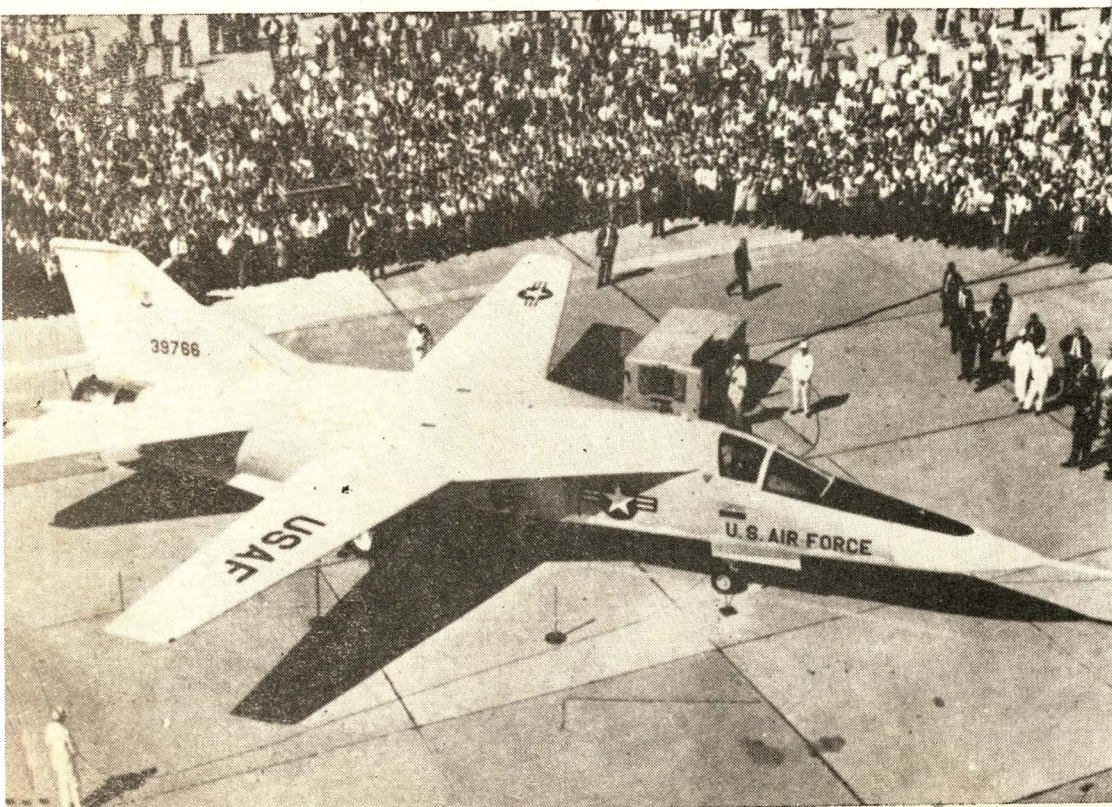
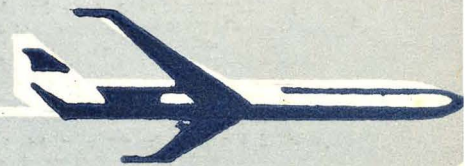


TECHNIKA LOTNICZA



6

1965

WYDAWNICTWA
CZASOPISM
TECHNICZNYCH NOT

Opory interferencyjne zespołu skrzydło-gondola w układzie śmigła pchającego

(c. d.)

Zebrała i opracowała mgr inż. E. Lewalska

4. Opory interferencyjne zespołu skrzydło-gondola w układzie śmigła pchającego.

Badania przeprowadzono przy użyciu modelu skrzydła o profilu Clark Y o grubości 11,68%, o cięciu 965 mm i rozpiętości 4926 mm (wydłużeniu 5). Do badań wzięto model gondoli 4, pokazanej na rys. 30. Rys. 31 pokazuje schemat badanych położzeń gondoli względem skrzydła.

Wielkości współczynników oporu przedstawiono w tabeli XII i na rysunkach 32 i 33.

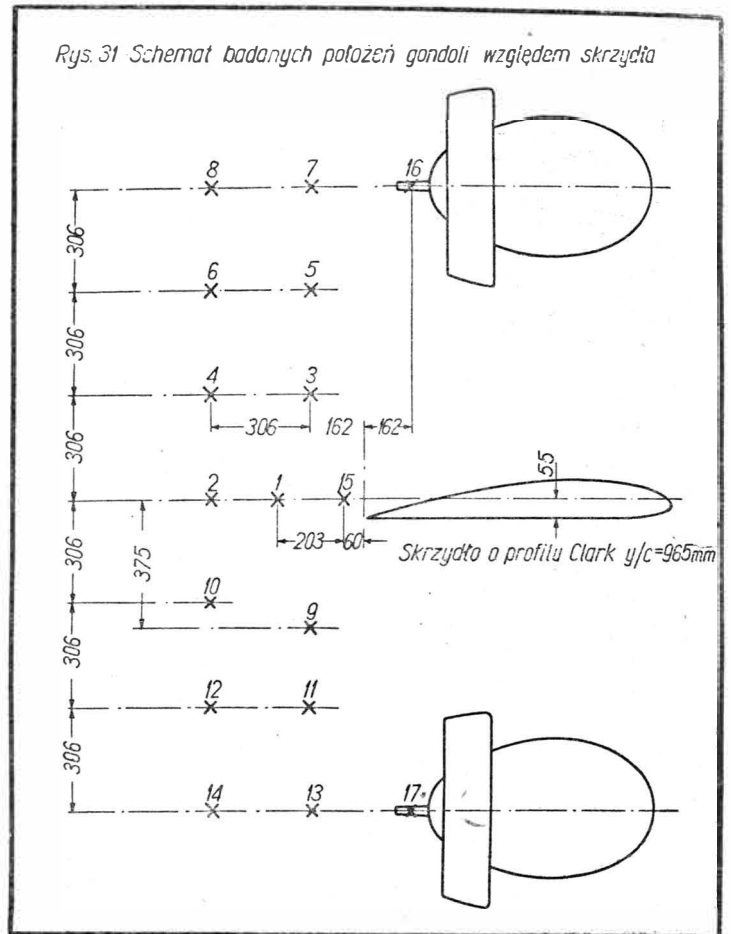
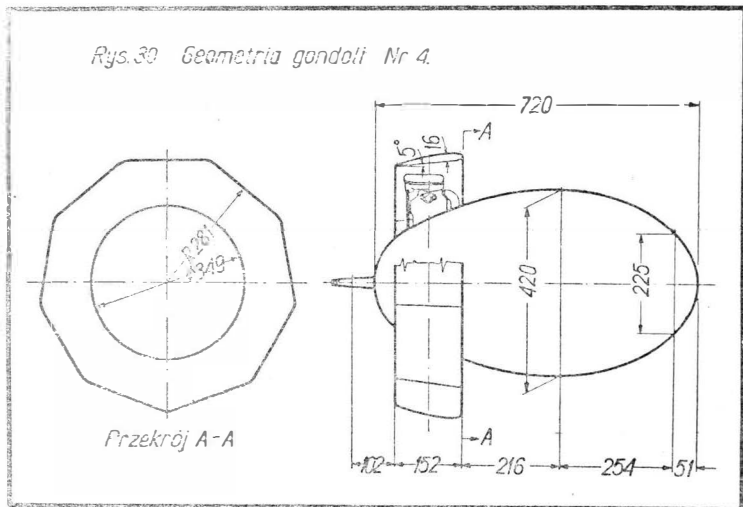
5. Opory interferencyjne zespołu skrzydło-gondola przy zastosowaniu śmigła ciągnąco-pchającego (w układzie tandem).

W badaniach posłużono się modelem skrzydła opisanym w I cz. tego cyklu opracowań (TL zesz. 9/64). Schemat badanych gondol jest pokazany na rys. 34a, b, c. Geometria pierścieni osłaniających silniki jest pokazana na rys. 17, w II części niniejszego cyklu (TL zesz. 12/64).

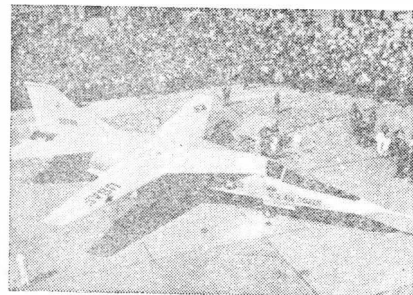
Tabela XIII i wykresy na rys. 36, 37 i 38 przedstawiają wielkość współczynników oporu w zależności od kąta natarcia, liczby Reynoldsa, położenia gondoli względem skrzydła oraz geometrii gondoli.

Uzupełnienia: rys. 35 przedstawia schemat badanych położzeń gondoli względem skrzydła; położenie 4, 9, 10, 11 odnosi się do badania gondoli nr 7.

Na stronie IV okładki podano również — jako uzupełnienie — tabelę nr 30 z serii opracowań mgr inż. A. Ciszewskiego i mgr inż. T. Radomskiego „Stopy aluminium”, podane w zeszycie 5/65 TL.



Pomocje konstruktorskie str. II okł.



NASZA OKŁADKA

Amerykański samolot o zmiennym skosie skrzydła General Dynamic F-111A

TREŚĆ ZESZYTU

A. Buch — Ocena wytrzymałości zmęczeniowej materiałów konstrukcyjnych i elementów maszyn	141
J. Skonieczny — Zapłonowe świece dużej energii, cz. I	148
T. Missala — Łącza synchroniczne w przyrządach lotniczych, cz. II	154
Nowości techniczne	161
Na półkach księgarskich	165
Kronika	167
Wiadomości SIMP	168
Pomocje Konstruktorskie „Techniki Lotniczej” — E. Lewalska: Opory interferencyjne zespołu skrzydło-gondola w układzie śmigła pchającego, c.d.	okł.
T. Ciszewski, A. Radomski: tabela 30 — dokończenie z zeszytu 5/65 TL	okł.

TECHNIKA LOTNICZA — miesięcznik Sekcji Lotniczej Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Mechaników Polskich Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT. Redaguje Kolegium: mgr inż. Stefan Sulikowski — redaktor naczelny, Jarosława Berzyńska — sekretarz redakcji, mgr inż. Antoni Golegżinowski, mgr inż. Walerian Kordziński, mgr inż. Stanisław Lassota, mgr inż. Wacław Zaremba — redaktorzy działów, Dorota Pietrzykowska — redaktor techniczny

Adres Redakcji: Warszawa, Czackiego 3/5, tel. 26-74-61, wewn. 137.

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 1-9-1216.7 WCT. Zakład Kolportażu, Warszawa, ul. Mazowiecka 12.



Doc. dr ALFRED BUCH

Ocena wytrzymałości zmęczeniowej materiałów konstrukcyjnych i elementów maszyn

Wstęp

Ważne zagadnienie zmniejszenia ciężaru konstrukcji wiąże się między innymi z zagadnieniem dokładniejszej oceny własności zmęczeniowych materiałów. Konstruowanie elementów konstrukcyjnych, pracujących w warunkach obciążeń cyklicznych, wymaga dobrej znajomości wytrzymałości zmęczeniowej stosowanych materiałów oraz wpływu stosowanych zabiegów technologicznych na wytrzymałość postaciową stosowanych form konstrukcyjnych. Brak odpowiednich danych liczbowych, charakteryzujących zachowanie się materiału i części obciążonych zmęczeniowo, zmusza konstruktorów do podwyższenia wielkości współczynników bezpieczeństwa, co powoduje nadmierne zużycie drogich materiałów konstrukcyjnych. Jest to szczególnie szkodliwe w przypadku konstrukcji pojazdów lotniczych i lądowych, silników turboodrzutowych i tłokowych, turbin gazowych i parowych, gdzie wzrost ciężaru powoduje nie tylko powiększenie kosztów produkcyjnych, lecz również kosztów eksploatacyjnych.

Jak wiadomo, odbiór według warunków technicznych przewiduje sprawdzenie wyłącznie podstawowych własności mechanicznych materiałów (R_m , R_e , A , C , U) i tylko w bardzo rzadkich przypadkach (na przykład dla linek lotniczych i niektórych sprężyn) żąda się przeprowadzenia prób zmęczeniowych.

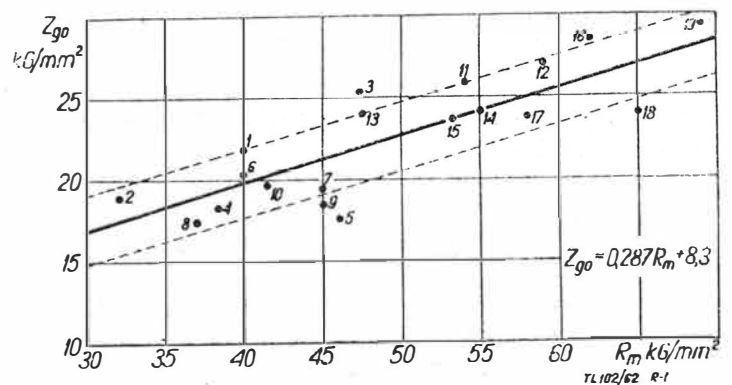
Jednakże w przypadku elementów narażonych na zniszczenie zmęczeniowe materiał powinien mieć zapewnione nie tylko odpowiednie własności statyczne i udarowe, lecz również odpowiednie własności zmęczeniowe. W związku z powyższym szczególnie ważna jest umiejętna ocena wytrzymałości zmęczeniowej materiałów, opierająca się na wynikach licznych badań różnych autorów oraz na określonych zależnościach pomiędzy wskaźnikami wytrzymałościowymi. Szereg badań wykazało, że nie ma powiązania pomiędzy udarnością i wytrzymałością zmęczeniową materiału i że materiał o wysokiej udarnośći może posiadać niską granicę zmęczenia. Na przykład kruchość odpuszczania wpływa gwałtownie na udarność, nie rzutując na granicę zmęczenia stali. Liczne próby wykazały również, że kruche materiały (na przykład nisko odpuszczona zahartowana stal) mogą posiadać wysoką granicę zmęczenia. Nie ma także często powiązania pomiędzy granicą plastyczności i granicą zmęczenia stali. Na przykład wyżarzona normalizacyjnie stal, o tej samej mniej więcej wytrzymałości doraźnej i zmęczeniowej co stal ulepszona cieplnie, może się cechować znacznie niższą granicą plastyczności (tab. 1).

Przeprowadzone przez autora [lit 1, 2] statyczne badania stopnia korelacyjnego powiązania granicy zmęczenia szeregu konstrukcyjnych stali (stosowanych w lotnictwie) z różnymi wskaźnikami wytrzymałościowymi (R_m , $R_{0,2}$, R_p , τ_m , $\tau_{0,2}$) wykazały, że najlepsze powiązania korelacyjne obserwuje się dla wytrzymałości doraźnej R_m . Do podob-

nych wniosków doszło innymi metodami szereg innych autorów [lit. 3, 4].

Wzory oceny wytrzymałości zmęczeniowej stali

Wzory wyrażające zależność Z_{go} od R_m są dokładniejsze od wzorów wyrażających zależność granicy zmęczenia od innych własności wytrzymałościowych (lub od kilku włas-



Rys. 1. Zależność granicy zmęczenia Z_{go} od wytrzymałości doraźnej R_m dla stali węglowych normalizowanych, lub wyżarzonych

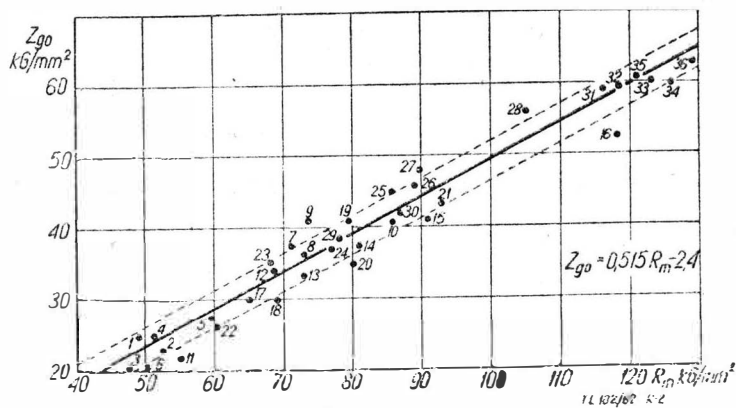
ności mechanicznych, na przykład wzory Jungera, Stribeckka lub Mailandera).

Pomiędzy wytrzymałością zmęczeniową Z_{go} i wytrzymałością doraźną R_m pokrewnych materiałów istnieje w przybliżeniu prostoliniowa zależność. Zależność ta może być wykorzystana do oceny wytrzymałości zmęczeniowej materiału, dla którego znana jest wartość R_m . Rys. 1 przedstawia wartości wytrzymałości doraźnej R_m i zmęczeniowej Z_{go} szeregu stali węglowych poddanych normalizacji lub wyżarzaniu ($R_m = 30-70$ kG/mm²). Rys. 1 zawiera

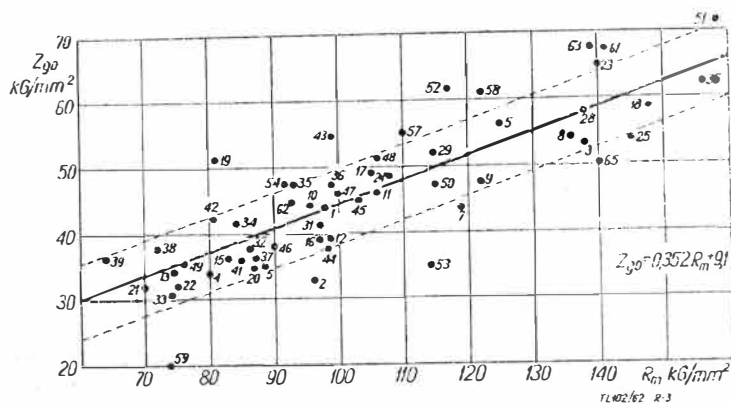
Tabela 1

Własności mechaniczne dla stali normalizowanych i ulepszonych cieplnie o podobnych wartościach wytrzymałości doraźnej (L. 5,6)

Skład chemiczny			Obróbka cieplna	R_m kG/mm ²	$R_{0,2}$ kG/mm ²	C %	Z_{go} kG/mm ²
C %	Mn %	Si %					
0,25	0,6	0,22	norm.	45	25	—	18,5
0,24	0,45	0,7	ulepsz.	47,5	34	68	20,7
0,14	2,12	0,52	norm.	78	39	21	37
0,14	2,12	0,52	ulepsz.	73	62	75	39



Rys. 2. Zależność granicy zmęczenia Z_{go} od wytrzymałości dorażnej R_m dla stali węglowych ulepszonych cieplnie



Rys. 3. Zależność granicy zmęczenia Z_{go} od wytrzymałości dorażnej R_m dla stali stopowych obrabianych cieplnie

również wyznaczoną za pomocą rachunku korelacyjnego prostą o równaniu:

$$Z_{go} = 0,287 R_m + 8,3 \quad [1]$$

Wzór [1] umożliwia obliczenie Z_{go} , gdy znane jest R_m . Rys. 2 przedstawia wartości wytrzymałości dorażnej R_m i zmęczeniowej Z_{go} szeregu stali węglowych ulepszonych cieplnie ($R_m = 40 \div 130$ kG/mm²). Dla tych stali obliczono następujący wzór korelacyjny:

$$Z_{go} = 0,515 R_m - 2,4 \quad [2]$$

W analogiczny sposób rozpatrzono ulepszone cieplnie stale stopowe (tab. 3, rys. 3) oraz wysokostopowe (tab. 4, rys. 4). Odpowiednie wzory mają następującą postać: dla stali stopowych ($R_m = 60 \div 160$ kG/mm²)

$$Z_{go} = 0,352 \cdot R_m + 9,1 \quad [3]$$

dla stali wysokostopowych¹⁾ ($R_m = 50 \div 130$ kG/mm²)

$$Z_{go} = 0,484 R_m \quad [4]$$

Ze wzorów [1 ÷ 4] wynika, że przeciętna wytrzymałość zmęczeniowa Z_{go} jest dla stali normalizowanych nieco niższa niż dla stali ulepszonych cieplnie (przy jednakowym R_m). Na przykład dla $R_m = 70$ kG/mm² granica zmęczenia Z_{go} równa się dla stali węglowej normalizowanej 28,5 kG/mm², dla ulepszonej cieplnie stali węglowej 33,6 kG/mm², dla stali niskostopowej 33,7 kG/mm², dla stali wysokostopowej 34 kG/mm².

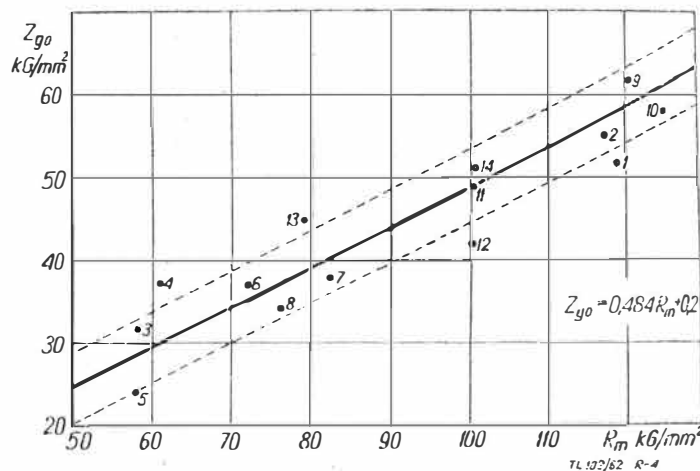
Z badań Nadasana i jego współpracowników [lit. 7] wynika, że dla stali normalizowanych o zawartości węgla 0,6 i więcej procent podwyższenia wytrzymałości dorażnej nie zawsze powoduje wzrost wytrzymałości zmęczeniowej.

¹⁾ Wzór [4] jest podobny do wzoru Lehra $Z_{go} = 0,47 R_m$, zaś wzór [3] do wzoru Zukowa $Z_{go} = 0,35 R_m + 12,2$ (po uwzględnieniu zmniejszenia drugiego składnika), co zawęża zakres ich zastosowania do stali stopowych w przypadku wzoru Zukowa oraz do stali wysokostopowych w przypadku wzoru Lehra.

