukcji silnika.

Na rys. 1. pokazano wykresy przedstawiające wpływ zwłoki zapłonu środka napędowego na maksymalne ciśnienie, panujące w komorze spalania silnika w chwili zapłonu przy założeniu, że natychmiast po zapłonie temperatura w komorze silnika osiąga swoją wartość maksymalną. Na wykresach ciśnienie \bar{p}_{max} wyrażono w wartościach względnych:

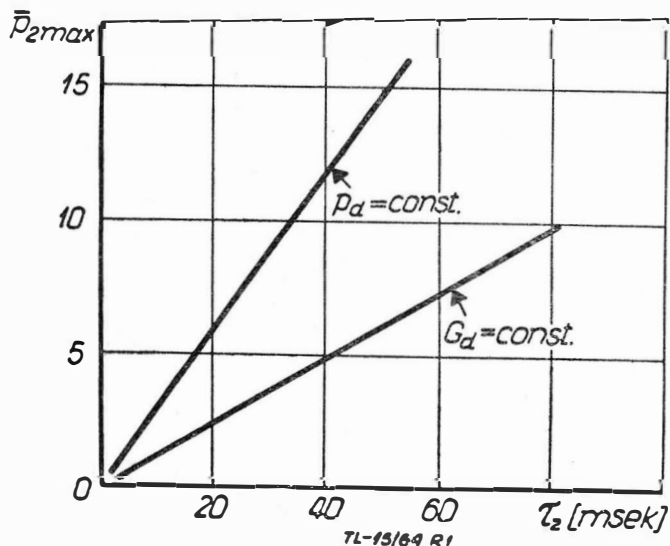
$$\bar{p}_{max} = \frac{p_{max}}{p};$$

gdzie:

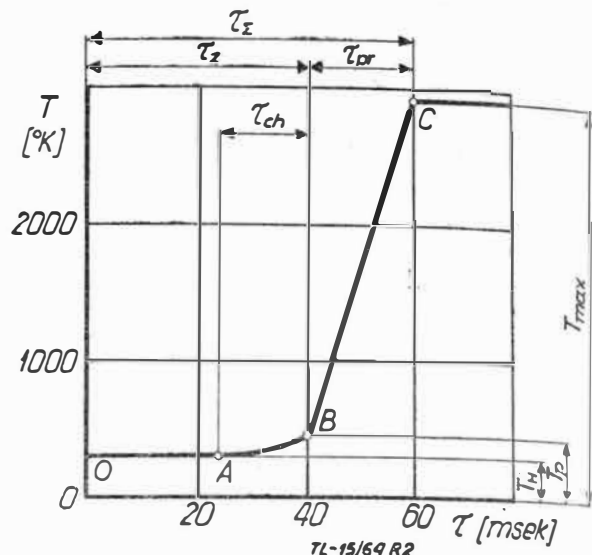
- \bar{p}_{max} — maksymalne ciśnienie panujące w komorze silnika w chwili rozruchu,
- p — ciśnienie panujące w komorze spalania w warunkach pracy ustalonej silnika.

Wartość ciśnienia w komorze dla warunków ustalonych przyjęto z obliczeń silnika, który stanowi podstawę do dalszych rozważań. W rozważanym silniku przyjęto, że ciśnienie wtrysku p_d jest stałe w całym okresie rozruchu. Oczywiście, wartość ciśnienia maksymalnego \bar{p}_{max} może być obniżona przez zmniejszenie dopływu środka napędowego do komory spalania silnika, za pomocą regulacji ciśnienia wtrysku — na przykład utrzymywanie stałego wydatku G_d w całym zakresie pracy silnika. Przedstawione wykresy zbudowano w oparciu o obliczenia wykonane dla silnika o ciągu z jednostki pojemności komory spalania, wynoszącym 60 kG/l.

Z wykresów przedstawionych na rys. 1 widać, że obliczone ciśnienia maksymalne osiągają znaczne wartości, które mogą być groźne dla całości konstrukcji silnika. Praktyka badawcza nie potwierdza jednak aż tak wielkich przyrostów ciśnień w okresie rozruchu. Gwałtowny wzrost ciśnienia w komorze silnika i wydatku wpływających z niej gazów podczas rozruchu wpływa w sposób bardzo istotny na przebieg ciągu rozwijanego przez silnik. Gwałtowny wzrost ciągu silnika podczas rozruchu może decydować o właściwościach lotno-taktycznych urządzenia latającego i ograniczać stosowanie takiego silnika jako „marszowego” ze względu na trudności w sterowaniu. Gwałtowny wzrost ciśnienia w komorze silnika, występujący jedynie w okresie rozruchu, zmusza do zwiększenia jego ciężaru, co ogranicza ładunek użyteczny urządzenia latającego.



Rys. 1



Rys. 2

Jak wynika z publikowanych badań (Barrere, Pauszkin) oraz własnych autora, można przyjąć, że zmiany temperatury samozapłonowego środka napędowego i powstających gazów przebiegają w okresie zapłonu według schematu obrazowanego wykresem na rys. 2. Można przyjąć, że na odcinku O—A praktycznie nie zachodzą żadne reakcje chemiczne i temperatura nie ulega zmianie. Na odcinku A—B rozwija się reakcja egzotermiczna (przy stanie ciekłym obu składników), aż do osiągnięcia temperatury parowania T_p , przy której następuje zapłon i pojawienie się płomienia. Na odcinku B—C zachodzi intensywny wzrost temperatury, aż do osiągnięcia wartości maksymalnej T_{max} . Autor przyjął w swych rozważaniach, że temperatura zmienia się na tym odcinku w sposób liniowy.

Dla zbadania wpływu parametrów zapłonu środka napędowego na rozruch silnika raketowego konieczna jest znajomość zwłoki zapłonu τ_z , czasu najintensywniejszego wzrostu temperatury τ_{dr} oraz odpowiadających im temperatur końcowych T_p i T_{max} . Znajomość czasu τ_{ch} rozwijania się reakcji egzotermicznej nie jest nieodzowna do badań parametrów rozruchu silnika. Ponieważ temperatury parowania składników różnych samozapłonowych środków napędowych są na ogół znane, a temperatury T_{max} osiągane w procesie spalania są prawie jednakowe dla współcześnie stosowanych środków napędowych i wynoszą przeciętnie ~ 3000 °K, badania ograniczono do pomiaru zwłoki zapłonu oraz czasu τ_{dr} .

W tym celu zaprojektowano i wykonano stoiska badawcze oraz zestawiono odpowiednią aparaturę elektronową do pomiaru poszukiwanych wielkości, a następnie przeprowadzono badanie szeregu współcześnie stosowanych środków napędowych.

Wyniki uzyskane z badań pozwoliły na przeprowadzenie analizy przebiegu zmian parametrów termodynamicznych podczas rozruchu silnika.

Przebiegi zmian parametrów termodynamicznych

Podczas rozruchu silnika raketowego występują znaczne zmiany wydatku dopływającego środka napędowego, wydatku spalin wpływających przez dyszę silnika, temperatury spalin oraz ciśnienia w komorze spalania silnika. W celu otrzymania obrazu zmiany tych parametrów w funkcji czasu, opracowano odpowiednie równania, opisujące zjawiska zachodzące w silniku podczas rozruchu.

Rys. 3. przedstawia schemat ideowy procesów zachodzących w silniku raketowym podczas rozruchu oraz oznaczenia parametrów.

Wydatek dopływającego środka napędowego wyraża się równaniem:

$$G_d(\tau) = C_d \sqrt{p_d(\tau) - p(\tau)};$$

gdzie:

- $G_d = \mu_f \sqrt{2 g \gamma}$ — wielkość stała dla danego silnika,
- $p_d(\tau)$ — ciśnienie wtrysku środka napędowego,
- $p(\tau)$ — ciśnienie w komorze spalania silnika.

Wydatek gazów wypływających z silnika:

$$G_w(\tau) = F \psi \gamma(\tau) \sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa-1} RT(\tau)}$$

gdzie:
 F – pole najmniejszego przekroju dyszy,
 κ – wykładnik izentropy,
 R – stała gazowa wypływających gazów,
 $T(\tau)$ – temperatura czynnika wypełniającego komorę spalania silnika.

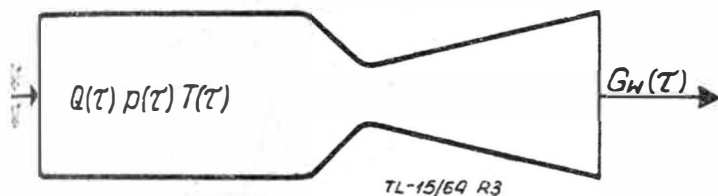
Wartość współczynnika ψ jest różna dla wypływu podkrytycznego i nadkrytycznego. Praktycznie można przyjąć, że w całym zakresie pracy silnika wypływ jest nadkrytyczny. Dla wypływu nadkrytycznego współczynnik ψ oblicza się z zależności:

$$\psi = \left(\frac{2}{\kappa+1}\right)^{\frac{1}{\kappa-1}} \sqrt{\frac{\kappa-1}{\kappa+1}}$$

Ciężar czynnika znajdującego się w silniku podczas rozruchu wynosi:

$$Q(\tau) = Q_g + Q_d(\tau_z) + \int_{\tau_z}^{\tau} G_d(\tau) d\tau - \int_{\tau_z}^{\tau} G_w(\tau) d\tau;$$

gdzie:
 Q_g – ciężar gazu wypełniającego komorę silnika przed uruchomieniem,
 $Q_d(\tau_z)$ – ciężar środka napędowego nagromadzonego w komorze w chwili τ_z ,
 τ – czas.



Rys. 3

Można przyjąć z bardzo dużą dokładnością, z uwagi na krótki czas τ_z , że wypływ z dyszy silnika następuje dopiero od chwili zapłonu.

W oparciu o powyższe równanie ciśnienie gazów w komorze silnika można wyznaczyć z równania:

$$p(\tau) = \frac{R_g}{V} Q_g T(\tau) + \frac{R}{V} \left[Q_d(\tau_z) + C_d \int_{\tau_z}^{\tau} \sqrt{p_d(\tau) - p(\tau)} d\tau \right] T(\tau) + \frac{C_w}{V} \psi \int_{\tau_z}^{\tau} p(\tau) \sqrt{RT(\tau)} d\tau; \quad [1]$$

gdzie:
 R_g – stała gazowa gazu wypełniającego komorę silnika przed rozruchem,
 V – pojemność komory spalania silnika,

$$C_w = F \sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa-1}} \text{ wielkość stała.}$$

Po zróżniczkowaniu powyższego równania i przyjęciu liniowej zmiany temperatury w komorze silnika od chwili zapłonu τ_z środka napędowego do chwili τ_Σ według zależności $T(\tau) = a(\tau - \tau_z)$ otrzymuje się równanie:

$$\frac{dp}{d\tau} = a \frac{R_g}{V} Q_g + a \frac{R}{V} \left[Q_d(\tau_z) - C_d \int_{\tau_z}^{\tau} \sqrt{p_d(\tau) - p(\tau)} d\tau \right] + \frac{R}{V} a(\tau - \tau_z) C_d \sqrt{p_d(\tau) - p(\tau)} - \frac{C_w}{V} \psi p(\tau) \sqrt{Ra(\tau - \tau_z)}; \quad [2]$$

Pierwszy człon tego równania jest proporcjonalny do ciśnienia cząstkowego gazu wypełniającego komorę silnika przed rozruchem. Po uproszczeniu polegającym na przyjęciu, że dopływ środka napędowego zostaje przerwany natychmiast po jego zapłonie w chwili τ_z oraz, że ciężar gazu Q_g jest pomijalny w porównaniu z ciężarem nagromadzonego środka napędowego $Q_d(\tau_z)$ otrzymuje się równanie:

$$\frac{dp}{d\tau} = a \frac{R}{V} Q_d(\tau_z) - \frac{C_w}{V} \psi p(\tau) \sqrt{Ra(\tau - \tau_z)} \quad [3]$$

Rozwiązaniem tego równania jest następująca funkcja:

$$p(\tau) = C(\tau - \tau_z) \exp\left(-\frac{2}{3} A \sqrt{(\tau - \tau_z)^3}\right) \quad [4]$$

gdzie:

$$A = \frac{C_w}{V} \psi \sqrt{Ra};$$

Z uwagi na dokonanie koniecznych uproszczeń w równaniu [2], stałej całkowania C nie można wyznaczyć z warunków brzegowych przebiegu funkcji $p(\tau)$. Dostatecznie dokładne wyniki można otrzymać obliczając wartość C z następującej zależności:

$$C = \xi \frac{Q_d(\tau_z)}{V};$$

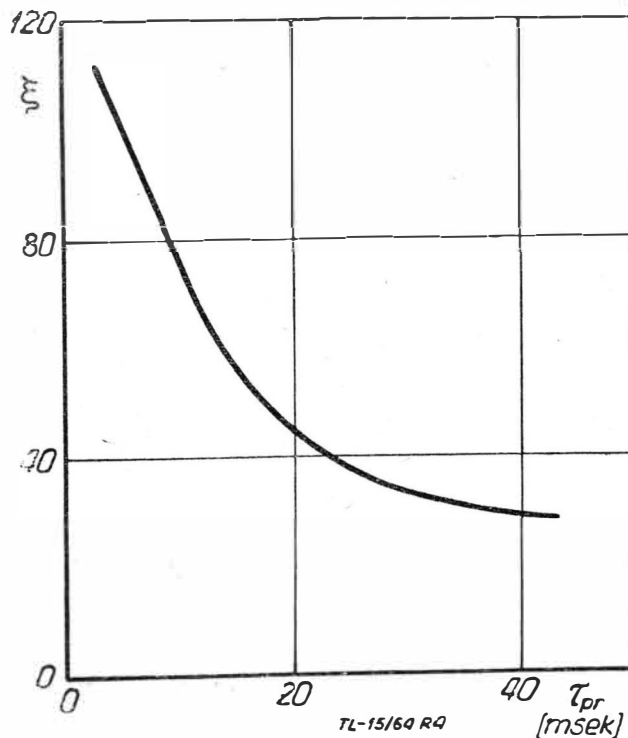
gdzie:

ξ – współczynnik zależny od czasu τ_{pr} . Jego przebieg w funkcji czasu τ_{pr} , wyznaczony z badań analitycznych autora, przedstawiono na rys. 4.

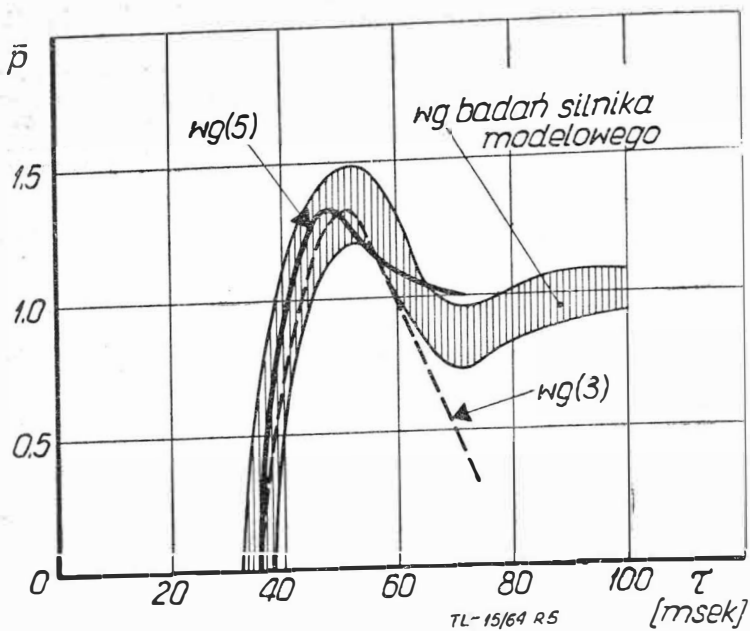
Wyniki otrzymane z równania różniczkowego [3] są obarczone błędem w pobliżu górnej granicy (τ_Σ) obszaru, w którym przebiegi $p(\tau)$ są przedmiotem rozważań. Błąd ten wynika z faktu, że po spadku ciśnienia w komorze spalania silnika poniżej wartości ciśnienia wtrysku rozpoczyna się dopływ środka napędowego, pominięty w równaniu [3].

Równanie całkowe opisujące bez uproszczeń zmiany parametrów termodynamicznych w okresie rozruchu dla całego obszaru czasu ($0 < \tau < \infty$) ma następującą postać:

$$p(\tau) = \frac{R}{V} T(\tau) \left[\frac{R_g}{R} Q_g + C_d \int_0^{\tau} \sqrt{p_d(\tau) - p(\tau)} d\tau - F \psi \int_{\tau_z}^{\tau} p(\tau) \sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa-1} \frac{1}{RT(\tau)}} d\tau \right]; \quad [5]$$



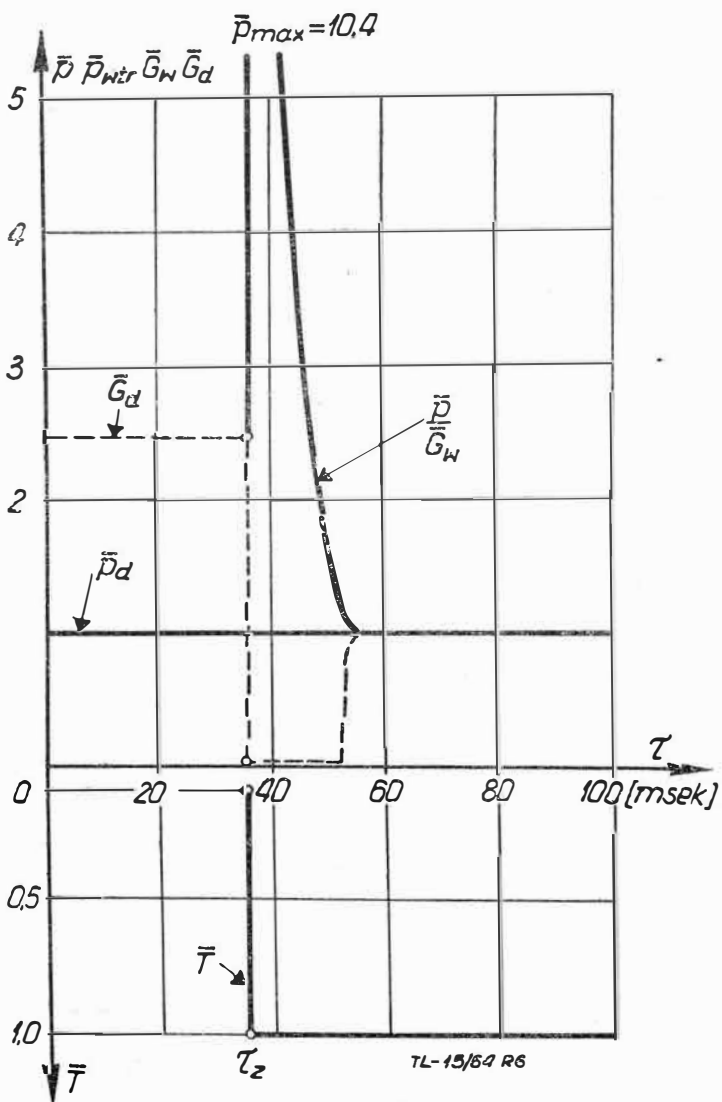
Rys. 4



Rys. 5

W równaniu tym są wyraźnie widoczne człony opisujące zmiany ilości środka napędowego, który dopływa do silnika w rozważanym czasie, oraz ilości gazów wypływających w tym czasie z silnika.

Podobnie jak funkcja $T(\tau)$, funkcja $p_d(\tau)$ jest nieciągła w obszarze $0 < \tau < \infty$. Można przyjąć, że od chwili otwar-



Rys. 6

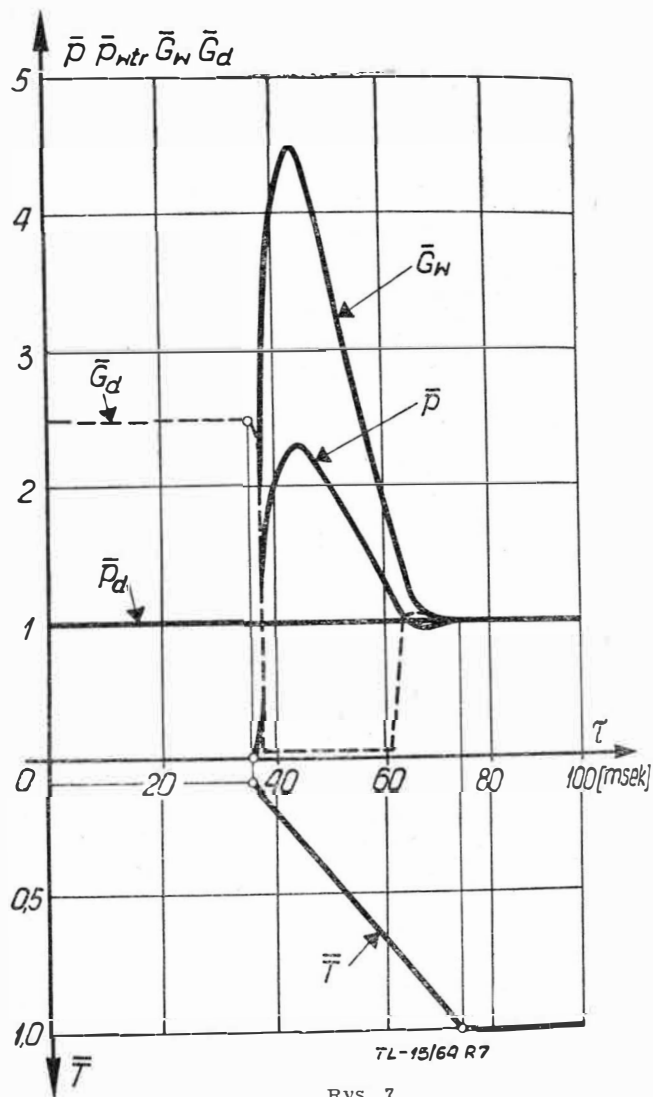
cia zaworów odcinających $\tau = 0$ do chwili $\tau = \tau_d$, gdy ciśnienie wtrysku osiąga swą wartość maksymalną i ustaloną, funkcja $p_d(\tau)$ ma przebieg liniowy. Z uwagi na nieciągłość funkcji $T(\tau)$ oraz $p_d(\tau)$ podczas rozwiązywania tego równania uwzględnić należy następujące ograniczenia:

1) dla warunku $p_d(\tau) \leq p(\tau)$ należy przyjmować, że całe wyrażenie podpierwiastkowe jest równe zero, gdyż dopływ środka napędowego do silnika w takich warunkach jest niemożliwy;

2) po upływie czasu $\tau \geq \tau_d$, to jest, gdy ciśnienie wtrysku napędowego osiąga swą wartość ustaloną, należy przyjmować $p_d(\tau) = p_{dmax} = \text{const.}$;

3) po upływie czasu $\tau \geq \tau_\Sigma$, to jest, gdy temperatura w komorze spalania silnika osiąga swą wartość maksymalną i ustala się, należy przyjmować $T(\tau) = T_{max} = \text{const.}$

Z uwagi na uwikłaną postać równania [5] oraz trudności w bezpośrednim obliczeniu wszystkich interesujących konstruktora parametrów $p(\tau)$, $G_d(\tau)$ oraz $G_w(\tau)$ zbudowano,



Rys. 7

w oparciu o równanie [5], szereg równań o dogodnej formie do obliczeń na elektronicznej maszynie liczącej.

Na podstawie otrzymanych z maszyny liczącej wyników przeprowadzono analizę parametrów silnika raketowego na samozapłonowe środki napędowe w okresie rozruchu. Dzięki badaniom wpływu każdego z czynników oddzielnie, ustalono wpływ na parametry rozruchu zarówno parametrów zapłonu środka napędowego, jak i wpływ cech oraz właściwości konstrukcyjnych silnika wraz z układem zasilania.

Dokonana w ten sposób analiza parametrów rozruchu pozwoli konstruktorowi na dobór środka napędowego o wymaganych właściwościach (nie tylko energetycznych) lub w przypadku przyjęcia rodzaju środka napędowego — na przykład w oparciu o czynniki ekonomiczno-gospodarcze — na dobór właściwego schematu zasilania silnika raketowego i jego regulacji lub programowania.

Wyniki, otrzymane z obliczeń proponowanymi przez autora metodami, odpowiadają wynikom otrzymanym na dr-

dzie doświadczalnej z badań silników modelowych. Rys. 5 przedstawia wyniki uzyskane z równania [3] oraz z równania [5] na tle wyników uzyskanych z badań silnika modelowego i zarejestrowanych na oscylografie.

Na rys. 6 przedstawiono przebiegi zmian parametrów $p_d(\tau)$, $G_d(\tau)$, $G_w(\tau)$ oraz $p(\tau)$ w silniku raketowym w okresie rozruchu przy założeniu natychmiastowego osiągnięcia temperatury T_{max} . Rys. 7 przedstawia przebiegi zmian tych parametrów przy założeniu narastania w czasie temperatury w komorze silnika. Przebiegowi $T(\tau)$ w tym przypadku odpowiada środek napędowy składający się z paliwa będącego mieszaniną ksylicyny i trójetyloaminy i utleniacza składającego się z 98% kwasu azotowego wzbogaconego 20% dodatkiem czterotlenku azotu.

Na podstawie przeprowadzonych badań, obliczeń i analizy otrzymanych wyników nasuwa się pewien schemat podziału rozważanych zagadnień, ułatwiających przeprowadzenie analizy użyteczności danego środka napędowego i wysnuć właściwych wniosków odnośnie konstrukcji projektowanego silnika raketowego.

Wnioski

Wpływ parametrów zapłonu na rozruch silnika

W oparciu o przeprowadzone przez autora badania i obliczenia, dotyczące rozruchu silnika raketowego na ciekłym środku napędowym, można postawić następującą tezę:

Nie każdy środek napędowy o małej zwłóce zapłonu zapewnia miękki rozruch (to jest rozruch o niewielkich przyrostach ciągu rozwijanego przez silnik oraz niewielkich przyrostach ciśnienia w komorze spalania silnika) tak, jak nie każdy środek napędowy o dużej zwłóce zapłonu (oczywiście w pewnych dopuszczalnych granicach) musi być przyczyną rozruchu twardego.

Autor uważa, że badając użyteczność danego środka napędowego do silników raketowych należy znać nie tylko zwłokę zapłonu τ_z tego środka, ale również czas τ_{pr} . Dopiero bazując na znajomości tych parametrów można podejmować decyzję w sprawie wyboru środka napędowego.

Wpływ parametrów konstrukcyjnych na rozruch silnika

Po dokonaniu wyboru środka napędowego mającego wymagane właściwości energetyczne i znane parametry zapłonu τ_z oraz τ_{pr} można przeprowadzić analizę wpływu parametrów konstrukcyjnych silnika na jego rozruch. Już z rozważań wstępnych wynika, że przyrosty ciśnienia w okresie rozruchu są tym mniejsze, im mniejszy jest ciąg z jednostki pojemności komory oraz im mniejsza jest ilość $Q_d(\tau_z)$ środka napędowego, jaka gromadzi się w komorze silnika do chwili zapłonu. Ilość ta zależy nie tylko od zwłóki zapłonu τ_z , ale również od charakterystyk zaworów odcinających.

Mgr inż. JERZY GRZEGORZEWSKI

Przy pewnych, niekorzystnych właściwościach środka napędowego, na przykład zbyt duża zwłoka zapłonu lub gwałtowny wzrost temperatury po zapłonie, konstruktor może poprawić charakterystyki rozruchu silnika raketowego przez zastosowanie takiego programu sterowania rozruchem, który ograniczałby dopływ środka napędowego w okresie rozruchu. W silnikach o dużych ciągach celowe jest stosowanie stopniowania procesu rozruchu polegającego na podawaniu środka napędowego do specjalnie wydzielonych wtryskiwaczy z oddzielnego układu zasilania; następnie, gdy w komorze rozwinię się proces spalania, środek napędowy (nawet niesamozapłonowy) jest doprowadzany do pozostałych wtryskiwaczy. Według podobnego schematu pracowały niemieckie silniki „Walter”. W niektórych silnikach o dużych ciągach, na przykład silnik A-4, stosowano stopniowanie ciśnienia wtrysku środka napędowego. W tym konkretnym przypadku podczas rozruchu dopływ środka napędowego do silnika odbywał się pod działaniem ciśnienia statycznego paliwa i utleniacza, znajdujących się w zbiornikach pokładowych pocisku ustawionego na wyrzutni.

Wytyczne doboru środka napędowego i opracowania konstrukcji silnika

Niezależnie od sposobu podawania środka napędowego do komory silnika w okresie rozruchu należy wymagać, żeby środek napędowy — oprócz możliwie małej zwłóki zapłonu τ_z , posiadał dostatecznie długi czas τ_{pr} wzrostu temperatury, co wybitnie sprzyja osiągnięciu miękkiego rozruchu.