Badania Kronmarcka [lit. 4] oraz analiza danych doświadczalnych zebranych w Katalogu IMP [lit. 5] wskazują na brak korelacji pomiędzy R_m i Z_{go} dla zahartowanych stali o wytrzymałości dorażnej $R_m > 160$ kG/mm². W związku z powyższym uwzględniono przy wprowadzeniu wzorów [1 ÷ 4] wyłącznie stale zahartowane na $R_m \leq 160$ kG/mm² oraz stale normalizowane o zawartości węgla poniżej 0,6%. Średnie kwadratowe odchyłki s dla wzorów [1, 2, 3 i 4] wynoszą odpowiednio: 2; 2,5; 5,5; 4,2 kG/mm².

Jeżeli przy doświadczalnym wyznaczeniu granicy zmęczenia materiału uzyskuje się wartość różniącą się od wartości obliczonej za pomocą wzoru korelacyjnego o znacznie więcej niż odpowiednią średnicą kwadratową odchyłkę, to fakt ten może wskazywać na działanie jakichś ubocznych czynników obniżających jakość badanego materiału. Odpowiedni punkt doświadczalny leży wtedy znacznie poniżej dolnej granicy zakresowanego obszaru (o szerokość $2s$) — rysunek 1 ÷ 4.

W przypadku analizy przyczyn zmęczeniowego zniszczenia danej części maszyny może być konieczna między innymi kontrola wytrzymałości zmęczeniowej Z_{go} materiału, z którego część została wykonana, gdyż złe własności zmęczeniowe materiału mogą być jedną z przyczyn złamania części. Do tego rodzaju kontroli nadają się bardzo dobrze maszyny Schencka typu Rapid ze względu na mały wymiar stosowanych próbek ($l = 80$ mm, $d = 10$ mm, $d_s = 6,7$ mm) oraz dużą częstotliwość maszyny (12 000 obr/min), co czterokrotnie przyspiesza wykonanie prób w porównaniu ze zwykłymi maszynami (np. NU) o częstotliwości



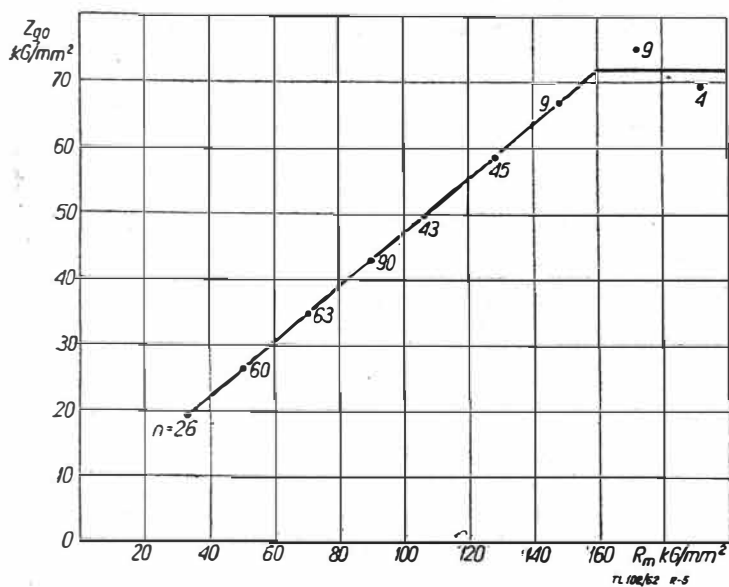
Rys. 4. Zależność granicy zmęczenia Z_{go} od wytrzymałości dorażnej R_m dla wysokostopowych stali odpornych na korozję

2800 obr/min. Porównanie wyników pomiarów z oceną granicy zmęczenia według danych z literatury lub za pomocą wzorów korelacyjnych umożliwia wyjaśnienie, czy część była wykonana z materiału o dostatecznie wysokiej granicy zmęczenia. Korzystanie przy tym z korelacyjnych wzorów (które przedstawiają uśrednienie wyników licznych badań) daje dużo dokładniejsze wyniki niż korzystanie z orientacyjnych danych zawartych na przykład w poradni-

Tabela 2

Wyniki badań zmęczeniowych krajowych odlewniczych stopów niklowych typu nimonic (Baza próby $N_G = 3 \cdot 10^7$ cykli)

Materiał	Temperatura	R_f kG/mm ²	Wytrzymałość zmęczeniowa Z_{fc} kG/mm ²	
			Próbki gładkie	Próbki z karbem
NN14	20°	93,5	11,5	—
	700°	78,7	21	18
	800°	70,0	15	13
	900°	45,7	—	—
NN24	20°	82,2	12	—
	700°	63,6	14,5	14,5
	800°	63,6	15,5	15,5
	900°	52,8	—	—



Rys. 5. Zależność granicy zmęczenia Z_{go} od wytrzymałości doraźnej R_m rozpatrzona łącznie dla stali węglowych i stopowych o różnej obróbce cieplnej oraz bez obróbki cieplnej; n — liczba wyników rozpatrzonych przy uśrednieniu

ku technicznym „Mechanik” [lit. 8], gdyż poradnik ten zawiera mało ściśle przybliżone dane odnoszące się do stali o szerokim zakresie różnych wartości wytrzymałości doraźnej (zakres 15, 20 i nawet 30 kG/mm^2) bez rozróżnienia wpływu rodzaju obróbki cieplnej i bez podania dolnej i górnej granicy wartości granicy zmęczenia.

Szereg autorów rozpatrywało zależność Z_{go} od R_m łącznie dla stali węglowych i stopowych o różnej obróbce cieplnej. Szczególnie duża ilość danych doświadczalnych (349) została uwzględniona przez Kronmarcka [lit. 4]. Wyniki jego badań przedstawia rys. 5. Punkty wykresu charakteryzują średnie wartości R_m i średnie wartości Z_{go} dla szeregu stali o wartościach R_m , zawartych w granicach różniących się o 20 kG/mm^2 (20—40 kG/mm^2 , 40—60 kG/mm^2 itd.). Dzięki uśrednieniu dużej ilości danych doświadczalnych dla każdego zakresu wytrzymałości doraźnej wyeliminowano wpływ przypadkowych czynników (różny typ stosowanych maszyn zmęczeniowych, różna średnica oraz różna chropowatość próbek, różny stopień przeróbki plastycznej, różna zawartość wtrąceń niemetalicznych, różna wielkość ziarna materiału itd.).

Jak widać z wykresu na rys. 5 pomiędzy średnimi wartościami R_m i Z_{go} istnieje dokładnie prostoliniowa zależność dla stali o wytrzymałości doraźnej poniżej 160 kG/mm^2 . Brak korelacji pomiędzy wytrzymałością zmęczeniową i doraźną w przypadku, gdy $R_m > 160 \text{ kG/mm}^2$, można objaśnić prawdopodobnie dużym wpływem naprężeń wewnętrznych oraz wtrąceń niemetalicznych na granicę zmęczenia twardych, niskoodpuszczonych stali.

Tabela 3

Wpływ stopnia zanieczyszczenia stali 40HNMA ($R_m = 135 \text{ kG/mm}^2$) na wytrzymałość zmęczeniową wzdłużnych i poprzecznych próbek (14)

Rodzaj materiału	Rodzaj próbek	Z_{rc} kG/mm^2	Z_{rj} kG/mm^2
Mniej zanieczyszczony	wzdł., gładkie	57	76
	poprz., gładkie	44	59
Bardziej zanieczyszczony	wzdł., gładkie	47	70
	poprz., gładkie	40	55
Mniej zanieczyszczony	wzdł., z karbem	32	60
	poprz., z karbem	30	57
Bardziej zanieczyszczony	wzdł., z karbem	28	59
	poprz., z karbem	25	54

Równanie odpowiadające prostej na rys. 5 ma następującą postać:

$$Z_{go} = 0,413 R_m + 5,3 \quad [5]$$

Powyższy wzór Kronmarcka jest bardziej ogólny niż wzory przez nas wyznaczone dla czterech grup stali, jednak z tego samego powodu dokładność jego jest mniejsza niż dokładność korelacyjnych wzorów [1—4]. Podobny wniosek można wyciągnąć w stosunku do rozpowszechnionych w ZSRR korelacyjnych wzorów Żukowa [lit. 9]²⁾ wyprowadzonych na podstawie stosunkowo małej liczby danych dla stali o wytrzymałości doraźnej $R_m = 50 \div 120 \text{ kG/mm}^2$ bez podziału na grupy stali o różnej zawartości składników stopowych i różnej obróbce cieplnej.

Powiązanie między wytrzymałością zmęczeniową i doraźną dla różnych przypadków

Szczególnie dokładna prostoliniowa zależność pomiędzy wytrzymałością doraźną a wytrzymałością zmęczeniową istnieje dla próbek różniących się temperaturą odpuszczania i nie różniących się temperaturą hartowania [lit. 10]. Daną zależność ilustrują wykresy przedstawione na rys. 6. Jeżeli znane są tablicowe wartości Z_{go} i R_m dla dwóch temperatur odpuszczania, można za pomocą interpolacji prostoliniowej ocenić granicę zmęczenia stali odpuszczonej w dowolnej temperaturze pośredniej.

Tabela 4

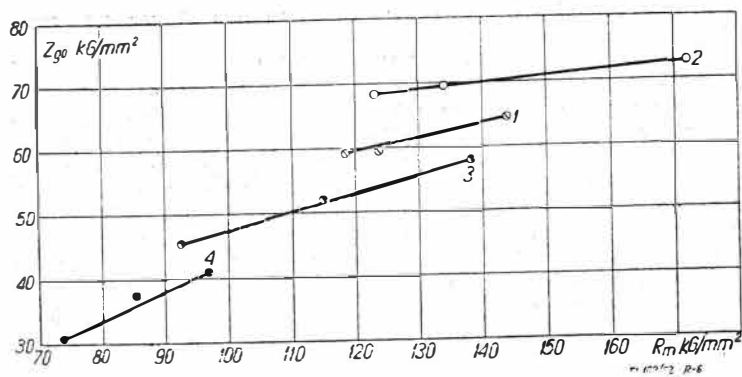
Porównanie wytrzymałości zmęczeniowej materiałów i części maszyn (L. 18)

Rodzaj części oraz rodzaj próby zmęczeniowej	Wytrzymałość doraźna R_m kG/mm^2	Graniczna amplituda dla części σ_a kG/mm^2	Granica zmęczenia materiału τ_w kG/mm^2	$\frac{\sigma_a}{\tau_w}$
Lotniczy wał wykorbiony $\phi 80$ (skręcanie)	124	13	$Z_{go} = 35$	0,37
Wał wykorbiony silnika Diesla $\phi 245$ (skręcanie)	60	4,2	$Z_{go} = 15$	0,28
Wagonowa oś $\phi 192$ z kołem osadzonym na wcisk (obrotowe zginanie)	69	8,4	$Z_{go} = 22,4$	0,37
Wał $\phi 40$ z tuleją osadzoną na wcisk (obrotowe zginanie)	55	11	$Z_{go} = 26,5$	0,42
Wał $\phi 30$ z tuleją osadzoną za pomocą klina (obrotowe zginanie)	55	7,5	$Z_{go} = 26,5$	0,28
Koła zębate $\phi 75$ (jednostronne zginanie)	115—130	10—12	$Z_{go} = 55$	0,22
Śruba $1\frac{1}{8}'' \phi 28,5$ (rozciąganie-ściskanie)	41	3,1	$Z_{rc} = 22,9$	0,11

Na przykład na wykresie 3 rys. 6 podane są własności mechaniczne stali 30HGSA zahartowanej przy temperaturze 390 °C i odpuszczonej przy różnych temperaturach. Za pomocą prostoliniowej interpolacji można łatwo obliczyć (rys. 6), iż granica zmęczenia stali 30HGSA, odpuszczonej na $R_m = 120 \text{ kG/mm}^2$, wynosi $Z_{go} = 49 \text{ kG/mm}^2$.

Badania wskazują [lit. 10], że powyższy sposób oceny granicy zmęczenia jest znacznie dokładniejszy niż ocena za pomocą wzorów Żukowa, Lehra, Mailandera lub Striebecka. Przy rozpatrzeniu szeregu stali konstrukcyjnych (60G, 55S2, 50HFA, 40HFA, 18HN4WA, 37HN3A, 30HMA i 30HGSA) otrzymano [lit. 10], że średni kwadratowy błąd oceny wynosi dla interpolacji prostoliniowej 5,3%, dla wzoru Żukowa 13,6%, dla wzoru Lehra 14,6%, dla wzoru Mailandera 16,9%, zaś dla wzoru Striebecka 21%.

²⁾ Wzory Żukowa znacznie się różnią od wzorów [1—5], co tłumaczy się uwzględnieniem materiałów zahartowanych na $R_m > 160 \text{ kG/mm}^2$.



Rys. 6. Zależność granicy zęczenia Z_{go} od wytrzymałości doraźnej R_m dla zahartowanych stali konstrukcyjnych o różnej temperaturze odpuszczania

- | | |
|---------------------------------|--------------------------------|
| 1. Stal 60G — H.960°, 0.560° | 2. Stal 50HFA — H.835°, 0.600° |
| H.960°, 0.500° | H.885°, 0.550° |
| H.960°, 0.450° | H.885°, 0.400° |
| 3. Stal 30HGSA — H.890°, 0.550° | 4. Stal 30HMA — H.880°, 0.650° |
| H.890°, 0.450° | H.880°, 0.560° |
| H.890°, 0.200° | H.880°, 0.450° |

Korelacyjna zależność Z_{go} od R_m istnieje również w podwyższonych temperaturach [lit. 2], jednakże tylko dla materiałów o normalnej zależności własności wytrzymałościowych od temperatury (to jest, gdy R_m i Z_{go} spadają ze wzrostem temperatury).

Także w przypadku zmiany stopnia zgniecia na zimno (do ok. 40÷60%) szeregu metali przerabianych plastycznie oraz w przypadku zmiany gęstości metali otrzymanych metodami metalurgii proszkowej, wzrasta R_m towarzyszy zwykle wzrost Z_{go} , charakteryzujący się prostoliniową zależnością [lit. 2].

Z wyżej przytoczonych przykładów widać, że na ogół wartości Z_{go} i R_m są powiązane ze sobą i niesłuszne są poglądy (zawarte niestety w niektórych podręcznikach) o braku jakiegokolwiek zależności własności zęceńiowych od innych własności wytrzymałościowych.

Brak zależności Z_{go} od R_m jest nietypowym zjawiskiem i ma miejsce w niektórych szczególnych przypadkach [lit. 2 i 10]. Na przykład dla stali o dużej twardości wzrostowi HRC i R_m może nie towarzyszyć wzrost Z_{go} ze względu na duży wpływ stopnia zanieczyszczenia stali, a także ze względu na działanie dużych naprężeń szczątkowych i bardzo znaczny wpływ stanu powierzchni (odwęglenie, chropowatość). Powyższe czynniki obniżają własności zęceńiowe twardych stali, nie zmieniając zupełnie ich wytrzymałości doraźnej. Brak korelacji pomiędzy Z_{go} i R_m można również zaobserwować dla materiałów starszonych, gdyż w tym przypadku wzrost R_m nie powoduje wzrostu Z_{go} .

Na wytrzymałość doraźną wpływają średnie własności materiału, podczas gdy na granicę zęceńiową gładkich próbek wpływają własności materiału w najsłabszych miejscach (np. na powierzchni próbki itd.). W przypadku, gdy istnieje korelacja pomiędzy wytrzymałością doraźną i zęceńiową zmianie średnich własności towarzyszy zmiana własności w najsłabszych miejscach. W przypadku braku korelacji pomiędzy R_m i Z_{go} średnie własności nie zależą od własności najsłabszych miejsc. W związku z tym, że powierzchnia elementu jest tym słabym miejscem, z którego rozpoczyna się na ogół zniszczenie zęceńiowe, wyjątkowo duże efekty można uzyskać przez umocnienie powierzchniowe za pomocą dogniatania, hartowania indukcyjnego, azotowania, nawęglania itd. W tym przypadku uzyskuje się znaczny wzrost wytrzymałości zęceńiowej elementu.

Niektóre lotnicze stopy lekkie i żarowytrzymałe

W przypadku stopów lekkich nie można stwierdzić tak wyraźnej jak dla stali zależności wytrzymałości zęceńiowej od wytrzymałości doraźnej. Jednakże przy odpowiednim podziale tych stopów na grupy materiałów, o tej samej technologii ich otrzymania, można zauważyć pewną tendencję wzrostu wytrzymałości zęceńiowej ze wzrostem

wytrzymałości doraźnej. Należy przy tym mieć na uwadze, że przesycanie stopów aluminiowych, powodujące znaczny wzrost ich wytrzymałości doraźnej, nie wpływa praktycznie na wartość granicy zęceńiowej tych stopów³⁾.

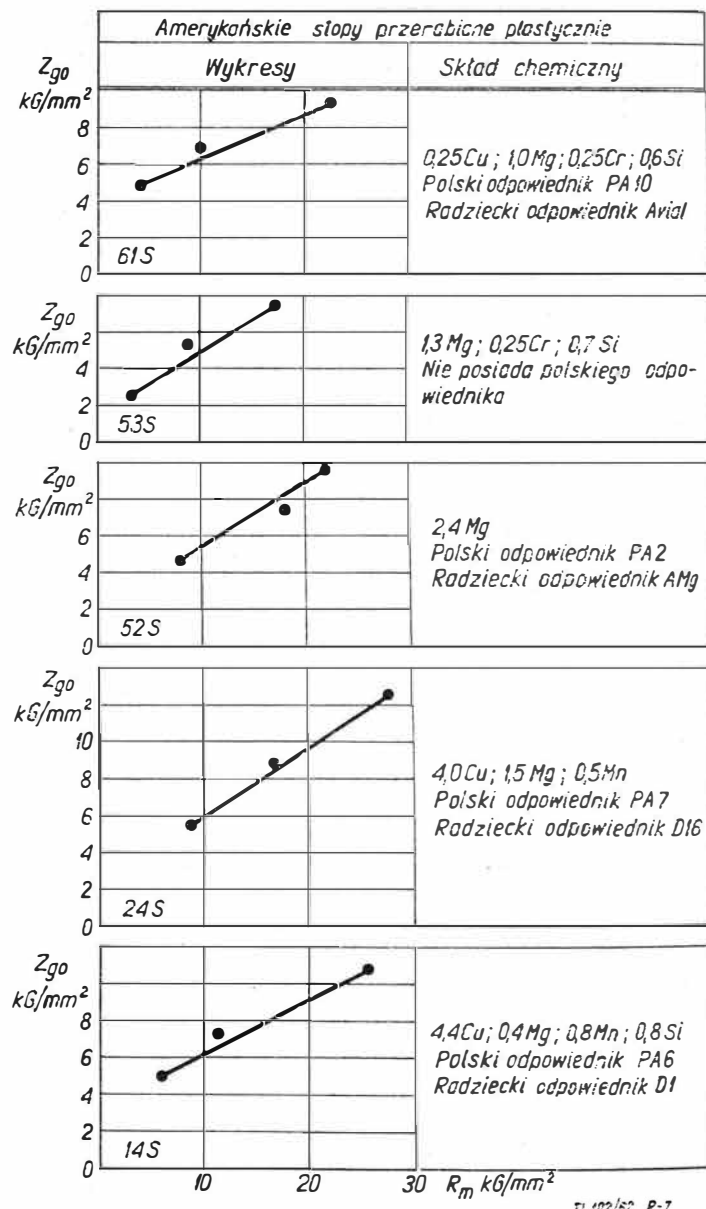
Podwyższenie temperatury wywołuje zmniejszenie zarówno wytrzymałości doraźnej R_m , jak wytrzymałości zęceńiowej Z_{go} stopów Al.

Jak wykazały badania autora [lit. 11], w przypadku szeregu materiałów stosowanych w lotnictwie (WD17, PA10, PA9, PA7, PA6 i PA2) obserwuje się prostoliniową zależność pomiędzy Z_{go} i R_m w zakresie temperatur od pokojowej, aż do maksymalnej temperatury pracy (rys. 7 i 8).

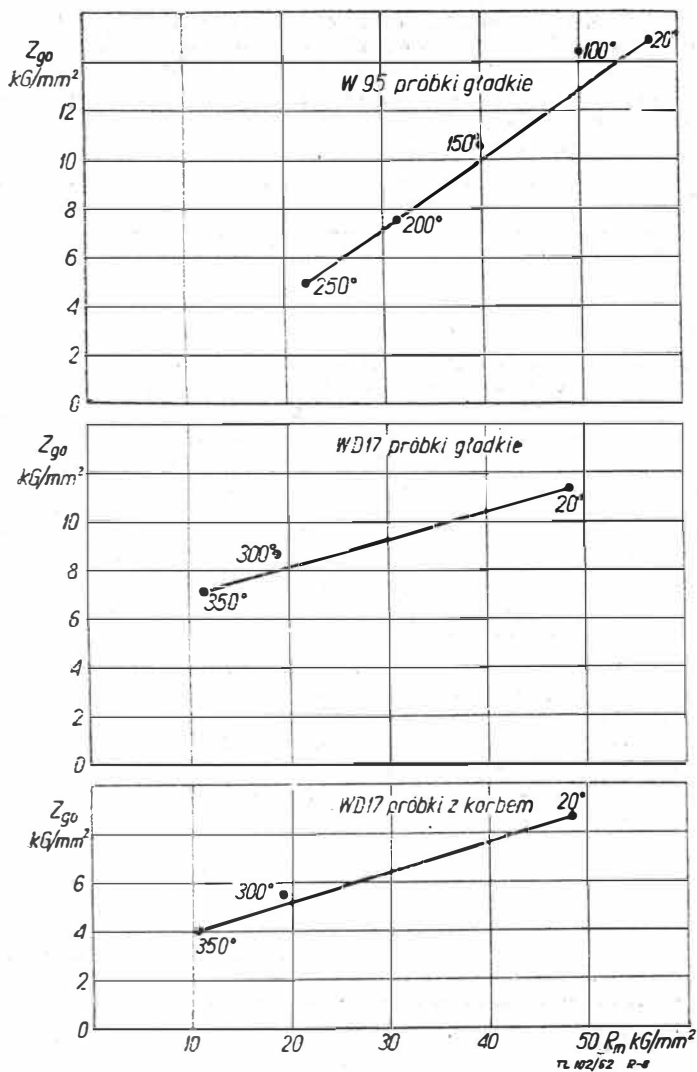
Badania [lit. 11] wykazały, że zastosowanie interpolacji prostoliniowej zależności od oceny wytrzymałości zęceńiowej stopu WD17 w temperaturze 300°C umożliwia wyznaczenie granicy zęceńiowej dla próbek gładkich z dokładnością ok. 7%, zaś dla próbek z karbem z dokładnością ok. 10% (rys. 8).

Rys. 9 przedstawia zależność granicy zęceńiowej przy wahadłowym rozciąganiu-ściskaniu Z_{rc} angielskich stopów typu nimonic od ich wytrzymałości doraźnej. Jak widać z rysunku, zależność ta jest dokładnie liniowa w zakresie temperatur 600—800°C, co umożliwia ocenę własności zęceńiowych w tym zakresie za pomocą interpolacji prostoliniowej.

³⁾ Przesycanie wpływa natomiast na podwyższenie żywotności próbek przy ich obciążeniu powyżej granicy zęceńiowej (lit. 12).



Rys. 7. Zależność granicy zęceńiowej Z_{go} od wytrzymałości doraźnej R_m dla temperatur 150°, 205° i 260°C dla szeregu amerykańskich stopów aluminiowych



Rys. 8. Zależność granicy zmęczenia Z_{go} od wytrzymałości doraźnej R_m w podwyższonych temperaturach dla stopu W95 (PA9) i WD17

Tabela 2 przedstawia wyniki własnych badań zmęczeniowych krajowych odlewniczych stopów niklowych⁴⁾. Z tabeli wynika, że w zakresie temperatur 20—700 °C nie ma powiązania pomiędzy wytrzymałością statyczną i zmęczeniową, natomiast w zakresie temperatur 700—800 °C takie powiązanie istnieje. Stop NN14 (w odróżnieniu od stopu NN24) cechuje się wyraźnym spadkiem R_m w omawianym zakresie temperatur i charakteryzuje się jednocześnie zmniejszeniem Z_{rc} w tym zakresie temperatur. Na podstawie pomiarów wytrzymałościowych można wnioskować, że w temperaturze 900 °C stop NN24 będzie miał znacznie wyższą granicę zmęczenia niż stop NN14, mimo że w temperaturze 700 °C przewagę wykazuje stop NN14.

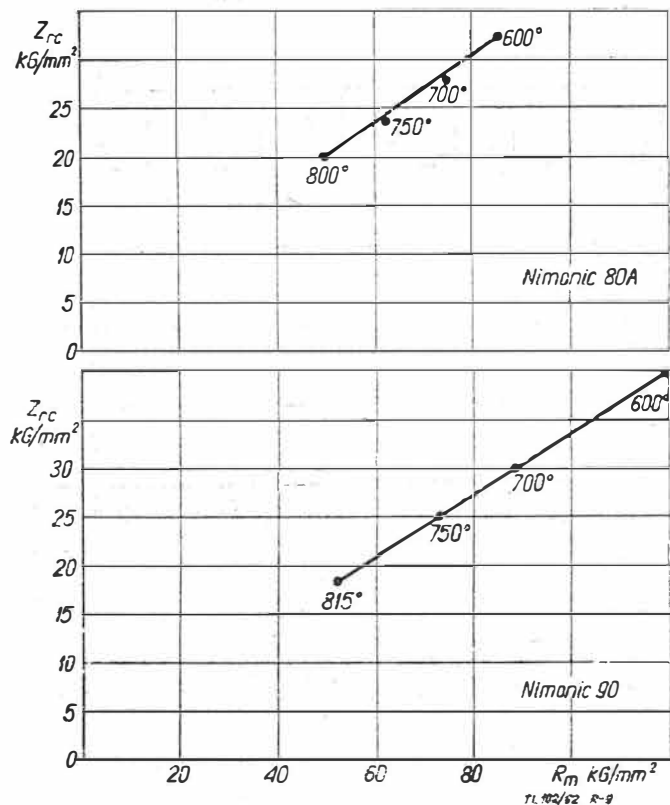
Wpływ doraźnej wytrzymałości stali na wytrzymałość zmęczeniową elementów konstrukcyjnych

Zagadnienie wpływu doraźnej wytrzymałości stali na wytrzymałość zmęczeniową elementów konstrukcyjnych jest zagadnieniem bardziej skomplikowanym niż sprawa powiązania pomiędzy wytrzymałością statyczną i zmęczeniową materiału. Ze względu na jednoczesne działanie karbów konstrukcyjnych (otwory, odsadzenia, wytoczenia), technologicznych (odwęglenie powierzchni, szew spawalniczy, wady odlewnicze) i metalurgicznych (wtrącenia niemetaliczne, flokeny, rzadzinny) obróbka cieplna na wyższą wytrzymałość doraźną może nie podwyższyć wytrzymałości zmęczeniowej elementu.

⁴⁾ Stopy te zostały opracowane przez prof. J. Chodorowskiego (lit. 13) dla potrzeb lotnictwa.

Badania wytrzymałości zmęczeniowej próbek z karbem umożliwiają wyciągnięcie wniosków o oddzielnych zależnościach dotyczących elementów konstrukcyjnych. Rozpatrzy się przykładowo zagadnienie wpływu wtrąceń niemetalicznych. Rysunek 10, przedstawiający wyniki badań Tauschera [lit. 6], charakteryzuje zależność granicy zmęczenia próbek gładkich i z karbem od wytrzymałości doraźnej dla stali próżniowej i dla bardzo czystej stali z wytopu konwencjonalnego. Jak widać z rysunku, w przypadku gdy $R_m \leq 160$ kg/mm² zarówno dla próbek gładkich, jak i dla próbek z karbem granica zmęczenia stali próżniowej i stali zwykłej różniły się minimalnie. Przy $R_m > 160$ kg/mm² można stwierdzić powiększenie — ze wzrostem wytrzymałości doraźnej — różnicowania wartości granicy zmęczenia próbek gładkich z wytopu próżniowego i konwencjonalnego.

Dla wytopu konwencjonalnego korelacja pomiędzy Z_{go} i R_m ma miejsce tylko do wartości $R_m < 160$ kg/mm²,



Rys. 9. Zależność granicy zmęczenia Z_{rc} od wytrzymałości doraźnej R_m dla dwu stopów typu nimonic w zakresie temperatur 600—815 °C

podczas gdy dla wytopu próżniowego, również w zakresie dużych wytrzymałości doraźnych, wzrostowi R_m stale towarzyszy wzrost Z_{go} .

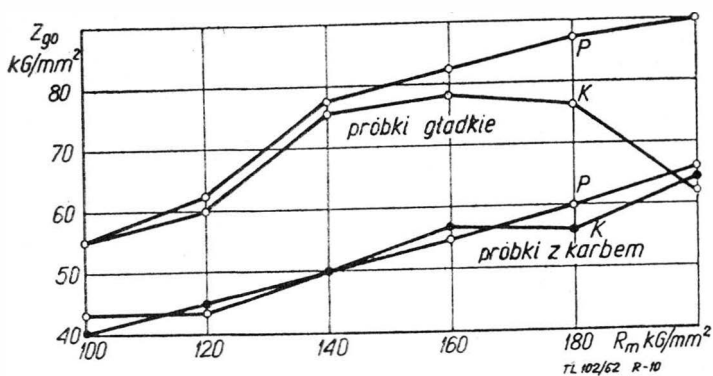
W przypadku próbek z karbem, ich granica zmęczenia była mniej więcej jednakowa dla obu wytopów, przy czym wzrostowi R_m stale towarzyszył wzrost Z_{go} . To, że dla próbek z karbem nie stwierdzono wpływu wtrąceń niemetalicznych, może być objaśnione przewagą wpływu zewnętrznego karbu konstrukcyjnego nad wpływem karbów w postaci małych wtrąceń niemetalicznych.

Badania własne [lit. 14], przeprowadzone dla normalnych wytopów o większym stopniu zanieczyszczenia niż wytopy

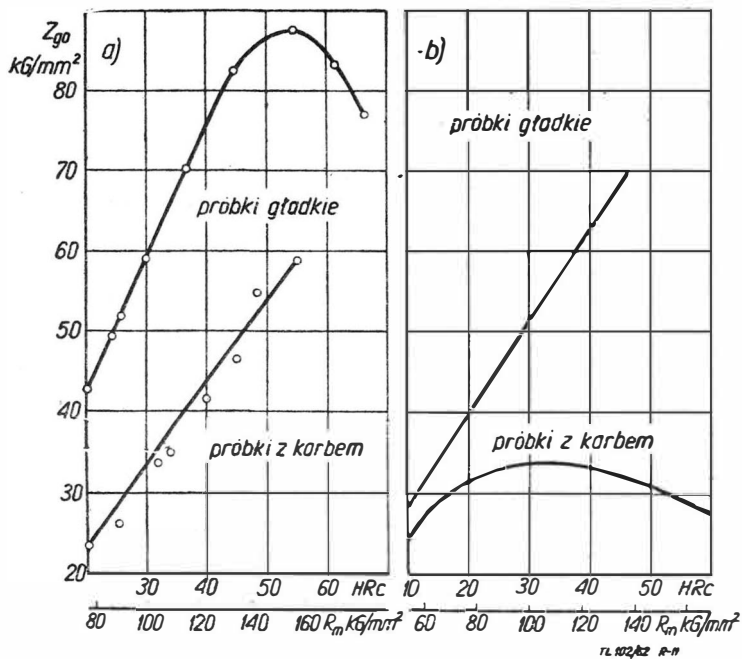
Tabela 5

Wpływ twardości powierzchni na wyniki badań zmęczeniowych azotowanych próbek z ostrym karbem (L. 19)

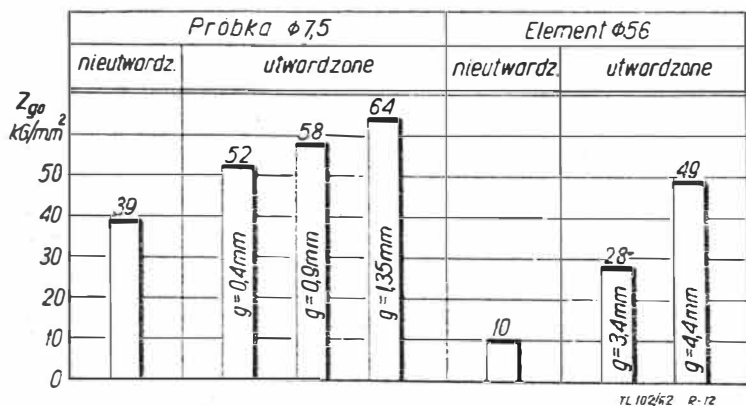
Twardość powierzchni HV kg/mm ²	Grubość warstwy utwardzonej	Granica zmęczenia Z_{go} kg/mm ²
620	0,2	35
600	0,4	34,5
540	0,6	33
Próbki nieazotowane		21



Rys. 10. Zależność granicy zmęczenia Z_{go} od wytrzymałości doraźnej R_m dla stali 40SiCrNi7,5 z wytopu próżniowego (P) i wytopu konwencjonalnego (K) [wg L.6]



Rys. 11. Zależność granicy zmęczenia Z_{go} od wytrzymałości doraźnej R_m i twardości HRC dla dwu przypadków; a) stal CrNiMo [wg L.17 wydanie 1954 r.], b) stal SA4063 [wg L.10]



Rys. 12. Wpływ warstwy utwardzonej o różnej grubości (g) otrzymanej za pomocą hartowania indukcyjnego na granicę zmęczenia Z_{go} próbek laboratoryjnych ($d = 7,5 \text{ mm}$) i elementów z ostrym karbem obrabczkowym $\alpha = 90^\circ$ ($d_1 = 43 \text{ mm}$, $d_2 = 56 \text{ mm}$) ze stali 45 [wg L.16]

przebadane przez Tauschera [lit. 6], wykazały istnienie wpływu stopnia zanieczyszczenia stali o wytrzymałości doraźnej $R_m = 135 \text{ kg/mm}^2$ na granicę zmęczenia próbek gładkich i z karbem (tab. 3). Badania [lit. 16] wykazały, że

decydującą rolę ma przy tym zanieczyszczenie stali wtrąceniami o grubości⁵⁾ powyżej 30 mikronów. Krytyczny, szkodliwy wymiar wtrąceń jest naturalnie zależny od obróbki cieplnej stali i będzie tym mniejszy, im wyższa jest jej twardość.

Z prac różnych autorów [lit. 17, 10, 6] wynika istnienie różnych zależności granicy zmęczenia próbek z karbem od ich twardości i wytrzymałości doraźnej (rys. 11a i b). Należy sądzić, że w tych przypadkach, gdy obróbka cieplna na wyższą twardość nie powoduje wzrostu wytrzymałości zmęczeniowej próbek z karbem (rys. 11b), działają jakieś szczególne czynniki, jak na przykład niekorzystne, rozciągające naprężenia szczątkowe na dnie karbu.

Części maszyn mają zwykle znacznie niższą granicę zmęczenia niż gładkie próbki laboratoryjne, wykonane z tych samych materiałów i o tej samej obróbce cieplnej (tab. 4). Przyczyną powyższego zjawiska są takie czynniki, jak jednoczesne działanie karbów konstrukcyjnych i technologicznych, ujemny wpływ dużej wielkości i skomplikowanego kształtu przedmiotu, ujemny wpływ rozciągających naprężeń szczątkowych itd. Usunięcie lub zmniejszenie tych ujemnych wpływów, na przykład za pomocą utwardzania powierzchniowego, umożliwia otrzymanie elementów konstrukcyjnych o wytrzymałości zmęczeniowej zbliżonej do wartości granicy zmęczenia materiału (rys. 12).

Przy dostatecznej grubości warstwy utwardzonej ognisko pęknięcia zmęczeniowego powstaje zwykle pod tą warstwą. W tym przypadku wytrzymałość zmęczeniowa zależy nie od twardości warstwy utwardzonej, lecz od wytrzymałości rdzenia, grubości warstwy podpowierzchniowej, a także od wielkości naprężeń szczątkowych i struktury warstwy przejściowej.

Według Serensena [lit. 17], prawidłowo nawęglane lub azotowane próbki wykazują zależność ich wytrzymałości zmęczeniowej od wytrzymałości doraźnej materiału rdzenia (rys. 13). Granica zmęczenia elementów umocnionych zgniotem także wzrasta ze wzrostem wytrzymałości statycznej umocnionego materiału (rys. 14).

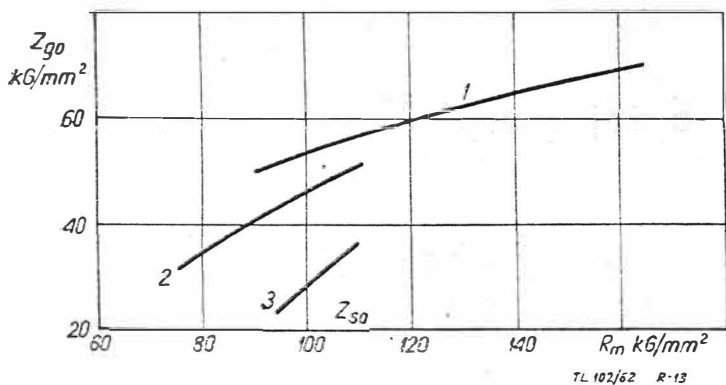
W przypadku umocnionych elementów z ostrym karbem, pęknięcie zmęczeniowe powstaje na dnie karbu i wówczas granica zmęczenia elementu zależy od twardości powierzchni. Nie zależy ona natomiast od twardości materiału rdzenia i nie wzrasta ze wzrostem grubości warstwy utwardzanej. Powyższy wniosek ilustrują (przedstawione w tabeli 5) wyniki badań Bałaszowa [lit. 19], wykonane dla azotowanych próbek z ostrym karbem o współczynniku kształtu $L_u = 3$.

Znajomość twardości powierzchni części i wytrzymałości doraźnej materiału rdzenia nie daje naturalnie dostatecznych podstaw do oceny wytrzymałości zmęczeniowej części, która może być określona tylko za pomocą prób zmęczeniowych. Wały wykorbione, korbwody, koła zębate i inne części o skomplikowanym kształcie posiadają (w zależności od różnych czynników konstrukcyjnych i technologicznych) różną wytrzymałość zmęczeniową, przy czym niekoniecznie części o wyższej twardości powierzchni i wyższej wytrzymałości doraźnej rdzenia będą miały wyższą wytrzymałość zmęczeniową. Jednakże nie można stąd wyciągać wniosku, jak to czynią niektórzy autorzy [lit. 6], o niezależności wytrzymałości zmęczeniowej elementu od twardości jego powierzchni i wytrzymałości zmęczeniowej i statycznej materiału rdzenia.

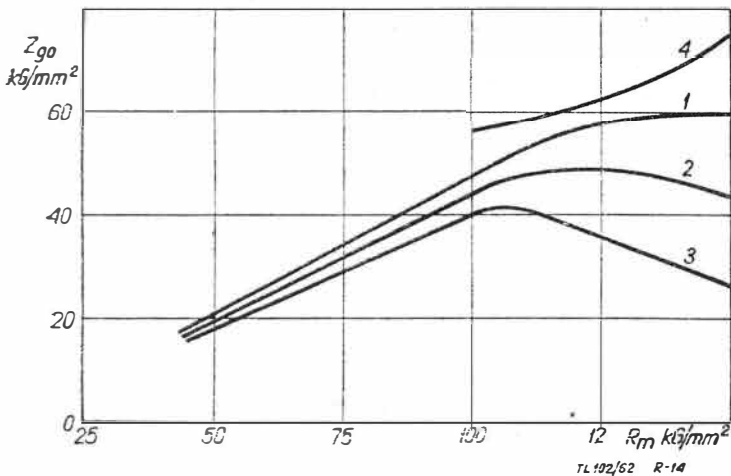
Zastosowanie wysokowytrzymałych stali oraz utwardzenie powierzchni elementu podwyższa wytrzymałość zmęczeniową części o właściwej technologii wykonania. Zależność wytrzymałości zmęczeniowej części od granicy zmęczenia materiału i od twardości jej powierzchni jest mniej wyraźna dla części o skomplikowanym kształcie (np. wały wykorbione), zaś bardziej jednoznaczna dla prostych części (np. wałki skrętne).

Jednakże w odniesieniu do wszystkich części postęp techniki idzie w kierunku zastosowania obróbki cieplnej i powierzchniowej, podwyższającej twardość powierzchni i wytrzymałość rdzenia, gdyż w przypadku dobrej struktury materiału, małego stopnia jego zanieczyszczenia wtrąceniami niemetalicznymi, właściwego rozkładu naprężeń szczątkowych itd. wzrost wskaźników wytrzymałościowych ma-

⁵⁾ Grubość oznacza wielkość wtrącenia określanego na szlifie poprzecznym.



Rys. 13. Zależność granicy zmęczenia utwardzonych powierzchniowo stalowych próbek ϕ 40 od wytrzymałości doraźnej R_m rdzenia próbki [wg L.17]; 1 — próbki nawęglane (Z_{go}), 2 — próbki azotowane (Z_{go}), 3 — próbki azotowane (Z_{so})



Rys. 14. Zależność granicy zmęczenia Z_{go} stali stopowej od wytrzymałości doraźnej dla różnych stanów wykończenia powierzchni; 1 — próbki polerowane, 2 — próbki szlifowane dokładnie, 3 — próbki szlifowane zgrubnie, 4 — próbki kulowane strumieniowo

teriału rdzenia i warstwy podpowierzchniowej powoduje przyrost wytrzymałości zmęczeniowej.

Utwardzanie powierzchniowe łącznie z odpowiednią obróbką cieplną umożliwia uzyskanie bardzo wysokich wartości wytrzymałości części. Udarność materiału zmniejsza się ze wzrostem twardości, co jednak nie wpływa na własności zmęczeniowe. Utwardzanie powierzchni części za pomocą zgniotu jest tym bardziej korzystne, im mniejsza jest dokładność wykończenia powierzchni (rys. 14). W przypadku jednostronnego cyklu obciążenia zgniot powierzchniowy wywołuje większy efekt wzrostu wytrzymałości zmęczeniowej niż inne sposoby utwardzania. Odpowiednia technologia utwardzania powierzchniowego oraz obróbka cieplna na wysoką wytrzymałość umożliwiają zmniejszenie ciężaru oraz znaczny wzrost żywotności różnych elementów narażonych na zniszczenie zmęczeniowe.

Wnioski

1. Wzory korelacyjne typu $Z_{go} = aR_m + b$, wyprowadzone dla czterech grup stali konstrukcyjnych (o jednakowej stopowości i obróbce cieplnej w ramach każdej grupy), umożliwiają ocenę średniej wartości granicy zmęczenia materiałów o wytrzymałości doraźnej poniżej 160 kg/mm^2 .

2. W przypadku normalnej zależności wytrzymałości statycznej i zmęczeniowej materiałów od temperatury otoczenia (tj. gdy następuje spadek R_m i Z_{go} ze wzrostem temperatury) można wykorzystać sposób prostoliniowej interpolacji zależności Z_{go} od R_m do oceny granicy zmęczenia materiału w podwyższonej temperaturze.

3. Dla elementów gładkich, a także dla elementów posiadających karby konstrukcyjne, wykonanych z jednakowej stali i obrabianych cieplnie na różną twardość, istnieje powiązanie pomiędzy ich granicą zmęczenia i wytrzymałością doraźną materiału. Brak powiązania wskazuje na działanie zanieczyszczenia stali, odweglenia powierzchni, naprężeń szczątkowych, wad strukturalnych i innych podobnych przyczyn.

4. Utwardzanie powierzchniowe daje na ogół większe efekty wzrostu wytrzymałości zmęczeniowej dla części maszyn obrabianych cieplnie na wyższą twardość.