Dla tych samych powodów nie należy zaniedbywać wszelkich sposobów konstrukcyjnych, wpływających na zmniejszenie przyrostów ciśnienia w komorze silnika w okresie rozruchu. Poważne efekty uzyskuje się przez stosowanie dwupołożeniowych zaworów odcinających, regulacji prędkości otwierania zaworów oraz wydzielenie wtryskiwaczy rozruchowych. W silnikach zasilanych za pomocą turbopomp stopniowy wzrost ich prędkości obrotowej sprzyja łagodnemu rozruchowi.

LITERATURA

1. Satton — Raketnyje dwigatieli, Izd. Inostr. Lit., 1952
2. Barrere i inni — Rocket Propulsion, 1960
3. Siniarew i Dobrowolski — Żidkostnyje raketnyje dwigatieli, Oborongiz, 1955
4. Stefanowski i Staniszewski — Termodynamika techniczna, PWN, 1959
5. Pauszkin — Chimja reaktiwnych topliw, Izd. Inostr. Lit., 1962
6. Szymanik — Silniki raketowe, WAT, 1962
7. Wiśniewski — Podstawy termodynamiki silników spalinowych, WNT, 1963
8. Mamontow — Woprosy termodynamiki teła peremiennoj massy, Oborongiz, 1961
9. Bodner — Awtomatika awiacyjnych dwigatelej, Oborongiz, 1956
10. Wójcicki — Silniki pulsacyjne, strumieniowe, raketowe, MON, 1962
11. Crocco, Cheng — Theory of Combustion Instability Liquid-propellant Rocket Motors.

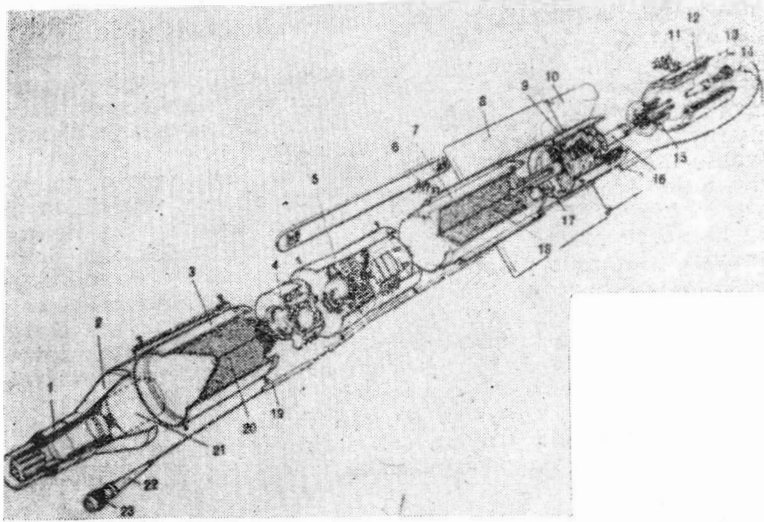
623.419

Przeciwpancerne raketowe pociski kierowane

W artykule omówiono konstrukcję przeciwpancernych pocisków kierowanych, podano przegląd istniejących pocisków z dokładnym opisem francuskiego pocisku SS.11 oraz opisano metody szkolenia operatorów.

Przeciwpancerne raketowe pociski kierowane należą do klasy pocisków „ziemia-ziemia” bliskiego zasięgu, używanych bezpośrednio na polu walki. Mogą być również stosowane jako pociski klasy „powietrze-ziemia” na śmigłowcach lub samolotach. Raketowym kierowanym pociskom przeciwpancernym stawia się następujące wymagania taktyczno-techniczne: duża przebijalność pancerza przez głowicę pocisku oraz duże prawdopodobieństwo zniszczenia celu, duża celność, odporność układu kierowania na zakłócenia zewnętrzne, łatwe szkolenie, prostota obsługi i uruchamiania,

prostota konstrukcji, mały ciężar, małe wymiary oraz niski koszt umożliwiający produkcję pocisku w dużych ilościach. Aby te wymagania mogły być spełnione, w konstrukcji pocisków należało zastosować najnowsze osiągnięcia z dziedziny paliw raketowych, elektroniki, materiałoznawstwa itd., co w ostatecznym bilansie przyczyniło się do wysokich kosztów jednostkowych pocisku, a więc niedotrzymania jednego z ważnych warunków. Jeśli chodzi o paliwa raketowe, to należy wymienić przede wszystkim wysokokaloryczne paliwa prochowe oraz mieszanki piro-



Rys. 1. Przeciwpancerne pocisk „Vigilant”. 1 — czepec balistyczny, 2 — stożek przedni, 3 — głowica, 4 — zapalnik, 5 — blok giroskopów, 6 — przedni zaczep, 7 — silnik raketowy, 8 — stateczniki, 9 — zespół napędów mechanicznych, 10 — klapy, 11 — tylny zaczep, 12 — rozdzielacz drutu, 13 — przewód układu kierowania, 14 — przewód do zapłonika, 15 — zapłonnik oraz smugacz, 16 — rura przedłużająca silnika raketowego, 17 — doprowadzenie gazu do napędów mechanicznych, 18 — ładunek silnika raketowego, 19 — osłona gumowa zabezpieczająca przewód kierowania w zasobniku, 20 — ładunek wybuchowy głowicy, 21 — czepec balistyczny w cofniętej pozycji, 22 — elastyczne prowadzenie, 23 — wtyczka łącząca pocisk z zasobnikiem

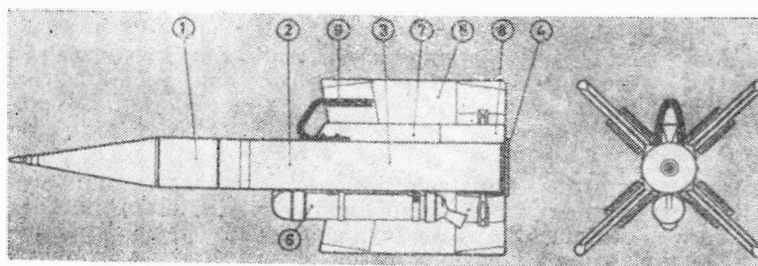
techniczne; elektronika wprowadziła do pocisków tranzystory, układy drukowane i zminiaturyzowane zespoły, wreszcie takie materiały, jak konstrukcje przekładkowe, nowe tworzywa sztuczne itd. Jest to tylko kilka zagadnień z szerokiego wachlarza problemów, które występują przy budowie tych pocisków.

Przeciwpancerne raketowe pocisk kierowane składa się z kilku podstawowych zespołów: silnika, kadłuba, układu kierowania, głowicy oraz pokładowych źródeł zasilania. Do obsługi pocisku należy wyposażenie pomocnicze, w pierwszym rzędzie urządzenie do kierowania pociskiem, przyrządy celownicze, kable przedłużające oraz zasobnik transportowy.

Wszystkie dotychczas znane kierowane pociski przeciwpancerne można pod względem konstrukcyjnym podzielić na dwie grupy. Do pierwszej należy zaliczyć pociski wykonane w układzie symetrycznym, przeważnie wirujące w czasie lotu wokół osi podłużnej. Przedstawicielem tej grupy jest angielski pocisk „Vigilant” (rys. 1).

Typowym rozwiązaniem konstrukcyjnym drugiej grupy pocisków jest zachodniemiecki pocisk Bölkow 810 (rys. 2). Różni się on od poprzedniego pocisku rozmieszczeniem silnika startowego i rozwiązaniem konstrukcyjnym elementów układu kierowania. Wykonany jest w układzie niesymetrycznym i w czasie lotu nie obraca się.

Pobieżne porównanie obydwu pocisków wskazuje na ich duże podobieństwo pod względem poszczególnych elementów konstrukcyjnych, ale pod względem eksploatacyjnym różnią się one w sposób istotny. Przede wszystkim pocisk Bö. 810 może startować z ziemi bez jakichkolwiek urządzeń specjalnych, natomiast do startu pocisku „Vigilant” potrzebna jest specjalna wyrzutnia, która jednocześnie spełnia

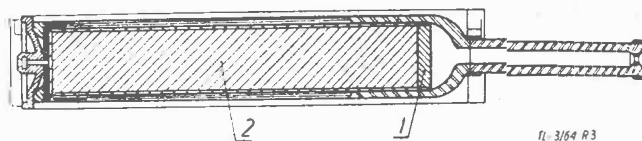


Rys. 2. Przeciwpancerne pocisk Bö. 810. 1 — głowica, 2 — blok giroskopów, 3 — kadłub, 4 — tylne denko z kablem startowym, 5 — stateczniki z interseptorami, 6 — raketowy silnik startowy, 7 — pokładowe źródło energii — baterie, 8 — smugacz, 9 — uchwyt do przenoszenia

funkcję zasobnika służącego do transportu pocisku. Dalsza różnica polega na sposobie rozwiązania elementów nawacyjnych układu kierowania, które będą omówione osobno. Teraz zostaną przedstawione poszczególne zespoły przeciwpancerne pocisku kierowanego.

Napęd pocisku

Zadaniem raketowego pocisku przeciwpancerne jest zniszczenie celu znajdującego się w określonej odległości od operatora. Aby pocisk mógł przebyć tę odległość, wyposaża się go w napęd, który we wszystkich dotychczasowych konstrukcjach tego rodzaju pocisków stanowi silnik raketowy na paliwo stałe. Najczęściej jako paliwo stałe stosowane są różne gatunki prochów. Ostatnio znalazły zastosowanie mieszanki pirotechniczne czyli paliwa niejednorodne. Składają się one z drobno zmielonego nieorganicznego utleniacza oraz składnika palnego, który równocześnie spełnia rolę środka wiążącego. Często ładunek materiału pędnego wykonuje się w postaci lasek. Pociski przeciwpancerne wyposaża się w dwa silniki: startowy i marszowy, przy czym rozwiązania konstrukcyjne są przeważnie dwójakiego rodzaju. W pierwszym, silnik startowy stanowi odrębną całość, jak na przykład w pocisku Bö. 810 (rys. 2). Dysza silnika jest odchylona o 20° od poziomu w celu wytworzenia pionowej składowej ciągu, niezbędnej do poderwania pocisku do góry. Inne rozwiązanie konstrukcyjne polega na tym, że w jednym korpusie silnika rozmieszczone są dwa ładunki paliwa o różnych prędkościach palenia się. Jako przykład takiej konstrukcji może posłużyć silnik o dwóch stopniach ciągu, pokazany na rys. 3. Ładunek startowy o dużej prędkości palenia się nadaje pociskowi duże przyspieszenie w czasie startu i określoną prędkość, która na dalszym odcinku toru lotu utrzymuje ładunek marszowy o małej prędkości palenia się.

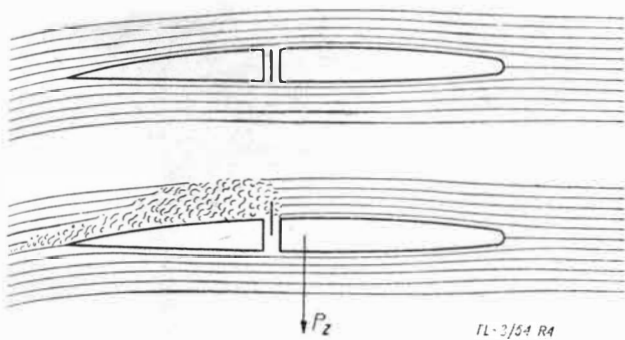


Rys. 3. Silnik raketowy o dwóch stopniach ciągu z dyszą na końcu rury przedłużającej. 1 — ładunek startowy; 2 — ładunek marszowy

Czas palenia się ładunku silnika startowego wynosi 0,5—1,5 sek. Na przykład dla silnika startowego francuskiego pocisku SS.11 czas palenia się ładunku wynosi 1,4 sek. Silniki startowe mają tak ukształtowane ładunki, że dają duże krótkotrwałe ciągi i wskutek tego występują duże przyspieszenia początkowe. Dla wspomnianego pocisku SS.11 przyspieszenie w czasie startu osiąga wartości 7—8 g, a dla pocisku „Mosquito” — 13 g. Ładunki paliwa silników marszowych zapewniają długotrwały ciąg o małej wartości, wystarczający dla utrzymania uprzednio nabytej prędkości i wykonania niezbędnych manewrów na torze. Ładunki tego rodzaju mają zewnętrzną powierzchnię pokrytą inhibitorami i palą się od czoła, zapewniając przez to długi czas pracy silnika marszowego, który w przypadku pocisku SS.11 wynosi 24 sek. Paliwa silników startowego i marszowego powinny mało zmieniać własności fizyczne i mechaniczne w szerokim zakresie warunków eksploatacyjnych. Na przykład dla pocisku SS.11 wymaga się, aby silniki pracowały niezawodnie w temperaturach od -30° do +50°C. Konstrukcja silników startowych i marszowych jest prosta, lecz wymaga stosowania wysokowytrzymałych i trudno topliwych materiałów, szczególnie na dysze, ze względu na trudne warunki pracy. Długi czas pracy silników marszowych stwarza konieczność doboru odpowiednich inhibitorów zabezpieczających ścianki komory silnika przed działaniem wysokich temperatur.

Kadłub pocisku

Kadłub pocisku służy do łączenia poszczególnych elementów pocisku w całość. Wykonuje się go w kształcie rury ze stopów lekkich lub tworzyw sztucznych. Wewnątrz kadłuba rozmieszczone są w kolejności głowica, zapalnik, blok giroskopów, silniki raketowe, układ kierowania i różne urządzenia pomocnicze. Z zewnątrz do kadłuba przymocowane są krzyżowe stateczniki (brzechwy) oraz często



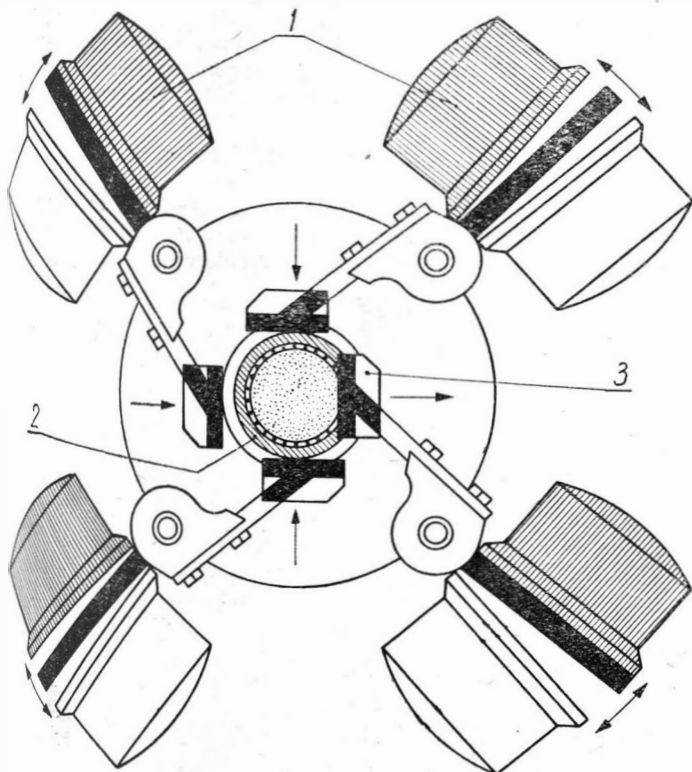
Rys. 4. Zasada działania interseptora aerodynamicznego

elementy wykonawcze układu kierowania w postaci interseptorów lub klap. W konstrukcjach pocisków z nieodejmowanymi statecznikami do kadłuba należy zaliczyć również stateczniki.

W pociskach przeznaczonych do startu z ziemi stateczniki są wzmocnione na końcach przez pogrubienie (jak np. w pocisku Bō.810). Na krawędziach spływu stateczników w większości wykonanych konstrukcji znajdują się interseptory osłonięte owiewkami, przymocowanymi do stateczników, w celu zmniejszenia oporów aerodynamicznych pocisku. Z kadłuba do interseptorów poprzez wewnętrzne kanały w statecznikach doprowadzone są przewody elektryczne.

Układ kierowania

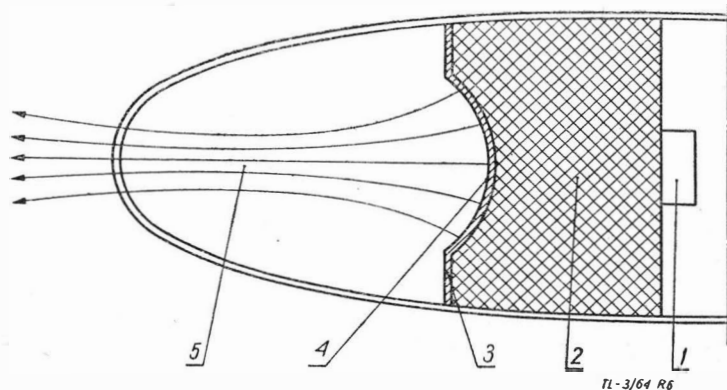
Zmianę kierunku lotu pocisku uzyskuje się przez wytworzenie odpowiednich sił na powierzchniach aerodynamicznych pocisku, to znaczy na statecznikach lub specjalnych sterach gazodynamicznych. Znane obecnie raketowe pociski przeciwpancerne kierowane są za pomocą sygnałów przesyłanych do pocisku przewodową linią przesyłową. Kierowanie przewodowe w porównaniu do wszystkich innych układów kierowania ma dwie podstawowe zalety, które zdecydowały o jego zastosowaniu w tych pociskach. Są to całkowita odporność na zakłócenia i prosta konstrukcja. Linia przesyłowa składa się z dwóch lub więcej cienkich przewodów o dużej wytrzymałości odwijanych w czasie



Rys. 5. Interseptory gazodynamiczne. 1 — solenoidy, 2 — silnik marszowy, 3 — płytki zmieniające kierunek gazów

lotu ze szpuli znajdującej się w kadłubie pocisku. Od operatora do pocisku przekazywane są cztery sygnały: „góro-dół”, „w lewo-w prawo”, które przez blok kierowania rozdzielane są na odpowiednie elementy wykonawcze.

Jako elementy wykonawcze układu kierowania najczęściej stosowane są interseptory (przerwywacze strumienia) znane w lotnictwie. Interseptory są to urządzenia zakłócające normalny opływ powietrza na powierzchniach nośnych, w tym przypadku na statecznikach. Mają one kształt płytek wystających nad profilem owiewki. Umieszcza się je w pobliżu krawędzi spływu stateczników. Na każdym stateczniku montuje się dwa interseptory (po obydwu jego stronach), napędzane elektromagnesami i drgające z określoną częstotliwością. Zmianę kierunku lotu osiąga się przez zmianę okresu czasu zatrzymywania się płytek w skrajnych położeniach. Jeśli od operatora nie przychodzi sygnał, zatrzymując się w skrajnych położeniach w równych odstępach czasu. Gdy natomiast operator przesuwając drążek sterowniczy spowoduje przekazanie jakiegoś sygnału do bloku kierowania, to odpowiednio dla danego sygnału interseptory zatrzymują się dłużej w skrajnym położeniu na



Rys. 6. Głowica kumulacyjna pocisku. 1 — zapalnik, 2 — materiał wybuchowy, 3 — wykładzina metalowa, 4 — wydrążenie kumulacyjne, 5 — strugi gazów

jednych stateczników, a krócej na drugich. Taki układ interseptorów na brzechwach powoduje powstanie na nich nierównomiernych sił aerodynamicznych, dzięki którym pocisk zmienia wysokość lub kierunek lotu. Na rys. 4 pokazany jest ogólny schemat działania interseptora. Przerwywacze aerodynamiczne stosowane są na wielu wykonanych pociskach, np. francuski SS.10, szwajcarski „Mosquito” oraz zachodnioniemiecki Bō.810 wyposażono w takie właśnie interseptory.

W angielskim pocisku „Vigilant” zamiast interseptorów aerodynamicznych zastosowano kłapy typu lotniczego (rys. 1, poz. 10). W niektórych pociskach (np. francuski pocisk SS.11) w charakterze elementów wykonawczych układu kierowania zastosowano interseptory gazodynamiczne (rys. 5). Są to płytki z materiału trudnotopliwego (grafit, molibden), o specjalnym kształcie, umieszczone w strumieniu gazów silnika marszowego. Przy położeniu neutralnym płaszczyzny płytek są równoległe do osi silnika i na ich powierzchniach nie występują siły. Przy wychyleniu sterów zmienia się ich opływ i wskutek tego powstają składowe pionowe i poziome ciągi, powodujące zmianę położenia pocisku w przestrzeni. Zaletą takiego układu jest zmniejszenie oporów aerodynamicznych pocisków, ponieważ nie występuje tu zaburzenie przepływu zewnętrznego przez interseptory na statecznikach. Wadą jest natomiast spadek ciągu silnika wskutek strat gazodynamicznych, które powstają przy opływie wychylonych płytek przez gazy o nadźwiękowej prędkości.

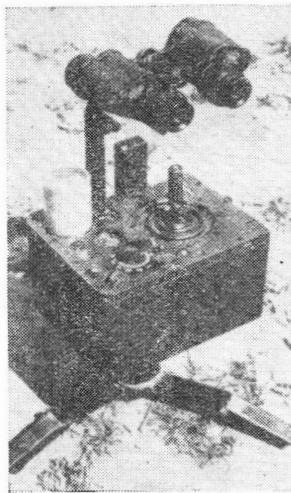
Głowica

Wszystkie pociski przeciwpancerne wyposaża się w głowice kumulacyjne o ciężarze od 1,5 do 5,0 kG. Schemat takiej głowicy pokazano na rys. 6. Jak widać ładunek wybuchowy pocisku ma specjalny kształt uwarunkowany tym, że energia ładunku rozprzestrzenia się w kierunkach prostopadłych do jego powierzchni. Jednakże nieraz istnieje konieczność skierowania siły wybuchu w jednym określonym kierunku, aby spotęgować jego działanie. W tym celu

w ładunku wykonuje się wgłębienie w postaci stożka lub półkuli. W tym przypadku działanie wybuchu będzie skupione w jednym kierunku (skumulowane) i stąd bierze swoją nazwę zjawisko określone jako efekt kumulacyjny. W początkowej fazie wybuchu cząsteczki gazów poruszają się prostopadle do powierzchni wydrążenia, tworząc szereg strug. Wzajemne oddziaływanie strug powoduje zmianę ich kierunku i w pewnej odległości od podstawy ładunku strugi poruszają się równolegle. Na podstawie doświadczeń ustalono, że największy efekt kumulacyjny otrzymuje się wtedy, gdy wydrążenie w ładunku znajduje się w czasie wybuchu w określonej odległości od pancierza. Dlatego też wybuch pocisku powinien nastąpić po uderzeniu w pancierz w takim czasie, aby kształt wydrążenia nie zmienił się. W celu spotęgowania skutków wybuchu wewnętrzną powierzchnię wydrążenia pokrywa się metalową wkładką z miedzi lub stali. W przedniej części głowicy znajduje się czepiec balistyczny, dzięki któremu detonacja ładunku wybuchowego następuje w określonej odległości od pancierza i wskutek tego uzyskuje się największą siłę przebicia pancierza. Głowice kumulacyjne raketowych pocisków przeciw-



Rys. 7. Łączenie głowicy pocisku B6.810 z kadłubem na pozycji startowej



Rys. 8. Pulpit operatora pocisku „Entac”

pancernych przebijają pancierze o grubości 500—550 mm. Zapalnik głowicy jest skonstruowany w taki sposób, że zapewnia całkowite bezpieczeństwo operatorowi w czasie startu pocisku. Odbezpieczenie go następuje w pewnej odległości (zazwyczaj powyżej 100 m) od pozycji startowej pocisku za pomocą specjalnych mechanizmów bezwładnościowych, ciśnieniowych lub elektromechanicznych.

W większości pocisków głowicę razem z zapalnikiem przechowuje się i transportuje oddzielnie od innych części. Łączy się ją z pociskiem przed startem (rys. 7).

Wyposażenie pocisku

Do niezbędnego wyposażenia pomocniczego pocisku należą: pulpit operatora, przyrząd celowniczy, kabel startowy, linki, baterie oraz zasobnik transportowy. Pulpit operatora służy do odstrzelenia pocisku i kierowania nim w czasie lotu. Przeważnie wykonuje się go w postaci skrzynki z drążkiem typu lotniczego pośrodku. Jeden z takich pulpity, służący do kierowania pociskiem „Entac”, pokazany jest na rys. 8. Z prawej strony umieszczony jest drążek, z lewej przycisk do zapłonu silnika raketowego oraz wybierak do ustalania kolejności wyrzucania określonego pocisku z baterii. Do trójnoga pulpitu przymocowana jest także lorneta do obserwacji lotu pocisku przy większych odległościach. Całość jest dość nieporęczna i ciężka, ważąca około 13,5 kG. Zupełnie inaczej rozwiązano pulpit operatora dla angielskiego pocisku „Vigilant” (rys. 9). W tym przypadku połączono w jedną zwartą całość pulpit oraz przyrząd celowniczy. W górnej tylnej części urządzenia zamocowany jest monookular w pięciokrotnym powiększeniu i szerokim kącie widzenia, w przedniej przycisk do zapłonu silnika raketowego. W środkowej części urządzenia znajduje się



Rys. 9. Urządzenie do kierowania lotem pocisku „Vigilant”

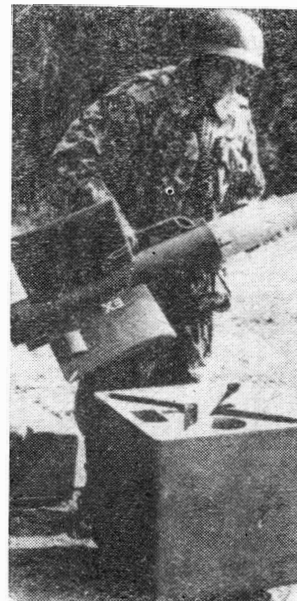
rękojeść, wewnątrz której doprowadzony jest kabel od pocisku do kondensatorów umieszczonych w tylnej pogrubionej części przyrządu. Widoczne tam są również przyciski do kierowania lotem pocisku.

Pulpit do kierowania pociskiem SS.11 rozwiązano inaczej. Ma on nieduże wymiary 258 × 154 × 254 mm i waży 5,45 kG. Przyrząd do sprawdzania układu zapłonowego silników raketowych i układu kierowania waży 6,9 kG i ma wymiary 294 × 242 × 155 mm. Do wyposażenia ruchomego pocisku SS.11 służy także przyrząd do sprawdzania baterii pocisku.

Ważnym elementem wyposażenia pocisków przeciwpancernych są zasobniki transportowe, spełniające w niektórych przypadkach również zadanie wyrzutni (np. dla pocisku „Vigilant”). Zasobnik powinien być lekki, a jednocześnie wytrzymały i sztywny, aby w warunkach bojowych lub przy zrzutach chronił znajdujący się wewnątrz pocisk przed uszkodzeniem. Jako materiały na zasobniki często są używane tworzywa sztuczne lub stopy metali lekkich, obniżające ciężar całości broni. Zasobnik pocisku „Vigilant” wykonany jest ze stopów metali lekkich. Jego ciężar wynosi około 5 kG. Pocisk B6.810 nie potrzebuje do startu wyrzutni, ale do przenoszenia go na polu walki i transportu służy czterosegmentowe opakowanie z tworzywa piankowego. Po przybyciu na miejsce startu operator zrywa z opakowania dwa pasy i rozdziela tym samym jego cztery segmenty, wyjmując pocisk. Szwajcarski pocisk „Mosquito” przenoszony jest w zasobniku z tworzyw sztucznych, składającym się z dwóch połówek (rys. 10). Dla baterii i głowicy przewidziane są osobne przedziały. Francuskie pociski SS.10 i SS.11 przeważnie są transportowane w specjalnych metalowych zasobnikach o dość znacznym ciężarze.

Przegląd kierowanych pocisków przeciwpancernych

W chwili obecnej istnieje w państwach zachodnich szereg konstrukcji pocisków kierowanych, będących na różnych etapach opracowania konstrukcyjnego lub produkcyj-



Rys. 10. Zasobnik z tworzywa sztucznego do przenoszenia pocisku „Mosquito”

Kilkanaście konstrukcji znajduje się na uzbrojeniu wielu armii. Pociski takie stanowią znaczny postęp w dziedzinie uzbrojenia i techniki. Ze względu na wysoki poziom techniczny produkowane są przeważnie w krajach wysoko rozwiniętych. Początek rozwoju kierowanych pocisków przeciwpancernych sięga końca II wojny światowej. Pierwszą doświadczalną konstrukcją opracowaną w Niemczech. Po wojnie do konstruowania takich pocisków przystąpiło w Szwajcarii. Wśród państw zachodnich Szwajcarii chyba najwcześniej miała do dyspozycji powyższy pocisk. W latach pięćdziesiątych zaczęto opracowywać taki pocisk we Francji. Pierwsze powojenne użycie rakietowych pocisków przeciwpancernych miało miejsce w r. 1956 w czasie walk w Egipcie. Były to francuskie pociski SS.10. Wykazały one dużą skuteczność i chyba z tego powodu tę grupę pocisków zaczęto szybko rozwijać w następnych latach.