LITERATURA

- Buch A. — Korelacja pomiędzy granicą zmęczenia a wskaźnikami wytrzymałości na rozciąganie, skręcanie i podwójne ścinanie w normalnych i podwyższonych temperaturach. Prace Instytutu Lotnictwa nr 9 (1959)
- Buch A. — Korelacja pomiędzy granicą zmęczenia a wytrzymałością doraźną. Wytrzymałość zmęczeniowa tworzyw i elementów metalowych. Materiały z Konferencji zorganizowanej przez Instytut Lotnictwa w Warszawie w dniach 12–14 maja 1960 r. Wyd. Instytutu Lotnictwa i Instytutu Mechaniki Precyzyjnej, Warszawa 1961
- Szkolnik M. — Zależność wynosliwości i dołgowieczności od charakterystyk statycznej przyczynności. Woprosy procznosti materialow i konstrukcij, Izd. AN SSSR, Moskwa, 1959
- Kronmarck S. — Die Zusammenhänge zwischen der Dauerfestigkeit des Stahles und seinen sonstigen mechanischen Eigenschaften, Die Technik, Heft 1/1963
- Katalog własności zmęczeniowych stali, żeluz i stopow metall niezaleznych, Wyd. IMP, Warszawa 1963
- Tauscher H. — Allgemeine Werkstoffeigenschaften und zulässige Spannungen von Stahl, Maschinenbautechnik, Heft 11 (1963)
- Nadasan S., Bernath A., Jovitan E., Safta V. — Studi si cercetari strinte tehnice, t VIII, nr 3–4 (1961), Biuletyn naučnoj informacii, nr 2, 1960, Academia Rum. P. R.
- Mechanik, t. II, część IV, rozdz. A, Warszawa 1952, PWT.
- Żukow S. L. — Zawodskaja Łaboratoria, nr 11–12 (1945), nr 1 (1946)
- Buch A. — Mietałowodienie i termiczieskaja obrabotka mietałow, nr 10 (1962)
- Buch A. — Badanie wytrzymałości zmęczeniowej stopu aluminowego WD17 (AlCuMg) w normalnych i podwyższonych temperaturach, Prace IMP, nr 1 (1963)
- Gębalski St. — Wpływ obróbki cieplnej, tekstury i odchyłek składu chemicznego na wytrzymałość zmęczeniową stopow aluminowych PA7 i PA31, Prace IMP, nr 44 (1964)
- Chodorowski J. — Wpływ dodatkow stopowych W, Mo, Al, B na struktura i własności odlewniczego stopu żarowytzymatego na osnowie niklowej typu nimonic 80, Prace IMP, nr 35 (1962)
- Buch A. — Wpływ stopnia zanieczyszczenia stali wtrąceniami niemetalicznymi na zmęczeniowe, udarowe i statyczne wskaźniki własności mechanicznych odkuwek, Prace IMP, nr 39 (1963)
- Tauscher H., Buchholz H. — Die Biegedauerfestigkeit induktiv oberflächengehärteter Vergütungsstähle, Die Technik, Heft 9 (1964)
- Buch A. — Wpływ wtrąceń niemetalicznych na wytrzymałość zmęczeniową rolkowanych próbek i wałkow skrętnych ze stali 45HNMFA, Prace IMP, nr 44 (1964)
- Wpływ włosowin i wtrąceń niemetalicznych na wytrzymałość zmęczeniową. Przegląd Mechaniczny nr 9 i 10 (1963).
- Serensen S. W., Kogajew W. P., Kozlow L. A., Szejderowicz R. M. — Niesuszczaja sposobnost' i rasczety detalej maszyn, Maszgiz, Moskwa 1963
- Użyk G. W. — Metody ispytanił mietałow i dietalej maszyn na wynosliwość, Izd AN SSSR, Moskwa 1948
- Bałaszow B. F. — Sb. Niekotoryje woprosy ustalostnoj procznosti stali, Maszgiz 1953.

Zapłonowe świece dużej energii

Cz. I

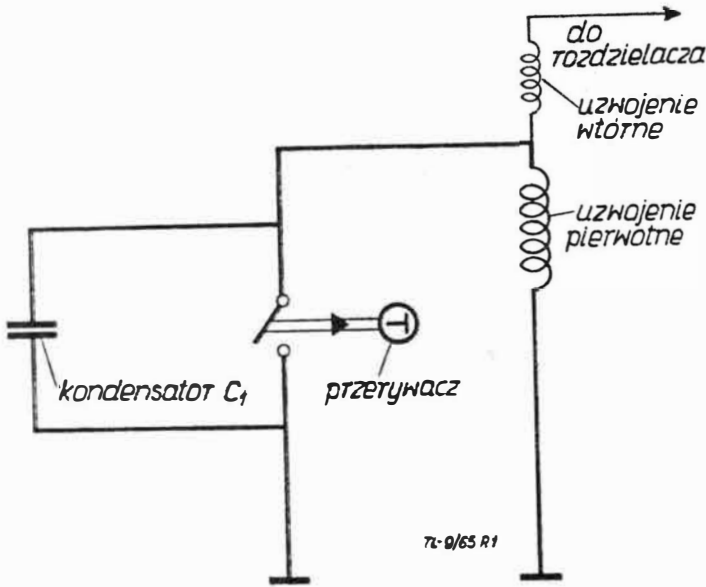
Niniejszy artykuł zapoznaje czytelnika z układami zapłonowymi stosowanymi w silnikach niskoprężnych oraz, jako zasadniczy temat, daje zwięzły opis konstrukcji oraz produkcji zapłonowych świec dużej energii zwanych świecami wybuchowymi, a stosowanych obecnie w lotnictwie.

1. Wstęp

Pisząc artykuł w 1949 r. umieszczony w nr 4 „Techniki Lotniczej” na temat świec zapłonowych autor miał wrażenie, że rozwój i postęp tej gałęzi wyposażenia silnikowego osiągnął swój szczyt. Zdawało się wówczas, że na tym polu można wprowadzić jedynie drobne ulepszenia, że jest to osprzęt całkowicie opanowany i sprawny, a przyszłość jego należy do utartych dróg produkcyjnych. Okazało się jednak, że przypuszczenie było błędne. Postęp w dziedzinie urządzeń świec zapłonowych trwał niezmiennie, dotrzymując kroku ogólnemu postępowi techniki.

Przed omówieniem zasadniczego tematu niniejszego artykułu „Zapłonowe świece dużej energii” należy scharakteryzować znane obecnie w świecie silnikowym systemy zapłonowe. Charakterystyka taka zobrazuje jasno jakość postępu dokonanego w latach 1949—1964.

Wyjściowymi i powszechnie stosowanymi układami zapłonowymi były dwa rodzaje systemu zapłonowego, opar-



Rys. 1. Schemat układu zapłonowego z iskrownikiem

tego na wspólnej zasadzie indukcyjności. Układami tymi były:

- a) układ zapłonowy z iskrownikiem,
- b) układ zapłonowy z cewką.

2. Układ zapłonowy z iskrownikiem

Układ zapłonowy z iskrownikiem posiada — jako zasadniczy element — pierwotne oraz wtórne uzwojenie, znajdujące się w zmiennym polu magnetycznym magnesu będącego w ruchu obrotowym.

Odpowiednie przełożenie napięć pozwala na wytwarzanie iskry między elektrodami świecy zapłonowej. Układ ten, jako kosztowny, nie utrzymał się w silnikach samochodowych, jednak jako urządzenie pewne w działaniu — stosowany jest niezmiennie bez większych zmian w niskoprężnych, tłokowych silnikach lotniczych. Jego schemat

(rys. 1) oraz charakterystykę wysokościową, która jest najbardziej istotna przy zastosowaniu do lotnictwa, podaje wykres na rys. 2. Charakterystyka ta oraz porównanie krzywych napięcia w funkcji prędkości obrotowej układów zapłonowych z iskrownikiem i cewką zapłonową wykazuje wyraźną wyższość i konieczność utrzymania systemu zapłonowego z iskrownikiem we wspomnianym wyżej zastosowaniu.

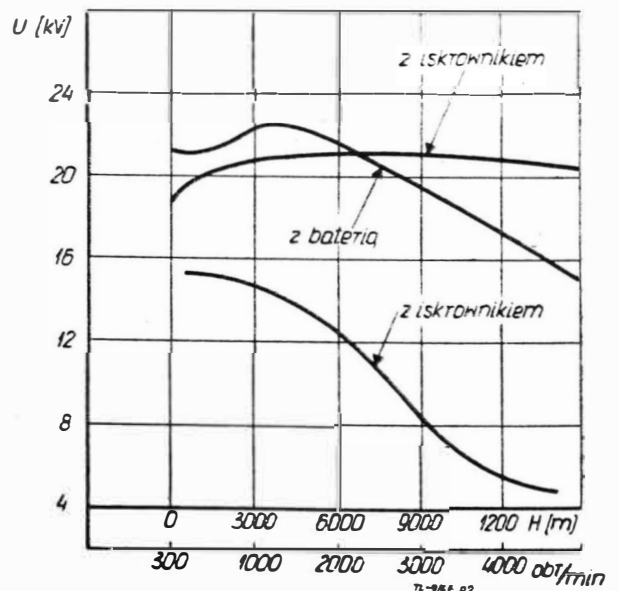
3. Układ zapłonowy z cewką

Układ zapłonowy z zastosowaniem cewki zapłonowej w swej pierwotnej, powszechnej formie był i jest dotąd wykonywany według schematu rys. 3.

Źródłem prądu jest z zasady bateria-akumulator o napięciu $U_0 = 6\text{ V}$, 12 V lub 24 V . Cewka zapłonowa składa się z dwóch obwodów: pierwotnego o małej oraz wtórnego o znacznej ilości zwojów. Oba obwody znajdują się w polu magnetycznym, przy czym stosunek natężenia pola pierwotnego do wtórnego wynosi $K \leq 1$. W obwodzie pierwotnym kondensator C_1 , tłumiący wyładowania oraz kondensator C_2 , obwodu wtórnego, wpływający na intensywność w chwili włączenia, nadają układowi cechy stabilności, umożliwiające jego zastosowanie. Jedną z zasadniczych wad pospolicie stosowanego zapłonowego układu z cewką jest jego wrażliwość na częstotliwość zwarcia przerywacza, co bezpośrednio związane jest z prędkością obrotową silnika.

Wykres na rys. 4 podaje wpływ prędkości obrotowej na napięcie wtórne.

Należy zaznaczyć, że przy zbyt małej prędkości obrotowej, to jest przy małej częstotliwości działania przerywacza, następują wyładowania w postaci łuku elektrycznego na stykach, powodujące znaczne rozproszenie energii, natomiast przy zbyt dużej częstotliwości następują oderwania styków, dające podobny efekt (patrz spadki napięcia wtórnego przy końcach krzywej — rys. 4).



Rys. 2. Charakterystyka wysokościowa układu zapłonowego z iskrownikiem oraz układu zapłonowego z cewką w funkcji prędkości obrotowej silnika

4. Układ zapłonowy z cewką i tranzystorami

Tranzystor może być używany jako sterowany elektronicznie element, dzięki któremu przy niewielkiej mocy obwodu wejściowego może być włączony na wyjściu obwód o znacznej mocy. Własność ta daje się z powodzeniem wykorzystać w układzie zapłonowym. Schemat takiego układu podaje rys. 5.

W tym układzie, analogicznym do podanego na rys. 3, zastąpiono przerywacz obwodu pierwotnego tranzystorem. Przez pierwotny obwód cewki płynie wówczas prąd jednej z trzech elektrod tranzystora zwanej kolektorem. Elementem sterującym pozostaje nadal przerywacz, lecz w obwo-

Tabela 1

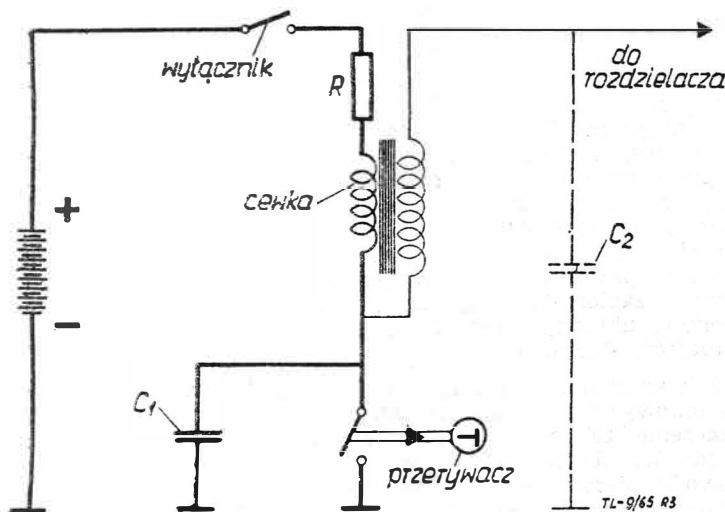
Własności	Rodzaj tranzystora	
	germanowy	krzemowy
Napięcie przebicia	U_{max} [V] 80	400
Prąd kolektora	I_{max} [A] 8	10
Wzmacnianie prądu	— 20	6
Temperatura zwracania	t_{max} [°C] 90	125

dzie drugiej elektrody tranzystora — bazy. W tym układzie przerywacz jest tylko pod wpływem niewielkiego prądu bazy (obciążenie ohmowe) i napięcia źródła prądu — baterii. W obwodzie pierwotnym mogą być stosowane tranzystory germanowe lub krzemowe. Własności tranzystorów podaje tabela porównawcza.

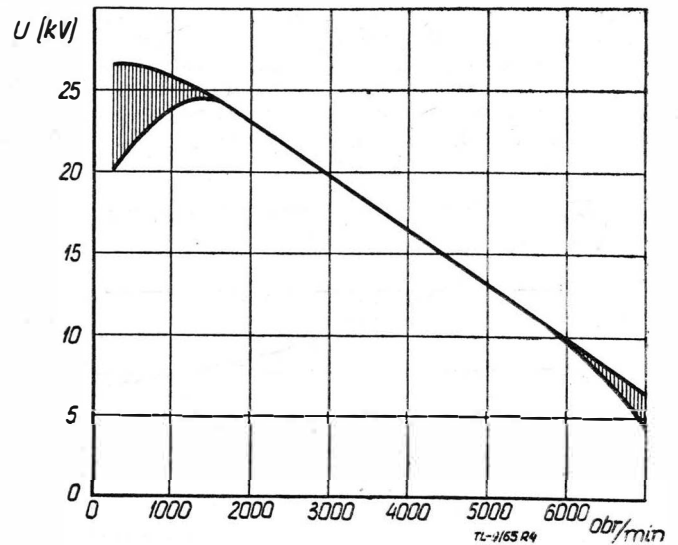
Z tabeli wynika, że własności układu z zastosowaniem krzemowego tranzystora odpowiadają całkowicie stosowanemu powszechnie jeszcze obecnie układowi z cewką zapłonową.

Korzyści z zastosowania tranzystorów krzemowych są więc oczywiste, a na przeszkodzie w rozpowszechnieniu stoi jedynie jeszcze dość znaczna ich cena. Z tych ostatnich względów znalazły zastosowanie w praktyce tranzystory germanowe. Zastosowanie tranzystorów germanowych wymaga jednak uwzględnienia warunku zaniżonej dopuszczalnej temperatury pracy. Pracę układu zapłonowego z tranzystorem germanowym według schematu na rys. 5 charakteryzuje krzywa napięcia w funkcji prędkości obrotowej, podana na rys. 6, jak również krzywe porównawcze pobieranej mocy z akumulatora w przypadku cewki z tranzystorem i bez tranzystora (rys. 7).

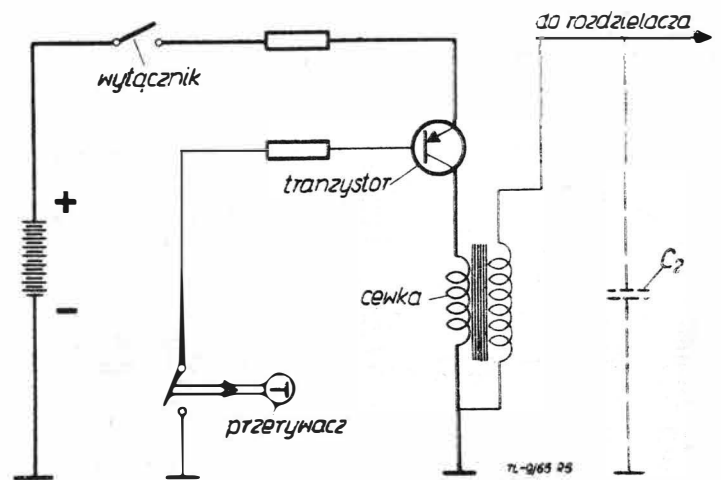
Dla zwiększenia efektu, a mianowicie zwiększenia dopuszczalnej wartości napięcia pierwotnego obwodu, można łączyć tranzystory szeregowo. Tego rodzaju układ o dwóch germanowych tranzystorach podaje schemat na rys. 8.



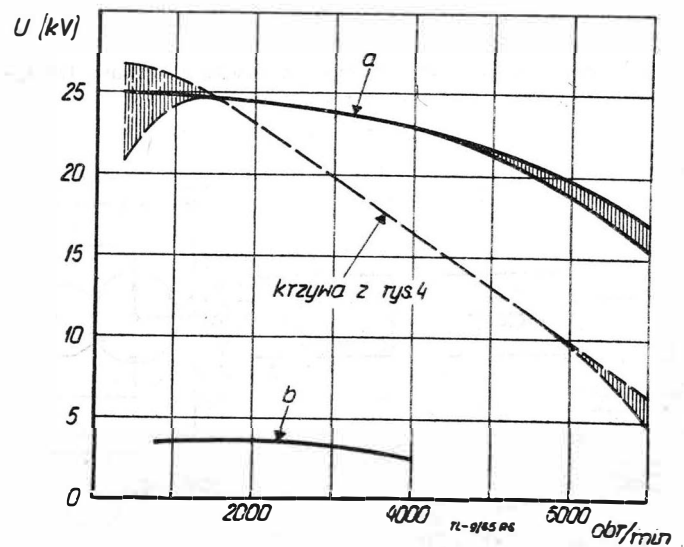
Rys. 3. Schemat układu zapłonowego z cewką



Rys. 4. Wpływ prędkości obrotowej silnika na napięcie wtórne układu zapłonowego z cewką (silnik 6-cylindrowy, $U_0 = 12$ V, napięcie pierwotne $U_1 = 350 \div 450$ V, napięcie wtórne $U_2 = 25 \div 30$ kV, wzrost napięcia wtórnego ok. 400 V/ μ sek)

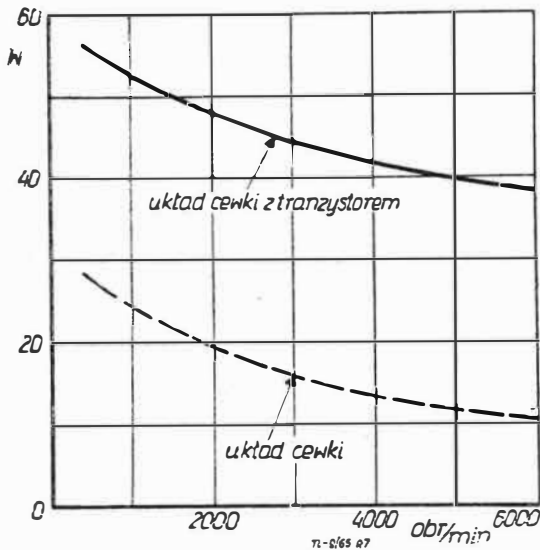


Rys. 5. Schemat układu zapłonowego z cewką i tranzystorami

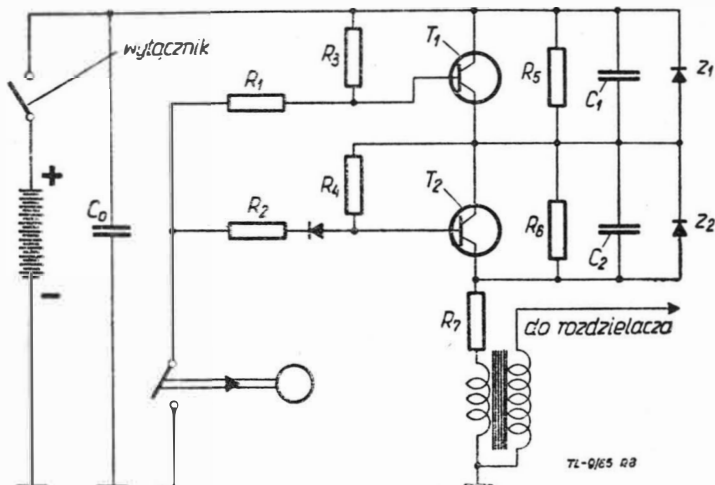


Rys. 6. Wpływ prędkości obrotowej silnika na napięcie wtórne układu zapłonowego z cewką i tranzystorem germanowym ($U_0 = 12$ V, $C_2 = 50$ pF, równoległy opór ohmowy; a) — 0, b) — 200 k Ω)

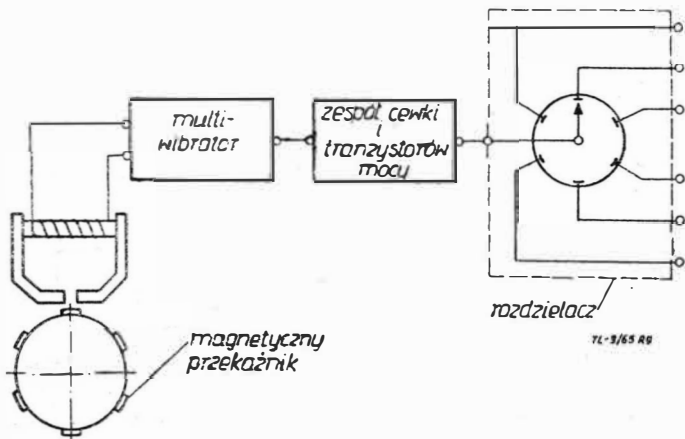
Układ ten posiada wartość napięcia zwarcia równą sumie wartości otrzymywanych przy pojedynczym tranzystorze, czyli podwójną. Oba tranzystory sterowane są równocześnie jednym i tym samym przerywaczem. Pozostała część schematu analogicznie włączona w szereg daje efekty dla każdego tranzystora identyczne. Zespół ten posiada następujące dane: natężenie pierwotne (kolektora) $I_c - 8A$, natężenie



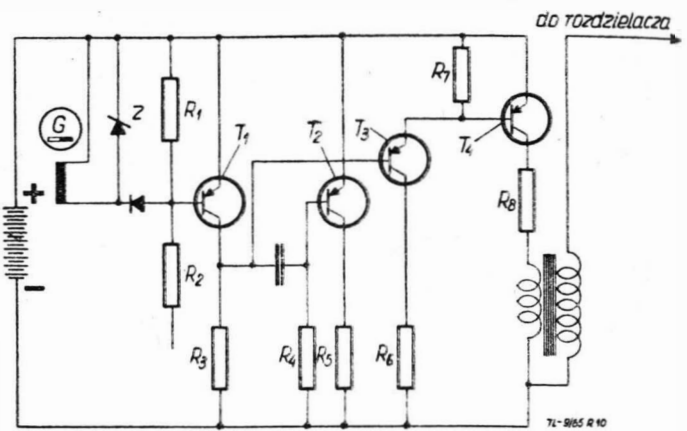
Rys. 7. Zapotrzebowanie mocy układów zapłonowych z tranzystorem i bez tranzystora w funkcji prędkości obrotowej ($U_o = 12V$)



Rys. 8. Schemat układu zapłonowego z cewką i dwoma tranzystorami germanowymi



Rys. 9. Schemat ideowy układu zapłonowego z cewką bez przerywacza



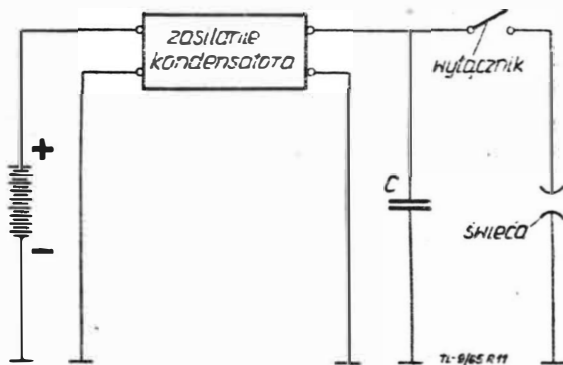
Rys. 10. Przykładowy schemat układu zapłonowego z cewką bez przerywacza

bazy $I_b - 1 \div 1,5A$. Wzrost napięcia zapłonu — $400V/\mu\text{sek}$, odpowiadający zwykłemu układowi z cewką (porównaj rys. 4).

5. Układ zapłonowy z cewką bez przerywacza

Wszystkie wyżej opisane układy posiadały wspólny element mechaniczny — przerywacz.

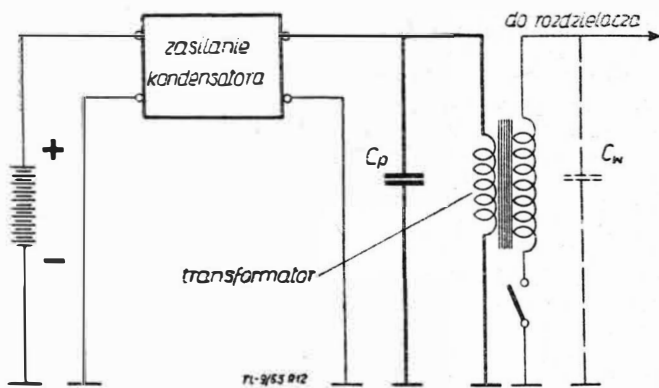
Zastosowanie przerywacza w układzie zapłonowym rzutuje i ogranicza możliwość wzrostu częstotliwości iskier (ilość iskier w jednostce czasu) ze względu na dynamikę przerywacza. Dla osiągnięcia większych wartości częstotliwości iskier okazało się konieczne wprowadzenie układu, w którym przerywacz został całkowicie wyeliminowany.



Rys. 11. Schemat ideowy kondensatorowego układu zapłonowego

Zamiast przerywacza zastosowano magnetyczny przekaźnik wbudowany w rozdzielacz układu zapłonowego albo sprzężony bezpośrednio z wałem wykorbionym. Inną możliwością eliminacji przerywacza może być zastosowanie impulsów światła z fotokomórką. Ideowy schemat układu zapłonowego bez przerywacza podaje szkic (rys. 9), natomiast przykładowy schemat elektryczny — rys. 10. Należy zaznaczyć, że tranzystory T_1 oraz T_2 stanowią składową część multiwibratora, natomiast tranzystor T_3 wzmacnia wstępne impulsy multiwibratora w bezpośrednim obwodzie tranzystora T_4 na moc użytkową. W każdym z tych przypadków może być zastosowane w rozdzielaczu mechaniczne przestawianie kąta zapłonu, działające pod wpływem na przykład ciśnienia zewnętrznego. Również może mieć miejsce zmiana punktu zapłonu bez czynnego, mechanicznego udziału elementów układu zapłonowego, a w oparciu o zmianę fazy impulsów sterujących.

Jak wynika z powyższych rozważań, stosowanie układów zapłonowych z cewką w połączeniu z tranzystorami ma znaczenie ze względu na możliwość rozszerzenia granic: prędkości obrotowej silnika, wartości napięcia, natężenia obwodu pierwotnego, o czym była mowa przy omawianiu poszczególnych układów. Nie wpływa ono natomiast bezpośrednio na moc oraz zużycie paliwa przy ustalonej regulacji zapłonu.



Rys. 12. Schemat wysokonapięciowego kondensatorowego układu zapłonowego

Układ niskonapięciowy posiada zawężoną górną granicę wartości napięcia do maksymalnych wartości występujących w zwykłych układach zapłonowych. Należy zaznaczyć, że wyładowanie kondensatora układu w każdym przypadku jest niebezpieczne dla życia ludzkiego.

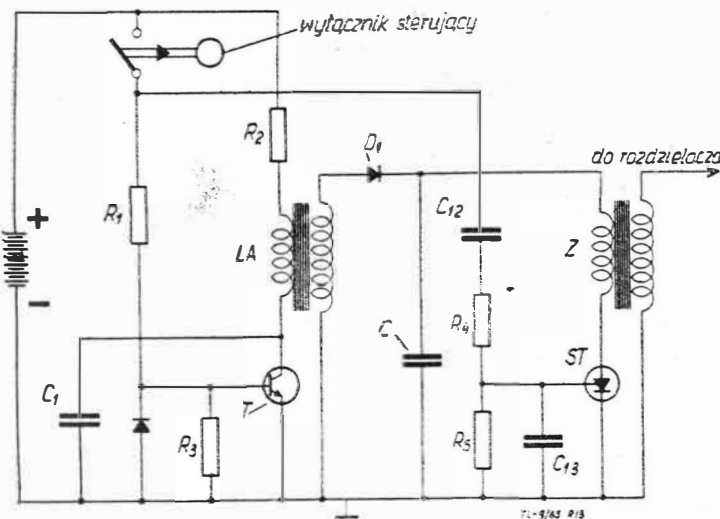
7. Wysokonapięciowy kondensatorowy układ zapłonowy

Wysokonapięciowy kondensatorowy układ zapłonowy może być wykonany według schematu pokazanego na rys. 11, jednak mechaniczny wyłącznik nie wyznacza momentu zapłonu z dostateczną dokładnością. W praktyce stosowany jest układ podany na szkicu na rys. 12.

Różnica obu obwodów polega na wbudowaniu transformatora zapłonu między kondensatorem a świecą zapłonową. Transformator ten przetwarza napięcie naładowanego kondensatora C_p na napięcie zapłonu o wartości 10 do 30 kV. Wartość napięcia kondensatora C_p uzależniona jest od własności wyłącznika zamykającego obwód. Napięcie to w momencie zapłonu, to jest przetworzenia ładunku kondensatora obwodu pierwotnego na ładunek kondensatora obwodu wtórnego, waha się w granicach 500 do 1000 V. Wzrost napięcia zapłonu natomiast wynosi 5000 do 10 000 V/ μ sek, podczas gdy w układach z cewką 400 V/ μ sek.

Należy przy tym wspomnieć o możliwości stosowania układu wysokonapięciowego z maszyną elektrostatyczną lub też elementem piezoelektrycznym. Generator elektrostatyczny jest w pierwszym przypadku wbudowany najczęściej w rozdzielacz. W drugim przypadku element piezoelektryczny obciążony znaczną siłą (setki kG) daje jako efekt napięcie rzędu 20 kV.

Układy zapłonowe elektrostatyczne i piezoelektryczne charakteryzują się utrzymywaniem stałej wartości napięcia w szerokim zakresie prędkości obrotowej silnika.

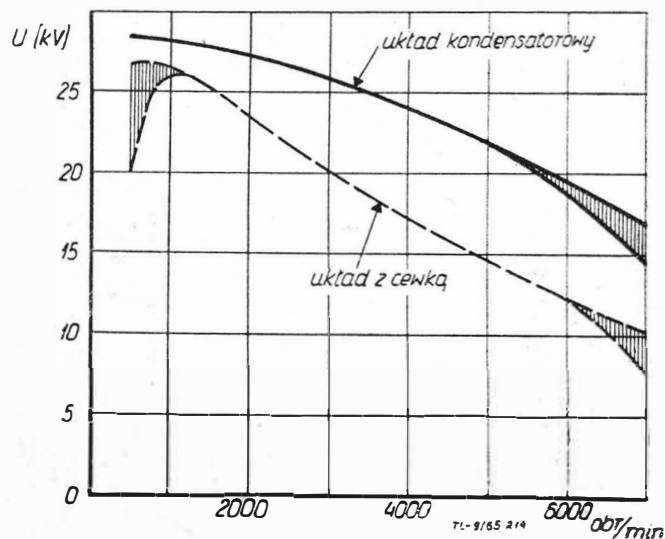


Rys. 13. Przykładowy schemat układu, w którym wyłącznik mechaniczny zastąpiono elementami półprzewodzącymi

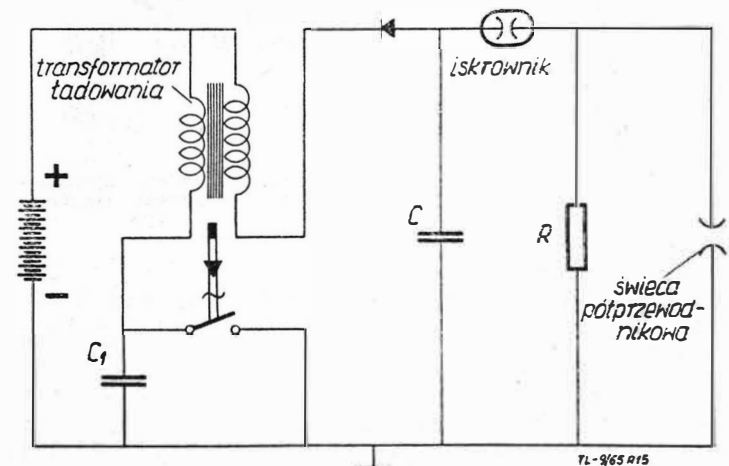
Jednak jeśli uwzględnimy normalne zużycie styków i kontaktów po dłuższym czasie eksploatacji układu z samą cewką zapłonową oraz związane z tym zmiany regulacji i prądowości działania tych układów, to wyraźnie wystąpi dodatnia cecha wpływu działania tranzystorów. Praktycznie zostało to stwierdzone w badaniach eksploatacyjnych prowadzonych przez firmę Ford w USA. Przez zastosowanie układu zapłonowego z cewką i tranzystorami osiągnięto średnio o 5% niższe zużycie paliwa na samochodzie ciężarowym. Inną praktycznie dużą korzyścią stosowania tych układów jest ich trwałość (brak możliwości nadpalania styków).

6. Kondensatorowy układ zapłonowy

Układ zapłonowy, w którym niezbędna dla wytworzenia iskry na świecy energia elektryczna jest gromadzona w polu kondensatora — jest układem kondensatorowym. Nagromadzona energia elektryczna w kondensatorze jest tą samą energią, która występuje jako wyładowanie na świecy. Z tego względu możliwe jest osiągnięcie większych wartości napięcia na świecy niż przy stosowaniu zwykłego układu z cewką zapłonową. Ideowy schemat kondensatorowego układu zapłonowego przedstawia rys. 11. Przy tym układzie kondensator C ładowany jest przez odpowiednie źródło zasilające co najmniej do wartości napięcia występującego między elektrodami świecy. Energia kondensatora wyładowywana jest w postaci iskry na świecy przez sprzęgnięcie odpowiedniego wyłącznika. Kondensatorowe układy zapłonowe mogą wymagać różnych wartości napięcia na świecy i w zależności od tego mogą to być tak zwane układy zapłonowe wysoko- lub niskonapięciowe. W układzie wysokonapięciowym wartość napięcia wynosi 10 do 30 kV i jest nieco większa niż w układzie z cewką.

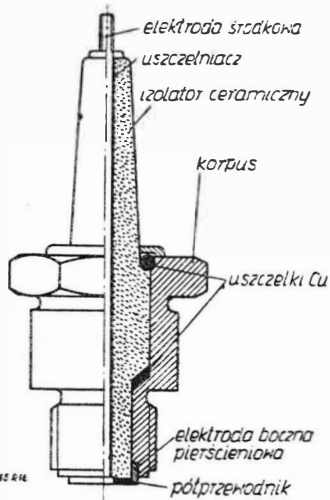


Rys. 14. Krzywa napięcia wtórnego układu kondensatorowego w zależności od prędkości obrotowej ($U_0 = 12$ V, $C = 500$ pF)



Rys. 15. Przykładowy schemat niskonapięciowego kondensatorowego układu zapłonowego

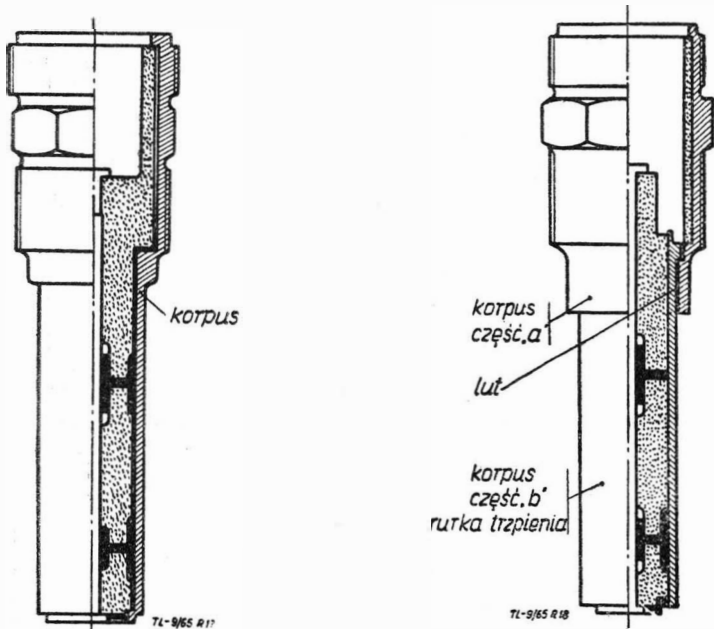
Właściwe jednak udoskonalenie układu wysokonapięciowego nastąpiło po wprowadzeniu elementów półprzewodzących, spełniających rolę tyratronu. Mechaniczne bowiem wyłączniki i styki nie spełniały zadania w sposób zadowalający, ulegając nadtapianiu przy wyższych wartościach obciążenia. Krótkotrwałe przenosić one mogą prąd około 100 A. Przykład zastąpienia wyłącznika mechanicznego ele-



Rys. 16. Świeca półprzewodnikowa — wybuchowa — w zastosowaniu do niskoprężnych silników tłokowych

mentami półprzewodzącymi podaje rys. 13. Część zasilającą tego układu stanowi transformator LA oraz np. tranzystor krzemowy T. Działanie tego układu jest następujące:

Z chwilą rozwarcia wyłącznika sterującego wyłączony zostaje tranzystor T, dzięki czemu zostaje przerwany prąd płynący z baterii przez uzwojenie transformatora LA. Indukowane napięcie w uzwojeniu wtórnym ładuje kondensator C poprzez diodę D₁ do napięcia około 500 V. Spełniający rolę tyratronu element ST początkowo nie przewodzi, dopiero w momencie zapłonu, kiedy zewrze się wyłącznik ste-



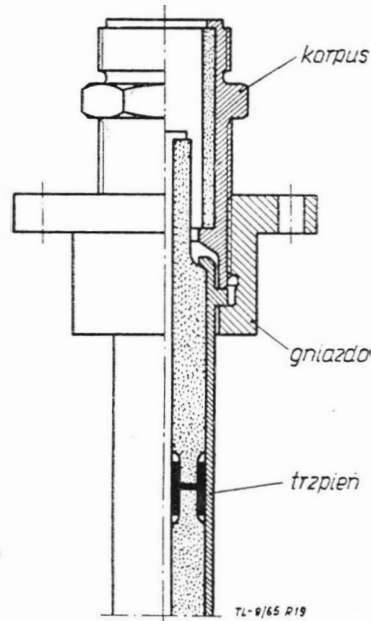
Rys. 17. Świeca wybuchowa całkowita

Rys. 18. Świeca wybuchowa z korpusem dwuczściowym

rujący, przekazując impuls prądu poprzez C₁₂ oraz R₄ na elektrodę tegoż elementu. Energia kondensatora C zostaje przetransformowana w Z i stąd zostaje wyładowana już bezpośrednio na elektrodach świecy. Napięcia uzyskane z tego układu mogą dochodzić do wartości 40—50 kV. Krzywa napięcia, w zależności od prędkości obrotowej, pokazana jest na wykresie na rys. 14. Charakter krzywej jest identyczny, jak dla układu zapłonowego z tranzystorem germanowym (patrz rys. 6), jednak wartości napięcia są znacznie większe, szczególnie przy mniejszych wartościach prędkości obrotowej.

8. Niskonapięciowy kondensatorowy układ zapłonowy

Wszystkie poprzednio podane układy zapłonowe wymagały stosowania wynikowego napięcia o znacznych wartościach w granicach 10—30 kV. Konieczność ta uwarunkowana była rodzajem stosowanych powszechnie odbiorników — świec iskrowych. Dla otrzymania wyładowania między elektrodami świecy iskrowej, dającego odpowiedni efekt w silniku, konieczne było przyłożenie napięcia o podanej wyżej wartości. Dalszy postęp w dziedzinie układów zapłonowych wskazał na konieczność zmniejszenia wymaganych wartości napięcia, a zatem na zastosowanie takich świec, które dawałyby odpowiedni efekt przy znacznie niższych wartościach napięcia. Warunek ten spełniają świece półprzewodnikowe. W świecach tych iskra ślizga się między elektrodami po warstwie półprzewodnika, ułatwiającej tym samym jej przeskok. W zastosowaniu do silników tłokowych trwałość tych świec okazała się jednak jak dotąd w praktyce niezadowalająca. Ich drugą wadą w tym zastosowaniu jest możliwość gromadzenia się między elektrodami warstwy zanieczyszczeń (produkty smołowcowo-koksownicze) i wówczas wyładowanie iskrowe następuje pod tą warstwą, uniemożliwiając prawidłowy zapłon mieszanki. W tym zastosowaniu niskonapięciowy kondensatorowy układ zapłonowy wymaga jeszcze udoskonalenia.



Rys. 19. Świeca wybuchowa częściowa

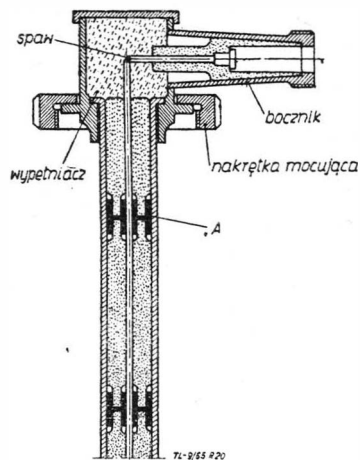
Układ ten znalazł natomiast zastosowanie z pełnym powodzeniem dla rozruchu silników turbinowych. Dla silników przepływowych okres zapłonu ogranicza się do działania układu jedynie przy zapuszczaniu silnika, a więc trwa kilkanaście sekund, co stanowi znikomy procent okresu ogólnej pracy silnika.

Trwałość więc świec w tych warunkach przedłuża się do setek godzin. Nie występują również zanieczyszczenia międzyelektrodowe. Wymagana do rozruchu silnika energia wyładowania elektrycznego musi być kilkaset razy większa niż przy silnikach tłokowych, co wpływa na redukcję wszystkich zanieczyszczeń. Przykładowy schemat układu podaje rys. 15.

Kondensator C ładowany jest do wartości napięcia kilku tysięcy woltów. Przy wyżej wymienionym zastosowaniu moment zapłonu może nie być tak ściśle określony w czasie, jak w omawianych poprzednio przypadkach i z tego względu do sterowania całkowicie wystarcza sam układ i dobór elementów elektrycznych. Zależy on bowiem od pojemności kondensatora odpowiednio dobranej do napięcia przebicia, które jest niezbędne do wyładowania między elektrodami świecy. Napięcie to jest wyznaczone włączonym równolegle oporem R. W układach tych stosowane jest napięcie przebicia ~3 kV przy wzroście 50 V/μsek.

Zwiększenie energii iskry ma szczególne znaczenie dla lotnictwa. W lotniczych silnikach turbinowych wymagany jest bowiem rozruch nie tylko przed startem na ziemi, ale również na znacznych wysokościach. Warunki wysokościo-

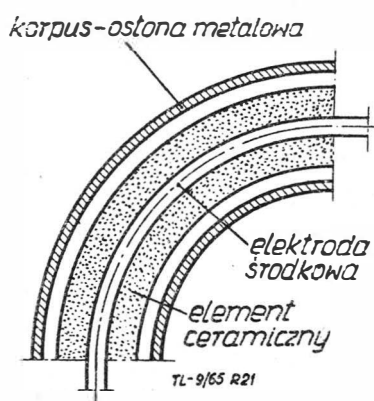
we, a więc niska temperatura (kilkadziesiąt stopni poniżej zera), znaczne prędkości czynnika przepływającego przez silnik wymagają kilkaset razy większej skumulowanej w wyładowaniu energii niż przy silnikach tłokowych.