Dla przykładu będzie omówiony szczegółowo francuski pocisk SS.11. Dane taktyczno-techniczne innych pocisków zestawiono w tabeli 1. Skrót SS pochodzi od słowa francuskiego „sol” — ziemia, ponieważ pociski te należą do klasy pocisków „ziemia-ziemia” (sol-sol) małego zasięgu.

Pocisk SS.11 (rys. 11) składa się z dwóch podstawowych zespołów montażowych: głowicy i kadłuba. W kadłubie

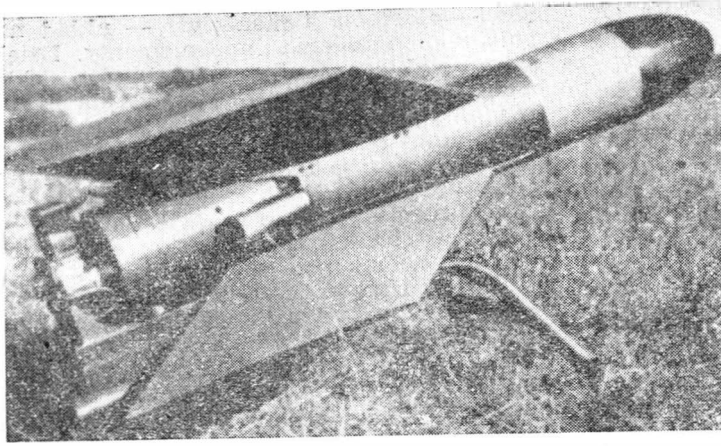
mieszczą się silniki — startowy i marszowy — układ naprowadzania, szpule z drutem oraz inne elementy. Dzięki wykonaniu ze stopu lekkiego kadłub jest bardzo lekki. Z zewnątrz do kadłuba są przymocowane stateczniki o dużym kącie skosu, nie spotykanym w innych pociskach tej klasy. Stateczniki są konstrukcji przekładkowej. Pokrycie stanowi cienka blacha, natomiast wewnątrz wypełnione jest balsą. Stateczniki mocuje się do kadłuba przez włożenie do specjalnych rowków, utworzonych przez dwie listwy przyspawane do jego powierzchni i przez przykręcenie wkrętami. Stateczniki są ustawione pod pewnym kątem do osi podłużnej pocisku. Takie ustawienie stateczników powoduje powstanie siły aerodynamicznej, działającej na ich powierzchni i w następstwie tego powstaje moment obrotowy, powodujący wirowanie pocisku w czasie lotu. Powolny ruch obrotowy pocisku względem osi podłużnej umożliwia wyeliminowanie wpływu niedokładności technologicznych, takich jak mimośrodowość ustawienia silnika, nierówności lub zakrzywienie stateczników, itp.

Silnik startowy pocisku ma dwie dysze ustawione z boku kadłuba (jak na rys. 11). Ich osie przechodzą przez środek ciężkości pocisku. Dysza silnika marszowego znajduje się na osi pocisku. Ponieważ silnik umieszczony jest w głębi

Rakietowe kierowane pociski przeciwpancerne państw zachodnich

Tabela 1

Lp.	Nazwa pocisku, państwo	Ciężar [kg]		Wymiary [mm]			Osiągi			Maksymalne przebieganie [mm]	Przykłady użycia	Uwagi
		pocisku	głowicy	długość	rozpiętość	średnica	prędkość [m/sek]	zasięg [m]				
								min.	max.			
1	„Cobra” 1 Szwajcaria	12	2,5	780	480	99	85	—	1800	400	pojedynczy żołnierz,	sprzedano licencję do NRF, gdzie produkowany jest jako B6.810
2	„Cobra” 4 Szwajcaria	10,5	3,3	[930	600	119	85	—	2000	400	pojedynczy żołnierz	na uzbrojeniu armii szwajcarskiej
3	„Mosquito” Szwajcaria	11,3	3,33	1120	600	120	85	350	2000	ponad 400	pojedynczy żołnierz, samochód terenowy	produkowany jest dla wielu zamawiających. Koszt jednego pocisku około 1100 dolarów.
4	Nord SS.10 Francja	15	5	864	750	166	83	500	1600	400	pojedynczy żołnierz, samochód terenowy, samolot, śmigłowiec, czołg	produkowany seryjnie. Na uzbrojeniu wielu państw. Niektóre państwa produkują na podstawie licencji.
5	Nord SS.11	29,9	7,9	1200	500	164	od 110 do 170	600	3500	600	pojedynczy żołnierz, samochód, samolot, śmigłowiec, czołg, małe okręty	produkowany seryjnie. Na uzbrojeniu wielu państw. Na początku 1963 r. stan zamówień wynosił 55200 sztuk.
6	Nord SS.12 Francja	68	27	1970	810	—	200	—	6500	—	pojazdy, samoloty	może być wyposażony w głowicę jądrową
7	„Entac” Francja	12	4,5	820	375	150	85	300	2000	650	pojedynczy żołnierz, samochód terenowy	koszt 1000—1200 dolarów, stan zamówień na początku 1963 roku wynosił 33400 sztuk.
8	„Vigilant” Anglia	14	5,4	1070	280	115	150	180	1400	400	pojedynczy żołnierz, pojazdy, śmigłowiec	na uzbrojeniu armii angielskiej, norweskiej oraz Kuwejtu. Cena około 1000 dolarów.
9	Pye PV Anglia	36	13,5	1520	610	152	—	—	—	—		
10	„Malkara” Anglia	94	27	1970	790	—	180	—	ponad 1800	—	pojazdy opancerzone, małe okręty	konstrukcja australijska, Przyjęty na uzbrojenie w Anglii.
11	„Bantam” Szwecja	6,0	1,4	760	400	99	85	300	2000	400	pojedynczy żołnierz	
12	B6.810 NRF	9,5	2,5	1070	485	99	85	500	1600	550	pojedynczy żołnierz, samochód terenowy	przyjęty na uzbrojenie w NRF i USA. Koszt około 1000 dolarów.
13	„Dart” USA	110		1800	1600	250	ponad 300		4800		samochód terenowy lub pancerny	wycofany z produkcji
14	TATM-1 Japonia	136		1370							pojazdy	wykonano ponad 400 prób poligonowych. Dane trzymane są w tajemnicy.



Rys. 11. Przeciwpancerne pocisk rakietowy SS.11 kierowany przewodowo. Między statecznikami widoczna jest dysza silnika startowego

kadłuba a dysza — na końcu, więc między silnikiem a dyszą znajduje się rura przedłużająca. W celu otrzymania momentu kierunkowego i momentu względem osi poprzecznej, to znaczy w celu umożliwienia kierowania pociskiem na torze, użyto w tej konstrukcji interceptorów gazodynamicznych, umieszczonych w strumieniu gazów silnika marszowego. Interceptory są napędzane ciekłomagnesami, do których doprowadzane są sygnały z układu kierowania pociskiem. W razie konieczności zmiany kierunku lub wysokości lotu operator przez wychylenie drążka na pulpicie przekazuje odpowiedni sygnał, który powoduje przesłonięcie części przekroju dyszy silnika marszowego, wskutek czego powstaje niesymetryczny rozkład sił realizujący wymaganą zmianę. Ze względu na ruch obrotowy pocisku potrzebna jest odpowiednia synchronizacja pracy interceptorów. W tym celu połączone są one parami poprzez przekaźniki. Jeden przekaźnik służy do zmiany kierunku lotu, drugi — do zmiany wysokości. Przekazniki zasilane są przez rozdzielacz połączony z giroskopem. Giroskop kompensuje autorotację pocisku. Dwie szpule z cienkim emaliowanym drutem stalowym znajdują się w tylnej części pocisku w płaszczyźnie przesuniętej o 90° względem dysz silnika startowego.

Do kadłuba są przymocowane dwa trasery (silne źródła światła), pomagające przy celowaniu, i wtyczka wielokontaktowa. Do startu pocisku nie potrzebne są żadne przewodnice. Przed odpaleniem ustawia się go na płycie i podpira prętem metalowym, nadając w ten sposób początkowy kierunek. Pocisk z odłączoną głowicą przechowywane w drewnianej skrzyni; baterie są przechowywane osobno.

Strzelanie pociskiem SS.11 odbywa się w następujący sposób. Po ustawieniu pocisku w pozycji gotowej do startu, operator z pulpitem zajmuje odpowiednie miejsce, stwarzające dobre warunki obserwacji i przystępuje do strzelania. Po naciśnięciu przycisku na pulpicie zapala się ładunek prochowy giroskopu i silnika startowego. Silnik startowy w ciągu 1,4 sek nadaje pociskowi prędkość ponad 100 m/sek. Silnik marszowy zaczyna pracować po upływie 0,7 sek. od chwili startu i po wypaleniu ładunku silnika



Rys. 12. Pocisk SS.11 w chwili po wystrzeleniu ze śmigłowca

startowego utrzymuje uprzednio nadaną prędkość. Praktycznie jednak prędkość lotu pocisku wzrasta ze względu na zmniejszanie się ciężaru pocisku wskutek wypalania ładunku silnika marszowego i rozwijania przewodów ze szpul. Teoretycznie maksymalną prędkość osiąga pocisk na końcowym odcinku toru lotu, wynosi ona wówczas około 170 m/sek. Odbezpieczenie zapalnika głowicy uzyskuje się za pomocą bezpiecznika ciśnieniowego, zasilanego gazami, po upływie 4 sek. od startu.

Pocisk SS.11 znajduje się na uzbrojeniu armii francuskiej, amerykańskiej, zachodniemieckiej i szeregu innych krajów. W roku 1960 produkcja miesięczna wynosiła 1800 sztuk. Jest to jeden z najbardziej uniwersalnych pocisków przeciwpancerne państw zachodnich pod względem zastosowania. Opracowano następujące sposoby użycia pocisku SS.11: bezpośrednio z ziemi lub wyrzutni zamontowanej w zasobniku transportowym, samochodów ciężarowych lub półciężarowych, transporterów kołowych lub gąsienicowych, lekkich czołgów, śmigłowców (rys. 12) lub samolotów o małej prędkości lotu, pozycji nad brzegiem morza oraz z niewielkich jednostek morskich.

Szkolenie operatorów

Mianem operatora określa się żołnierza, który obsługuje przeciwpancerne pociski rakietowe.

Konstruując pociski przeciwpancerne konstruktorzy musieli od razu pomyśleć o sposobie i metodach szkolenia



Rys. 13. Symulator do ćwiczeń operatorów kierowanych pocisków przeciwpancerne

specjalistów do obsługi nowej broni w warunkach bojowych, przy czym stawiano jako podstawowe wymagania prostotę posługiwania się niezbędną aparaturą i przyrządami, krótki okres przygotowawczy oraz niski koszt szkolenia i aparatury. W różnych krajach zbudowano szereg urządzeń do szkolenia operatorów. Urządzenia te nazwano naśladownikami lub symulatorami. Nazwa ta jest w pełni usprawiedliwiona, gdyż dzięki tym urządzeniom operator przy ćwiczeniach naśladuje wszystkie te ruchy, które niezbędne będą w rzeczywistych warunkach. Na symulatorze odwzorowuje się ruchy celu, to znaczy czołgu, a zadaniem operatora jest „trafienie” w ten cel pociskiem.

Francuska firma Dorand zbudowała symulator DX-40 do szkolenia operatorów pocisków kierowanych. Zasada pracy symulatora polega na tym, że na ekranie odwzorowuje się lecący pocisk i proces kierowania nim przy zbliżaniu się do manewrującego celu, również pokazanego na ekranie. Podstawowym zespołem symulatora jest elektroniczny przelicznik, na pokrywie którego zamontowane są dwa reflektory o różnych przeznaczeniach. Jeden z nich pokazuje cel, a drugi — lecący pocisk. Oprócz przelicznika i reflektorów wyposażenie symulatora zawiera także pulpit oraz aparaturę kontrolno-pomiarową. W odległości 2—3 m od ćwiczącego żołnierza znajduje się ekran panoramiczny, na którym reflektory świetlnymi punktami kreślą ruch celu i pocisku. Cel odbywa ruch zgodnie z założonym programem, który uzyskuje się dzięki urządzeniom elektronicznym symulatora.

Wszelkie szkolenie ma tym większą wartość, im bardziej poglądowo i w sposób przekonujący można wskazać na błędy szkolenia. Otóż w celu umożliwienia instruktorowi poglądowego omówienia ze szkolonym żołnierzem błędów popełnionych w czasie ćwiczenia konstruktorzy symulatora

przewidzeli specjalne urządzenie, które odtwarza z „pamięci” przebieg zbliżania się pocisku do celu w odwrotnej kolejności. Oczywiście jest, że dzięki takiemu urządzeniu proces szkolenia jest bardzo skuteczny i prosty. Symulator DX-40 zajmuje mało miejsca i może zmieścić się na ciężarówce. Ciężar jego bez opakowania wynosi około 1000 kG. Do napędu wszystkich urządzeń symulatora potrzebna jest względnie nieduża moc rzędu 4 KW. Koszt całości stosunkowo niewielki. Do ćwiczeń terenowych używana jest specjalna aparatura filmowa, składająca się z symulatora S. 58 połączonego z projektorem kinematograficznym.

Każdy żołnierz z dostatecznie szybkim refleksem i nie mający żadnych wad wzroku może być wyszkolony na operatora. Średni okres szkolenia wynosi cztery tygodnie, w czasie którego strzela się również prawdziwymi pociskami w celu wyrobienia pewnych nawyków i przyzwyczajenia do warunków zbliżonych do rzeczywistych. Wyszkolony operator osiąga średnie prawdopodobieństwo zniszczenia celu rzędu 80—90%. Koszt szkolenia jest bardzo niski, szczególnie przy porównaniu z kosztami szkolenia artylerzystów „klasycznych”.

Oprócz szkoleń gabinetowych niezbędne są również ćwiczenia terenowe, gdyż właśnie takie ćwiczenia stwarzają najlepsze warunki, w których operator będzie musiał zastosować pocisk z największą skutecznością. W tym celu produkujące pociski zaopatrują wojsko w przenośne symulatory polowe. Jeden z takich symulatorów pokazano na rys. 13. Zbudowała go firma zachodniemiecka do szkolenia przyszłych operatorów pocisku Bō. 810. Symulator jest bardzo prosty i może być użyty prawie w każdych warunkach, gdzie jest do dyspozycji samochodowy agregat prądotwórczy. Podstawową częścią symulatora jest lampa kineskopowa, przednią część której stanowi ekran. Symulator wyposażono także w dodatkowe przyrządy i urządzenia niezbędne do przeprowadzenia ćwiczeń. Zasada działania polega na tym, że na ekranie poruszają się dwa punkty świetlne, jeden przedstawia cel, drugi — pocisk. Instruktor porusza cel i przesuwa go w „teren”. Zadaniem operatora jest zniszczenie celu.

W celu przyzwyczajenia operatora do pulpitu normalnego pocisku, przyrząd do ćwiczeń wyposażono w podobny pulpit. Ruchy drażka na tym pulpicie powodują przesuwanie

się na ekranie plamki imitującej pocisk, natomiast instruktor w tym czasie przesuwa plamkę celu. Operator zniszczy cel wówczas, gdy jego plamka świetlna trafi w plamkę instruktora. Tak, jak i w przypadku poprzednio już omówionych symulatorów, czas szkolenia jest bardzo krótki, bo wynosi zaledwie dziesięć godzin. Wystarcza on jednak w zupełności do nabycia niezbędnych umiejętności przez operatora. Po tym okresie może on obsługiwać normalne bojowe pociski. Czas szkolenia operatora pocisku „Mosquito” na symulatorze wynosi 4 godziny.

Zakończeniem okresu szkolenia żołnierzy są, jak już było powiedziane, strzelania poligonowe. Oczywiście, że względu na wysoki koszt pocisków, ćwiczenia takie obejmują 2—5 strzałów. Na przykład operatorzy pocisków „Vigilant” po 5—8 godzinach szkolenia na symulatorze uzyskują dużą wprawę w strzelaniu normalnymi pociskami. Jeden spośród trzech operatorów na 14 wystrzelonych pocisków uzyskał 12 trafień, drugi na 10 pocisków — 9 trafień, a trzeci zniszczył 9 celów 11 pociskami. W niektórych przypadkach nie wystarcza to jednak do nabycia praktycznych umiejętności i dlatego, aby obniżyć koszt szkolenia poligonowego, opracowano ćwiczebne pociski. W armii szwajcarskiej do szkolenia operatorów obsługujących pociski „Mosquito” opracowano bardzo prostą i względnie tanią, a jednocześnie skuteczną metodę. Do strzelań używa się pociski, które zamiast główicy mają w przedniej części zamontowany spadochron. Szkolenie odbywa się w następujący sposób.

Ćwiczebnymi pociskami strzela się do nieruchomego celu, zadanie którego spełnia specjalna bramka. Poprzeczka bramki znajduje się na określonej wysokości. Cel uważa się za trafiony, gdy pocisk przeleci przez bramkę. Aby pocisk nie został stracony wskutek upadku, operator przekazuje do układu kierowania komendę „do góry” i „Mosquito” zaczyna wznoszenie. Po osiągnięciu określonej wysokości, którą ustala operator, przekazując sygnał do odpowiedniego mechanizmu już w czasie lotu pocisku lub urządzeniem programującym przed startem, następuje wyrzucenie spadochronu odzyskowego. Po rozwinięciu się spadochronu pocisk powoli opada na ziemię. Dzięki zastosowaniu spadochronu odzyskuje się do następnych prób około 70% wystrzelonych pocisków razem z aparaturą elektroniczną i giroskopami.

Przetworniki pomiarowe przyrządów żyroskopowych

cz. II

W części pierwszej, zamieszczonej w zeszycie 7/64, zestawiono wymagania stawiane przetwornikom pomiarowym przyrządów żyroskopowych.

W części niniejszej omówiono budowę, charakterystyki i zastosowanie selsynów, transformatorów obrotowych, mikrosynów, magnezynów i innych.

Selsyny

Selsyny są to specjalne miniaturowe indukcyjne maszyny elektryczne, stosowane do przekazywania na odległość przemieszczeń kątowych wałów nie sprzężonych ze sobą mechanicznie, jak również do wytwarzania sygnałów elektrycznych, proporcjonalnych do tych przemieszczeń kątowych lub ich różnic. Selsyny są nie tyle przetwornikami pomiarowymi, ile elementami łącz synchronicznych; w pewnych przypadkach spełniają jednakże rolę przetworników pomiarowych i dlatego też zostaną pokrótce omówione. Szczegółowe przedstawienie teorii i zastosowań selsynów przekracza ramy artykułu; posiadają one bardzo bogatą literaturę, z której należy wymienić prace dr J. Owczarka [lit. 9], [lit. 10] dotyczące projektowania selsynów oraz na przykład [lit. 4], [lit. 7], [lit. 11], [lit. 12] oraz [lit. 13].

Selsyny pracują zawsze parami: selsyn nadawczy z selsynem odbiorczym lub w liczniejszych zespołach; wirnik

selsyna odbiorczego obraca się swobodnie i przyjmuje położenia odpowiadające położeniom selsyna nadawczego.

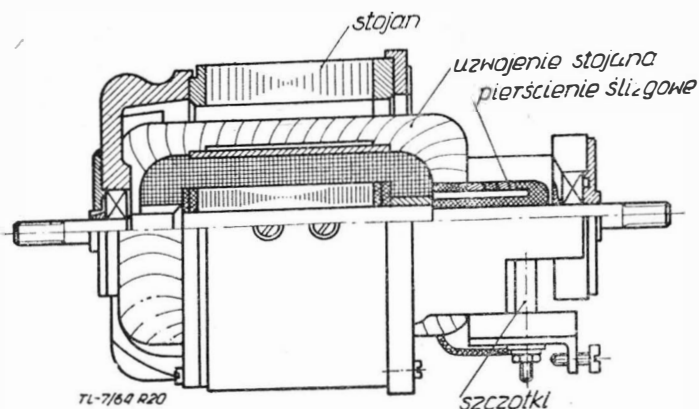
Pod względem wykonania selsyny dzielą się na trzy grupy:

- z uzwojeniem jednofazowym na stojanie i trójfazowym na wirniku,
- z uzwojeniem jednofazowym na wirniku i trójfazowym na stojaniu,
- z uzwojeniami trójfazowymi na stojanie i wirniku.

Ogólny wygląd selsyna krajowej produkcji (Zakładu TONSIL we Wrześni) podano na rysunku 20. Wygląd wykrojów blach stojana i wirnika pokazano na rysunku 21; fig. a odnosi się do pierwszego wykonania, fig. b do drugiego; wykroje blach dla wykonania trzeciego składają się z blachy stojana z rys. 21a i blachy wirnika z rys. 21b.

W pierwszym wykonaniu na stojanie, posiadającym dwa wystające bieguny, znajduje się jednofazowe uzwojenie wzbudające. W żóbkach wirnika znajduje się uzwojenie

trójfazowe połączone w gwiazdę, będące uzwojeniem wtórnym selsyna. Końcówki tego uzwojenia są doprowadzone do pierścieni ślizgowych, po których ślizgają się szczotki. Takie wykonanie jest typowe dla selsynów normalnej wielkości mechanicznej, zasilanych z sieci o częstotliwości przemysłowej i używanych najczęściej w urządzeniach naziemnych lub morskich. Przykładem takiego wykonania są selsyny krajowe SN-1 i SO-2.

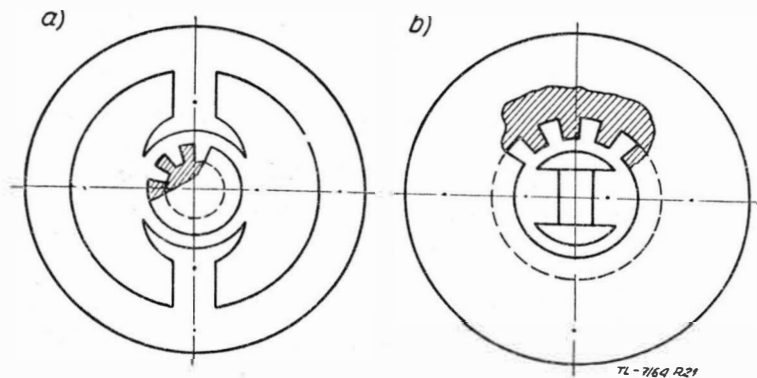


Rys. 20. Przekrój selsyna

W drugim wykonaniu jednofazowe uzwojenie wzbudzenia umieszczone jest na wirniku z wystającymi biegunami, zaś wtórne uzwojenie trójfazowe — na stojanie. Daje to uproszczenie konstrukcji wirnika, posiadającego teraz tylko dwa pierścienie ślizgowe; ta budowa jest typowa dla selsynów o zmniejszonych gabarytach, zasilanych z sieci o podwyższonej częstotliwości: 400 Hz, 500 Hz lub 800 Hz, stosowanych w urządzeniach lotniczych. Wykonanie to umożliwia również stosunkowo łatwe umieszczenie symetrycznego zwartego zwoju na wirniku; dzięki niemu uzyskuje się znaczne zwiększenie sztywności selsyna, zwłaszcza przy małych kątach niezgodności. Kątem niezgodności nazywa się różnicę kątów obrotu wirników selsynów nadawczego i odbiorczego, tworzących łącze.

W trzecim wykonaniu zarówno na stojanie, jak i na wirniku, jest umieszczone uzwojenie trójfazowe. Selsyny takie są używane do sumowania algebraicznego wychyleń kątowych i zwą się selsynami różnicowymi.

Na rysunku 22 podano schemat wskaźnikowego łącza selsynowego. Pomijając opis matematyczny, jego zasadę działania można przedstawić następująco: zmienne napięcie wzbudzenia wytwarza w uzwojeniach stojanów pulsujące strumienie magnetyczne, których osie pokrywają się z osiami uzwojeń. Te strumienie indukują w fazowych uzwojeniach wirników SEM-y, których amplitudy zależą od wzajemnego położenia osi uzwojeń fazowych względem osi uzwojeń wzbudzenia. Przy jednakowym położeniu wirników selsynów nadawczego i odbiorczego względem ich uzwojeń wzbudzenia, SEM-y odpowiednich uzwojeń fazowych są równe co do wartości, lecz przeciwnie skierowane. W wyniku tego w obwodach wirników nie płyną prądy.



Rys. 21. Wykroje blach selsyna

Jeżeli wirnik selsyna nadawczego obrócić o pewien kąt Θ względem wirnika selsyna odbiorczego (Θ — kąt niezgodności), to SEM-y odpowiednich uzwojeń fazowych obu selsynów staną się różne co do wielkości i w obwodach wirników popłyną prądy. Oddziaływanie strumieni i prądów obu selsynów powoduje powstanie momentów synchronizujących, starających się zniwelować kąt Θ . Jeżeli więc wirnik selsyna nadawczego będzie unieruchomiony, a selsyna odbiorczego swobodny, to momenty synchronizujące będą dążyć do ustawienia wirnika selsyna odbiorczego w położenie zgodne z położeniem wirnika selsyna nadawczego. Moment synchronizujący łącza selsynowego jest:

$$M_s = M_{max} \sin \Theta$$

gdzie:

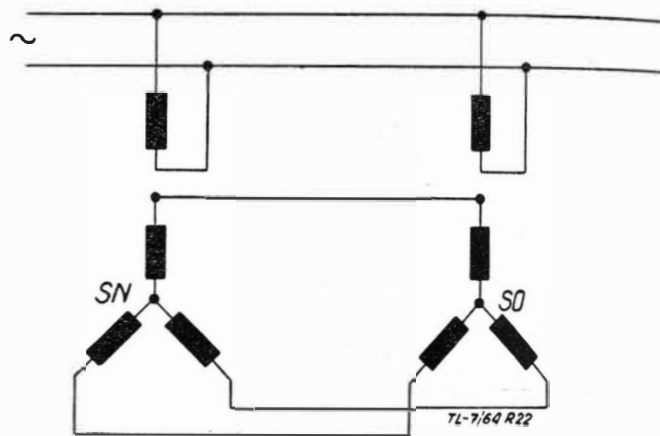
Θ — kąt niezgodności,

M_{max} — wyrażenie będące funkcją strumienia magnetycznego stojana, przepływu wirnika i kąta przesunięcia fazowego między nimi.

Jak wynika ze szczegółowych rozważań teoretycznych [lit. 7], przy sinusoidalnej zmienności prądów selsynów, statyczny kąt niezgodności jest wynikiem jedynie momentów tarcia i obciążenia mechanicznego łącza. Jest to ogromna zaleta łącza selsynowego w porównaniu z łączami potencjometrycznymi, obdarzonymi własnym systematycznym uchybem przekazywania. Wspomniany statyczny kąt niezgodności jest:

$$\Theta_o = \arcsin \frac{M_h}{M_{max}}$$

gdzie: M_h — jest sumą momentów tarcia i obciążenia.



Rys. 22. Selsynowe łącze nadawczo-odbiorcze. SN — selsyn nadawczy, SO — selsyn odbiorczy

Selsyny nadawcze i odbiorcze są wykonywane w dwu podstawowych klasach dokładności:

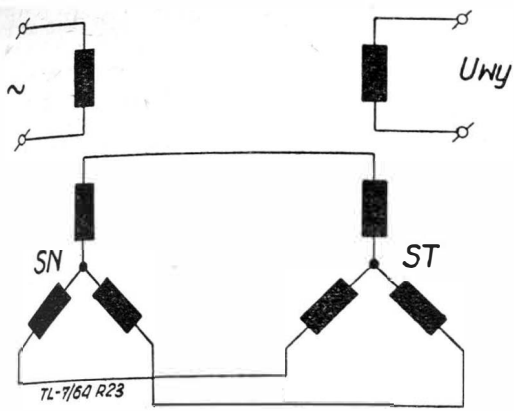
precyzyjnej, dopuszczającej uchyby selsynów odbiorczych w granicach $\pm 0,75$ i nadawczych w granicach do $\pm 0,25^\circ$; normalnej, dopuszczającej uchyby selsynów odbiorczych w granicach do $\pm 1,5^\circ$ i nadawczych w granicach do $\pm 0,5^\circ$.