Rys. 20. Świeca wybuchowa kąтова

9. Konstrukcja świec dużej energii

W dalszym ciągu niniejszego artykułu zostaną omówione bliżej świece półprzewodnikowe, umożliwiające wytworzenie iskry o znacznej energii, włączone w odpowiedni układ zapłonowy, jeden z tych, których zasadę podano poprzednio. Świece te ze względu na charakter wyładowania, które następuje z towarzyszącym głośnym trzaskiem oraz oślepiającym błyskiem, nazywa się dalej świecami wybuchowymi. Działanie świecy wybuchowej niewiele różni się od świecy iskrowej. Rys. 16 przedstawia świecę wybuchową przystosowaną do niskoprężnych silników tłokowych. W korpusie świecy, wykonanym ze stali automatowej, zawalcowany jest rdzeń świecy. Dla uszczelnienia rdzenia w korpusie przewidziane są po obu jego stronach podkładki z miedzi elektrolitycznej, które ulegają częściowemu zgniotowi przy zawalcowaniu. Rdzeń składa się z elementu ceramicznego, w którego osiowy otwór wsunięta jest na masę uszczelniającą elektroda środkowa. Masą uszczelniającą może być cement ognioodporny, elektrodę środkową natomiast wykonuje się ze stali żaroodpornej. Druga elektroda, w postaci pierścienia, jest również zawalcowana w korpusie i wykonana z niklu. Po całkowitym montażu świecy nakłada się na powierzchnię ceramiki, między elektrodami, półprzewod-



Rys. 21. Łukowe przejście w bocznik wybuchowej świecy kąтовой

nik-element zasadniczo różniący świecę wybuchową od iskrowej. Przewód prowadzący od elektrycznego układu dużej energii podłączony jest do wystającej gwintowanej części elektrody środkowej. Wyładowanie między elektrodą środkową a boczną, mającą bezpośredni kontakt z masą silnika, następuje przez ślizganie się iskry po powierzchni półprzewodnika między elektrodami.

Wyżej podany opis świecy wybuchowej należy traktować jako ilustrację zasady działania. Szczegóły konstrukcyjne oraz związane z nimi własności świec będą podane dalej

przy omawianiu poszczególnych rodzajów świec i ich elementów.

Świece wybuchowe można podzielić pod względem konstrukcji na trzy grupy:

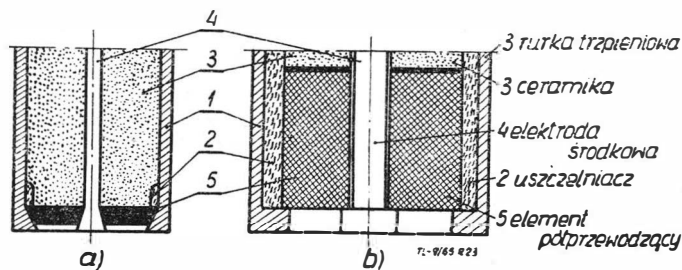
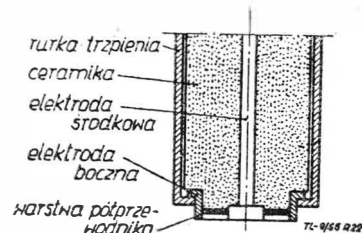
- Całkowite oraz częściowe,
- Proste oraz kątowe,
- Z półprzewodnikiem związanym oraz elementem półprzewodzącym.

a. Świece wybuchowe całkowite oraz częściowe

W zależności od potrzeb eksploatacyjnych oraz względów ekonomicznych, świeca wybuchowa może być całkowita lub częściowa. Świecę całkowitą stanowią wszystkie elementy niezbędne do jej działania, zabudowane w jeden wspólny korpus. Świecę taką pokazuje rys. 16, jak również rys. 17 i 18.

Świeca według rys. 17 przeznaczona jest do silników przepływowych. Korpus świecy może być w tym przypadku jednoczęściowy, zgodnie z rys. 17, lub dwuczęściowy —

Rys. 22. Warstwa półprzewodnika nakładana bezpośrednio na czło świecy



Rys. 23: a) wkładka ceramiczna z nałożoną warstwą półprzewodnika, b) wkładka wykonana z ceramicznej mieszanki półprzewodzącej

rys. 18. Druga ewentualność ma na celu zaoszczędzenie kosztownej, nierdzewnej żaroodpornej stali, z jakiej musi być wykonana rurka trzpienia pozostająca stale w otoczeniu wysokich temperatur (około 500 °). Część gwintowa korpusu, otoczona w czasie pracy atmosferą, może być wykonana ze stali zwykłych, automatowych. Rurka trzpienia musi być w tym przypadku wlotowana w gwintową część korpusu.

W odróżnieniu od wyżej opisanych, świece częściowe składają się z dwóch odrębnych części: korpusu oraz trzpienia. Świecę częściową przedstawia rys. 19.

W tej konstrukcji korpus ogranicza się do części gwintowej. Zadaniem jego jest docisk i unieruchomienie trzpienia w odpowiednim gnieździe, co następuje przy wkręcaniu do silnika. W tym przypadku elementem, wyznaczającym (centrującym) wzajemne położenie korpusu i trzpienia, musi być część trzecia, nie stanowiąca świecy, jak gniazdo w silniku lub wkładka mocująca.

b. Świece wybuchowe proste oraz kątowe

Do świecy wmontowanej w silnik musi być doprowadzony przewód wysokiego napięcia z elektrycznego układu dużej energii. Przewód ten ze względów konstrukcyjnych silnika lub płatowca może być doprowadzony osiowo lub pod pewnym kątem, najczęściej pod kątem 90°. Świece proste przedstawiają rysunki 16-19. Świecę kątową pokazano na rys. 20, przy czym należy zaznaczyć, że o ile świece proste mogą być całkowite lub częściowe, o tyle świece kątowe z zasady są jedynie świecami całkowitymi. W świecach kątowych charakterystyczna jest zmiana kierunku elektrody

środkowej. Odcinek zmiany kierunku elektrody środkowej zabezpieczony jest specjalną izolacją — wypełniaczem przy odsłoniętych wystających końcach elektrod — rys. 21 — lub osłonięty jest odpowiednio ukształtowanym elementem ceramicznym, jak w kolankach zmieniających kierunek przewodu wysokiego napięcia.

Świece kątowe mocowane są do gniazda nakrętką, jak na rys. 20, lub przykręcone są za odpowiedni kołnierz na korpusie świecy. Z reguły nie stosuje się świec kątowych wkręcanych, co możliwe jest i konstrukcyjnie najprostsze w odniesieniu do świec prostych.

c. Świece wybuchowe z półprzewodnikiem związanym oraz elementem półprzewodzącym

Pod względem konstrukcji i technologii nakładania warstwy półprzewodzącej wybuchowe świece zapłonowe mogą

być dwóch rodzajów. Świece z półprzewodnikiem związanym są to takie, w których półprzewodnik związany jest trwale z elementami świecy. W tym przypadku warstwa półprzewodnika nakładana jest bezpośrednio na czoło gołowej świecy, zgodnie z rys. 22.

Natomiast świece z elementami półprzewodzącymi (rys. 23) posiadają wkładki ceramiczne, na które nałożona jest warstwa półprzewodząca lub cała wkładka wykonana jest z ceramicznej mieszanki półprzewodzącej. W tych świecach wkładka taka uchwycona jest mechanicznie, na przykład stożkami i dociskana do elektrod dla zapewnienia stałego kontaktu. Pierwszy sposób wymaga starannego opracowania technologicznego. Zapewnia on doskonałe, niezmiennie połączenie między elektrodami. Świece z elementem półprzewodzącym nie dają natomiast całkowitej gwarancji właściwego działania ze względu na możliwość zmiany warunków przylegania elementu ceramicznego do elektrod, a zatem niezmiennego połączenia pod względem elektrycznym.

Dr inż. TADEUSZ MISSAŁA

629.13.05

Łąca synchroniczne w przyrządach lotniczych

(Dokończenie)

W cz. I, zamieszczonej w zesz. 5/65, omówiono kryteria oceny łąc synchronicznych. W części niniejszej scharakteryzowano łąca prądów stałego i zmiennego, posługując się sformułowanymi kryteriami.

6. Łąca selsynowe

Podstawowymi łącami prądu zmiennego są łąca selsynowe. Selsyn [lit. 1, 2, 5, 7, 8, 9] jest maszyną elektryczną o specjalnej budowie. Krótki opis selsyna wraz z przytoczeniem jego najważniejszych charakterystyk, podał autor w [lit. 3]. W niniejszym artykule zostaną nieco szerzej omówione charakterystyki łąc.

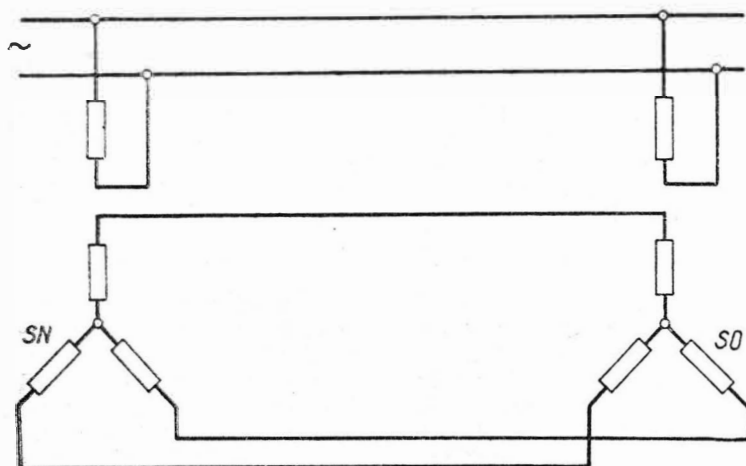
Łąca selsynowe dzielą się na trzy zasadnicze grupy:

- łąca nadawczo-odbiorcze (wskaźnikowe),
- łąca transformatorowe,
- łąca różnicowe.

Zostaną one omówione w tejże kolejności.

6.1. Łąca nadawczo-odbiorcze

Schemat elektryczny łąca przedstawiono na rys. 13. Składa się ono z selsyna nadawczego SN, selsyna odbiorczego SO oraz przewodów łączących. Stojany obu selsynów są zasilane z sieci prądu zmiennego; uzwojenia wirników



72-52/64 2-18

Rys. 18. Selsynowe łąca nadawczo-odbiorcze; SN — selsyn nadawczy, SO — selsyn odbiorczy

są połączone między sobą. Łąca działa następująco: zmienne napięcie wzbudzenia wytwarza w uzwojeniach stojanów pulsujące pola magnetyczne, których osie pokrywają się z osiami uzwojeń. Strumienie magnetyczne uzwojeń stojanów wzbudzają SEM w uzwojeniach fazowych wirników. Jeżeli położenia obu wirników względem odpowiednich stojanów są jednakowe, to amplitudy SEM fazowych obu selsynów są parami jednakowe, zaś ich fazy przeciwne. W obwodach wirników nie płyną prądy. Jeżeli natomiast położenia wirników różnią się o pewien kąt Θ , zwany kątem niezgodności, to w uzwojeniach wirników popłyną prądy wyrównawcze. Ich oddziaływanie na pola magnetyczne stojanów wytwarza moment obrotowy, zwany momentem synchronizującym łąca. Wirnik nadajnika jest unieruchomiony z zewnątrz; wirnik odbiornika obróci się o taki kąt, aby prądy wyrównawcze przestały płynąć. Wirnik odbiornika odtworzy więc obrót wirnika nadajnika. Miarą niedokładności odtwarzania jest różnica pomiędzy kątami obrotu nadajnika i odbiornika, czyli tak zwany kąt niezgodności.

Jeżeli rozważyć teoretyczny przypadek pracy jałowej łąca selsynowego, w którym nie występuje tarcie, to okaże się, że statyczny teoretyczny kąt niezgodności przekazywania informacji będzie równy zeru. Jako statyczny kąt niezgodności określono kąt niezgodności występujący wówczas, gdy pracę łąca można traktować jako kolejno po sobie następujące stany ustalone.

W praktyce każdy selsyn jest obciążony momentem tarcia, a ponadto łąca przenosi moment mechaniczny, równy co najmniej momentowi obciążenia selsyna odbiorczego przez urządzenia wskaźnikowe. Statyczny kąt niezgodności przekazywania informacji przez łąca przestaje być w tych warunkach zerem; można go wyliczyć ze wzoru:

$$\Theta = \arcsin \frac{M_h}{M_s} \quad [17]$$

gdzie: $M_h = M_{obc} + \sum M_t$,

M_{obc} — moment obciążenia łąca,

$\sum M_t$ — suma momentów tarcia,

M_s — moment synchronizujący łąca.

W przypadku biegu jałowego statyczny kąt niezgodności jest $\leq 1^\circ$ dla łąca zestawionego z selsynów precyzyjnych i $\leq 2^\circ$ dla łąca zestawionego z selsynów klasy drugiej.

Poza omówionym powyżej kątem niezgodności, w przypadku, gdy wirnik selsyna nadawczego obraca się z pewną prędkością, tak że praca łącza nie jest ciągiem stanów ustalonych, występuje dodatkowy uchyb przekazywania informacji, tak zwany uchyb dynamiczny. Jest on wynikiem stanów nieustalonych natury elektrycznej i elektromechanicznej, zachodzących w wirnikach selsynów. Jest on następstwem zarówno opóźnień inercyjnych typu elektrycznego (wirnik selsyna jest elementem typu RL), jak i mechanicznego momentu bezwładności wirnika. Uchyb dynamiczny dobrze wykonanego selsyna typu SO-2 (produkcji

Zakładów TONSIL we Wrześni) wynosi:

$$\begin{array}{llll} n = 100 & 200 & 300 & \text{obr/min,} \\ \tau = 2.5 & 5,5 & 11,0 & \text{stopni kątowych.} \end{array}$$

Uchyb ten może ulec znacznemu powiększeniu w przypadku złego wyważenia wirnika, nierównej oporności uzwojeń fazowych, nierównomiernej szczeliny, anizotropowego pakietu.

Statyczny moment synchronizujący łącza selsynowego wyraża się wzorem:

$$M_s = M_{max} \sin \Theta \quad [18]$$

$$\text{gdzie: } M_{max} = K \frac{X_q}{f (R^2 + X_q^2)}$$

Dla selsynów produkcji polskiej wynosi on do 6000 Gcm.

Dynamiczny moment synchronizujący wynosi według wzoru E. I. Eulera:

$$M_{dyn} = M_s \cos \frac{\pi p n}{120 f} \quad [19]$$

Sztywność statyczna łącza jest w założeniu linearyzacji charakterystyki:

$$S_s = K \frac{X_q}{f (R^2 + X_q^2)} \quad [20]$$

dla polskich selsynów typu SO-2 wynosi ona 4 Gcm/1°.

Sztywność dynamiczna jest:

$$S_{dyn} = S_s \cos \frac{\pi p n}{120 f} \quad [21]$$

Zarówno moment synchronizujący, jak i sztywność selsyna zależą od jego gabarytu, częstotliwości zasilania i ilarazu $\frac{R}{X_q}$. Największą sztywność uzyskuje się dla $X_q = R$.

W powyższych wzorach oznaczono:

- X_q — całkowity opór indukcyjny poprzeczny selsyna,
- R — opór czynny jednej fazy uzwojenia wtórnego selsyna,
- Θ — kąt niezgodności,
- K — stała, zależna od parametrów konstrukcyjnych selsyna,
- f — częstotliwość napięcia zasilającego.

Zmniejszenie ilarazu $\frac{R}{X_q}$ do wartości 0,5 powoduje zmniejszenie sztywności do 80% jej wartości maksymalnej; zmniejszenie $\frac{R}{X_q}$ do wartości 0,1 wywołuje zmniejszenie sztywności do 20% wartości maksymalnej. Osiągalna wartość tego ilarazu zależy od częstotliwości napięcia zasilającego. Prawidłowo zaprojektowane selsyny zasilane napięciem 50 Hz mają wartość tego ilarazu w granicach od $\frac{1}{1,2}$ do 1, a więc bliską optimum. W selsynach zasilanych napięciem 500 Hz nie udało się osiągnąć tak dużych wartości ilarazu $\frac{R}{X_q}$; wy-

noszą one od $\frac{1}{10}$ do $\frac{1}{6}$, przy czym wartości większe dotyczą selsynów małych. Dla najmniejszych ze spotykanych selsynów stosunek sztywności uzyskiwanych przy zasilaniu napięciem o częstotliwości 500 Hz i 50 Hz wynosi 1,98. W miarę zwiększania gabarytu selsyna wartość tego stosunku maleje i dla selsynów większych o wartości $D^2 l \geq 100 \text{ cm}^3$ większe sztywności uzyskuje się przy selsynach zasilanych napięciem o częstotliwości 50 Hz (D — średnica zewnętrzna selsyna, l — jego długość). Szczegółowe uzasadnienie powyższe jest w [lit. 12].

Bardzo poważny wpływ na pracę łącza selsynowego ma oporność czynna i bierna linii łączącej nadajnik i odbiornik. Szczególnie szkodliwy wpływ wywiera asymetria linii. Jak podano wyżej, łącze ma największą sztywność, gdy:

$$\frac{R}{X} = 1 \text{ to jest } R = X \quad [22]$$

Parametry selsynów można uznać za ustalone i niezależne od projektanta łącza. Spełnienie warunku [22] jest więc możliwe wtedy, gdy:

$$X_L = R_L - (X_O + X_N) - (R_O + R_N) \quad [23]$$

- gdzie: X_L, R_L — oporność bierna i czynna linii,
- X_N, R_N — oporność bierna i czynna selsyna nadawczego,
- X_O, R_O — oporność bierna i czynna selsyna odbiorczego.

Wobec tego, że oporność czynna linii jest znacznie większa niż jej oporność bierna, warunek powyższy można spełnić włączając w linię dławiki, zwiększające oporność bierną linii do żądanej wartości. Badania, przeprowadzone przez J. Margowskiego [lit. 16] wykazały, że postępowanie takie daje bardzo dobre wyniki.

Na pracę łącza wywierają ponadto duży wpływ wahania wartości napięcia i częstotliwości źródła zasilania. Jak podaje Wierzbriusow [lit. 17], moment synchronizujący łącza zależy wprost proporcjonalnie od kwadratu napięcia i odwrotnie proporcjonalnie od kwadratu częstotliwości, a mianowicie jest:

$$M_s = M_{s.zn} \left(\frac{U}{U_{zn}} \right)^2 \left(\frac{f_{zn}}{f} \right)^2 \quad [24]$$

- gdzie: M_s — moment synchronizujący statyczny łącza,
- $M_{s.zn}$ — znamionowy statyczny moment synchronizujący łącza,
- U — napięcie pracy łącza,
- U_{zn} — napięcie znamionowe łącza,
- f — częstotliwość napięcia zasilającego łącze,
- f_{zn} — znamionowa częstotliwość napięcia zasilającego łącze.

W związku z tym, że kąt niezgodności przekazywania informacji przez łącze zależy od momentu synchronizującego, zależy on od wahań napięcia i częstotliwości w sieci zasilającej według wzoru:

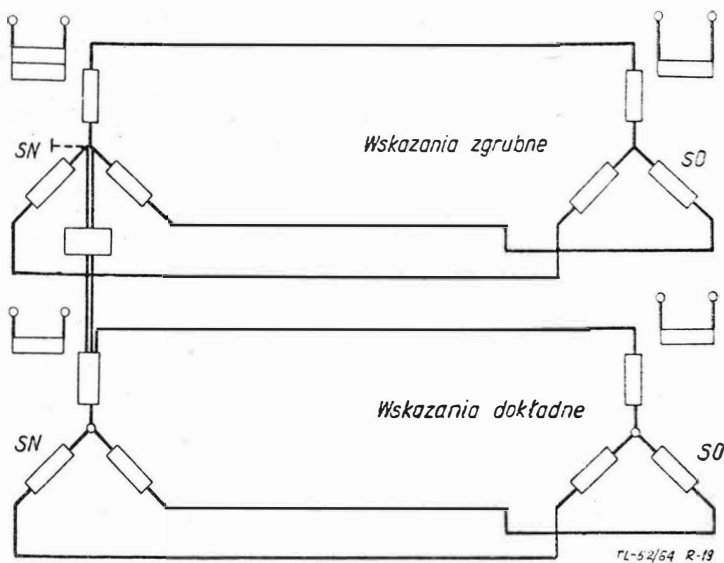
$$\Theta = \Theta_{100} \left(\frac{U_{zn}}{U} \right)^2 \left(\frac{f}{f_{zn}} \right)^2 \quad [25]$$

gdzie Θ_{100} jest kątem niezgodności przy zasilaniu posiadającym parametry znamionowe.

Zjawiska dynamiczne, związane ze stanami przejściowymi w łączu nadawczo-odbiorczym, są bardzo skomplikowane. Przyjmując linearyzację momentu synchronizującego przy małych wahaniami wartości kąta niezgodności i przyjmując, że wówczas można uważać zmiany prądów w uzwojeniach za pomijalne, da się określić przepustowość operatorową łącza, wychodząc z równania równowagi momentów:

$$M_s = \sum M_t + M_{obc} + \sum M_{dyn} \quad [26]$$

- gdzie: M_s — moment synchronizujący łącza,
- $\sum M_t$ — suma momentów tarcia nadajnika i odbiornika,
- M_{obc} — moment obciążenia łącza,
- $\sum M_{dyn}$ — suma momentów dynamicznych.



Rys. 19. Dwutorowe selsynowe łącze nadawczo-odbiorcze: SN — selsyn nadawczy, SO — selsyn odbiorczy, P — przekładnia

Zakładając pracę jałową łącza, to jest $M_{obc} = 0$, oraz przyjmując następujące wyrażenia dla innych wyrazów równania [26]:

$$M_s = S_n \alpha(t) - S_o \beta(t) \quad [27]$$

$$M_t = M_{t_{oN}} + M_{t_{1N}} \frac{d\alpha}{dt} + M_{t_{oO}} + M_{t_{1O}} \frac{d\beta}{dt} \quad [28]$$

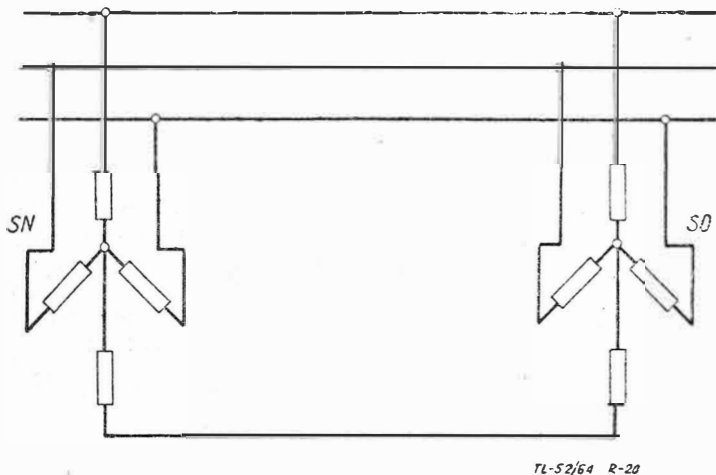
$$M_{dvn} = J_N \frac{e^2 \alpha}{dt^2} + M_{hN} \frac{d\alpha}{dt} + J_O - \frac{d^2 \beta}{dt^2} + M_{hO} \frac{d\beta}{dt} \quad [29]$$

gdzie: S_N i S_O — sztywności nadajnika i odbiornika,
 α i β — kąty obrotu nadajnika i odbiornika,
 J_N i J_O — momenty bezwładności nadajnika i odbiornika,
 $M_{t_{oN}}$ i $M_{t_{oO}}$ — składowe stałe momentów tarcia,
 $M_{t_{1N}}$ i $M_{t_{1O}}$ — współczynniki momentów tarcia zależnych od prędkości obrotowej,
 M_{hN} i M_{hO} — współczynniki momentów hamujących innych niż tarcia, a zależnych od prędkości obrotowej,

otrzymuje się następujące wyrażenie dla przepustowości operatorowej łącza:

$$G(s) = \frac{\beta(s)}{\alpha(s)} = \frac{S_N - (M_{t_{1N}} + M_{hN})s - J_N s^2}{S_O + (M_{t_{1O}} + M_{hO})s + J_O s^2} \quad [30]$$

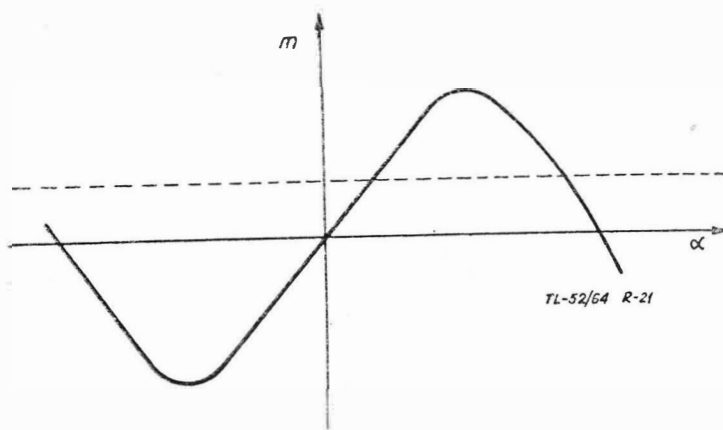
Stale czasowe łącza selsynowego zależą od oporności uzwojeń i gabarytów selsynów, tworzących łącze i można jedynie stwierdzić, że z im większych jednostek jest ono zestawione, tym większe będą jego stałe czasowe. Z równań [26] i [27] wynika, że moment odbiornika nie może



Rys. 20. Łącze selsynowe w układzie „fazowym” z umownym „zerowym” przewodem

w zwykłym łączy przekroczyć momentu nadajnika; łącze nie posiada więc własności wzmacniania momentu. Dla nadania mu takich cech należy nadajnik i odbiornik zasilić napięciami przesuniętymi w fazie. Analiza matematyczna zagadnienia prowadzi do wniosku, że najkorzystniejsze jest zasilanie selsynów napięciami przesuniętymi względem siebie o kąt 90° . Uzyska się wtedy łącze, w którym moment nadajnika będzie zbliżony do zera, zaś na odbiorniku wystąpi maksymalna wartość momentu. Moment selsyna odbiorczego może osiągnąć wartość dwa razy większą od momentu maksymalnego, występującego przy zasilaniu selsynów napięciami zgodnym w fazie, zaś moment potrzebny do poruszenia osi selsyna nadawczego będzie równy momentowi tarcia tegoż selsyna.

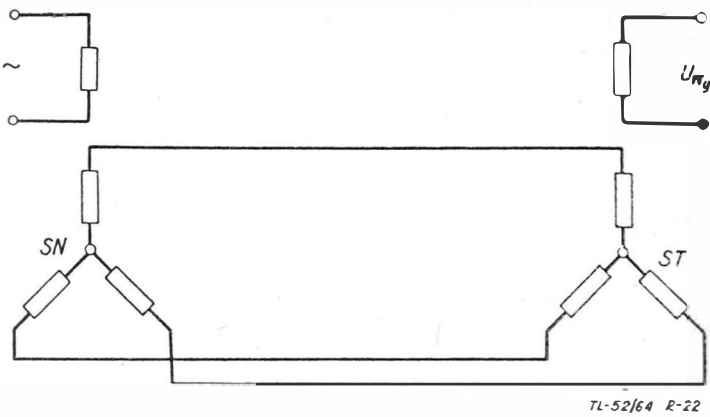
Jak już zaznaczono, uchyby przekazywania łącza selsynowego osiągają wartość $\pm 2^\circ$ przy pracy praktycznie statycznej, a kilkanaście nawet stopni przy pracy dynamicznej. Niedokładności te są zbyt duże zarówno z punktu widzenia zastosowań w przyrządach lotniczych, jak i w układach automatycznej regulacji. Dla zmniejszenia tego uchybu stosuje się tak zwane łącza dwutorowe. Schemat takiego łącza przedstawiono na rysunku 19. Ideą przewodnią jego budowy jest to, że przez zastosowanie przekładni mechanicznej o przełożeniu i można i -krotnie zwiększyć dokładność przekazywania. Jednakże wówczas łącze posiada i punktów równowagi i traci własności samosynchronizacji.



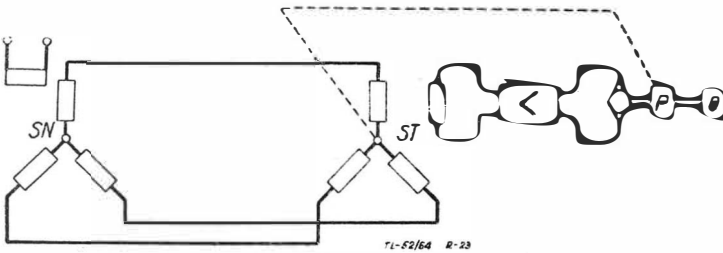
Rys. 21. Moment łącza selsynowego w układzie „fazowym”

Chcąc zapewnić sobie kontrolę prawidłowości położenia wirnika odbiornika zbudowano omawiane łącze dwutorowe. Znajduje się w nim tor przekazywania zgrubnego i tor przekazywania dokładnego. Nadajniki obydwóch torów są połączone ze sobą za pomocą przekładni mechanicznej. Obydwa odbiorniki umieszcza się obok siebie. Położenie odbiornika przekazywania zgrubnego odpowiada położeniu wału nadawczego z dokładnością wynikającą z klasy zastosowanych selsynów. Jeden obrót odbiornika toru dokładnego odpowiada natomiast zmianom położenia wału nadawczego o jedną działkę, będącą odwrotnością zastosowanej przekładni mechanicznej. Dokładność przekazywania toru dokładnego jest więc — w zakresie jednej działki — i -krotnie większa. Dla uzyskania samosynchronizacji łącza stosuje się specjalne układy, których opisy znaleźć można w literaturze — na przykład [16] i [17], a których przytoczenie przekracza ramy artykułu.

Jedną z wad łączy selsynowych jest duża ilość przewodów, jakie należy prowadzić pomiędzy nadajnikiem i odbiornikami. Ma to szczególne znaczenie w łączach wielokrotnych, to jest zawierających jeden nadajnik i kilka odbiorników. Przy n selsynach odbiorczych należy prowadzić $2 + 3n$ przewodów. W przypadkach, gdy należy ograniczyć liczbę przewodów, na przykład w liniach bardzo długich, stosuje się tak zwany układ fazowy z umownym przewodem zerowym, przedstawiony na rys. 20. Ilość przewodów w tym układzie wynosi $3 + n$, jest więc znacznie mniejsza niż w układzie klasycznym. Układ fazowy posiada jednak poważną wadę. Trójfazowe zasilanie wywołuje powstanie w szczelinie selsyna wirującego pola magnetycznego, wytwarzającego asynchroniczny moment obrotowy, utrudniający pracę łącza. Wykres momentów przedstawiono na rys. 21. Układ taki może być więc stosowany wyłącznie



Rys. 22. Selsynowe łącze transformatorowe; SN — selsyn nadawczy, ST — selsyn transformatorowy



Rys. 23. Selsynowe łącze transformatorowe, pracujące w układzie nadążnym: SN — selsyn nadawczy, ST — selsyn transformatorowy, P — przekładnia, O — obiekt sterowany, > wzmacniacz

tam, gdzie łącze jest obciążone stałym momentem, większym niż moment asynchroniczny.

6.2. Łącze transformatorowe

Schemat łącza podano na rysunku 22. Składa się ono z selsyna nadawczego SN, selsyna transformatorowego ST i przewodów łączących. Zadaniem łącza jest wytworzenie sygnału napięciowego o amplitudzie będącej funkcją kąta niezgodności położenia wirnika selsynów, tworzących łącze. Pulsujący strumień magnetyczny uzwojenia wzbudzenia indukuje w trójfazowym uzwojeniu wirnika siły elektromotoryczne przesunięte względem siebie o 120° . Układ tych SEM daje się opisać równaniami:

$$\begin{aligned} e_1 &= E_m \cos \alpha \sin \omega t \\ e_2 &= E_m \cos (\alpha - 120^\circ) \sin \omega t \\ e_3 &= E_m \cos (\alpha - 240^\circ) \sin \omega t \end{aligned} \quad [31]$$

gdzie:

e_1, e_2, e_3 — wartości chwilowe SEM indukowanych w uzwojeniach fazowych,
 E_m — wartość maksymalna indukowanych SEM,
 α — kąt obrotu wirnika selsyna nadawczego.

Te SEM powodują przepływ prądów w obwodach fazowych wirników selsynów tworzących łącze, w związku z czym w szczelinie selsyna transformatorowego powstanie zmienne pole magnetyczne, indukujące w jednofazowym uzwojeniu wyjściowym SEM o wartości:

$$e_t = E_{tmax} \cos \Theta \sin \omega t \quad [32]$$

gdzie: e_t — wartość chwilowa indukowanej SEM,
 E_{tmax} — wartość maksymalna indukowanej SEM,
 $\Theta = \alpha - \beta$ — kąt niezgodności.

Ze wzoru [32] widać, że $e_t = 0$, gdy $\Theta = 90^\circ$. Jest to niewygodne. Selsynowi transformatorowemu nadaje się więc początkowy kąt niezgodności 90° , to znaczy nadaje się mu takie położenie początkowe, aby jego wirnik był obrócony o kąt 90° względem wirnika selsyna nadawczego w jego położeniu początkowym. Wówczas:

$$e_t = E_{tmax} \cos (90^\circ + \Theta) \sin \omega t = E_{tmax} \sin \Theta_1 \sin \omega t \quad [32a]$$

gdzie: $\Theta_1 = \Theta + 90^\circ$

Aczkolwiek teoretyczny uchyb statyczny łącza jest równy zero, co wynika ze wzoru [32], to jednakże istnieje szereg źródeł praktycznie występujących uchybów.

Uchyb poprzeczny łącza jest wywołany przez niejednakowość impedancji uzwojeń fazowych selsynów i objawia się tym, że przy kącie niezgodności równym 90° wartość SEM indukowanej w uzwojeniu wyjściowym selsyna transformatorowego jest różna od zera. Niech prądy płynące w obwodach uzwojeń trójfazowych mają pomiędzy sobą przesunięcie fazowe γ . Dla SEM wyjściowej łącza otrzymuje się teraz:

$$e_t = E_{tmax} \cos \Theta \cos \gamma \sin \omega t + E_{szcz} \sin \gamma \cos \omega t \quad [33]$$

gdzie: E_{szcz} — amplituda napięcia szcztkowego.

Amplitudy napięć: głównego i szcztkowego są funkcjami prądów uzwojeń trójfazowych. Jeżeli prądy te nie są tożsamościowo równe zero, to amplituda napięcia szcztkowego też nie jest równa zero i dla kąta niezgodności $\Theta = 90^\circ$ jest:

$$e_{tszcz} = E_{uszcz} \sin \gamma \cos \omega t \approx E_{uszcz} \gamma \cos \omega t \quad [34]$$

Napięcie to ma amplitudę w przybliżeniu proporcjonalną do kąta γ , natomiast jest przesunięte w fazie o 90° względem głównej składowej napięcia — stąd nazwa uchyb poprzeczny. Można go zmniejszyć poprzez dokładne wykonanie uzwojeń selsynów.

Wartość uchybu poprzecznego ma szczególne znaczenie wówczas, gdy łącze transformatorowe steruje wejściem wzmacniacza prądu zmiennego w nadążnym układzie automatycznej regulacji. Uchyb poprzeczny musi wtedy mieć wartość mniejszą niż próg czułości wzmacniacza.

Mała wartość tego uchybu jest również warunkiem umożliwiającym otrzymanie małych tętnień napięcia na wyjściu dyskriminatora fazy współpracującego z łączem.

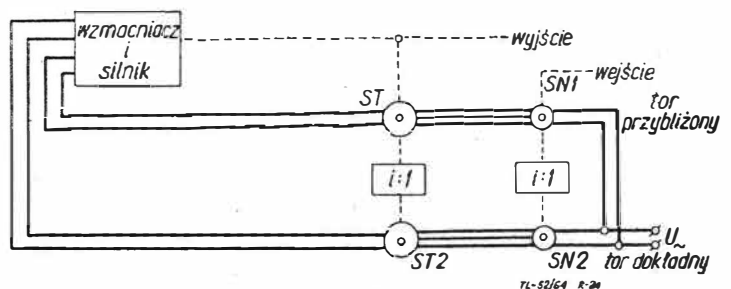
Uchyb związany z wyższymi harmonicznymi. Jak wynika z doświadczalnej analizy krzywej statycznego uchybu łącza transformatorowe, warunek:

$$e_t = 0 \text{ przy } \Theta = 90^\circ$$

może nie być spełniony wskutek działania drugiej i szóstej harmonicznej kąta obrotu wirnika selsyna nadawczego. Uchyb pochodzący od drugiej harmonicznej jest wynikiem niedokładnego zrównoważenia uzwojeń selsynów. Uchyb pochodzący od szóstej harmonicznej jest wynikiem zastosowania biegunów wydatnych w stojanach lub wirnikach. Powoduje to nieliniową zmienność prądów w obwodach trójfazowych łącza w funkcji kąta obrotu. Po rozłożeniu na szereg Fouriera okazuje się, że w krzywej tej występują nieparzyste harmoniczne, z których trzecia i dziewiąta zostają stłumione. Warunek $e_t = 0$ zawiera wyrażenia z funkcjami kąta 6α , wskazujące na źródła uchybu.

Poza uchybami statycznymi w łączu występuje **uchyb szybkościowy**. Jest to napięcie pojawiające się na zaciskach selsyna transformatorowego, połączonego z selsynem nadawczym, jeżeli po uzgodnieniu położenia wirników ($e_t = 0$) i mechanicznym sprzęgnięciu wałów rozpocznie się je obracać z pewną prędkością. Napięcie to jest wynikiem SEM rotacji, indukowanych w trójfazowych uzwojeniach selsynów.

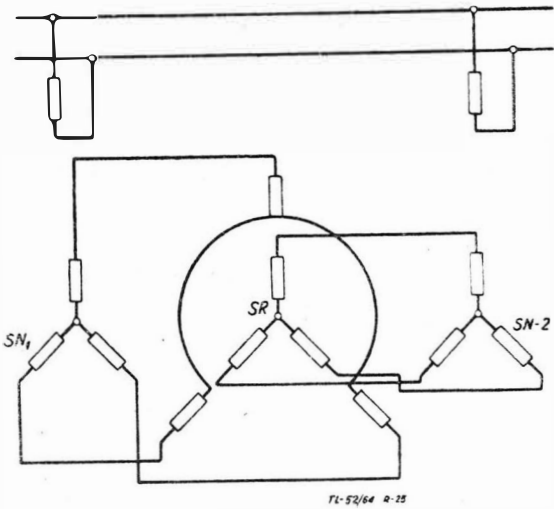
Jeżeli się założy, że uchyby statyczne i napięcia szcztkowe są równe zero oraz że impedancja selsyna transformatorowego jest znacznie większa niż selsyna nadawczego, to okazuje się, że zarówno amplituda, jak i faza napięcia wyjściowego są funkcjami ilorazu $\frac{R}{X}$ oraz ilorazu prędkości kątowej wirnika i pulsacji napięcia wzbudzającego.



Rys. 24. Układ nadążny z łączem dwutorowym: SN_1, SN_2 — selsyny nadawcze, ST_1, ST_2 — selsyny transformatorowe

Analiza matematyczna zagadnienia [19] prowadzi do następujących wniosków:

- uchyb szybkościowy można zmniejszyć przez podwyższenie częstotliwości napięcia wzbudzającego,
- w miarę wzrostu prędkości obrotowej wirnika selsyna nadawczego punkt $e_t = \min$. przesuwa się z położenia $\theta = 0$ do $\theta = \theta_m$. To przesunięcie jest uchybem wprowadzonym do układu automatycznej regulacji,
- wszystkie stałe czasowe transmitancji selsyna, spowodowane uchybem szybkościowym, są rzędu jednego okresu częstotliwości zasilania i mogą być pominięte,



Rys. 25. Selsynowe łącze nadawczo-odbiorcze różnicowe: SN — selsyn nadawczy, SO — selsyn odbiorczy, SR — selsyn różnicowy

— gdy kąt niezgodności θ zmienia się sinusoidalnie z dużą częstotliwością, znika ostry przebieg funkcji $e_t = f(\theta)$ w pobliżu $\theta = 0$, co zwiększa wymagania odnośnie selektywności wzmacniacza,

— wzmocnienie łącza selsynowego maleje, gdy rośnie prędkość obrotu wirnika selsyna nadawczego.

Moment synchronizujący uzyskiwany na wale i sztywność łącza wynikają z własności wzmacniacza i silnika wykonawczego, współpracujących z nim w układzie nadążnym, na przykład w układzie z rysunku 23. Własności dynamiczne samego łącza są scharakteryzowane przez jego transmitancję operatorową. Zgodnie z obliczeniami podanymi w [11] wynosi ona:

$$G(s) = U_m = k \quad [35]$$

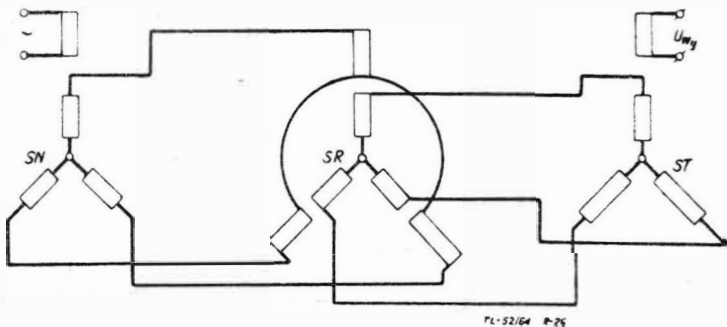
gdzie U_m — wartość maksymalna napięcia wyjściowego, przy czym:

$$U_m = \frac{3 A E_m}{4 Z} \quad [35a]$$

gdzie A — współczynnik proporcjonalności między prądem a SEM selsyna transformatorowego,

Z — impedancja uzwojeń fazowych selsynów,
 E_m — wartość maksymalna SEM fazowych.

Łącze transformatorowe przenosi więc sygnał praktycznie bezinercyjnie i jest członem typowo wzmacniającym.



Rys. 26. Selsynowe transformatorowe łącze różnicowe: SN — selsyn nadawczy, SR — selsyn różnicowy, ST — selsyn transformatorowy

Jeżeli selsyny — nadawczy i transformatorowy — włączy się poprzez przekładnię mechaniczną o przełożeniu i , to uchyb przekazywania zmniejszy się i -krotnie. Jednakże, podobnie jak w łączu nadawczo-odbiorczym, wystąpi i -1 błędnych położenia równowagi. Jednoznaczność odwzorowania uzyskuje się przez zastosowanie łącza dwutorowego (rys. 24). Tor nastawienia przybliżonego doprowadza układ w pobliże stanu równowagi; tor nastawienia dokładnego doprowadza do położenia równowagi i on decyduje o własnościach statycznych i dynamicznych łącza przy stanach przejściowych, będących drganiami wokół położenia równowagi, przy niewielkiej ich amplitudzie. Przełączenie z toru nastawienia przybliżonego na tor dokładny może nastąpić dopiero przy dostatecznie małej amplitudzie sygnału toru nastawienia przybliżonego, a mianowicie przy:

$$E_s < \frac{1}{2} k_e \left(\frac{\pi}{i} - \left| E_1 \right| - \left| \frac{E_2}{i} \right| \right) \quad [36]$$

gdzie:

$\frac{1}{2}$ — współczynnik bezpieczeństwa,

k_e — stała selsyna ($k_e = 2 E_{t \max}$),

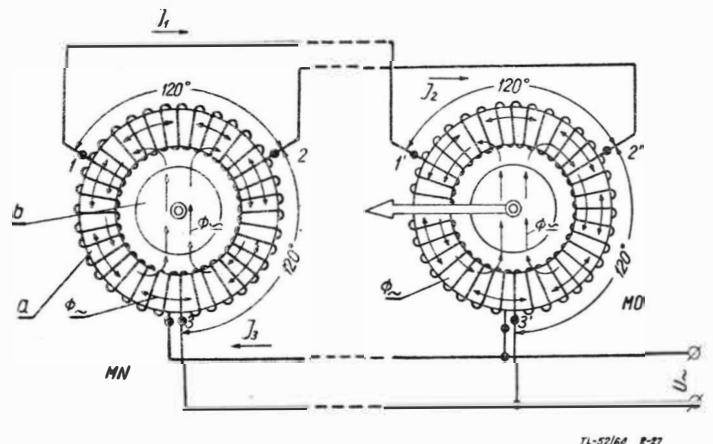
i — przełożenie przekładni,

E_1 — uchyb selsyna toru przybliżonego,

E_2 — uchyb selsyna toru dokładnego.