Sztywności selsynów wynoszą od kilku do kilkudziesięciu Gcm/1° stopień kąta. Na rysunku 23 podano schemat selsynowego łącza transformatorowego. Selsyn nadawczy jest identyczny jak selsyn z łącza z rys. 22; selsynem odbiorczym jest teraz selsyn transformatorowy. Od zwykłego selsyna odbiorczego różni się on dużym oporem uzwojenia wyjściowego, którym jest uzwojenie jednofazowe. Łączy się ono normalnie z wysokoomowym wejściem wzmacniacza lub z woltomierzem o dużym oporze wewnętrznym. Do sieci zasilającej prądu zmiennego włącza się tylko uzwojenie wzbudzenia selsyna nadawczego. Działanie łącza jest następujące: siły elektromotoryczne, indukowane w uzwojeniach fazowych wirnika selsyna nadawczego, powodują przepływ prądu przez uzwojenia fazowe selsyna transformatorowego, w którym powstaje pewien wypadkowy strumień magnetyczny, wzbudzający w uzwojeniu wyjściowym SEM-a o wartości zależnej od kąta niezgodności wirników:

$$E = E_m \cos \Theta$$

Θ — kąt niezgodności.

Ponieważ wygodniejsza z punktu widzenia serwomechanizmów i pomiarów jest taka zależność, w której zerowej



Rys. 23. Selsynowe łącze transformatorowe. SN — selsyn nadawczy, ST — selsyn transformatorowy

Wartości kąta niezgodności odpowiadała zerowa wartość napięcia wyjściowego, stosuje się wstępne przesunięcie wirników o kąt 90° . Wówczas otrzymuje się zależność:

$$E = E_m \sin \theta \quad [25]$$

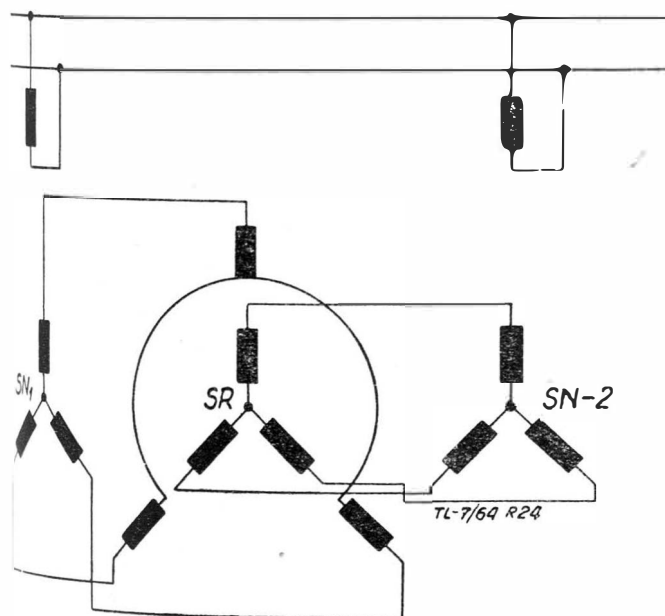
Na rysunku 24 podano schemat różnicowego łącza selsynowego. Selsyn różnicowy ma, jak wspomniano, stojan wirnik nawinięte trójfazowo. Selsyny SN-1 i SN-2 pracują jako nadawcze, selsyn SR jako odbiorczy. Strumienie magnetyczne stojana i wirnika selsyna różnicowego nadążają za obrotami wirników selsynów nadawczych; ich wzajemne oddziaływanie określa kąt obrotu selsyna SR. Obrót wirnika selsyna SN-1 o kąt θ_1 , w kierunku ujemnym, powoduje obrót wirnika selsyna SR o tenże kąt, lecz w kierunku dodatnim. Obrót wirnika selsyna SN-2 o kąt θ_2 w kierunku ujemnym powoduje obrót wirnika selsyna SR o tenże kąt w kierunku dodatnim. Wypadkowy obrót selsyna SR nastąpi o kąt:

$$\theta = \theta_1 - \theta_2, \quad [26]$$

Łącze z selsynem różnicowym można wykorzystać dla uzyskania sygnału napięciowego, proporcjonalnego do różnicy kątów obrotu wirników dwu selsynów. Odpowiedni schemat znajduje się na rysunku 25. Łącze składa się z selsyna nadawczego SN, różnicowego SR i transformatorowego ST.

Łącza selsynowe znalazły bardzo różnorodne zastosowania z uwagi na swoje niewątpliwe zalety, takie jak:

- brak systematycznego uchybu przekazywania, wynikającego z zasady działania łącza,
- duża sztywność i duży moment synchronizujący,
- możliwość przenoszenia dość dużych obciążeń,
- mały uchyb odwzorowania (całkowity).



Rys. 24. Selsynowe łącze różnicowe. SN-1, SN-2 — selsyny nadawcze, SR — selsyn różnicowy

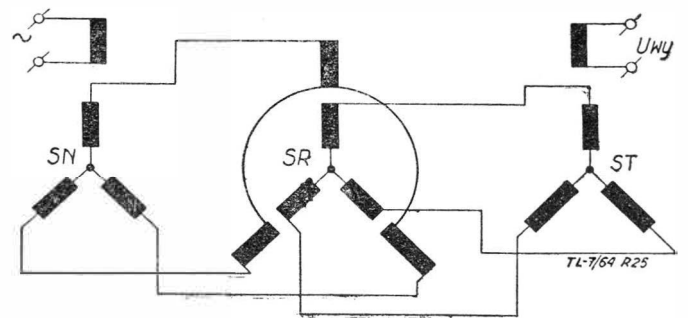
Wadą selsynów jest ich skomplikowana budowa, technologia wytwarzania i trudna konserwacja w porównaniu z innymi przetwornikami oraz obecność styku ślizgowego szczotka-pierścienie, zwiększającego wydatnie moment oddziaływania mechanicznego. Dla usunięcia tej ostatniej wady opracowano tak zwane selsyny bezstykowe (telegony), jednakże nie znalazły one szerszego zastosowania.

Przykładem zastosowania łącz selsynowych w przyrządach żyroskopowych mogą być: żyroskopowe nadajniki pionowe typu FS-8 i FS-12 firmy FERRANTI, busola żyroindukcyjna typu GIK, żyroskop kursowy typu PDG-1 firmy SMITS.

Transformatory obrotowe (selsyny przelicznikowe)

Należą one do grupy indukcyjnych przetworników wariometrycznych. Przetwornikiem indukcyjnym nazywa się aparat elektryczny, którego zadaniem jest przetworzenie dowolnej wielkości nieelektrycznej na elektryczny sygnał napięciowy lub prądowy przy wykorzystaniu zjawiska indukcji elektromagnetycznej. Przetworniki te odznaczają się:

- dużą czułością i sztywnością odpowiedzi,
- statecznym i bezstopniowym przekazywaniem sygnału,
- małą siłą oddziaływania,
- dużą pewnością ruchu.



Rys. 25. Schemat selsynowego łącza transformatorowego, różnicowego. SN — selsyn nadawczy, SR — selsyn różnicowy, ST — selsyn transformatorowy

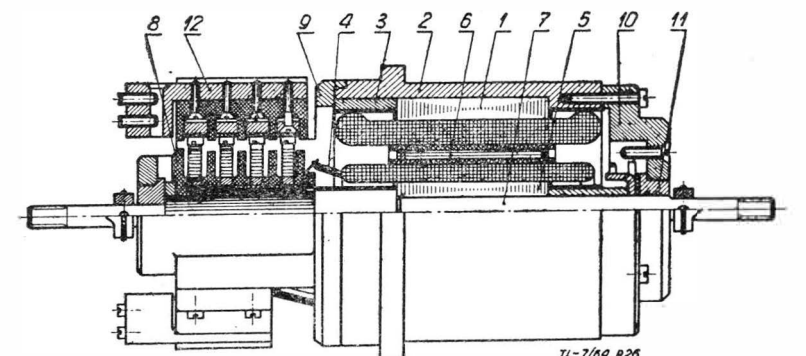
Indukcyjne przetworniki wariometryczne mają uzwojone zarówno ruchomą, jak i nieruchomą część obwodu magnetycznego.

Transformatory obrotowe są wykonywane w postaci małych maszyn indukcyjnych, jak to pokazano na rysunku 26, to jest z biegunami utajonymi i uzwojeniami rozłożonymi zarówno na stojanie, jak i na wirniku. Zależnie od typu transformatora, na stojanie i wirniku umieszcza się po jednym lub po dwa uzwojenia; w tym ostatnim przypadku osie uzwojeń są wzajemnie prostopadłe.

Obrót wirnika powoduje zmianę współczynnika indukcyjności wzajemnej uzwojeń stojana i wirnika, co z kolei powoduje zmianę indukcyjności SEM. Występuje tu podwójne przetwarzanie sygnału: wielkość wejściowa jest przetwarzana na zmianę indukcyjności wzajemnej, ta zaś na zmianę SEM lub napięcia. Odpowiedni schemat blokowy podano na rys. 27.

Zależnie od przebiegu napięcia wyjściowego, transformatory obrotowe dzielą się na:

- transformatory sinusowe,
- transformatory sinusowo-cosinusowe,
- transformatory liniowe.



Rys. 26. Przekrój transformatora obrotowego

Transformatory sinusowe posiadają po jednym uzwojeniu na stojanie i na wirniku. Jeżeli stojan jest zasilany ze źródła napięcia zmiennego, wówczas uzwojenie to wytwarza strumień pulsujący, indukujący w uzwojeniu wirnika SEM transformacji. Jej wartość maksymalna odpowiada położeniu wirnika, w którym osie uzwojeń się pokrywają; jej zero — osie uzwojeń są wzajemnie prostopadłe. Dla nieobciążonego transformatora otrzymuje się więc zależność:

$$E_2 = E_{2max} \sin \theta = E_1 \frac{z_2}{z_1} \sin \theta \quad [27]$$

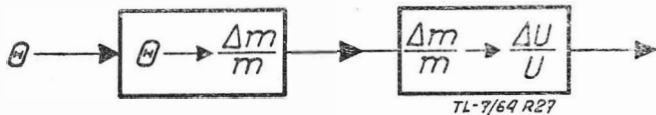
gdzie:

- E_1 — SEM uzwojenia pierwotnego,
- E_2 — SEM uzwojenia wtórnego,
- z_1 — liczba zwojów uzwojenia pierwotnego,
- z_2 — liczba zwojów uzwojenia wtórnego,

Sztywność napięciowa takiego transformatora jest:

$$K = \frac{dE_2}{d\theta} = E_1 \frac{z_2}{z_1} \cos \theta \quad [28]$$

i jej maksimum przypada dla $\theta = 0$. Własność ta jest szczególnie ważna z punktu widzenia współpracy z przyrządami żyroskopowymi, dla których wychylenia osi wyjściowych są niewielkie. Wadą tych przetworników jest nieliniowa charakterystyka i zmienna sztywność.



Rys. 27. Schemat blokowy przetwarzania sygnału w transformatorze obrotowym. θ — wielkość mierzona, M — indukcyjność wzajemna, U — napięcie

Transformatory sinusowo-cosinusowe mogą być wykonywane w trzech wariantach, a mianowicie:

- o jednym uzwojeniu stojana i dwu uzwojeniach wirnika,
- o dwu uzwojeniach stojana i jednym uzwojeniu wirnika,
- o dwu uzwojeniach zarówno stojana, jak i wirnika.

Najszerze zastosowanie znalazł wariant trzeci, a to z uwagi na najmniejsze odkształcenie krzywych napięć wyjściowych, jak i na najmniejszą wrażliwość na asymetrię magnetyczną. Na stojanie znajdują się uzwojenia wzbudzenia i poprzeczne; ich osie magnetyczne są wzajemnie prostopadłe. Na wirniku są uzwojenia sinusowe i cosinusowe, również o wzajemnie prostopadłych osiach magnetycznych. Uzwojenie wzbudzenia jest zasilane ze źródła napięcia zmiennego i wytwarza pulsujący strumień magnetyczny indukujący siły elektromotoryczne w uzwojeniach wirnika. Są one proporcjonalne odpowiednio do sinusa i cosinusa kąta obrotu wirnika:

$$\begin{cases} E_{21} = E_1 \frac{z_2}{z_1} \sin \theta \\ E_{22} = E_1 \frac{z_2}{z_1} \cos \theta \end{cases} \quad [29]$$

Uzwojenie poprzeczne stojana jest zwarte poprzez opór o dobieranej wartości; ma ono za zadanie kompensowanie pola poprzecznego, wytwarzanego przez uzwojenia wirnika, przez co uzyskuje się zmniejszenie wrażliwości na asymetrię magnetyczną.

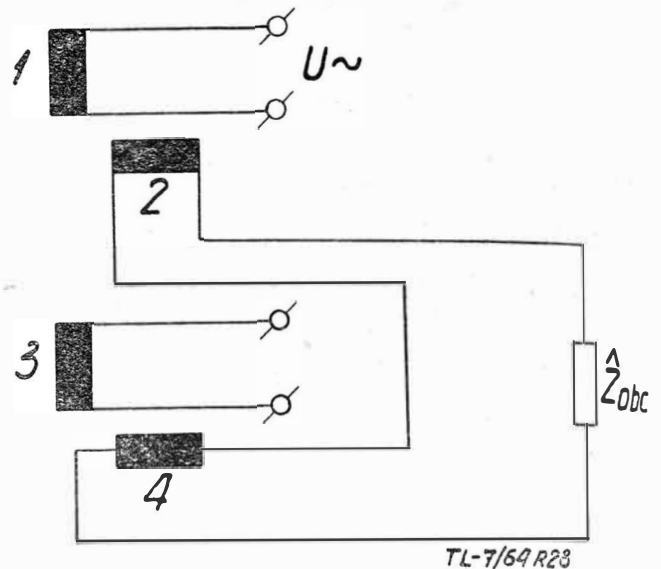
Sztywność napięciowa uzwojenia sinusowego dana jest wzorem [28] i dotyczą jej poczynione tamże uwagi. Sztywność napięciowa uzwojenia cosinusowego jest:

$$K_2 = \frac{dE_{22}}{d\theta} = -E_1 \frac{z_2}{z_1} \sin \theta \quad [30]$$

Jej maksimum przypada dla kąta θ równego 90° , zaś dla $\theta = 0$ jest ona równa zero. Uzwojenie cosinusowe nie nadaje się do wykorzystywania w układach pomiarowych

małych wychyleń kątowych takich, jak pomiarowe aparaty żyroskopowe.

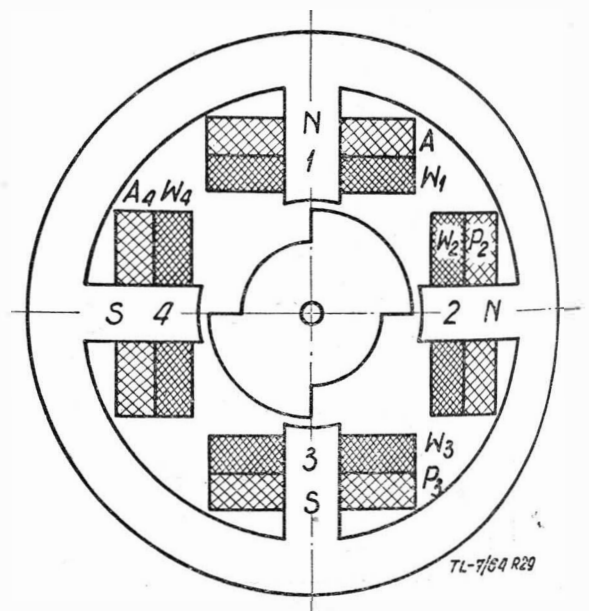
Transformatory liniowe są stosowane dla uzyskania sygnału wtórnego, o wartości proporcjonalnej do wartości napięcia źródła zasilania i kąta obrotu wirnika. Transformatory te posiadają, podobnie jak transformatory sinusowo-cosinusowe, dwa uzwojenia stojana i dwa uzwojenia wirnika. Dla uzyskania możliwie dokładnej liniowej charakterystyki napięcia wyjściowego uzwojenia wtórne należy wykonać dokładnie symetrycznymi, a ponadto uzwojenie poprzeczne włączyć szeregowo z opornością obciążenia



Rys. 28. Schemat połączeń liniowego transformatora różnicowego. 1 — uzwojenie wzbudzenia, 2 — uzwojenie poprzeczne, 3 — uzwojenie sinusowe, 4 — uzwojenie cosinusowe, Z_{obc} — impedancja obciążenia

nia i uzwojeniem cosinusowym wirnika, jak to pokazano na rysunku 28. Przy takim połączeniu w uzwojeniu sinusowym działają dwie SEM-y: jedna wzbudzona przez strumień uzwojenia wzbudzenia, druga — przez uzwojenie poprzeczne. Pierwsza SEM jest proporcjonalna do sinusa kąta obrotu, druga zaś do SEM uzwojenia poprzecznego i do cosinusa kąta obrotu. Spadek napięcia na oporności obciążenia jest dość dokładnie zależny liniowo od kąta obrotu wirnika.

Transformatory obrotowe posiadają jednak stosunkowo duży moment oddziaływania mechanicznego, wywołany tarciem szczotek o pierścienie ślizgowe. Mogą być więc stosowane w tych aparatach żyroskopowych, których żyroskopy posiadają duży kręt. Jednym z ich zastosowań są stabilizowane platformy.

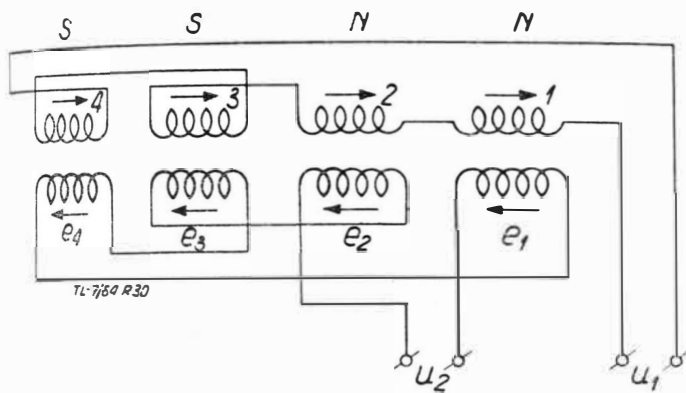


Rys. 29. Wygląd mikrosyna

Mikrosyny

Należą one do grupy przetworników indukcyjnych o zmiennej indukcyjności wzajemnej i działają na zasadzie transformatora różnicowego. Stanowią one jedną z najnowocześniejszych konstrukcji przetworników pomiarowych dla przyrządów żyroskopowych. Teorii i obliczaniu mikrosynów są poświęcone prace autora [lit. 14, 15 i 16].

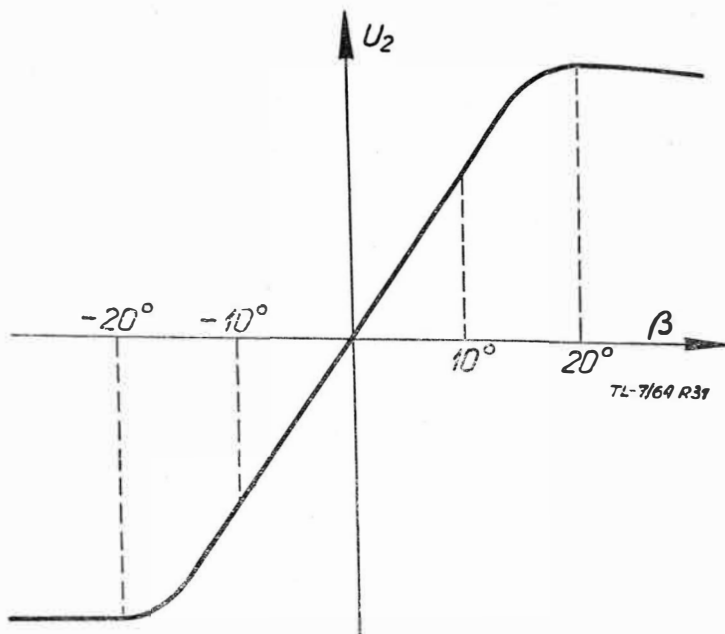
Schematyczny rysunek przekroju mikrosyna podano na rys. 29, zaś schemat jego połączeń na rysunku 30. Posiada on nieuzwojony wirnik z bęgunami wydajnymi oraz stojan, na którym są umieszczone uzwojenia: pierwotne, wtórne i kompensacyjne (nie pokazane na rysunkach). Jest on przeznaczony do wytwarzania sygnału napięciowego o wartości proporcjonalnej do kąta obrotu wirnika. Zakres kątów obrotu wirnika, dla których jest zapewniona dobra prostoliniowość sygnału wyjściowego, wynosi od $\pm 0,25$ radiana do $\pm 0,5$ radiana, zależnie od konstrukcji. Nieliniowość napięcia wyjściowego jest rzędu $\pm 0,5\%$ w zakresie kątów obrotu $\pm 0,12$ radiana; $\pm 1,0\%$ dla kątów obrotu do $\pm 0,16$ radiana i $\pm 5\%$ dla większych kątów obrotu. Mikrosyn pracuje zasadniczo przy niewielkich kątach obrotu, rzędu do $\pm 0,1$ radiana, co zupełnie wystarcza do współpracy z żyroskopami pomiarowymi. Zapewnia on wówczas sygnał wyjściowy



Rys. 30. Schemat elektryczny mikrosyna

małym uchybie nieliniowości. Szywności napięciowe mikrosynów, zależnie od ich gabarytów, wynoszą od 12 do 80 V/radian. Charakterystykę napięciową statyczną mikrosyna podano na rys. 31.

Stojan mikrosyna (patrz rys. 29) jest czterobiegunowy, symetryczny i wykonany z materiału o małej histerezie magnetycznej. Wirnik jest dwubiegunowy, o łuku bieguna 90° i podobnie jak stojan — jest wykonany z blach o możliwie jak najmniejszej histerezie magnetycznej. Na każdym z biegunów stojana znajdują się dwie cewki: pierwotna (wzbudzająca) i wtórna (wyjściowa). Cewki wzbudzające są połączone szeregowo zgodnie i stanowią uzwojenie wzbudzenia mikrosyna, zasilane prądem zmiennym i wytwarzające strumień magnetyczny, niezbędny do pracy aparatu. Uzwojenie wyjściowe składa się z cewek połączonych szeregowo przeciwsobnie, a mianowicie cewki, znajdujące się na przeciwległych biegunach, są połączone szeregowo zgodnie, zaś otrzymane w ten sposób dwie grupy są połączone przeciwsobnie. W zerowym położeniu wirnika każdy jego nabiegownik zakrywa w połowie dwa jednoimienne bieguny stojana, wskutek czego strumienie magnetyczne skierowane w przestrzeni wzdłuż obu osi NS są równe. Jednakowe są również SEM-y indukowane w każdej z par cewek wtórnych, a wobec ich przeciwsobnego połączenia sygnał wyjściowy mikrosyna jest równy zeru. Jeżeli wirnik obróci się o kąt β , to zmieni się zakrycie przezeń biegunów stojana. Bieguny położone wzdłuż jednej osi NS będą zakryte bardziej, położone wzdłuż drugiej — mniej. Strumień magnetyczny skierowany wzdłuż jednej osi NS wzrośnie, a zatem wzrośnie SEM indukowane w grupie cewek wtórnych, położonych na tej osi. Strumień magnetyczny skierowany wzdłuż drugiej osi NS zmaleje, a zatem zmaleje i SEM indukowana w odpowiedniej grupie cewek. Sygnał wyjściowy mikrosyna, będący różnicą tych SEM, stanie się różny od zera. Wartość bezwzględna tego sygnału jest zależna od wartości kąta obrotu, zaś jego zwrot — od kierunku obrotu wirnika.



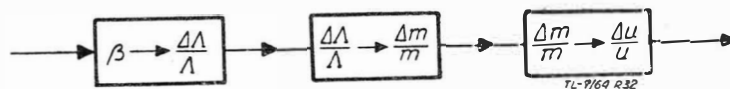
Rys. 31. Charakterystyka napięcia mikrosyna bez uzwojenia kompensacyjnego. U_2 — napięcie wyjściowe, β — kąt obrotu wirnika

W mikrosynie występuje trzykrotne przetwarzanie sygnałów: wychylenie kątowe zostaje przetworzone na zmianę przewodności magnetycznej, ta zmiana zostaje przetworzona na zmianę indukcyjności wzajemnej, a ta z kolei — na sygnał napięciowy. Odpowiedni schemat blokowy podano na rys. 32.

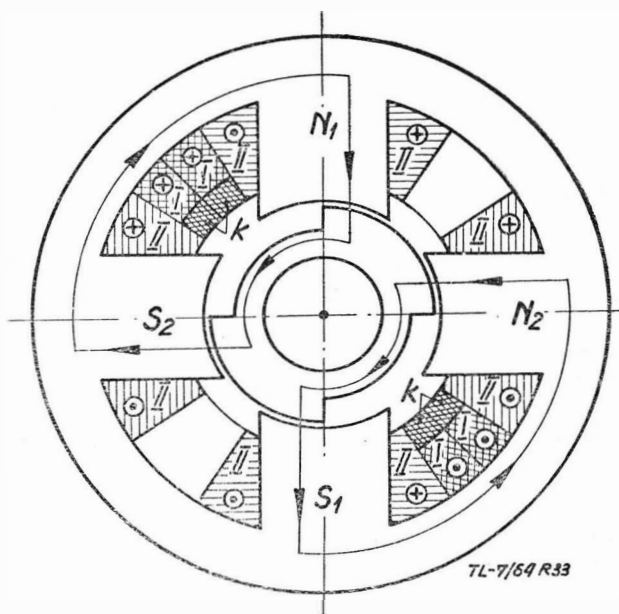
Z rozważań teoretycznych [lit. 14] wynika następujący wzór dla napięcia wyjściowego mikrosyna:

$$|\hat{u}'_2| = \frac{|\hat{z}'_{obc}| \cdot 2z_1^2 \lambda_b}{|\hat{z}'_{obc} + \hat{z}_{22}|} |i'_1| \beta \quad [31]$$

gdzie:



Rys. 32. Schemat blokowy przetwarzania sygnałów w mikrosynie. β — kąt obrotu wirnika, Δ — przewodność magnetyczna, M — indukcyjność wzajemna, U — napięcie



Rys. 33. Rozłożenie uzwojeń i wzajemne fazy prądów w mikrosynie z uzwojeniem kompensacyjnym. I — uzwojenie wzbudzenia, II — uzwojenie wyjściowe, K — uzwojenie kompensacyjne

- \hat{Z}_{obc} — impedancja obciążenia mikrosyna,
- \hat{Z}_{22} — impedancja uzwojenia wtórnego mikrosyna
- \hat{z}_1 — liczba zwojów pierwotnych,
- λ_b — składowa przewodności magnetycznej na drodze stojan-wirnik, zależna od kąta obrotu wirnika,
- i_1 — prąd pierwotny,
- β — kąt obrotu wirnika.

} sprowadzone do uzwojenia pierwotnego

Wzór powyższy wskazuje na to, że napięcie wyjściowe mikrosyna jest teoretycznie liniową funkcją kąta obrotu wirnika. Wszelka nieliniowość sygnału wyjściowego jest wynikiem bądź niespełnienia przez konstruktora wymagań stawianych przez teorię, bądź też niedokładności technologicznych. Do pierwszej grupy należy przede wszystkim zaprojektowanie obwodu magnetycznego o zbyt dużym nasyceniu; do drugiej grupy — niedokładności wykonania rdzenia i uzwojeń, niedokładności wynikające przeważnie z ograniczonej precyzji obróbki. Ponadto przyczyną technologicznych powodują występowanie napięcia szczytkowego w zerowym położeniu wirnika; wartość tego napięcia musi być ograniczona poniżej progu czułości wzmacniacza, współpracującego z mikrosynem. Wymaga to stosowania specjalnych zabiegów, które można podzielić na:

- technologiczne, to jest znaczne zwiększanie dokładności obróbki i montażu, zachowywanie szpitalnej wprost czystości hal montażowych itp. Zabiegi te są niezmiernie kosztowne,
- konstrukcyjne, z których podstawowym zabiegiem jest zastosowanie uzwojenia kompensacyjnego.

Uzwojenie kompensacyjne jest to trzecie uzwojenie, umieszczone na stojanie mikrosyna, nawinięte analogicznie jak uzwojenie pierwotne, a włączone w obwód uzwojenia wtórnego. Ma ono za zadanie wytworzyć napięcie kompensujące wtórne napięcie szczytkowe. Rozłożenie uzwojeń mikrosyna z uzwojeniem kompensacyjnym przedstawiono na rys. 33. Rozważania teoretyczne prowadzą do wniosku, że napięcie wyjściowe mikrosyna z uzwojeniem kompensacyjnym jest nieliniową funkcją kąta obrotu wirnika. Wykonane przez autora pomiary wskazują, że mimo to, prawidłowo zaprojektowany mikrosyn z uzwojeniem kompensacyjnym posiada w zakresie kątów obrotu wirnika $\pm 0,1$ radiana praktycznie prostoliniową charakterystykę napięcia wyjściowego.

Mikrosyn jest normalnie ułożyskowany razem z osią żyroskopu, na której umieszcza się jego wirnik, wskutek czego nie wprowadza on dodatkowych momentów tarcia, zwiększających uchyb urządzenia pomiarowego. Jedynym momentem oddziaływania mechanicznego, jaki występuje w ruchu ustalonym mikrosyna, jest moment elektrodynamiczny; jego wartość jest mała. Zarówno obliczenia, jak i pomiary wskazują, że wynosi on około 0,2 Gcm na każde 0,01 radiana wychylenia wirnika. Ponadto w stanach niestabilnych występuje moment bezwładności, również bardzo mały wskutek małych wymiarów wirnika.

Reasumując można stwierdzić, że mikrosyn szczególnie dobrze spełnia wymagania stawiane przetwornikom pomiarowym przyrządów żyroskopowych. Nic więc dziwnego, że znalazł on szerokie zastosowanie we współczesnych konstrukcjach. Jest on używany w żyroskopach pływakowych różniczkujących i całkujących, firm: HONEYWELL, ENGLISH ELECTRIC, FERRANTI, KEARFOTT i innych, żyroskopach platform stabilizowanych oraz wielu innych.

Wersją mikrosyna jest tak zwany dualsyn. Jest to ośmiobiegunowa maszyna o nieuzwojonym, tyłuź biegunowym wirniku. Spełnia ona rolę przetwornika pomiarowego i silnika korekcyjnego. Jako przetwornik pomiarowy pod względem teorii i charakterystyk nie różni się od mikrosyna.

Różne przetworniki

Poza omówionymi poprzednio, można spotkać jeszcze inne przetworniki pomiarowe, używane w przyrządach żyroskopowych. Wprawdzie są one rzadko spotykane, mimo to należy im poświęcić kilka słów.

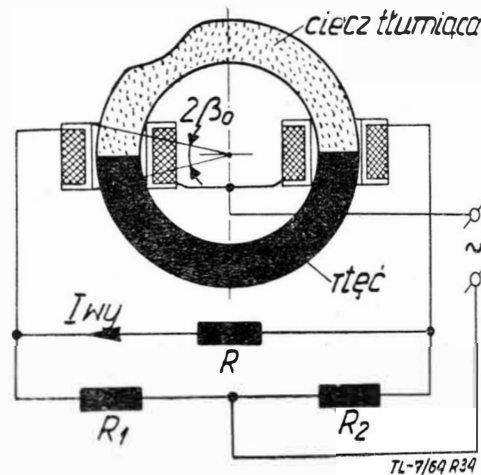
Na rysunku 34 przedstawiono indukcyjny poziomierz rtęciowy, służący do pomiaru kąta odchylenia od pionu lub poziomu. Zastępuje on przetwornik stykowy, przedstawiony na rysunku 11 i znalazł zastosowanie w żyrobusolach i żyroskopowych czujnikach pionu. Na korpusie aparatu umieszczono dwie cewki, uzwojenia których włączono razem z opornikami stosunkowymi R_1 i R_2 w układ mostkowy.

Wnętrze korpusu jest w połowie napełnione rtęcią; w poziomym położeniu przetwornika rtęć sięga do środka obu cewek, ich impedancje są równe i w przekątnej mostka nie płynie prąd. Wychylenie przetwornika powoduje zmianę poziomu rtęci w obu ramionach, co narusza równość impedancji cewek i powoduje przepływ prądu przez gałąź przekątną mostka, w którą włączono cewkę elementu wykonawczego. Przebieg zmiany prądu w elemencie wykonawczym w funkcji kąta obrotu żyroskopu podano na rysunku 35. Schemat blokowy przetwarzania sygnałów znajduje się na rysunku 36.

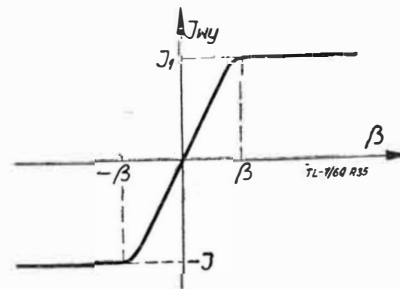
Na rysunku 37 podano schemat przetwornika transformatorowego, stanowiącego typ dawniej używanych przetworników indukcyjnych, a stosowanych zarówno w żyrobusolach, jak i platformach stabilizacyjnych. W zerowym położeniu rdzenia R strumienie magnetyczne skojarzone z obu uzwojeniami wtórnymi są równe sobie, wskutek czego SEM-y indukowane w tych uzwojeniach są też równe. Wobec przeciwnego połączenia uzwojeń wypadkowa SEM jest równa zero i przez oporność obciążenia R_0 nie płynie prąd. Wychylenie rdzenia narusza równowagę układu i powoduje przepływ prądu przez oporność R_0 . Przetworniki te nie odznaczają się zbyt dobrymi własnościami zarówno pod względem sztywności, jak i liniowości charakterystyk, i są obecnie wypierane przez mikrosyny.

Na zakończenie przeglądu przetworników pomiarowych, stosowanych w przyrządach żyroskopowych, należy wspomnieć o tak zwanym MAGNESYNIE. Łącze magnesyne przedstawiono na rysunku 38.

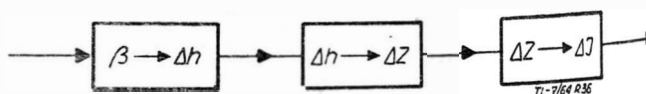
Magnesyn jest przetwornikiem indukcyjnym, działającym na zasadzie zdwajacza częstotliwości. Na pole magnetyczne



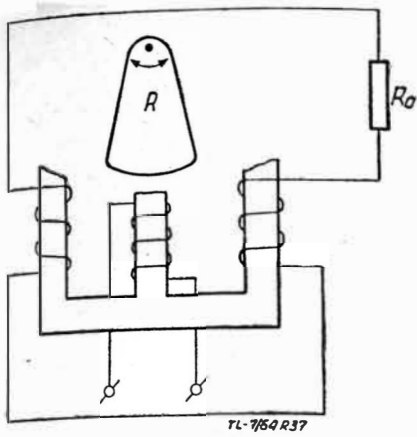
Rys. 34. Indukcyjny poziomierz rtęciowy dla pomiaru kąta odchylenia od pionu lub poziomu. R — oporność elementu wykonawczego, R_1 , R_2 — oporniki stosunkowe



Rys. 35. Charakterystyka statyczna przetwornika z rysunku 34. β — kąt obrotu, I_{wy} — prąd wyjściowy



Rys. 36. Schemat blokowy przetwarzania sygnałów w przetworniku z rys. 34. β — kąt obrotu, h — wysokość słupa rtęci, Z — impedancja, I — prąd



Rys. 37. Schemat przetwornika transformatorowego. R_0 — oporność obciążenia

zwojenia prądu zmiennego nadajnika nakłada się pole magnetyczne magnesu trwałego. W jednej połowce rdzenia następuje zwiększenie, w drugiej zmniejszenie indukcji magnetycznej. W wyniku otrzymujemy krzywą odkształconą indukcji, dającą się przedstawić jako superpozycja pola stałego i pola o podwójnej częstotliwości.

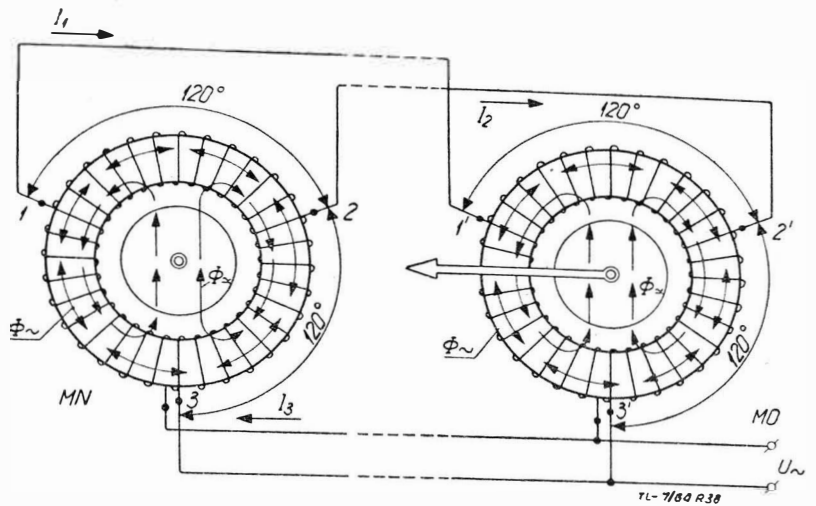
W przypadku, gdy wirniki nadajnika i odbiornika zajmują położenia różniące się o kąt niezgodności Θ , w obwodzie $1' 2'$ płynie prąd wyrównawczy wytwarzający w szczególności odbiornika pole magnetyczne, którego składowa stała składowa tworzy położenie wirnika nadajnika, jednocześnie przyciągając wirnik i nadając mu to samo położenie.

Działanie łącza magnesynowego zostanie omówione w następnym artykule.

Zakończenie

Dokonany przegląd przetworników pomiarowych, stosowanych w aparatach żyroskopowych, pozwala stwierdzić,

- wymagania stawiane przetwornikom, a sformułowane w pierwszej części artykułu, najlepiej spełniają przetworniki typu „mikrosyn”. One też znajdują coraz powszechniejsze zastosowanie,
- jako elementy łącza synchronicznych najdokładniejsze są selsyny. Powszechność ich stosowania jest zależna od stopnia miniaturyzacji i zmniejszenia momentów oddziaływania mechanicznego. Oddzielnym zagadnieniem jest ponadto porównanie własności łącza: selsynowego, magnesynowego i mikrosynowego, które przekracza jednak ramy niniejszej publikacji,
- pozostałe przetworniki można uważać za technicznie przestarzałe.



Rys. 38. Łącze magnesynowe. MN — magnesyn nadawczy, MO — magnesyn odbiorczy

LITERATURA

1. G. A. Słomiński i Ju. N. Priadilow — „Popławkowyje giroskopy i ich primienienie”, Oborongiz, Moskwa 1953 r.
2. D. A. Braślowski, S. S. Łogunow, D. S. Pelpow — „Razčet i konstrukcja awiacyjnych priborow”, Oborongiz, Moskwa 1954 r.
3. „Waprosy toczności w technologii priborostrojenia” — praca zbiorowa, Maszgiz, Moskwa 1955 r.
4. N. I. Czistiakow — „Elektriczeskije awiacyjnyje pribory”, Oborongiz, Moskwa 1950 r.
5. W. A. Pawłow — „Awiacyjnyje giroskopiczeskije pribory”, Oborongiz, Moskwa 1954 r.
6. „Giroskopy z priwodom ot pruziny”, Raketnaja Technika-Ekspres Informacja, nr 23/59 r.
7. W. M. Szliandin: „Elementy Awtomatiki i Telemechaniki”, Oborongiz, Moskwa 1954 r.
8. P. Nowacki, L. Szklarski, H. Górecki — „Podstawy teorii układów regulacji automatycznej”, PWN, Warszawa 1962 r.
9. J. Owczarek — „Wpływ parametrów selsyna na jego sztywność”, Archiwum Elektrotechniki, t. VII, 1958, z. 2, s. 153.
10. J. Owczarek — „Wytyczne projektowania selsyna nadawczo-odbiorczego”, Archiwum Automatyki i Telemechaniki, t. IV, 1959, z. 2, s. 135.
11. S. Ł. Popkow — „Osnowy slediaszczego elektropriwoda”, Oborongiz, Moskwa 1955 r.
12. I. A. Werebriusow — „Sincronnyje pieredaczi i slediaszczije sistemy”, Sudpromgiz, Leningrad, 1954 r.
13. „Zakładowy Biuletyn Techniczny” Zakładu TONSIL, praca zbiorowa, nr 6/62.
14. T. Missala — „Mikrosyn — miniaturowy przetwornik do zdalnego pomiaru małych przesunięć kątowych”, Archiwum Automatyki i Telemechaniki t. VII, 1962, z. 1-2, s. 261.
15. T. Missala — „Obliczanie uzwojeń mikrosyna generatora”, Archiwum Automatyki i Telemechaniki, t. VIII, 1963, z. 3 s. 239.
16. T. Missala — „Teoria i obliczanie mikrosyna”, „Materiały Konferencji”, „Elektromaszynowe elementy automatyki i silniki mocy ułamkowej” — Zakładowy Biuletyn Techniczny Zakładu TONSIL nr 9, wrzesień 1962 r.

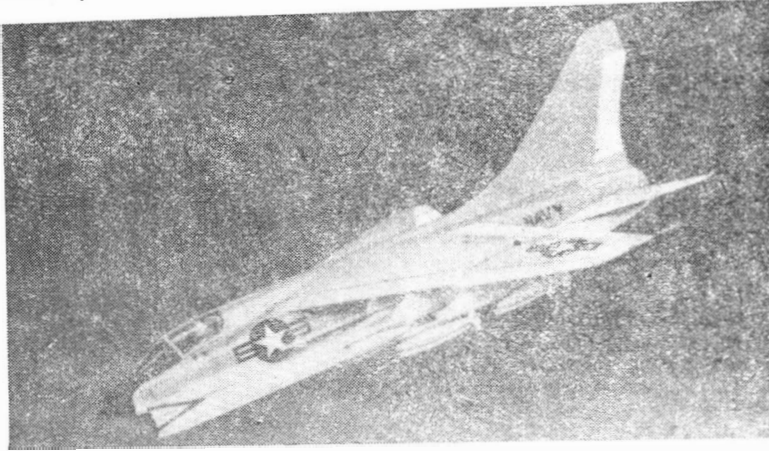
PRZYPOMINAMY!

*Czas odnowić prenumeratę
„Techniki Lotniczej”
na IV kwartał br.*

PROJEKT NOWEGO SAMOŁOTU MARYNARKI

Firma Ling-Temco-Vought wygrała konkurs na samolot szturmowy operujący z lotniskowców i noszący oznaczenie VAL. Ma on zastąpić dotychczas stosowane samoloty Douglas A4E „Skyhawk” i ma być użytkowany zarówno przez marynarkę, jak i piechotę morską. Na podstawie kształtu samolotu można przypuszczać, że został on rozwinięty z samolotu F-8E „Crusader”.

Decyzja budowy nowego samolotu szturmowego jest ściśle związana z rozwojem teorii wojny ograniczonej (tj. wojny bez zastosowania na skalę strategiczną broni jądrowej) i zwiększającym się dzięki temu znaczeniem lotniskowców.



Stwierdzono, że samolot „Skyhawk” nie odpowiada już w pełni obecnym wymaganiom i konieczne jest wprowadzenie samolotu bardziej wszechstronnego i o większym udźwigu broni konwencjonalnej. Samolot VAL (później otrzyma on oznaczenie A7A) jest tylko trochę większy od samolotu A4E „Skyhawk”, ma jednak znacznie większy ciężar udźwigu i dwukrotnie większy zasięg oraz może dłużej pozostawać w powietrzu. Do napędu samolotu jest przewidziana zmodyfikowana odmiana dwuprzepływowego silnika Pratt Whitney TF-30 bez spalania w zewnętrznym strumieniu. Silnik ten jest obecnie rozwijany do samolotu F-111 (dawne oznaczenie TFX).

W. K.

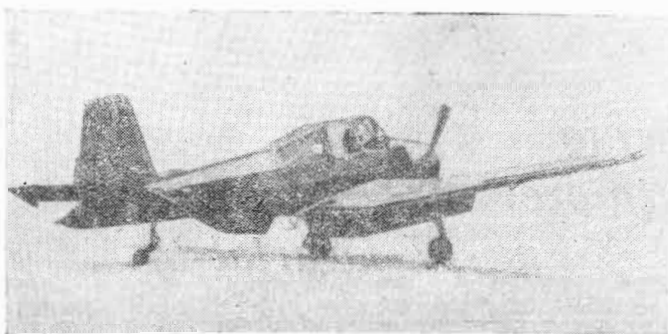
PLANY BUDOWY NOWEGO SAMOŁOTU STRATEGICZNEGO

Opublikowano wymagania amerykańskich sił lotniczych odnośnie nowego samolotu strategicznego AMSA (Advanced Manned Strategic Aircraft). Samolot ten, o ciężarze całkowitym 135 000 kg, ma przenikać w głąb nieprzyjacielskiego terytorium na odległość 1600 km i rozwijać prędkość $Ma = 2$ zarówno na dużych wysokościach, jak i przy ziemi. Jego uzbrojenie mają stanowić pociski powietrzeziemia. Przypuszcza się, że samolot będzie wymagał zbudowania specjalnego silnika. Aby uniknąć trudności, z jakimi spotkano się przy budowie samolotu B-70, samolot AMSA ma być rozwijany w oparciu o opanowaną już obecnie technikę; uważa się jednak, że zastosowanie zmiennej geometrii skrzydła jest niezbędne.

W. K.

CZECHOSŁOWACKI SAMOŁOT ROLNICZY

Zakłady w Kunowicach (Czechosłowacja) wyprodukowały prototyp samolotu rolniczego Z-37. Samolot o całkowicie



metalowej konstrukcji, wyposażony w silnik gwiazdowy typu M462 o mocy startowej 310 KM, jest przystosowany do wysiewania lub opryskiwania 400–500 kg środków chemicznych przy prędkości operacyjnej 110 km/h. Załogę stanowi pilot i mechanik. Konstrukcja samolotu jest specjalnie zabezpieczona przed korozją, pochodzącą od chemikali. Aparatura służąca do wysiewania proszków lub opryskiwania cieczami (o ciężarze 79 kg) jest łatwo zdejmowana, tak że samolot po sezonie rolniczym może być użytkowany do przewozu poczty, frachtu lub pasażerów. Ciężar własny samolotu wynosi 918 kg, maksymalny ciężar użyteczny 747 kg; pojemność dwóch zbiorników paliwa — 250 l. Przy ciężarze całkowitym 1585 kg samolot ma największą prędkość 180 km/h, zaś najmniejszą przy ziemi — 75 km/h. Długość startu i dobiegu przy lądowaniu wynosi 120 m. Prędkość wznoszenia przy ziemi — 4 m/sek, pułap 4000 m.

Z.

MAŁY SAMOŁOT SŁUŻBOWY

Został ostatnio dopuszczony do lotów w USA służbowy samolot krótkiego startu typu H-500 Twin produkcji zakładów Helio Aircraft Corporation. Samolot jest wypo-



sażony w dwa silniki 250 KM Lycoming O-540-A2B. Długość startu i lądowania na utwardzonym terenie wynosi około 100 m. Amerykańskie siły powietrzne zakupują dla celów doświadczalnych partię siedmiu samolotów, po czym zostanie uruchomiona produkcja seryjna.

Z.

PRÓBY PIERWSZEGO ŚMIGŁOWCA Z WIRNIKIEM DERSCHMIDTA

W styczniu 1964 roku rozpoczęto próby zawiązu śmigłowca Boelkow Bo 46 VI z wirnikiem Derschmidta. Jak wiadomo, wirnik Derschmidta — opisywany już w „Nowościach” w zeszycie 2/1962 „Techniki Lotniczej” — odznacza się tym, że jego łopaty mogą wykonywać ruchy wahadłowe w płaszczyźnie poziomej. Ruchy te mają poprawić stosunek C_p/C_x łopaty, zmniejszyć ich momenty zginające i zwiększyć prędkość lotu.

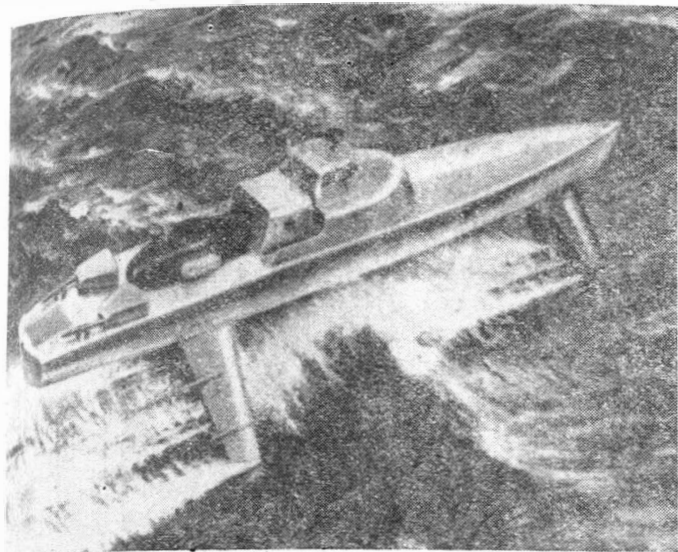
Śmigłowiec Bo 46 VI jest prototypem o ciężarze całkowitym ponad 2000 kg. W locie poziomym ma on osiągać prędkość powyżej 400 km/h.

W. K.



KANADYJSKI WODOLOT DO ZWALCZANIA ŁODZI PODWODNYCH

Firma De Havilland-Canada buduje kosztem dziesięciu milionów dolarów wodołot R-200, przeznaczony do zwalczania łodzi podwodnych. Długość wodołotu wynosi 45,7 m, wyporność — 200 T. Ma on rozwijać prędkość 70 węzłów



130 km/h) przy średniej wysokości wynurzenia ponad wodę 3,4 m. Do napędu w fazie zanurzenia jest przewidziany silnik wysokoprężny, w fazie wynurzenia — silnik turbiniowy. W. K.

NIKTÓRE SZCZEGÓŁY SATELITÓW „ELEKTRON” 1 i 2

Jak wiadomo satelity „Elektron” 1 i „Elektron” 2 zostały umieszczone za pomocą jednej rakiety na dwóch różnych orbitach. Oddzielenie satelitów nastąpiło przy użyciu małych silników raketowych. Obydwa satelity są zaopatrzone w komórki fotosłoneczne i czujniki słoneczne. „Elektron” 1 ma cylindryczny korpus i charakterystyczne płaszczyzny z komórkami fotosłonecznymi, „Elektron” 2 ma stożkową tylną część korpusu. Sterowanie parametrów orbity odbywa się z ziemi.

Na pokładzie obydwóch satelitów znajdują się identyczne urządzenia do pomiarów elektronów i protonów o różnej energii. Szczelny zasobnik rejestruje cząsteczki o dużej energii: elektrony — 2 MeV, protony — 30 MeV, fotony — 50 000 eV. Urządzenia do rejestracji cząstek o małej energii są umieszczone na zewnątrz satelitów. Kulisty analizator pozwala na chwytanie protonów i elektronów o różnej energii poczynając od 100 eV, cząstki o mniejszej energii są łapane przez specjalne pułapki. Na „Elektronie” 1 cząstki są rejestrowane przez specjalne liczniki. Znajduje się również na nim wykrywacz mikrometeoroidów i rejestrator promieni X, tj. aktywności słońca. „Elektron” 2 posiada dwa magnetometry. Z. Br.

SILNIK RAKIETOWY NA CIEKŁY WODÓR I CIEKŁY FLUOR

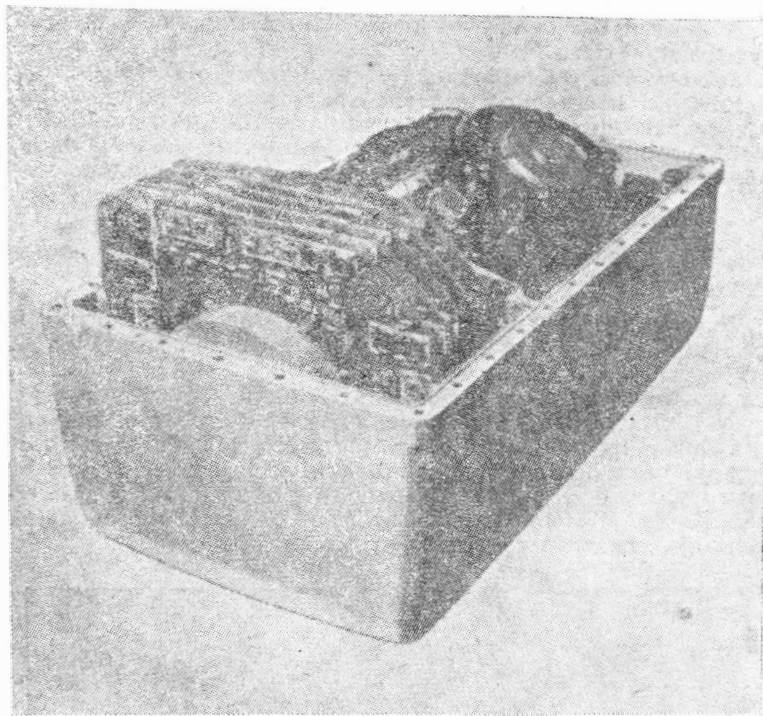
Oddział pocisków i astronautyki firmy Douglas zaprojektował górny stopień raket nośnych, którego silnik pracuje na ciekłym wodorze i ciekłym fluorze. Stopień ten może być stosowany na raketach „Thor”, „Atlas”, „Titan” i „Saturn” i przyczynić się w ten sposób do znacznego zwiększenia ciężarów użytecznych tych rakiet. Środek napędowy ciekły wodor — ciekły fluor daje znacznie większą energię cieplną niż ciekły wodor i ciekły tlen. W przypadku umieszczenia ładunku na orbicie okołozemskiej prędkość końcowa górnego stopnia wynosi 6000 m/sek i wówczas ciekły wodor z ciekłym fluorem zapewnia w porównaniu z ciekłym wodorem i ciekłym tlenem zwiększenie ciężaru użytecznego o 30%. Przy lotach na Księżyc, Wenus lub na Marsa, gdy wymagana prędkość końcowa górnego stopnia wynosi 8500 m/sek, zastosowanie ciekłego wodoru i ciekłego fluoru zwiększa ciężar użyteczny o 300%.

Stopień jest napędzany silnikiem o ciągu 16 000 kG i przekroju dyszy wylotowej 3 m², ma całkowitą długość 9 m i może zabierać 15 000 kG środka napędowego. Silnik może być uruchamiany ponownie nawet po długiej przerwie w pracy. Podobno firma Douglas jest w stanie oddać stopień do użytku przed upływem trzech lat. W.K.

AUTONAWIGATOR N16

Lekki autonawigator N16 jest poważnym osiągnięciem firmy North American Aviation w dziedzinie nawigacji bezwładnościowej. W oparciu o długoletnie doświadczenie i prace badawcze zastosowano w tym urządzeniu zasady mikroelektroniki oraz cały szereg nowych rozwiązań, między innymi modułowy sposób budowy, który ułatwia przeprowadzanie modyfikacji urządzenia.

Istnieją następujące odmiany autonawigatora: N16 — zbudowany specjalnie dla samolotów taktycznych i transportowych, N16S — przeznaczony do statków kosmicznych i N16M — przystosowany do potrzeb okrętów i łodzi podwodnych.



Urządzenie ma precyzyjne giroskopy i mierniki prędkości o zmniejszonych wymiarach. Miniaturowe obwody, integralne połączenia i inne udoskonalenia zapewniają dużą dokładność i 10÷30-krotnie większą pewność pracy niż w przypadku zwykłego urządzenia nawigacyjnego. Cały autonawigator waży niewiele więcej ponad 18 kG, zajmuje przestrzeń tylko 28 dcm³, a jego zapotrzebowanie mocy wynosi 140 W — łącznie z przelicznikiem, który ma własności samosprawdzania się i cechowania. Dzięki dużej pewności pracy i prostej obsłudze koszty eksploatacji urządzenia są niskie. W.K.

BADANIA NAD WPŁYWEM ROZTAJAJĄCEGO ŚNIEGU NA START SAMOLOTU

W Stanach Zjednoczonych przeprowadzono badania nad wpływem roztającego śniegu i stojącej wody na start samolotu odrzutowego. Badania przeprowadzono przy użyciu pasażerskiego samolotu Convair 880 M. Próby pozwoliły na wyciągnięcie podstawowego wniosku, że start w tych warunkach jest niebezpieczny; gdyż: a) roztajały śnieg jest wysysany przez silniki, a jego rozbryzgi mogą spowodować obmarznięcie mechanizmów; b) dodatkowy opór toczenia wydłuża start o 200 m, gdy grubość warstwy roztającego śniegu wynosi około 13 mm, i o 240 m, gdy grubość warstwy jest dwukrotnie większa. Z.

NOWY RODZAJ STALIWA O DUŻEJ WYTRZYMAŁOŚCI

Firma International Nickel Co. (INCO) wyprodukowała staliwo o wytrzymałości 154 kG/mm² i granicy sprężystości

147 kG/mm² przy minimalnym wydłużeniu 8%. Przy jego hartowaniu uzyskuje się normalną strukturę martenzytyczną. Części odlewane z nowego materiału odpowiadają tym, które były odlewane z materiału odpowiadającego, tzn. z materiału 18-7-5 (Ni-Co-Mo), która została wprowadzona do produkcji przez INCO w roku 1961. Dużą wytrzymałość obu materiałów uzyskuje się nie dzięki zawartości węgla, lecz głównie wskutek wydzielenia międzykrystalicznej fazy, do której wchodziły elementy niklu, kobaltu, molibdenu, tytanu i aluminium.

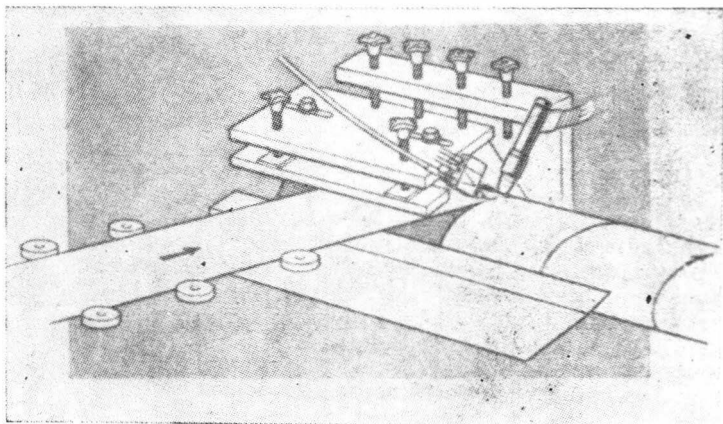
Nowa stal odlewnicza znajdzie zastosowanie przede wszystkim tam, gdzie wymagane są wyjątkowo duże wartości stosunku wytrzymałości do ciężaru właściwego, duże wydłużenie oraz dobre własności odlewnicze i obróbkowe (wchodzi tu w grę głównie przemysł lotniczy i raketowy). Badania laboratoryjne wykazały, że stal można przetapiać i następnie ponownie odtwarzać jej własności mechaniczne. Po wyżarzeniu homogenizującym i zahartowaniu nowa stalowo wykazuje, mimo swej dużej wytrzymałości, znaczną odporność na działanie karbu. Przy hartowaniu wymiary geometryczne zmieniają się bardzo mało, również wykrzywienie spowodowane przez obróbkę cieplną jest nieznaczne. W przypadku bardzo skomplikowanych odlewów, własności mechaniczne w cienkich i grubych przekrojach są wyjątkowo równomierne.

Jako wsadu do topienia stali używa się elektrolitycznego żelaza, do którego dodaje się dokładnie odmierzony ilości elektrolitycznego niklu i kobaltu, metalicznego molibdenu, gąbki tytanowej i czystego aluminium. Poza tym dodaje się małe ilości boru, cyrkonu i metalicznego potasu.

W.K.

WYKONYWANIE RUR CIĄGŁYCH Z TAŚMY

Wzrastające wymagania dotyczące rur pracujących na ciśnienie i w podwyższonych temperaturach, a zwłaszcza wymagania dla korpusów silników raketowych i pocisków kierowanych zmusiły technologów do opracowania nowych metod wytwarzania tych elementów. Rury ciągnięte nie pozwalały na zachowanie wymaganych tolerancji grubości ścianki oraz żądanego stosunku grubości ścianki do średnicy rury. Opracowano więc nowy proces zwijania rur w sposób ciągły z taśm walcowanych o stałej grubości. Istotę zwijania obrazuje rysunek.



Taśma odwija się z niewidocznego na rysunku bębna, prowadzona rolkami do urządzenia zwijającego ją po linii spiralnej, a tuż po zawinięciu następuje wykonanie szwu doczołowego. Poza wymienionymi czynnościami rura podlega jeszcze zabiegom szlifowania przetopów, prostowania i cięcia na odpowiednie odcinki. Cięcie następuje w czasie normalnego zwijania i przemieszczania się wzdłużnego rury, gdyż suport z tarczą do cięcia synchronizuje się z ruchem wzdłużnym.

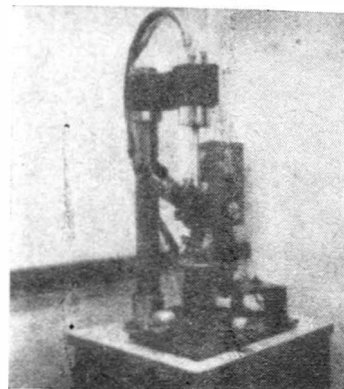
W metodzie tej odróżnia się trzy odmiany: zwijanie rur cienkościennych przez zaginanie do dołu, jak to widać na rysunku, zwijanie rur o średniej grubości ścianek w układzie odwróconym od dołu do góry i zwijanie rur na trzpiecku, co daje najdokładniejsze wyroby. Tymi trzema metodami wykonuje się rury ze stali nierdzewnej, stopów żaroodpornych, a także ze stopów lekkich. Podstawowe zalety metody: znacznie ciaśniejsze tolerancje grubości ścianki, osiągalność znacznie mniejszych stosunków grubości ścianki do średnicy oraz duża uniwersalność metody. Zakres średnic wykonywanych rur sięga od 76 mm do 324 mm, a za-

kres grubości ścianki od 1,2 mm do 6,35 mm dla rur ze stali nierdzewnych i stopów żaroodpornych. Dla innych materiałów metoda stosowana jest w szerszym zakresie. Osiąga się nawet promień gięcia równy dwóm grubościom blachy.

Dodatkowe korzyści wprowadzenia tej metody, to obniżenie kosztów materiałowych (rury lepsze), obniżenie kosztów wytwarzania, uzyskiwanie rur praktycznie o dowolnej długości.

WZROST ZASTOSOWAŃ LASERÓW W TECHNICIE

Na bazie obecnych wiadomości perspektywy zastosowań laserów są ogromne, np. według opinii ekspertów istnieje teoretyczna możliwość zbudowania lasera o takiej mocy, którego promienie byłyby zdolne zniszczyć jakikolwiek pocisk na odległość 150 km. Nic dziwnego, że firmy lotnicze tak bardzo interesują się rozwojem tych urządzeń.



Olbrzymią dziedziną zastosowań laserów stanowi technologia wytwarzania i łączenia. Obecnie osiągnięta jest moc laserów, pozwalająca na skupienie 100 milionów watów na powierzchni 1 cm², co daje szerokie możliwości zastosowań. Skupienie takiej energii umożliwia osiągnięcie temperatury 40 000 °C wystarczającej do odparowania jakiegokolwiek ze znanych obecnie materiałów. Należy dodać, że temperatura samego lasera utrzymywana jest na stosunkowo niskim poziomie dzięki ciągłemu obiegowi płynnego azotu dookoła lampy jarzeniowej i rubinu.

Wyniki badań pozwalają sądzić, że technika ta może rewolucjonizować metody łączenia i wytwarzania materiałów egzotycznych, potrzebnych do silników raketowych, pocisków, samolotów naddźwiękowych i statków kosmicznych; technika ta może wyeliminować komory i piece próżniowe. Obecnie jednak zastosowania zwracają się w kierunku wytwarzania i łączenia mikroelementów elektronicznych, jak np. półprzewodniki. Wykonuje się już otwarki o średnicy kilku mikronów do kilku setnych milimetra w różnych materiałach bez względu na ich trwałość, kruchość i inne własności, które po tym zabiegu nie ulegają zmianie.

Łączenie materiałów obejmuje obecnie zakres od 0,5 mm grubości do kilku setnych. Urządzenie służące do tego celu przedstawia rysunek. Laser, który może wytwarzać „linię w przestrzeni”, kryje w sobie potencjalną możliwość oprzyrządowania optycznego pozwalającego na konstruowanie i wytwarzanie bardzo dużych przyrządów, np. płytowych z dokładnością do setnych części mikrona. Podstawowe zalety należałoby jednak zestawić w następujących punktach:

- 1) energię laserową można skupić i przesać do miejsc niedostępnych dla innych metod; 2) energia ta może przechodzić przez materiały przezroczyste, a więc pozwala np. na spawanie elementów lamp elektronowych po ich uszczelnieniu w szklanych osłonach; 3) krótkie impulsy energii z istniejących laserów obniżają do minimum tendencje wzrostu ziaren przy spawaniu, a więc umożliwiają spawanie materiałów żar- i ognioodpornych; 4) zdolność skoncentrowania ciepła na małych powierzchniach bez wprowadzania sił mechanicznych umożliwia wyrób, czy obróbkę materiałów kruchych, jak ceramiki i inne dla miniaturowych urządzeń elektronicznych.

A.G.

WYKRYWANIE WAD POWIERZCHNIOWYCH W MATERIAŁACH NIEMAGNETYCZNYCH I NIEPRZEWODZĄCYCH

Wprowadzanie do lotnictwa, do pocisków kierowanych i do przemysłów wytwarzających te wyroby coraz nowych

rodzajów materiałów, m.in. żaroodpornych pokryć, ceramicznych, spieków itp. wymagało opracowania metod kontroli ich jakości oraz wykrywania wad i usterek. W tym celu opracowane zostały dwie metody: badanie cząsteczkami filtrowanymi i badanie cząsteczkami naładowanymi elektrycznie.

Pierwszą z metod stosuje się do materiałów porowatych, jak węgliki spiekane tytanu i wolframu, a także cement, glinki niewypalane itp. Metoda oparta jest na prostej zasadzie: materiały porowate absorbują ciecze proporcjonalnie do swej powierzchni. W przypadku występowania wad powierzchniowych koncentruje większą ilość płynu. Jeżeli gdzieś rozwinięta i koncentruje większą ilość płynu. Jeżeli w płynie znajdzie się zawiesina, to zostanie również zgrupowana w podobny sposób. Jako płynu używa się zawiesziny filtrowanych cząsteczek fluoryzujących, niefluoryzujących lub jednych i drugich rozpuszczonych w lekkich frakcjach ropy naftowej, w wodzie, w glikolu, w alkoholu lub innych cieczach. Skuteczność i wyrazistość metody uzależniona jest od trzech czynników: porowatości materiału, rodzaju substancji wypełniającej pory oraz charakterystyki materiału badanego, natomiast dwoma następnymi czynnikami można kierować w sposób celowy. Dobiera się więc środek wypełniający pory, np. nasycenie wstępne wodą. W trzecim czynnikiem steruje się takimi parametrami, jak wymiary i kształty cząsteczek oraz ich koncentracja w płynie. Części

badają się przez natryskiwanie zawiesiną lub przez zanurzenie przedmiotów.

W drugiej metodzie używa się cząsteczek naładowanych elektrycznie — zwykle o ładunku dodatnim. Metodę tę stosuje się do materiałów pełnych, nieprzewodzących, jak porcelana, pokrycia emaliowe, pokrycia żywiczne, szkło, wypalana ceramika, masy plastyczne i niektóre pokrycia lakiernicze. Technika tę stosuje się w dwu odmianach: inną dla pokryć na podłożu metalowym i inną dla pokryć na podłożu niemetalowym oraz dla jednolitych przedmiotów niemetalowych. W pierwszym przypadku naładowane cząsteczki wyrzucane są z dużą prędkością w kierunku badanej powierzchni. W miejscach o pocienionej warstwie badanej następuje oddziaływanie cząsteczek na rozkład ładunków w podłożu — pod miejscami przewężeń grupują się ładunki o przeciwnym znaku. Powoduje to przyciąganie cząsteczek kontrolnych i wyraźne ich zgrupowanie w miejscach wad i przewężeń. Dla drugiej grupy przedmiotów rolę podłoża przejmuje środek wypełniający pory i pęknięcia i działanie dalsze jest podobne.

Metoda ta daje bardzo dobre wyniki. Jest bardzo czuła i pozwala na wykrycie pęknięć o szerokości 0,1 mikrona. Dla uniknięcia mylnej interpretacji obrazów, szczególnie przez pracowników o małym doświadczeniu, należy posługiwać się wzorcami o znanym charakterze i wielkości wad.

A.G.

NA PÓLKACH KSIĘGARSKICH

Kieramika dla awiacyjnych izdzielij, I. D. Abramson, Oborongiz, Moskwa, 1963 r., stron 240, cena 97 kop.

W książce opisano opracowaną przez autora wysoko glinoziemistą ceramikę — sinoksal, stosowaną w przemyśle lotniczym. Dano przegląd i porównanie stosowanych dotychczas materiałów ceramicznych opartych na tlenkach aluminium, magnezu, cyrkonu, chromu i węgliku krzemu z nowym materiałem — sinoksałem, opis fizykochemicznych podstaw technologii sinoksalu, z zastosowaniem mierzalatorów i organicznych plastyfikatorów, opis technologii produkcji sprzętu z tlenków aluminium metodą technologii sinoksalu z wyjaśnieniem metod przygotowania mieszaniny, suszenia, stosowania plastyfikacji, kształtowania przedmiotów różnymi metodami, oraz metod wypalania przedmiotów. Omówiono też zagadnienie stosowanych odchylek przy wykonaniu detali z sinoksalu. W dalszej części książki opisano technologię wykonania z sinoksalu izolatorów lotniczych, świec zapłonowych oraz ceramicznych trzpieni i form stosowanych przy wykonaniu dokładnych odlewów łopatek turbin silników odrzutowych i innych detali o złożonych kształtach z żarowytrzymałych stopów. Przedstawiono też technologię wykonania wysoko żaroodpornych form skorupowych. Treść uzupełniono licznymi rysunkami, wykresami, tabelami i fotografiami. Książka przeznaczona jest dla technologów, mistrzów i pracowników laboratoriów fabrycznych przemysłu lotniczego, samochodowego, traktorowego oraz innych specjalności przemysłu. L.S.

Woprosy procznosti i ustojczivosti elementow tonkostiennych konstrukcij, sbornik statij No 1, pod redakcją Je. N. Tichomirowa, Oborongiz, 1963 r., stron 223, cena 1 rubl 8 kop.

Jest to jeden ze zbiorów prac wydawanych przez Moskiewski Instytut Lotniczy. W zbiorze tym umieszczone są prace: z zakresu zagadnień wytrzymałości, stateczności i drgań konstrukcji cienkościennych. W skład zbioru weszły następujące prace: W. W. Własowa — Metoda pierwotnych funkcji w płaskim zadaniu teorii sprężystości, W. A. Nagajewa — O stateczności cienkościennych cylindrów poza granicą proporcjonalności przy czystym zginaniu, B. W. Zaslawskiego — O rozkładzie sił w połączeniu kołnierzyowym cienkościennych konstrukcji okrągłych przy zginaniu, W. F. Karawanowa — O stateczności i zachowaniu się pozakrytycznym przy ścisnieniu cienkościennego nieznacznie zbieżnego cylindra o ścianie trzywarstwowej z lekkim wypełniaczem, W. F. Karawanowa — O dużych napięciach zamocowanej cylindrycznej trzywarstwowej skorupy z lekkim wypełniaczem pod działaniem normalnego równomiernego ciśnienia, W. S. Kokowa — Zginanie okrągłej płyty na kombinowanym podłożu pod działaniem niesymetrycznego obciążenia, W. N. Arbużowa — Obliczanie belek ściankowych według stanu granicznego, P. W. Cydzika — Drgania własne płyt o kształcie równoległoboku, A. I. Swierdłowa — O metodzie wyznaczenia linii

wplywowych obciążenia dla płyt konsolowych, K. A. Zickowa — Obliczanie wytrzymałości skrzydeł o małym wydłużeniu metodą siatek, B. W. Zaslawskiego — Równanie obliczeniowe teorii wytrzymałości Mora przy aproksymacji obwiedniej granicznych okręgów naprężeń jako krzywej drugiego rzędu. W poszczególnych pracach dane są wzory, wykresy i tabele umożliwiające wykonanie praktycznych obliczeń. Książka przeznaczona jest dla konstruktorów, obliczeniowców i wykładowców szkół technicznych lotniczych. L.S.

Wlijanje tiechnologii wypolnienia sojedinenij listowych dietalej na ich procznost i wynosliwost, W. P. Grigorjew, Oborongiz, Moskwa, 1963 r., stron 208, cena 74 kop.

W książce dano usystematyzowane wyniki badań doświadczalnych o wpływie technologicznych procesów wykonania połączeń blach na ich wytrzymałość zmęczeniową. Rozpatrzono ogólne charakterystyki połączeń wykonanych jako szereg punktów siłowych i jako szew ciągły, pojęcia o konstrukcyjnych i konstrukcyjno-technologicznych parametrach szwów, zagadnienia koncentracji naprężeń w elementach konstrukcji, badania procesów wykonania połączeń na wzorcach, doświadczalnych konstrukcjach i gotowych przedmiotach, metodykę przeprowadzania badań procesów technologicznych wykonania połączeń na wzorcach, warunki porównania połączeń jednego typu wykonanych różnymi sposobami oraz połączeń różnych typów. Szczegółowo omówiona została stałość wytrzymałości połączeń wykonanych różnymi sposobami oraz ich wytrzymałości zmęczeniowej, porównano stałość wytrzymałości połączeń nitowanych, połączeń klejonych oraz połączeń wykonanych zgrzewaniem punktowym. Porównano też stałość wytrzymałości zmęczeniowej przy niszczącym działaniu zmiennego obciążenia. Przedstawiono również wpływ technologicznych operacji na wytrzymałość połączeń wykonanych w formie punktów siłowych, a w szczególności przygotowanie powierzchni łączonych detali pod zgrzewanie punktowe, wykonywanie otworów na nity i sworznie, wpływ koncentracji naprężeń oraz wpływ charakteru pasowań przy wykonaniu połączeń. Opisano też samo wykonanie punktów siłowych, wykonanie zakuwka, dociąganie nakrętek i wykonanie punktów zgrzewanych. Osobno omówiono wpływ technologicznych operacji na wytrzymałość doraźną i zmęczeniową połączeń o szwach ciągłych, wpływ przygotowania powierzchni na połączenia klejowe i połączenia o ciągłych szwach zgrzewanych. Dano też liczne rysunki, wykresy, tabele i fotografie ułatwiające wykorzystanie materiału. Wykaz literatury zawiera siedemdziesiąt pozycji. Książka przeznaczona jest dla inżynierów zakładów lotniczych, biur konstrukcyjnych i pracowników instytutów badawczych. L.S.

Almaznaja i tonkaja obrabotka w priborostrojenii, A. G. Pier, Oborongiz, Moskwa, 1963 r., stron 188, cena 71 kop.

W książce rozpatrzono procesy dokładnej obróbki detali przyrządów pokładowych — toczenie diamentowe, szlifowanie i wykańczanie płaszczyzn i powierzchni cylindrycznych narzędziami diamentowymi. W części pierwszej książki omówiono obróbkę narzędziami diamentowymi, szczegóły konstrukcji narzędzi, ich mocowanie, toczenie detali, wybór warunków toczenia, wpływ chłodzenia, prędkości obróbki, posuwu i głębokości toczenia, opisano obrabiarkę do toczenia diamentowego, oraz szlifowanie i obróbkę wykańczającą narzędziami diamentowymi. W drugiej części książki opisano dokładnie szlifowanie, dokładność wymiarów przy cienkim szlifowaniu, dokładność uzyskiwanych kształtów geometrycznych detali przy cienkim szlifowaniu z uwzględnieniem dokładności szlifierek, dokładności ruchów stołu i tarcz, zużycia tarcz, błędów bazowania, sztywności sprężystego układu obrabiarka-detale-narzędzie, oraz wynikających stąd wynikowych błędów kształtu geometrycznego detali. Rozpatrzono zagadnienia szorstkości i falistości szlifowanej powierzchni, z uwzględnieniem wpływu warunków obróbki, charakterystyki tarczy i drgań szlifiereki. Omówiono też metody modernizacji szlifierek i opracowania procesu cienkiego szlifowania detali. Książka przeznaczona jest dla technologów i inżynierów opracowujących zagadnienia dokładnej obróbki. L.S.

Nawigacyjnoje oborudowanije letatielnych apparatow, W. G. Diënisow, Oborongiz, Moskwa, 1963 r., stron 384, cena 1 rbl 33 kop.

W książce przedstawiono teoretyczne podstawy i opis konstrukcji nawigacyjnych przyrządów i zespołów stosowanych w samowystarczalnych aparatach latających. Rozpatrzono podstawowe pojęcia teorii nawigacji latających aparatów, przyrządy i układy pomiaru prędkości i wysokości lotu oraz przyrządy centralne wyliczające parametry aerodynamiczne, przyrządy magnetyczne i żyroskopowe wyznaczania kursu oraz układy kursowe, automatyczne koordynatory nawigacyjne, ich schematy konstrukcyjne oraz dokładność wyznaczania miejsca położenia samolotu. Dano też podstawy teoretyczne oraz opisy konstrukcyjne bezwładnościowych urządzeń nawigacyjnych i ich podstawowych elementów, astronomiczne metody i systemy prowadzenia samolotów z pomiarem czasu i wyznaczeniem współrzędnych geograficznych położenia samolotu, opisy sekstansów lotniczych oraz radiosektansów, opisy konstrukcji współczesnych astrokompasów oraz kierujących przyrządów i układów pilotażowo-nawigacyjnych stosowanych do wykonywania lądowania. Opisano kompleksowe układy nawigacyjne stosowane do wyznaczania położenia samolotu oraz odległościowe przekładniki i układy śledzące. Opisy układów i przyrządów opracowano przy wykorzystaniu danych opublikowanych w czasopiśmie zagranicznych oraz perspektywach ich rozwoju. Dano w treści około 277 rysunków, schematów, wykresów, fotografii i tabel. Książka przeznaczona jest dla inżynierów konstruktorów i technologów przemysłu lotniczego i instytucji eksploatujących sprzęt lotniczy. Może być też wykorzystana przez studentów wyższych szkół technicznych lotniczych. L.S.

Procznost tiopłonapriazhionnyh uzłow židkostnyh raketnyh dwigatielej, W. J. Fieodosjew, Oborongiz, Moskwa, 1963 r., stron 212, cena 80 kop.

W książce przedstawiono metody obliczeń wytrzymałościowych elementów konstrukcji pracujących w warunkach działania wysokich temperatur. Odnoszą się one do elementów silników raketowych na paliwo ciekłe. Autor przedstawia metodę obliczeń według dopuszczalnych odkształceń i przesunięć. Przedstawiono zasadniczo wyniki własnych badań autora przeprowadzonych w latach 1954 i 1955. Przedstawiono specjalne zagadnienia obliczeń wytrzymałościowych silników raketowych na paliwo ciekłe oraz krótkie wiadomości z teorii plastyczności i teorii cienkościennych pokryć, ogólną zdolność przenoszenia obciążeń przez płaszcz silnika raketowego i określenie zapasu wytrzymałości, obliczenia metodą miejscowych przegięć przyłączeni płaszczy wzduż tworzących, obliczenia metodą miejscowych przegięć przyłączeni płaszczy wzduż linii spiralnej oraz obliczenia metodą przegięć przy punktowym połączeniu dwu warstw płaszczy. Rozpatrzono też niektóre uzupełniające zagadnienia obliczeń płaszczy silników raketowych, jak wyznaczenie dopuszczalnych przegięć miejscowych płaszczy wewnętrznej, wpływ kolejnych obciążeń i powtórných rozruchów silnika na pracę płaszcza, wpływ czasu pracy silnika na naprężenia i stan odkształceń płaszcza oraz stateczność płaszcza wewnętrznego przy rzadkich punktach łączących. Prócz tego opisano zjawisko drgań płaszcza i zjawisko rezonansu. Dano też metodę obliczania płaskiej głowicy silnika raketowego. Dla każdego z przytoczonych zagadnień podano kolejność wykonania obliczenia oraz przykłady obliczania danego zespołu. Treść uzupełniono stu trzydziestoma rysunkami, schematami i wykresami oraz sześćdziesięcioma tabelami. Załączono też wykaz literatury. Książka przeznaczona jest dla inżynierów konstruktorów, mogą z niej korzystać też studenci wyższych szkół technicznych lotniczych. L.S.

Awiacionnyje porszniewyje kompiressory, B. M. Ryżow, Oborongiz, Moskwa, 1963 r., stron 332, cena 1 rbl 22 kop.

W monografii tej objęte zostały liczne prace autora z zakresu teoretycznych i doświadczalnych badań nad termodynamicznymi procesami zachodzącymi w cylindrach sprężarek tłokowych. Przedstawiono metodę wyznaczania ciśnień w poszczególnych stopniach sprężarki z uwzględnieniem przetłaczania gazu przez kanały tłokowe wraz z wyznaczaniem początkowych i końcowych ciśnień, metodę wyznaczania ciśnień w stopniach sprężarki z uwzględnieniem przetłaczania gazu przez międzystopniowe przewody z synchronizacją faz sprężania, badania wykresów indykatorowych z synchronicznym przetłaczaniem gazu między stopniami sprężarki oraz sporządzenie obliczeniowych i doświadczalnych charakterystyk. Opisano też metody wyznaczania wydajności jednostopniowych sprężarek w najczęściej spotykanych warunkach pracy oraz metody badania wydajności tego typu sprężarek — analityczną i wykresową, metodę wyznaczania granicznych wielkości pracy indykowanej jednostopniowej sprężarki, jak i metodę wyznaczania punktów hermetyzacji na podstawie charakterystyk zaworów redukcyjnych. W dalszych rozdziałach przedstawiono też rozwój tłokowych sprężarek powietrza z napędem silnikami elektrycznymi, rozwój lotniskowych (nurnikowych) sprężarek tlenu, zagadnienia ich eksploatacji i projektowania oraz regulację i badania sprężarek tlenu i lotniskowych stacji sprężania tlenu. W treści dano sto trzydzieści cztery rysunki, schematy, wykresy i fotografie oraz dwadzieścia jeden tabel. Załączono też wykaz literatury. Praca przeznaczona jest dla pracowników instytutów i inżynierów konstruktorów projektujących sprężarki gazów. L.S.

Nagruzki dejstwujuščije na planier w polotie, D. Dwojenosow, W. Tamiatin, Ju. Snietko, Izdatielstwo DOSAAF, Moskwa, 1963 r., stron 142, cena 42 kop.

W książce omówiono zagadnienia obciążeń działających na szybowiec w locie, w czasie startu i w czasie lądowania. Przedstawiono teoretyczne podstawy lotu szybowca, warunki ślizgowego lotu szybowca, zagadnienia turbulencji atmosfery, zagadnienia występujących obciążeń i ciśnień prędkości w różnych warunkach lotu. Rozpatrzono też wielkości obciążeń na zespoły i elementy konstrukcji i wytrzymałość szybowca, opisano typową konstrukcję podstawowych zespołów szybowca oraz podano zasady pilotowania szybowców. Dla wnikliwego wytłumaczenia poszczególnych zagadnień i wyjaśnienia zjawisk dano szereg poglądowych rysunków i wykresów ułatwiających ich zrozumienie. Książka przeznaczona jest dla podwyższenia ogólnego poziomu technicznego pilotów szybowcowych oraz rozszerzenia zainteresowań lotami na szybowcach. Może też służyć jako podręcznik wyjaśniający zagadnienia lotów szybowcowych. Załączono również wykaz pokrewnej literatury. L.S.

Optymalnyje rieżimy polota letatielnych apparatow, Ju. W. Tarasow, Oborongiz, Moskwa, 1963 r., stron 248, cena 1 rbl 10 kop.

W pracy tej przedstawiono metody badania i obliczenia optymalnych stanów lotu aparatów latających z uwzględnieniem charakterystyk różnych typów zespołów napędowych. Z dwu części książki w pierwszej rozpatrzono optymalne stany lotu w granicach atmosfery. Omówiono ogólne założenia zadania z rozpatrzeniem warunków granicznych, przedstawiono badania stanów pracy silników przy optymalnych stanach lotu, porównano stany pracy silników turboodrzutowych bez i z dopalaczami, przelotowych silników odrzutowych dla prędkości naddźwiękowych oraz raketowych silników na paliwo płynne. Opisano zasady badania optymalnych stanów lotu aparatów przy danej statycznej charakterystyce zespołu napędowego z silnikami turboodrzutowymi i silnikami raketowymi oraz przy danym torze lotu. Podano też dwie metody badania i wyznaczania optymalnych obciążeń. W drugiej części książki omówiono optymalne stany lotu aparatów latających kosmicznych z różnymi typami zespołów napędowych, z zespołem napędowym posiadającym liniową charakterystykę statyczną, z programowaniem ciągu i kąta natarcia w przestrzeni z dowolnym polem grawitacyjnym, w przestrzeni wolnej od działania pola grawitacyjnego i w przestrzeni ze stałym przyspieszeniem grawitacyjnym. Rozpatrzono też optymalne stany lotu kosmicznych aparatów latających z zespołami napędowymi elektroraketowymi o ograniczonej mocy w przestrzeni z dowolnym polem grawitacyjnym oraz przy ograniczonej zmianie ciągu silnika. Zwrócono uwagę na wzajemną zależność i konieczność równoczesnego projektowania kosmicznego aparatu latającego i jego zespołu silnikowego. Analityczne metody obliczeń uzupełnione zostały wykresami ujmującymi wyniki rozważań. Załączono obszerny wykaz literatury. Książka przeznaczona jest dla pracowników instytutów naukowych i pracowników biur konstrukcyjnych. L.S.

Osnowy projektowanija tiehnologiczeskich prociešsow i prišpösohlenij, metody obrabotki powierchnostiej, W. P. Firago, Oborongiz, Moskwa, 1963 r., stron 532, cena 1 rbl 35 kop.

Kurs nauczania technologii budowy silników lotniczych obejmuje pięć grup zagadnień: podstawy projektowania procesów technologicznych mechanicznej obróbki, podstawy projektowania oprzyrządowania, metody obróbki powierzchni, wykonanie detali silników lotniczych, montaż silników lotniczych. Książka ta obejmuje trzy pierwsze grupy zagadnień, najmniej zmienne w całości cyklu i ogólne dla różnych specjalności. W części pierwszej omówiono podstawowe pojęcia, określenia i czynniki technologicznego procesu obróbki mechanicznej, jego strukturę, rodzaje operacji, etapy procesu, dodatki operacyjne, rodzaje produkcji, normy czasowe, wyznaczanie pracy, mechanizację i automatyzację operacji, ocenę ekonomiczną i dokumentowanie procesu technologicznego. W rozdziale drugim rozpatrzono dokładność obróbki mechanicznej detali, rzetelność metody ich badania oraz metody doświadczalnie-analityczne, zagadnienie baz obróbczych, wpływ ustawienia oprzyrządowania, metody obróbki i ustawienia detali na wielkość błędów obróbki. W trzecim rozdziale przedstawiono ogólne zasady i metodykę opracowania procesu technologicznego, opracowanie planu procesu, zasady ustalenia i wyboru baz ustawczych obróbki, zasady kształtowania operacji i metody polepszenia jakości powierzchni. W części drugiej przedstawiono podstawy projektowania specjalnych przyrządów obróbczych na obrabiarki, przyrządy o przeznaczeniu ogólnym, współzależność w metodach obróbki, ekonomiczne podstawy stosowania przyrządów, wymagania stawiane oprzyrządowaniu, uchwyt do ustawiania detali na obrabiarkach, uchwyt do mocowania narzędzi i podstawowe konstrukcje oprzyrządowania. W części trzeciej rozpatrzono metody obróbki powierzchni, zewnętrznych powierzchni cylindrycznych, cylindrycznych otworów, obróbki na rewolwerówkach, karuzelówkach i automatach, obróbkę powierzchni płaskich, metody wykańczania powierzchni, obróbkę powierzchni kształtowych, gwintów, kół zębatach i wieloklinów. Omówiono też elektryczne metody obróbki. Dano w tekście ponad pięćset rysunków, schematów i wykresów oraz dziesięć tabel. Załączono wykaz literatury. Książka jest podręcznikiem dla wyższych technicznych szkół technicznych oraz technologów zakładów produkcyjnych.

L. S.

Uprawienie polotom kosmicznych aparatów, tłumaczenie z angielskiego pod redakcją P. Z. Krissa i Ł. J. Kuzniecowa, Wydawnictwo Inostrannoj Litieratury, Moskwa, 1963 r., stron 464, cena 1 rbl 96 kop.

Książka zawiera omówienie ważniejszych zagadnień, które należy rozwiązać przy starcie sztucznych satelitów, międzyplanetarnych statków i stacji badawczych — sterowanie lotem i położeniem aparatu kosmicznego w przestrzeni za pomocą automatycznych urządzeń umieszczonych na statku oraz kontrola z Ziemi ruchu położenia kosmicznego aparatu. W pierwszej grupie zagadnień omówiono podstawy sterowania lotem, metody wyznaczania położenia statku, trójwymiarowe międzyplanetarne tory lotu, obliczenia i sterowania raketami dalekiego zasięgu. W drugiej grupie zagadnień rozpatrzono autonomiczną nawigację kosmiczną, układy nawigacyjne międzyplanetarne, stosowanie astronomicznych obserwacji do kosmicznej nawigacji, układy naprowadzania na końcowym odcinku spotkania sztucznych satelitów, nawigacja w międzyplanetarnej przestrzeni za pomocą optycznych układów wcinania i układu bezwładnościowego. W trzeciej grupie zagadnień przedstawiono metody stabilizacji położenia kosmicznych aparatów sztucznych satelitów, zasady stateczności bezwładnościowej, opisano nadajnik położenia statków kosmicznych, oraz metody stabilizacji położenia statku kosmicznego ciśnieniem promieniowania słonecznego. W czwartej grupie zagadnień wyjaśnione zostały metody sterowania radiowej torów aparatów kosmicznych, dokładne śledzenie orbit sztucznych satelitów metodą częstotliwości Dopplera, analiza ruchów według amplitudy przyjmowanych sygnałów radiowych, stosowania dopplerowskich metod pomiaru w zastosowaniu do zadań teorii względności w wyznaczaniu torów ruchu oraz zagadnienie skoków częstotliwości sygnałów od sztucznych satelitów wywołane nieciągłością budowy jonosfery. Dano szereg rysunków, schematów, układów, wykresów i tabel. Załączono spis autorów, którzy opracowali poszczególne zagadnienia. Książka przeznaczona jest dla inżynierów techniki raketowej i pracowników instytutów naukowych oraz studentów wyższych szkół technicznych.

L. S.

Gazowe turbiny awiacyjnych dwigatielej, G. S. Zirickij, W. J. Makaj, M. K. Maksutowa, W. A. Strunkin, Oborongiz, Moskwa, 1964 r., stron 608, cena 1 rbl 39 kop.

Książka omawia zagadnienia roboczych procesów w turbinach gazowych różnych odmian, termo- i gazodynamicznych obliczeń i konstrukcji dla różnych stanów pracy. Treść książki podzielono na dwie części. W pierwszej części zajmującej się termo- i aerody-

namiką turbin gazowych omówiono podstawowe pojęcia o turbinach gazowych, typy i schematy silników turbinowych, zjawiska rozszerzania się gazu w dyszach i palisadach łopatek turbin, zagadnienia opływu gazem palisad łopatek, podstawy obliczania przestrzennego strumienia w przepływowej części turbiny, wyznaczanie współczynnika sprawności stopnia turbiny, proces cieplny turbiny na nie obliczanych stanach pracy, metody obliczania, pracę charakterystyk turbiny i korzystania z nich oraz zagadnienia chłodzenia poszczególnych detali turbin. W drugiej części książki zajmującej się konstrukcją turbin i ich detali oraz obliczeniami wytrzymałościowymi podano opisy konstrukcji detali przepływowej części turbin, metody wytrzymałościowych obliczeń łopatek, zagadnienia drgań łopatek, opisy konstrukcji tarcz turbinowych i wirników, zasady wytrzymałościowych obliczeń bębnow i dysków turbin gazowych, niektóre specjalne zadania obliczania wytrzymałości dysków, dano przegląd materiałów stosowanych do wykonania tarcz, przedstawiono zagadnienia zapasu wytrzymałości, drgań tarcz, dano opis konstrukcji wałów turbinowych i metody ich obliczania wytrzymałościowego, metody obliczania drgań wałów turbin. Dodatkowo dano opisy konstrukcji turbin stosowanych jako napędy agregatów. W siedmiu załącznikach dano wykresy i tabele niezbędne przy wykonaniu obliczeń termodynamicznych i wytrzymałościowych. Treść uzupełniono licznymi rysunkami, wykresami i tabelami. Książka przeznaczona jest dla studentów wyższych technicznych szkół lotniczych oraz konstruktorów turbin gazowych.

L. S.

Silniki turbospalinowe małej mocy, praca zbiorowa, str. 368, rys. 281, tablic 9, cena 55 zł.

W książce podano zasady działania silników i ich zastosowanie, omówiono zagadnienia i obiegi termodynamiczne, aspekty sprawności silników; zamieszczono przykłady rozwiązań konstrukcyjnych części i zespołów silnikowych, omówiono tematykę materiałową (własności materiałów żaroodpornych itd.).

Z.

Trawienie kształtowe, nowa metoda obróbki metali, A. Rossakiewicz i H. Ptakowska-Wyżanowicz, Wyd. Nauk.-Techn., str. 200, cena 20 zł.

W książce podano podstawowe wiadomości o trawieniu chemicznym metali, zapoznano czytelników z własnościami roztworów używanych do trawienia poszczególnych metali, opisano metody służące do zabezpieczania powierzchni. Omówiono procesy technologiczne i urządzenia. Procesy opisane są dziś często stosowane w przemyśle lotniczym.

Z.

Nawigacyjno-oborudowanie letatielnych aparatów, W. G. Dienisow, Nauczno-Tiechniczskoje Izdat., Oborongiz, Moskwa 1963, str. 383, schematy i rysunki, cena 1 rbl 33 kop.

W książce podano zasady teoretyczne oraz konstrukcję przyrządów i lotniczych systemów nawigacyjnych (głównie w zakresie automatyzacji). Omówiono urządzenia i układy pomiarowe prędkości, wysokości i kursu samolotów, automatyczne nawigacyjne namierniki, układy nawigacji bezwładnościowej, układy sterujące nawigacyjno-pilotażowe oraz systemy nawigacyjne integralne.

W pracy wykorzystano publikacje zachodnie, opublikowano pochodzące stamtąd dane dla przyrządów i urządzeń obecnych oraz perspektywicznych. Książka przeznaczona jest dla inżynierów konstruktorów i technologów przemysłu lotniczego oraz personelu technicznego i latającego lotnictwa cywilnego.

Z.

Technologia budowy płatowców, Tadeusz Wiślicki, Wydawnictwo Naukowo-Techniczne, Warszawa 1964 r.

Szeroka, trudna, a jednocześnie bardzo interesująca gałąź wiedzy technologicznej nie znalazła dotychczas kompleksowego ujęcia i analitycznego podziału zagadnienia na grupy tematyczne, sprecyzowania i systematyzacji pojęć i problemów, nie mówiąc już o gruntownej analizie poszczególnych działów i tematów. Wprawdzie istnieją olbrzymie ilości materiałów publikowanych, jednakże z reguły dotyczą one wąskich wycinków i przeciętnemu czytelnikowi, nawet zapoznanemu z tematem, trudno jest je uporządkować. Dlatego wielkie słowa uznania należą się Autorowi oraz Wydawnictwu za napisanie, opracowanie i wydanie tej książki. Materiał w niej zawarty podzielony został na dwie części: I — przygotowanie produkcji i II — wytwarzanie elementów. W pierwszej części przedstawiono zagadnienia ogólne, wprowadzające jak: historia i zakres tematu, technologiczność konstrukcji, przegląd metod odtwarzania geometrii płatowca, zagadnienie wymienności, potęgi fabrykacyjne w produkcji płatowców oraz opracowanie technologiczne. W tej części omówiono również niektóre procesy związane z przygotowawczą fazą produkcji, jak zagadnienie trasowania,

przenoszenia trasy i powielania trasy, zagadnienia pomiarowo kontrolne — dokładność wykonania i pomiarów, przyrządy i urządzenia pomiarowe, metody pomiarów w budowie płatowców. Dokonano tu również klasyfikacji, opisu i omówienia podstaw konstrukcyjnych i wykonawczych przyrządów i pomocy do produkcji płatowców, jak wzorniki, modele i foremnik, oprzyrządowanie montażowe i specjalne. Na zakończenie części pierwszej dokonano przeglądu, analizy i oceny typowych kierunków w budowie oprzyrządowania montażowego płatowców. Druga część obejmuje procesy wytwarzania elementów płatowcowych. Materiał tu zawarty podzielony został według procesów technologicznych.

W pierwszych rozdziałach zgrupowane zostały wiadomości dotyczące obróbki tworzyw sztucznych, a następnie analizowane zostają procesy cięcia, obróbki plastycznej blach z wyodrębnieniem w osobnym rozdziale techniki kształtowania energią wysokich ciśnień, kształtowanie kształtowników i rur. Część drugą kończą metody wytwarzania elementów integralnych. Wykaz literatury i skorowidz rzeczowy zamykają całość.

Jak widać z dokonanego przeglądu, książka nie obejmuje całego tematu technologii lotniczej. Brak jest tak podstawowych fragmentów, jak metody łączenia: lutowanie, spawanie, zgrzewanie, nitowanie, montaż podzespołów, zespołów i grup, montaż samolotu, próby wytrzymałościowe, funkcjonalne, próby w locie itp. Braki te poważnie obniżają wartość książki. Z drugiej strony wprowadzenie tych rozdziałów poważnie rozbudowałoby i tak już obszerną pracę, czyniąc ją jeszcze mniej przejrzystą. Wydaje się, że przy pisaniu tej pracy popełniono podstawowy błąd w założeniu, a mianowicie nie sprecyzowano, lub może źle sprecyzowano, komu ta praca ma służyć. Przypisanie jej przydatności od wykwalifikowanego robotnika do inżyniera musiało doprowadzić do zniekształcenia już w momencie narodzin. Tylko tym można wytłumaczyć, że obok analizy ekonomiczno-technologicznej przyjętej koncepcji rozwiązania kadłuba znalazła się typizacja elementów łączących, obok optymalnej wartości wykonania przedmiotu, znalazły się wielkości odpadów na kołku i śrubie. Dlatego chyba poświęcono tyle miejsca trasowaniu, narzędziom i przyrządom traserskim, a zupełnie pominięto dokonywanie wykresów za pomocą urządzeń programowych na dowolnym materiale ze znacznie wyższą dokładnością i wydajnością, według zadanego programu współrzędnych.

Należy chyba stwierdzić, że stworzenie „encyklopedii” technologii płatowcowej nie zadowoli w pełni ani bezpośrednio wykonawców, ani inżynierów technologów, a w całość tematu wprowadziło poważny zamęt, niszcząc próby autora usystematyzowania i uporządkowania materiału. Próba podania możliwie maksymalnej ilości materiału doprowadziła nie tylko do straty przejrzystości i jasności, ale równie poważnie odbiła się na dokładności prowadzonej analizy i jej rzetelności. Prowadzenie analiz ekonomicznych i porównawczych, bez ścisłych sprecyzowań założeń, jest zupełnie nieprzekonujące i budzi wiele wątpliwości. Z jednej strony na przykład brak jakichkolwiek danych o wytwarzanym przedmiocie, a z drugiej strony — ścisły wynik granicy opłacalności różnych metod obróbczych dla tego przedmiotu. „Encyklopedyczność” pracy znalazła swój odzwierciedlenie również we fragmentarycznym lub jednostronnym naświetlaniu pewnych metod technologicznych, np. prasowania elementów integralnych lub ich obróbki mechanicznej. Pominięto zupełnie tak istotne sprawy, jak obróbka cieplna, usuwanie naprężeń i środki z tym związane. Nawet pewne kierunki rozwoju i tendencje naświetlone zostały niejasno, a miejscami wręcz niesłusznie. Na przykład Autor sugeruje dalszy rozwój potężnych pras do wyrobu elementów integralnych, podczas gdy obecne tendencje wykazują wyraźny zwrot na obróbkę mechaniczną sterowaną programowo, a likwidację deformacji przez usuwanie naprężeń drogą rozciągania płyt.

Można mieć pewne zastrzeżenia co do strony porządkowej, podziału i sposobu przedstawienia materiału, np. brak odnośników do literatury poważnie utrudnia korzystanie z bogatej bibliografii.

Zdając sobie sprawę z olbrzymich trudności, z jakimi musiał się zetknąć Autor, należy mu złożyć słowa uznania za uczynienie pierwszej próby nad sumarycznym przedstawieniem tego olbrzymiego tematu i za olbrzymią pracą nad zebraniem tak bogatego materiału źródłowego. Sama książka, starannie wydana, mimo poważnych zastrzeżeń wymienionych powyżej, powinna jednak oddać cenne usługi technologii lotniczej i przemysłowi lotniczemu.

A. G.

Transportnyje maszyny na wozdusznoj poduszkie, S. A. Adasiskij, Izdat. Akad. Nauk SSSR, 1963 r., str. 120, ilustracje, cena 24 kop.

Autor zapoznaje czytelników z konstrukcją różnych typów pojazdów na poduszce powietrznej. Omawia kierunki i perspektywy rozwoju, przeprowadza próby eksperymentalne oraz praktyczne zastosowanie pojazdów. Szersze omówienie poświęcono zastosowaniu tego typu statków powietrznych w transporcie wodnym, wymieniając zalety tej koncepcji w porównaniu ze statkami o podwodnych skrzydłach.

Planning and design of airports, R. Horonjeff Mc Graw-Hill, 1962 r., str. 464, liczne wykresy, tabele, nomogramy, rysunki i plany, cena 435 zł (Wzorcownia PAN).

High-way and airport engineering, A. Legault, Prentice-Hall, Inc. New Jersey, II wydanie, 1961 r., str. 483, liczne fotografie, cena 270 zł (Wzorcownia PAN).

Wymienione książki, wydane w USA, wzajemnie się uzupełniają. Pierwsza traktuje o projektowych założeniach i rozwiązaniach portów lotniczych i podaje do tego bogaty materiał obliczeniowo-dokumentacyjny, tabelaryczny i statystyczny. Dzieło drugie omawia tak zwane prace inżynierskie związane z budową autostrad, pasów, płyt i portów lotniczych. Dużą zaletą tej książki są liczne, doskonałe fotografie różnych faz zmechanizowanej budowy obiektów i użytkowanego sprzętu.

Książka A. Legaulta ukazała się w 1963 r. w tłumaczeniu rosyjskim w wyd. Naucz.-Tech. Izd. Min. Awtomobilnowo Transp. Moskwa, str. 214, cena 85 kop. (Księgarnia Techniczna, Warszawa).

Stroitelstwo aerodromow, A. Gierbiern, A. Osipow, Nauczno-Tiechn. Izdat. Min. Awtomobilnowo Transp., Moskwa, 1962 r., str. 331, rys. 127, liczne tabele, cena 1 rubl 13 kop.

W książce omówiono zasady organizacji i budowy lotnisk. Opisano prace przygotowawcze oraz drenażowe terenu. Obszernie omówiono rodzaje nawierzchni i sposoby ich budowy. Na podstawie uzyskanych doświadczeń w zakresie organizacji, zaznajomiono czytelników z metodami uprzemysłowienia prac z maksymalnym wykorzystaniem urządzeń mechanicznych. Książka jest przeznaczona dla personelu inżyniersko-technicznego budownictwa portów lotniczych.

Izyskania i projektowanie aerodromow, D. Mogilewskij i in., wyd. j. wyż., Moskwa, 1963 r.,

W książce podano założenia do obliczeń lotnisk i projektowania robót w różnych warunkach przyrodniczych, stosowania nawierzchni oraz omówiono prace badawcze z tej dziedziny.

Materiały primieniamyjemye dla dietalej i uzłow awiapriborow, Oborongiz, 1963 r., str. 288, cena 1 rubl 10 kop.

Książka stanowi poradnik w zakresie materiałów stosowanych dla wykonania części i zespołów lotniczych przyrządów pokładowych. Podano dane dotyczące materiałów używanych obecnie oraz nowych — perspektywicznych. Przytoczono własności mechaniczne fizyczne oraz inne cechy dla każdego materiału, wymieniając przykłady zastosowania. Książka przeznaczona jest dla pracowników inżyniersko-technicznych przemysłu osprzętu lotniczego oraz studentów wyższych uczelni.

Najlepszą gwarancją punktualnego otrzymywania

c z a s o p i s m a

jest jego prenumerata

■ 22 lipca został otwarty Klub Prasy i Informacji Technicznej w Warszawie, ul. Mazowiecka 12. Głównym zadaniem Klubu jest popularyzacja czasopiśmiennictwa technicznego i spotkania świata technicznego z szerokim gronem ludzi, zainteresowanych techniką. Przewidziane jest również organizowanie wystaw, odczytów oraz wyświetlanie filmów o tematyce technicznej.

W dniu inauguracji Klubu otwarto wystawę obrazującą polski dorobek wydawniczy w dziedzinie czasopiśmiennictwa technicznego w okresie dwudziestu lat Polski Ludowej.

■ Na spotkaniu redaktorów prasy technicznej CSRS i PRL zorganizowanym przez Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT ustalono między innymi następujące formy współpracy:

— z okazji XX-lecia obydwoh krajów wydać na zasadzie wzajemności numery specjalne, poświęcone całokształtowi dorobku technicznego tych krajów,

— zapewnić udział redaktorów prasy technicznej w konferencjach naukowo-technicznych, organizowanych w obydwóch krajach,

— organizować stażowe praktyki redakcyjne — w CSRS dla redaktorów polskiej prasy technicznej, w Polsce — dla redaktorów czechosłowackich.

■ W marcu 1965 r. odbędzie się w Warszawie dwudniowa Konferencja Zmęczeniowa, organizowana wspólnie przez Sekcję Wytrzymałości i Badania Materiałów SIMP oraz Instytut Mechaniki Precyzyjnej. Tematem obrad będą zagadnienia wytrzymałości zmęczeniowej ze szczególnym uwzględnieniem strony technologicznej i konstrukcyjnej.

Obrady toczyć się będą na zebraniach plenarnych oraz w sekcjach: zagadnień technologicznych, zagadnień konstrukcyjnych i zagadnień ogólnych, przy czym przewidziane jest wygłoszenie referatów przez specjalistów krajowych i zagranicznych.

Zgłoszenia uczestnictwa w Konferencji i ew. referatów przyjmuje Komitet Organizacyjny Konferencji Zmęczeniowej SIMP IMP, Warszawa, ul. Czackiego 3/5.

■ Decyzją plenarnego zebrania Zarządu Głównego SIMP powołana została przy Oddziale Wrocławskim Stowarzyszenia — Sekcja Hydrauliki i Pneumatyki.

■ Stowarzyszenie otrzymało wniosek obywatela francuskiego, profesora Szkoły Wyższej Fizyki i Chemii w Paryżu, inż. André Martin, o przyjęcie go w poczet członków SIMP. Plenarne zebranie Zarz. Gł. SIMP przyjęło prof. Martin na członka nadzwyczajnego.

Prof. Martin jest wybitnym specjalistą w dziedzinie zagadnień wytrzymałościowych i w roku ubiegłym przebywał w Polsce na zaproszenie Sekcji Wytrzymałości i Badania Materiałów SIMP wygłaszając odczyty z zakresu swej specjalności.

Prof. Martin jest siódmym cudzoziemcem, któremu nadano członkostwo nadzwyczajne Stowarzyszenia.

■ Zgodnie z nowym statutem Stowarzyszenia, zwyczajne Walne Zjazdy Delegatów SIMP odbywają się co dwa lata, za każdym razem w siedzibie innego oddziału Stowarzyszenia, który jest głównym organizatorem i gospodarzem Zjazdu. Zarząd Główny SIMP postanowił zwołać Zjazd w drugiej połowie maja 1965 r. do Krakowa.

KRONIKA

◆ Sejmowa Komisja Komunikacji i Łączności rozpatrywała sytuację w komunikacji lotniczej oraz wykonanie ustawy — prawo lotnicze. Minister Komunikacji poinformował posłów, że obecnie PLL „Lot” wykonują 25% przewozów w ruchu lotniczym między Polską a zagranicą. Mimo systematycznego wzrostu przewozów zarówno zagranicznych, jak i krajowych, nasza komunikacja lotnicza nie zaspokaja potrzeb. Na liniach krajowych 70% pasażerów stanowią pracownicy na delegacjach. Aby zwiększyć usługi Lotu, resort czyni starania o zakup radzieckich samolotów Tu-124. W najbliższej przyszłości projektuje się przedłużenie jednej lub dwóch linii europejskich oraz jednej na Środkowy Wschód lub do Afryki. Chociaż w ub.r. nie zanotowano w polskim lotnictwie cywilnym wypadków, które pociągnęłyby za sobą straty w ludziach, dokonano szeregu posunięć zmierzających do poprawy bezpieczeństwa lotów, zwłaszcza w lotnictwie sportowym. Wspólnie z MON prowadzone są także prace zmierzające do stworzenia najbardziej dogodnych warunków koordynacji cywilnego i wojskowego ruchu lotniczego w polskiej przestrzeni powietrznej. Koszt nowoczesnego wyposażenia lotnisk został uwzględniony w NPG. Komisja sejmowa uchwaliła dezeraty postulujące opracowanie perspektywicznego programu rozwoju lotnictwa cywilnego, zwiększenie taboru i rozważenie możliwości uruchomienia technikum lotniczego.

◆ W Warszawie odbyło się plenarne posiedzenie Zarządu Głównego Aeroklubu PRL. Plenum przyjęło bilans i sprawozdanie z działalności rzeczowej i propagandowo-politycznej APRL za 1963 r. oraz zatwierdziło budżet organizacji na rok bieżący. Zarząd Główny wprowadził tytuł i odznakę Zasłużonego Działacza Lotnictwa Sportowego oraz zatwierdził regulamin nadawania tego tytułu i odznaki.

◆ Na początku maja br. w Klubie Oficerskim w Warszawie odbyło się walne zgromadzenie członków Klubu Seniorów Lotnictwa. Na zebranie przybyło 135 seniorów. Obradom przewodniczył E. Perek. Dokonano wyborów nowego Zarządu, na którego czele stanął dotychczasowy przewodniczący — Mieczysław Konieczny. Wiceprezami zostali Cz. Szczeciński i A. Kurowski.

◆ Działalność polskiego szybownictwa prezentuje się b. poważnie na terenie międzynarodowym. FAI przyznała Polakom w roku ub. 3 odznak z 3 diamentami. Konkurencja jest duża: piloci niemieccy zdobyli 11 tych odznak, zaś amerykańscy — 7.

◆ Statystyka działalności Aeroklubu PRL w dziedzinie szkolenia sportowego w 1963 r. przedstawia się imponująco. Wylatano 21 600 godzin na samolotach i 59 541 godzin na szybowcach. Wykonano 17 415 skoków spadochronowych i 34 starty na balonach. Wyszkolono 18 601 modelarzy.

Bezpśredni koszt jednostkowy szkolenia samolotowego w ub. roku wyniósł — 514 zł, szkolenia szybowcowego — 359 zł. Szkolenie spadochronowe (koszt 1 skoku) kosztowało 262 zł, zaś modelarskie (wyszkolenie 1 modelarza) — 182 zł.

Analiza stanu bezpieczeństwa lotów za 1963 r. wykazuje, że w porównaniu do 1962 r. ilość wypadków poważnie się zmniejszyła: w sporcie samolotowym o 39,2%, w sporcie szybowcowym o 16,7%, a w spadochroniarstwie ilość uszkodzeń spadochronów przy skokach treningowych zmniejszyła się o 46,7%.

◆ Zarząd Główny APRL zatwierdził 15-osobowy skład kadry narodowej w sporcie samolotowym. Na czele listy widnieją nazwiska: S. Kasperka, S. Studenckiego, E. Mikołajczyka i F. Kowali.

◆ Płk A. Aponowicz wiceprezes Ligi Obrony Kraju stwierdził w wywiadzie prasowym, że doskonale i wielostronnie ukladają się współpraca LOK z APRL w ramach działalności Głównego Komitetu Koordynacyjnego Społecznej Działalności Obronnej.

◆ Pisaliśmy przed trzema laty o nagrodzonym i zatwierdzonym do realizacji projekcie Międzynarodowego Portu Lotniczego w Warszawie. Obecnie intensywnie rozbudowuje się lotnisko okęckie. Powiększono jego obszar do 580 ha. Lotnisko ma dwa pasy startowe długości 3000 i 2000 m. Główny pas, tzw. instrumentalny, na długości 900 m będzie wyposażony w światła podejścia. W rb. został oddany do eksploatacji radar precyzyjny PAR f-my Telefunken. Specjaliści do obsługi tego urządzenia przeszli przeszkolenie w Anglii i dziś każdy samolot pasażerski w trudnych warunkach atmosferycznych może być bezpiecznie prowadzony na lotnisko okęckie.

Obecnie są w budowie drogi pomocnicze lotniska oraz płyta dworcowa — o łącznej powierzchni 360 tys. m². Płyta pomiesci 12 samolotów. Buduje się również dworzec — w pierwszym etapie budynku towarowo-pocztowy. Prace przy budowie MPL trwać będą do 1970 r.

◆ Lato br. przyniosło korzystną zmianę w krajowej komunikacji lotniczej; do istniejącej sieci przybyły połączenia: Gdańsk—Kraków i Gdańsk—Wrocław. Zapowiada się wprowadzenie linii ze Szczecina do Krakowa i Wrocławia.

◆ PLL „Lot” wprowadziły ostatnio na linie czwarty samolot turbośmigłowy Il. 18.

◆ Austrijskie linie AUA skierowały samoloty „Caravelle” na trasę Wiedeń — Warszawa — Moskwa. Jest to więc w stolicy trzecie towarzystwo dysponujące tymi odrzutowcami.

◆ Brytyjskie linie BEA wprowadziły dla połączenia z Warszawą samoloty odrzutowe Comet 4B.

◆ W Zakładzie Aerologii PIHM w Legionowie zakończono przygotowania do montażu radaru meteorologicznego, który otrzymaliśmy w darze od Światowej Organizacji Meteorologicznej. Radar służyć będzie dla opracowywania danych synoptycznych. Urządze-

HYDROAERODYNAMIKA

533.51

ILot

Sauer R.: Die Aufgabe des Mathematikers in der Aerodynamik. *Za-danie matematyka w aerodynamice*, Zeitschrift für Flug., 1963, t. 11, z. 9, s. 349–357, rys. 5, ods. 24.
Zilustrowano rolę matematyków, w rozwoju aerodynamiki zwłaszcza gazodynamiki. W pierwszej części podano historyczny przegląd problemów matematycznych wynikających z gazodynamiki, w drugiej — teorie i metody zastosowane kiedyś lub stosowane obecnie. Zwrocono szczególną uwagę na tzw. „stosowaną” matematykę, zwrócono uwagę na metody rozwiązywane są problemy, stanowiące zagadnienia nierozwiązywalne przez „czystą” matematykę. Trzecia część jest związana z zastosowaniem elektronowych maszyn liczących w gazodynamice oraz z zagadnieniami programowania, wyboru metody, analizy błędów.

533.6.011.6

ILot

Sulera S. P., Maeder P. F., Kestin J.: On the sensitivity of heat transfer in the stagnation — point boundary layer to free-stream viscosity. *Wrażliwość wymiany ciepła w punkcie spiętrzenia warstwy przysięciennej na wirowość strumienia swobodnego*, Fluid Mech., 1963, t. 16, nr 4, s. 497–520, rys. 9.
Wyniki badań doświadczalnych potwierdzają silny wpływ małych zmian intensywności turbulencji strumienia swobodnego na wymianę ciepła w punkcie spiętrzenia na powierzchni bocznej cylindra. W pracy wykazano teoretycznie wpływ pola prędkości i temperatury w warstwie przysięciennej w punkcie spiętrzenia, będący wynikiem zmian intensywności wirowości strumienia swobodnego, na wymianę ciepła przy założeniu, że gaz jest nieściśliwy. Zaobserwowano, że wzrost intensywności wirowości na termiczną warstwę przysięciennej jest większy niż na warstwę przysięcienne prędkości. Wzrost naprężeń scinających o 5% powoduje wzrost wymiany ciepła w warstwie przysięciennej o 26% dla liczby Prandtla = 0,74. Obliczeniowe obliczenia wskazują na wzrost „czułości” termicznej warstwy przysięciennej ze wzrostem liczby Prandtla.

533.693.3:533.6.011.34/5:533.6.013.12/13:533.6.013.15

ILot

Taylor C. R.: Measurements, at Mach numbers, up to 2.8, of the longitudinal characteristics of one plane and three cambered slender „Ogee” wings. *Przemiany charakterystyk podłużnych jednego płaskiego i trzech wypukłych smukłych ostrołukowych skrzydeł w zakresie liczby Macha do 2,8*, ARC R.a.M., 1963, nr 3228, s. 43, rys. 40.
Przeprowadzono pomiary podłużnych charakterystyk jednego płaskiego i trzech wypukłych smukłych ostrołukowych skrzydeł dla dwóch poddźwiękowych i ośmiu naddźwiękowych liczb Macha w zakresie do 2,8. W toku prób przeprowadzono także pomiary oporu ciśnieniowego przy zerowym kącie natarcia i interferencji podpory dla skrzydła płaskiego. Wyniki pozwalają uzyskać dane do określenia osiągow naddźwiękowego samolotu transportowego.

533. 695.6

ILot

Gestern K.: Corner interference effects. *Zjawiska interferencji przy przepływie wzdłuż naroża*, DFL-Bericht, Nr 108, 1959, nr inw. 26166, ss. 24, rys.

Rozważono tutaj zagadnienie trójwymiarowego przepływu nieściśliwego wzdłuż naroża utworzonego przez dwie płaskie, półnieograniczone płyty przecinające się pod kątem prostym. Szczególną uwagę zwrócono na interferencję dwóch warstw przysięcienych. W przypadku burzliwej warstwy przysięciennej analiza teoretyczna zjawiska poparta została wynikami pomiarów doświadczalnych. Efektem pracy są przedstawione zależności współczynników charakterystycznych grubości warstwy przysięciennej i tarcia powierzchniowego w pobliżu naroża w funkcji liczby Reynoldsa. Pokazany został wpływ interferencji na przejście przepływu laminarnego w burzliwy oraz wpływ gradientu ciśnienia na grubość warstwy przysięciennej w narożu.

MECHANIKA LOTU

533.6.013.412:533.6.013.417:533.6.053

ILot

Andrews D. R.: Measurements in flight of the longitudinal stability derivatives of a 60° Delta wing aircraft (Fairey Delta 2). *Pomiary w locie pochodnych stateczności podłużnej na samolocie ze skrzydłem delta 60° (Fairey Delta 2)*, ARC Current Papers, 1963, nr 639, s. 25, rys. 22, tabl. 2.

Na drugim prototypie samolotu Fairey Delta 2 wykonano pomiary w locie pochodnych stateczności podłużnej: $\frac{\partial C_z}{\partial \alpha}$, m_w , m_p i m_q z trzymanym sterem. Pomiary obejmowały zakres prędkości od $M = 1,6$ na wysokości 11 600 m do $M = 1,15$ na wysokości 2050 m. Wyznaczono również kilka wartości pochodnej momentu pochylającego względem kąta wychylenia steru wysokości m_p . Wartości pochodnych wyznaczane były na podstawie analizy wzburzonych w krótkookresowych oscylacjach podłużnych, wyznaczanych za pomocą impulsowych wychyleń steru wysokości. Otrzymane wyniki porównano z danymi uzyskanymi w tunelu aerodynamicznym, w locie modeli raketowych oraz na drodze obliczeń teoretycznych.

533.6.013.417.016:533.693.3

Thomas H. H. B. M.: Estimation of stability derivatives (state of the art.). *Ocena pochodnych stateczności (stan wiedzy)*, ARC Current Papers 1963, nr 664, s. 36, rys. 15, ods. 156.

Omówiono krótko tendencje rozwojową geometrii samolotów i wpływ na zmiany wartości pochodnych. Poszczególne pochodne stateczności podłużnej i poprzecznej są omówione indywidualnie. Szczególną uwagę zwrócono na zastosowanie teorii cienkiego skrzydła przy małych prędkościach. Na wykresach przedstawiono porównanie wartości teoretycznych poszczególnych pochodnych z wyznaczonymi doświadczalnie. Na uwagę zasługuje przytoczona przez autora bogata literatura dotycząca wyznaczania pochodnych.

533.652.6:533.6.053:533.6.013.67:533.694.6

ILot

Illingworth J. K. B.: Flight tests of a hovering jet-lift aircraft. (Rolls-Royce flying bedstead). *Próby w locie pojazdu na odrzutowej poduszce powietrznej (latający pomost Rolls-Royce)*, ARC R.a.M., 1963, nr 3336, s. 23, rys. 13.

Opisano próby w locie latającego pomostu Rolls-Royce wykonane w Royal Aircraft Establishment przeprowadzone w celu zbadania stateczności i sterowności. W wyniku prób zaobserwowano, że konieczna jest pewna sztuczna stabilizacja wahań podłużnych i poprzecznych w gorszych warunkach atmosferycznych. Stabilizacja kierunku nie jest istotna dla pojazdu na poduszce powietrznej.

Główną trudnością w locie pojazdu ze sztuczną stabilizacją okazała się kontrola wysokości, spowodowana wojną odpowiedzią silników na zadławianiu dyszy. Wyciągnięto szczegółowe wnioski odnośnie mocy wymaganych do sterowania pojazdu, sztucznej stabilizacji oraz wyprobowano równanie opisujące działanie auto-stabilizatora.

533.693.048.2:533.694.2.048.2:533.6.011.32

ILot

Jacob K., Riegels T. W.: Berechnung der Druckverteilung endlich dicker Profile ohne und mit Klappen und Vorflügeln. *Obliczenie rozkładu ciśnień na grubych profilach z kłapami i bez kłap oraz z lotkami*, Zeitschrift für Flug., 1963, t. 11, z. 9, s. 357–367, rys. 11, tabl. 5, ods. 14.

Przedstawiono stosowane obecnie w Laboratorium Aerodynamicznym w Göttingen metody obliczenia rozkładu ciśnienia na profilu o skończonej grubości oraz metode określenia rozkładów ciśnienia na profilu z kłapą szczelinową i lotką. Metody te dotyczą przepływu nieściśliwego i dwuwymiarowego.

533.693.3:533.6.013.413

ILot

Pinsker W. J. G.: The lateral motion of aircraft, and in particular of inertially slender configurations. *Poprzeczny ruch samolotu zwłaszcza o „bezwładnościowo smukłym” kształcie*, ARC R.a.M., 1963, nr 3334, ss. 59, rys. 35.

ZAGADNIENIA WYTRZYMAŁOŚCIOWE

620.170

ILot

Kozłow I. A., Lebiediew I. W.: Ob eksperimentalnom issledovanii napriazhenogo sostojanija za predielom uprugosti. *O doświadczalnym badaniu stanu naprężeń za granicą sprężystości*, Zawod. Laborat., 1963, nr 9, s. 1125–1127, rys. 3.

W artykule omówiono zastosowanie elektrycznej tensometrii oporowej do wyznaczania stanu naprężeń po przekroczeniu granicy sprężystości. Podano wymagania odnośnie tensometrów (konstantan, stała $K \approx 2$), sposób ich skalowania na belce wykonanej z badanego materiału oraz wyniki badań prowadzonych na trzczy. Artykuł zawiera oparte na teorii małych odkształceń sprężysto-plastycznych zależności odkształceń i naprężeń po przekroczeniu granicy sprężystości (podano wzory wiążące intensywność odkształceń i naprężeń). Zależności teoretyczne pozwalają na określenie naprężeń w przypadku dwuosowego stanu naprężeń. Jednoosiowy stan naprężenia określa się bezpośrednio, korzystając z pomierzonych odkształceń i wykresu skalowania tensometru na belce.

620.171.3

ILot

Niehendzi E. Ju.: „Izmierenije deformacii polzuczestii pri temperaturze 700 °C s termostojkimi tenzodaczikami”. *Pomiar odkształceń przy pełzaniu w temperaturze 700 °C za pomocą tensometrów odpornych na działanie temperatury*, Zawod. Laborat., 1963, nr 10, s. 1241–1246, rys. 4.

Artykuł omawia zastosowanie specjalnych tensometrów oporowych do pomiaru odkształceń przy pełzaniu w temp. 700 °C. Tensometry wykonane z drutu niechromowego i oparte na kleju B-58 poddano wszechstronnym badaniom. Wyniki badań wykazały niskie pełzanie własne, zdolne do pracy w temp. 700 °C przez 2000 godz., stabilność stałej K w zakresie temp. 500–700 °C oraz niski temperaturowy współczynnik oporności. W artykule podano wyniki pomiaru odkształceń przy pełzaniu dla stali 1H18N19T (dla próbek z otworem) oraz dla stopu EI607A (próbki spawane) prowadzonych za pomocą w.w. tensometru oraz porównano je z wynikami pomiarów inną metodą. Otrzymana zbieżność wyników wskazuje na dobrą pracę tensometrów.

Materiały stosowane w konstr. lotniczych

cz. X

Stopy aluminium (ciąg dalszy)

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

Tabela 6. Własności mechaniczne wyrobów z aluminium.

L. Cecha materiału	Postać	Stan obróbki cieplnej lub utwardzenia	Grub. lub średnica mm	R _r kG/mm ²	σ _{0,2} % min.	Uwagi				
1	Blachy	wyzarzony (miękki)	0,5 - 0,9	max.10	20	wg PN-60/H-92741				
			1,0 - 10,0	max.10	25					
		półtwardy	0,5 - 10,0	min.11	4					
				min.11,5	2,5					
				min.12	2					
twardy	0,5 - 0,9	min.14	2							
	1,0 - 10,0	min.13	2,5							
		0,5 - 0,9	min.14,5	2						
		1,0 - 10,0	min.13,5	2						
A00, A0, A1, A2, A3	Blachy dla lotnictwa	bez obróbki cieplnej	12 - 25	min.8	18	wg PN-59/H-92744				
A00, A0, A1, A2, A3		gorąco walcowany	4 - 10	min.7	15	wg PN-59/H-92745				
2		Taśmy	wyzarzony	0,3 - 0,9	max.10	25	wg PN-60/H-92833			
				1 - 2	max.10	20				
			półtwardy	0,3 - 2	min.10	3				
					min.11	4				
	twardy		0,3 - 0,9	min.12	2					
			1 - 2	min.11	1,5					
3	Pręty	wyzarzony	wszystkie wymiary	5 - 9	30	wg PN-57/H-93667				
			Łączony (bez obróbki ciepl.)	wszystkie wymiary	5 - 9		25			
		Łączony (bez obróbki ciepl.)	wszystkie wymiary	6 - 10	3,0					
			6 - 10	25						
		czwórtwardy	do 10	min.8	6					
			do 18	min.11	5					
A1, A2, A1E	półtwardy	pow. 18	min.9	6						
		do 10	min.13	3						
4	Kształtowniki	wyciskany	wszystkie wymiary	max.11	20	wg PN/H-93669 projekt				
		Łączony	wszystkie wymiary	max.11	20	wg PN-60/H-93670				
5	Pręty dla lotnictwa	surowy wyzorzony	wszystkie wymiary	max.11	σ _{0,2} 20	wg PN-60/H-93670				
				max.11	σ _{0,2} 25					
			6	Druć	wyzarzony		1 - 10	min.6	22	wg PN-59/H-93835
								min.6,5	22	
								min.7	22	
					półtwardy		3 - 10	min.7	20	
	min.10	5								
	min.10,5	5								
twardy	1 - 2,9	min.11	5							
	3 - 7	min.11	4,5							
7	Druć na nity lotnicze	w stanie dostawy	1,6 - 10	R _r min = 6		wg PN-60/H-93834				

*Litera E oznacza ograniczenie zawartości Ti, Mn, Cr i V do 0,03% (punkt na przewody elektryczne)

W bieżącym zeszycie podano dalszy ciąg danych technicznych dotyczących aluminium i polskich stopów aluminium do przerobki plastycznej. W tabeli 6 podano własności mechaniczne wyrobów z aluminium w tabelach 8 do 11 - własności mechaniczne wyrobów z tych stopów w zależności od przeznaczenia i obróbki cieplnej lub utwardzenia. Kolejna tabela 12 zawiera ogólne warunki przerobki plastycznej i cieplnej aluminium i stopów aluminium do przerobki plastycznej.

Tabela 8. Własności mechaniczne blach ze stopów aluminium.

L. Cecha stopu	Przeznaczenie	Stan obróbki cieplnej lub utwardzenia	Grubość mm	R _r kG/mm ²	Q _r kG/mm ²	σ _{0,2} % min.	Uwagi	
1	Blachy ogólnego przeznaczenia	wyzarzony	0,5 - 10	min.9	—	20	wg PN-60/H-92742	
			0,5 - 6	min.12	—	6		
		półtwardy	0,5 - 4	min.15	—	3		
		twardy	0,5 - 10	min.17	—	16		
			0,5 - 6	min.22	—	5		
		PA4	P + SN	0,5 - 10	min.22	—		15
					min.30	—		8
		PA1	bez obróbki cieplnej	12 - 25	min.12	—		15
				26 - 80	min.11	—		12
PA2	bez obróbki cieplnej	12 - 25	min.18	—	7			
		26 - 80	min.16	—	6			
PA4	P + SN	12 - 25	min.18	—	14			
		26 - 40	min.17	—	12			
		41 - 80	min.17	—	10			
			min.17	—	10			
PA6	P + ST	12 - 25	min.30	—	7			
		26 - 40	min.29	—	6			
PA7	P + SN	41 - 80	min.28	—	6			
			min.28	—	6			
2	Blachy dla lotnictwa	wyzarzony	0,3 - 3	10 - 15	—	22	wg PN-59/H-92745	
			3,1 - 10	10 - 15	—	20		
		półtwardy	0,3 - 6,5	15 - 22	—	6		
		twardy	0,3 - 0,5	min.19	—	1		
			0,6 - 0,8	min.19	—	2		
		PA2	wyzarzony	0,9 - 1,2	min.19	—		3
				1,3 - 6	min.19	—		4
		PA2	półtwardy	0,3 - 1	17 - 23	—		16
				1,1 - 10	17 - 23	—		18
0,3 - 1	min.24			—	4			
1,1 - 6,5	min.24			—	6			
twardy	0,3 - 0,8	min.27	—	5				
	0,9 - 4	min.27	—	4				
PA10	wyzarzony	0,3 - 5	max.15	—	20			
		5,1 - 10	max.15	—	15			
		P + SN	0,3 - 0,6	min.20	—	18		
			0,7 - 3	min.20	—	20		
		P + ST	3,1 - 5	min.20	—	18		
			5,1 - 10	min.18	—	16		
PA7	wyzarzony	0,3 - 5	min.30	—	10			
		5,1 - 10	min.30	—	8			
		P + SN	0,3 - 3	max.24	—	12		
			3,1 - 10	max.24	—	11		
PA7	P + SN	0,3 - 1,5	min.45	min.29,5	14			
		1,6 - 6	min.45	min.29,5	13			
		6,1 - 10	min.45	min.29,5	12			
		P + SN następnie utwardzony walcowaniem	0,8 - 1,5	min.48	min.36,5	11		
			1,6 - 3	min.48	min.36,5	10		
		3,1 - 6,5	min.48	min.36,5	9			
walcowany na gorąco następnie P + SN	1,2 - 2,5	min.43	min.28	7				
	2,6 - 40	min.42	min.28	6				
	41 - 60	min.41	min.27	5				

*P - przesycony, SN - starzony naturalnie, ST - starzony sztucznie.

Tabela 9. Własności mechaniczne blach platerowanych ze stopów aluminium

L. Cecha materiału	Przeznaczenie	Sposób platerowania	Stan obróbki cieplnej lub utwardzenia	Grubość mm	R _r kG/mm ²	Q _r kG/mm ²	σ _{0,2} % min.	Uwagi
1	Blachy ogólnego przeznaczenia	Obustronnie aluminium A1 wg PN-56/H-82160	wyzarzony (miękki)	0,5 - 3	max.23	—	12	wg PN-58/H-92743
				3,1 - 10	max.24	—	12	
			P + SN	0,5 - 2,5	min.37	—	15	
				2,6 - 10	min.38	—	15	
2	Blachy dla lotnictwa	Obustronnie aluminium A1 wg PN-56/H-82160	żarzony po przesyconiu	0,5 - 2,5	36	—	15	wg PN-58/H-92743
				2,6 - 10	36	—	15	
			wyzarzony (miękki)	0,5 - 2,5	max.23	—	10	
				2,6 - 10	max.24	—	10	
P + SN	0,5 - 3	min.41	—	13				
	3,1 - 6	min.43	—	11				
żarzony po przesyconiu	6,1 - 10	min.43	—	10				
	0,5 - 2,5	40	—	15				
		2,6 - 10	42	—	12			

*Ciężko: grubość warstwy plateru wynosi z każdej strony min. 4% dla blach o grubości do 2,5 mm i min 2% dla blach grubszych. *P - przesycony, SN - starzony naturalnie, ST - starzony sztucznie.

Tabela 9 c.d.

1	Blachy dla lotnictwa	obustronnie stopem Al-Zn (69-13% Zn)	wyzarzony	0,3 - 10	max.25	—	10	wg PN-59/H-92746
			P + ST	0,3 - 2,5	49	41	7	
2	Blachy dla lotnictwa	obustronnie aluminium A1 wg PN-56/H-82160	wyzarzony	0,3 - 3	max.23	—	12	wg PN-59/H-92746
				3,1 - 10	max.24	—	12	
PA6	Blachy dla lotnictwa	obustronnie aluminium A1 wg PN-56/H-82160	P + SN	0,3 - 2,5	min.37	19	15	wg PN-59/H-92746
				2,6 - 10	min.38	20	15	
PA7	Blachy dla lotnictwa	obustronnie aluminium A1 wg PN-56/H-82160	wyzarzony	0,3 - 2,5	max.23	—	10	wg PN-59/H-92746
				2,6 - 10	max.24	—	10	
P + SN	P + SN	P + SN	0,3 - 2,5	min.41,5	27,5	13	wg PN-59/H-92746	
				2,6 - 6	min.43,5	28,0		11
6,1 - 10	min.43,5	28,0	10					
P + SN następnie utwardzony walcowaniem	P + SN	P + SN	0,8 - 2,5	min.43,5	34,0	10	wg PN-59/H-92746	
				2,5 - 6,5	min.46,5	35,0		8

*P - przesycony, SN - starzony naturalnie, ST - starzony sztucznie. Pomoce konstruktorskie zesz. 8/64 str. III okł.

Tabela 10. Własności mechaniczne prętów i drutów ze słopów aluminium.

L p.	Cecha materiału	Przeznaczenie	Stan obróbki cieplnej lub utwardzenia	Średnica lub grubość mm	R _r	Q _r	a ₅ ³⁾	Uwagi
					KG/mm ²	KG/mm ² min	% min	
1	PA1	Pręty ogólnego przeznaczenia	miekkie	wszystkie wymiary	max 17	—	20	wg PN-58/H-93658
			ciągniony	do 40	min 13	—	5	
	PA2		miekkie	wszystkie wymiary	max 23	—	10	
			ciągniony	do 40	min 21	—	4	
	PA4		P + SN	do 60	min 20	—	12	
	PA4		P + ST	do 60	min 26	—	10	
	PA6		P + SN	do 60	min 38	22	12	
	PA7		P + SN	do 22	min 40	26	12	
	PA8			23-60	min 43	28	10	
	PA28		P + SN	do 60	min 36	—	10	
PA29	P + SN	do 60	min 36	—	8			
PA31	P + SN	do 60	min 36	—	12			
2	PA1	Pręty dla przemysłu lotniczego	surowy	wszystkie wymiary	max 17	—	18	wg PN-60/H-93670
			wyżarzony	—	max 17	—	20	
	PA2		surowy	wszystkie wymiary	max 23	—	10	
			wyżarzony	—	max 23	—	10	
	PA6		P + SN	do 160 pow. 160	min 38 min 36	22 20	12 10	
	PA7		P + SN	do 22	min 40	26	12	
				23-160 pow. 160	min 43 min 42	28 26	10 5	
	PA9		P + ST	do 22 23-160 pow. 160	min 50 min 54 min 52	38 41 41	7 6 5	
	PA10		P + SN	wszystkie wymiary	min 30	—	12	
	PA28		P + SN	wszystkie wymiary	36	—	10	
PA29	P + SN	wszystkie wymiary	36	—	8			
PA31	P + SN	wszystkie wymiary	36	—	12			
PA33	P + SN	do 22 23-160 pow. 160	45 46 44	— — —	10 10 8			
3	PA1	Druty okrągłe ciągnięte ogólnego przeznaczenia	wyżarzony	1-12	min 9	—	15	wg ZN-61/MPC-MN-0706
			półtwardy	1-10	min 12	—	3	
	twardy		1-5	min 15	—	—		
	PA2		wyżarzony	1-12	min 16	—	15	
			półtwardy	1-10	min 22	—	3	
	PA3		twardy	1-5	min 25	—	—	
			wyżarzony	1-12	min 22	—	13	
	PA4		półtwardy	1-10	min 26	—	2	
twardy		1-5	min 30	—	—			
PA6	P + SN	1-12	min 20	—	10			
PA7	P + ST	1-12	min 26	—	8			
PA7	P + SN	1-12	min 38	—	8			
4	Drut na nity lotnicze	w stanie dostawy	wszystkie wymiary	F _{tr} min. KG/mm ²	7	wg PN-60/H-93834		
					12			
					16			
					24			
					17			
					21			
					19			
					25			

¹⁾ P - przesycony, SN - starzony naturalnie, ST - starzony sztucznie.
²⁾ Dla drutów okrągłych - a w % przy l = 100mm

Dotyczy tabeli II

¹⁾ P - przesycony, SN - starzony naturalnie, ST - starzony sztucznie.
²⁾ Dla kształtowników o grubości ścianki pow. 10mm - a₅.
³⁾ Średnica zewnętrzna; ⁴⁾ Grubość ścianki.

Tabela 11. Własności mechaniczne kształtowników i rur ze słopów aluminium.

L p.	Cecha materiału	Przeznaczenie	Stan wykonania lub obróbki cieplnej	Grubość ścianki kształtownika mm	R _r	Q _r	a ₅ ⁴⁾	Uwagi
					KG/mm ²	KG/mm ² min	% min	
1	PA1	Kształtowniki tłoczone ogólnego przeznaczenia	wyciskany, tłoczony	wszystkie wymiary	max 17	—	16	wg projektu PN/H-93659
			wyżarzony	—	max 17	—	16	
	PA2		wyciskany, tłoczony	wszystkie wymiary	16-23	—	12	
			wyżarzony	—	16-23	—	12	
	PA4		P + SN	wszystkie wymiary	18	—	14	
			P + ST	—	28	21	10	
	PA6		wyżarzony	wszystkie wymiary	max 25	—	12	
			P + SN	do 10 pow. 10	36 38	22 23	12 12	
	PA7		P + SN	do 5	40	30	10	
				51-10 pow. 10	42 43	30 31	10 10	
PA8	wyżarzony	wszystkie wymiary	max 29	—	10			
		do 10	50	42	6			
PA9	P + ST	do 10	52	45	6			
2	PA1	Kształtowniki wyciskane na gorąco dla lotnictwa	surowy lub wyżarz.	wszystkie wymiary	max 17	—	16	wg PN-60/MPC-MN-5163
			surowy lub wyżarz.	wszystkie wymiary	max 23	—	12	
	PA2		P + SN	wszystkie wymiary	18	—	14	
			P + ST	—	28	21	10	
	PA4		wyżarzony	wszystkie wymiary	max 25	—	12	
			P + SN	do 10 10,1-20 pow. 20	36 38 41	22 23 25	12 12 10	
	PA6		wyżarzony	wszystkie wymiary	max 25	—	12	
				do 5 51-10 10,1-20 20,1-40 pow. 40	40 42 43 45 49	30 30 31 32 36	10 10 10 10 10	
	PA7		P + SN	do 10	51	44	6	
				10,1-20 20,1-40 pow. 40	54 57 58	45 47 50	6 6 6	
PA8	P + ST	do 10	18	—	14			
		wszystkie wymiary	30	23	10			
PA9	P + SN	do 10	30	23	10			
3	Rury grubościennie wyciskane ogólnego przeznaczenia	wszystkie wymiary	wyżarzony	max 13	—	—	wg PN-58/H-74581	
			wyciskane	min 17	—	12		
			wyżarzony	max 22	—	—		
			wyżarzony	max 24	—	—		
			P + SN	min 18	—	12		
			P + ST	min 22	—	8		
			P + SN	max 25	—	10		
4	Rury ciągnięte dla lotnictwa i ogólnego przeznaczenia	wszystkie wymiary	wyżarzony	do 60 ¹⁾	4)	max 14	—	wg PN-58/H-74582
			twardy	—		min 14	—	
			wyżarzony	do 60		max 22	—	
			półtwardy	—		min 21	—	
			twardy	—		min 23	—	
			półtwardy	wszystkie wymiary		min 23	—	
			P + SN	wszystkie wymiary		min 18	—	
			P + ST	wszystkie wymiary		min 28	—	
			wyżarzony	wszystkie wymiary		max 25	—	
			P + SN	do 22 22-50 pow. 50		do 1 15-2 15-2	min 38 min 40 min 40	
PA6	wyżarzony	wszystkie wymiary	max 25	—	10			
		do 22	do 1	min 38	20			
		22-50	15-2	min 40	23			
		pow. 50	wsz. wym.	min 40	23			
PA7	P + SN	do 22	do 1	min 42	26			
		22-50	15-2	min 43	29			
PA8	wyżarzony	wszystkie wymiary	max 15	—	17			
		do 22	do 1	min 21	—			
PA10	P + ST	wszystkie wymiary	min 31	—	8			

Tabela 12. Warunki przerobki plastycznej i obróbki cieplnej aluminium i stopów aluminium do przerobki plastycznej

L p.	Typ stopu	Temp. przerobki plastycznej °C		Temp. zmiekczenia °C	Czas zmiekczenia h	Środek chłodzący	Temp. przesycań °C	Czas wygrzewania h	Środek chłodzący	Temp. starzenia °C	Czas starzenia h
		najodpowiedniejsza	najniższa								
1	Aluminium 99,99%	300-350	—	300-350	2-6	powietrze	—	—	—	—	—
2	Aluminium 99,5-99,7%	480-550	350	360-400	2-6	powietrze / woda	450-550	4-6	powietrze / woda	—	—
3	Al-Mn	480-520	450	450-500	1/2-3	powietrze	—	—	—	—	—
4	Al-Mg	330-400	320	320-400	1-6	powietrze	wg wskazań dostawy	—	—	—	—
5	Al-Mg-Si	460-520	400	330-370	1-5	powietrze	520-560	1/3-1	woda	155-160 pokojowa	3-12 dni
6	Al-Cu-Mg	400-450	360	330-370	1-6	powietrze	495-515	1/3-1	woda	pokojowa	5 dni
7	Al-Cu-Ni	440-480	360	330-360	1-6	powietrze	500-520	1-1	woda	pokojowa / 155-160	3-8