Do uruchomienia obwodu przełączającego używa się amplitudy sygnału, stąd musi być spełniony warunek $E_s > 0$. Przy $E_1 = E_2$ daje to zależność:

$$i + 1 < \frac{\pi}{E_1} \quad [37]$$



Rys. 27. Łącze magnesyne: MN — magnesyn nadawczy, MO — magnesyn odbiorczy

W praktyce stosuje się przełożenia $i = 36, 31, 25$. Liczba ta jest ograniczona, poza warunkiem [37], jeszcze następującymi względami:

— uchyb przekładni nie może stać się porównywalny z uchybem selsyna,

— nie ma konieczności schodzenia poniżej poziomu uchybu, ustalonego przez inny człon serwomechanizmu,

— nie należy nadmiernie zwiększać obciążenia bezwładnościowego wału wejściowego przez wirnik selsyna. Obciążenie to jest proporcjonalne do i^2 ,

— nie można przekroczyć prędkości obrotowej selsyna, podanej przez wytwórcę.

W łączach dwutorowych o przełożeniu parzystym występuje zjawisko „fałszywego zera” przy $\theta = 180^\circ$. Wynika to stąd, że faza sygnału toru dokładnego jest wtedy taka sama, jak przy $\theta = 0$, a sygnał toru przybliżonego przechodzi przez zero, wskutek czego tor ten jest wyłączony. Dla uchronienia się przed tym szkodliwym zjawiskiem można:

— stosować przekładnię o przełożeniu nieparzystym,

— stosować w łączu tak zwane napięcie przytrzymujące, to jest napięcie przemienne dodawane do sygnału toru

nastawienia przybliżonego. W ten sposób przesuwamy ten sygnał; wartość $e_t = 0$ dla $\Theta = 0$ uzyskuje się poprzez obrócenie stojana. W wyniku takiego postępowania jest:

$$\begin{array}{lll} \text{przy } \Theta = 0 & e_t = 0 & e_d = 0 \\ \text{przy } \Theta = \pi & e_t \neq 0 & e_d = 0 \end{array} \quad [38]$$

Położenia te dają się więc rozróżnić.

6.3. Łączą różnicowe

Niejednokrotnie istnieje konieczność uzyskania wskazań lub sygnału napięciowego proporcjonalnych do różnicy kątów obrotu dwu wałów. Zadanie takie spełnia łączę różnicowe. Może być ono łączem nadawczo-odbiorczym (rys. 25) lub transformatorowym (rys. 26). Istotą łączą jest zastosowanie selsyna różnicowego; posiada on uzwojenia trójfazowe zarówno na wirniku, jak i na stojanie. W założeniu pełnego zrównoważenia wirników i stojanów jest:

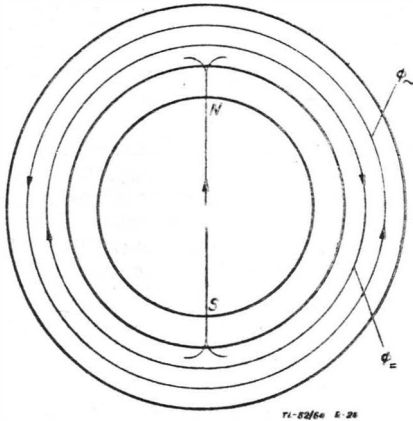
dla łączą nadawczo-odbiorczego:

$$\beta_o = aN - aR \quad [39]$$

dla łączą transformatorowego:

$$e_t = E_{tm} \cos(aN - aR) \quad [40]$$

Tak więc przez zastosowanie selsyna różnicowego uzyskuje się dodanie lub odjęcie kąta obrotu wału selsyna różnicowego od kąta obrotu wału selsyna nadawczego.



Rys. 28. Rozkład pól magnetycznych w rdzeniu magnesyna: Φ_+ — pulsujący strumień magnetyczny uzwojenia, Φ_- — strumień magnetyczny magnesynu trwałego

Wadą selsyna różnicowego jest jego duży prąd magnetyczny (podobnie jak w silniku indukcyjnym), którego musi dostarczyć selsyn nadawczy. Prąd ten można zmniejszyć przez zastosowanie kondensatorów.

Uchyby łącz różnicowych są większe niż łącz zwykłych, gdyż wchodzi dodatkowo uchyby selsyna różnicowego: statyczny i szybkościowy. Uchyby te są tego samego rzędu co uchyby selsynów nadawczych i transformatorowych. Źródła uchybów są również takie same jak omówione poprzednio. Transmitancje łącz różnicowych są iloczynami transmitancji łącz składowych.

6.4. Zastosowanie łącz selsynowych

Łącz selsynowe znalazły w lotnictwie szerokie zastosowania, między innymi w:

- radiobusolach do przekazywania informacji o położeniu anteny,
- busolach żyroindukcyjnych do przekazywania wskazań sondy,
- nadajnych układach automatycznej regulacji rakiety pocisków kierowanych,
- układach nadajnych sterowanych radarem, na przykład w układach kierowania lotem, automatycznego lądowania itp.

Podane przykłady nie wyczerpują oczywiście całości zastosowań; mają one jedynie wskazać na duże znaczenie łącz selsynowych w osprzęcie lotniczym.

7. Łączę magnesynowe

Łączę magnesynowe jest przedstawione na rysunku 27. Składa się ono z dwóch jednakowych aparatów, z których jeden — MN — jest nadajnikiem, drugi — MO — odbiornikiem.

Magnesyn jest zbudowany następująco: na rdzeniu toroidalnym a jest nawinięte uzwojenie, zasilane ze źródła napięcia zmiennego. Z uzwojenia wykonano odprowadzenia w punktach 1 i 2, które łącznie z punktem 3, w którym dołączono zasilanie, są rozmieszczone równomiernie na obwodzie uzwojenia. Wirnikiem jest magnes trwały b .

Działanie magnesyna wywodzi się z działania magnetycznego zdwajacza częstotliwości. Wykorzystuje ono drugą harmoniczną indukcji magnetycznej, która powstaje w nieliniowych obwodach prądu zmiennego wskutek różnic w stopniu nasycenia magnetycznego poszczególnych części rdzenia, przy czym różnice te są wywołane obecnością dodatkowego pola magnetycznego o stałym kierunku.

Uzwojenie toroidalne wytwarza sinusoidalnie zmienny przepływ, warunkujący powstanie w całym rdzeniu pola magnetycznego pulsującego o natężeniu H_{1f} (wartość chwilowa). Na to pole nakłada się pole magnetyczne magnesynu trwałego, którego natężenie jest H_{st} (rys. 28). Oś magnetyczna wirnika dzieli magnesyn na dwie połowki: lewą i prawą. W lewej połowce pola magnetyczne się dodają, w prawej odejmują. Otrzymuje się więc równania:

$$H_l = H_{1f} + H_{st} \quad H_p = H_{1f} - H_{st} \quad [41]$$

Odpowiednie wartości indukcji magnetycznej są:

$$B_l = B_{1f} = B_d \quad B_p = B_{1f} - B_d \quad [42]$$

gdzie:

B_{1f} — indukcja odpowiadająca natężeniu pola H_{1f} ,
 B_d — indukcja odpowiadająca natężeniu pola H_{st} .

Siły elektromotoryczne indukowane w połówkach rdzenia są więc:

$$e_l = e_{1f} + e_d \quad e_p = e_{1f} - e_d \quad [43]$$

gdzie:

$$e_{1f} = -\frac{z}{2} s \frac{dB_{1f}}{dt}, \quad e_d = -\frac{z}{2} s \frac{dB_d}{dt}$$

z — liczba zwojów uzwojenia magnesyna,
 s — przekrój rdzenia.

Oczywiście jest spełniona równość: $e_l + e_p = u$ (napięcie zasilania). Napięcie występujące pomiędzy punktami 1 i 2 uzwojenia jest funkcją kąta α obrotu wirnika. Można to udowodnić następująco:

SEM na jednostkę kąta wynosi:

$$\text{dla lewej połowki } e_{l\alpha} = \frac{e_l}{\pi}$$

$$\text{dla prawej połowki } e_{p\alpha} = \frac{e_p}{\pi}$$

SEM pomiędzy punktami 1 i 2 jest:

$$e_{12} = \frac{1}{3} (e_l + e_p) + \frac{a}{\pi} (e_l - e_p)$$

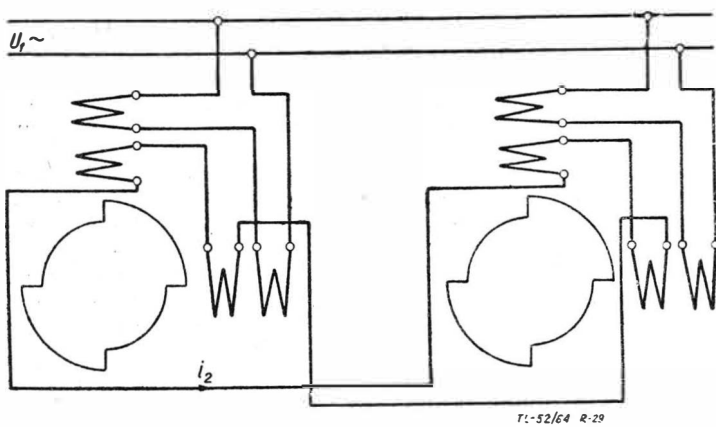
a to daje ostatecznie:

$$e_{12} = \frac{1}{3} u + \frac{2e_d}{\pi} \alpha \quad [44]$$

Jeżeli rozważyć łączę magnesynowe i założyć, że magnesyn odbiorczy ma wyjęty wirnik, to okazuje się, że rozptył prądów wyrównawczych w uzwojeniach jest taki, iż w odbiorniku powstaje pole magnetyczne o składowej stałej, odwzorowującej położenie wirnika nadajnika. Jeżeli wprowadzić wirnik, to wskutek oddziaływania dwóch stałych pól magnetycznych — stojana i wirnika, powstaje moment synchronizujący łączę, wirnik magnesyna odbiorczego nadająca za wirnikiem magnesyna nadawczego.

Teoretyczny uchyb statyczny łączą jest równy zeru, w założeniu, że następuje dobre wytłumienie harmonicznych parzystych rzędu wyższego niż dwa. Praktycznie istnieje szereg przyczyn powodujących istnienie niezerowego uchybu statycznego:

— **magnetyzm szczątkowy** materiału rdzenia jest źródłem dodatkowego pola stałego, nakładającego się zarówno na pole wirnika nadajnika, jak i na składową stałą prądów wyrównawczych. Jego działanie powoduje powstanie przesunięcia przestrzennego pomiędzy osią wirnika magnesyna



Rys. 29. Mikrosynowe łącze nadawczo-odbiorcze: N — mikrosyn nadawczy, O — mikrosyn odbiorczy

nadawczego a osią magnetyczną składowej stałej pola stojana magnesyna odbiorczego, a zatem uchyb wskazań. Drogą do zmniejszenia tego uchybu jest wykonanie rdzenia z materiału o bardzo wąskiej pętli histerezy, na przykład z obrabianego ciepłnie permalaju,

— **nierównomierność szczeliny** pomiędzy rdzeniem i wirnikiem powoduje wciąganie wirnika w takie położenie, żeby jeden z jego biegunów był w minimalnej odległości od rdzenia. Powstająca siła wywołuje obrót wirnika i uchyb wskazań. Siła ta jest tym większa, im silniejszy jest magnes i jej moment może przewyższyć moment synchronizujący łącza, a więc uniemożliwić jego pracę,

— **nierównoległość płaszczyzn** pierścieni pakietu, która zmienia obraz pola magnetycznego w szczelinie,

— **wyższe harmoniczne** indukcji magnetycznej,

— **momenty tarcia**, obciążające oś wirnika magnesyna odbiorczego. W wyniku wyżej wymienionych przyczyn uchyb dobrze wykonanego magnesyna wynosi od 1,5 do 2,5°.

Odnosnie własności dynamicznych magnesyna, to jest zarówno jego uchybów szybkościowych, jak i wzmocnienia i stałych czasowych lub ogólniej — jego transmitacji lub funkcji opisującej, brak jest jakichkolwiek danych w literaturze. Sprawa ta staje się ostatnio przedmiotem badań.

Magnesyna zasila się na ogół z sieci o podwyższonej częstotliwości od 150 do 1200 Hz. W lotnictwie używa się na ogół zasilania 300, 500 lub 800 Hz. Moment synchronizujący łącza jest mały — rzędu 0,1 Gcm, stąd łącza może pracować jedynie jako wskaźnikowe (nie może przenosić obciążenia). Moment synchronizujący jest proporcjonalny do iloczynu indukcji w rdzeniu, wywołanej działaniem magnesyna trwałego i prądu wyrównawczego.

Wskutek tego, że magnesyna mają lekkie wirniki, ułożyskowane na łożyskach korundowych lub agatowych, posiadają dużą czułość wskazań. Z zasady działania magnesyna wynika, że wirnik nadajnika nie musi być sprzęgnięty mechanicznie z wałem wyjściowym; może być sprzęgnięty z nim magnetycznie. Własność ta stanowi dużą zaletę przy budowie busol odległościowych, paliwomierzy itp. Jednocześnie aparat ten jest całkowicie iskrobezpieczny i może być używany w warunkach zagrożenia wybuchowego.

8. Łącze mikrosynowe

Schemat łącza podano na rysunku 29. Składa się ono z dwóch mikrosynów: nadawczego N i odbiorczego O. Przedstawione łącze jest łączem charakterystycznym, to jest zestawionym z identycznych mikrosynów. Można również zestawiać mikrosynowe łącze różnojednostkowe.

Opis mikrosyna został podany przez autora w poprzednim artykule [lit. 3], teorię łącza zaś w [lit. 4]. Na tym miejscu zostaną omówione najważniejsze wnioski wynikające z teorii.

Teoretyczny statyczny kąt niezgodności łącza wyraża się zależnością:

$$\frac{\delta\beta}{\beta_N} = \frac{1}{1 + \frac{\omega z_1^2 (\lambda_a + \lambda_b) r_{22}}{2 |Z_{22}|^2}} \quad [45]$$

gdzie:

ω — pulsacja napięcia zasilającego,
 z_1 — liczba zwojów uzwojenia wzbudzenia,

λ_a, λ_b — współczynniki charakteryzujące obwód magnetyczny mikrosyna,

β_N — kąt obrotu wirnika nadajnika,

$\delta\beta$ — kąt niezgodności,

r_{22} — oporność czynna uzwojenia wyjściowego,

Z_{22} — impedancja uzwojenia wyjściowego.

Z powyżej podanego wzoru dają się wysnuć następujące wnioski:

1 — względny statyczny uchyb kątowy łącza mikrosynowego nie zależy od kąta obrotu nadajnika, a jedynie od parametrów konstrukcyjnych mikrosynów, jest więc stały dla danego łącza;

2 — dla otrzymania możliwie małego względnego statycznego uchybu łącza należy tak konstruować mikrosyny, aby oporność bierna i czynna uzwojenia wtórnego były równe i możliwie małe. Dla wykonanych mikrosynów otrzymano:

$$\text{mikrosyn NRF} \quad \frac{R_{22}}{X_{22}} = 1,0$$

$$\text{mikrosyn autora} \quad \frac{R_{22}}{X_{22}} = 0,25$$

Można więc powiedzieć, że mikrosyn typu NRF jest lepiej dopasowany swymi parametrami do przenoszenia momentu mechanizacji i lepiej nadaje się do zestawienia zeń łącza.

Teoretyczny statyczny kąt niezgodności łącza różnojednostkowego wyraża się skomplikowanym wzorem uwikłanym podanym w [lit. 4]. Najważniejszym wnioskiem z tego wzoru jest, że łącza różnojednostkowe może pracować jedynie w ograniczonym zakresie kątów obrotu wirnika, a mianowicie nie przekraczającym połowy kąta środkowego, odpowiadającego łukowi bieguna stojana (0,25 do 0,5 radiana). Łącza transformatorowe ma wieloznaczną charakterystykę napięcia w funkcji kąta niezgodności, w związku z czym nie może być praktycznie stosowane.

Rzeczywisty kąt niezgodności różni się od teoretycznego wyniku występowania momentów tarcia i obciążenia przetwornika. Kąt obrotu wirnika zależy bowiem następująco od momentu obciążającego:

$$\beta_o = \frac{M_h}{S} - \beta_{oi} \quad [46]$$

gdzie:

β_{oi} — kąt obrotu wirnika przy idealnym biegu jałowym,
 S — sztywność mechaniczna mikrosyna.

Wyrażenie:

$$\frac{M_h}{S} = \Delta_{obc} \quad [47]$$

jest uchybem przekazywania wynikającym z obciążenia łącza.

Dynamiczny uchyb wskazań łącza będzie głównie wynikiem momentu bezwładności wirnika odbiornika. Sprawa ta nie była dotychczas badana.

Moment synchronizujący łącza wyraża się wzorem:

$$M_s = \lambda_b (i_{1t}^2 + i_{2t}^2) \beta - (\lambda_a + \lambda_b) i_{1t} i_{2t}' \quad [48]$$

gdzie: i_{1t}, i_{2t} — wartości chwilowe prądów w uzwojeniu wzbudzenia i uzwojeniu sterującym (wtórnym).

Sztywności łącz mikrosynowych dochodzą do 36 Gcm/radian. Jeżeli przyjąć, że moment tarcia w precyzyjnych łożyskach korundowych jest rzędu 0,05 Gcm dla jednego łożyska, to zgodnie ze wzorem [48] uchyb wynikający z tarcia będzie 0,003 radiana.

Łącza mikrosynowe są łączami prądu zmiennego; mikrosyny pracują przy zasilaniu napięciem o podwyższonej częstotliwości 400 lub 800 Hz. Wobec małych pobieranych prądów i nieposiadania styków szczotkowych są one iskrobezpieczne. Mały moment bezwładności wirnika zapewnia małą elektromechaniczną stałą czasową. Elektryczne stałe czasowe też są niewielkie i wynoszą:

dla mikrosyna NRF: $T_1 = 0,8$ m sek, $T_2 = 0,4$ m sek,
dla mikrosyna autora: $T_1 = 0,7$ m sek, $T_2 = 1,6$ m sek,
gdzie: T_1 — stała czasowa uzwojenia wzbudzenia,
 T_2 — stała czasowa uzwojenia wtórnego.

9. Zakończenie

Z dokonanego przeglądu łącz synchronicznych wynika, że łączy prądu zmiennego: selsynowe i magnesynowe mają zasadniczą przewagę nad pozostałymi, a mianowicie przy stosunkowo prostej budowie nie posiadają teoretycznego statycznego uchybu przekazywania informacji. Ta ich cecha jest przyczyną szerokiego zastosowania, jakie znalazły we współczesnej technice lotniczej.

Podobną właściwość posiada łączy prądu stałego w układzie samorównoważonego się mostka. Jest ono jednak znacznie bardziej skomplikowane w budowie, a zatem mniej pewne w działaniu. Wydaje się, że łączy prądu zmiennego spełniają najlepiej kryteria doboru łącz, sformułowane na początku artykułu.

LITERATURA

1. N. I. Czistiakow: „Elektriceskije awiacjonnyje pribory”, Oborongiz, Moskwa 1950 r.
2. D. A. Braślowski, S. S. Łogunow, D. S. Pelpow: „Razciot i konstrukcja awiacjonnyh priborow”, Oborongiz, Moskwa 1954 r.
3. T. Missala: „Przetworniki pomiarowe przyrządów żyroskopowych”, Technika Lotnicza, z. 7, 8, 1964 r.
4. T. Missala: „Teoria i obliczanie uzwojeń mikrosyna”, rozprawa doktorska, Politechnika Warszawska. 1963 r.

5. W. M. Szliandin: „Elementy awtomatiki i telemechaniki”, Oborongiz, Moskwa 1954 r.
6. J. Morawski: „Potencjometryczne przekazywanie w zastosowaniu do busol odległościowych”, Technika Lotnicza z. 1, str. 8, 1956 r.
7. J. Owczarek: „Łączy selsynowe. Pomiary, Automatyka, Kontrola”, z. 2, str. 65, 1958 r.
8. J. Owczarek: „Selsynowe łączy transformatorowe”. Pomiary, Automatyka, Kontrola, z. 3, str. 57, 1958 r.
9. J. Margowski: „Selsyny i ich zastosowanie”, Wiadomości Elektrotechniczne, z. 6, str. 154, 1957 r.
10. B. Wdowiak: „Podstawy działania łączy magnesynowego”, Przegląd Elektrotechniczny, z. 1, str. 22, 1956 r.
11. T. Puchałka i A. Woźniak: „Elementy i układy elektryczne automatycznej regulacji”, WNT, Warszawa 1963 r.
12. J. Owczarek: „Wpływ parametrów selsyna na jego sztywność”, Archiwum Elektrotechniki, t. VII, z. 2, str. 153, 1958 r.
13. J. Owczarek: „Wytyczne projektowania selsyna nadawczo-odbiorczego”, Archiwum Automatyki i Telemechaniki, t. IV, z. 2, str. 135, 1959 r.
14. J. Sławiński: „Wpływ częstotliwości zasilania na sztywność i obciążalność łączy selsynowego”, Archiwum Elektrotechniki, t. IV, z. 4, str. 547, 1955 r.
15. B. Adkins: „Obszczajaja teoria elektriceskich maszin”, Gosenergoizdat, Moskwa—Leningrad, 1960 r.
16. J. Margowski, S. Wasil, J. Kucharski: „Biuletyn Informacyjny Zakładu TONSIL”, z. 6, 1961 r.
17. I. A. Wierebiusow: „Sincronnyje pieredaczi i siediaszczije sistemy”, Sudpromgiz, Leningrad, 1954 r.
18. D. C. White and H. H. Woodson: „Electromechanical Energy Conversion”, John Wiley, New York, 1959 r.
19. J. E. Gibbson and F. B. Tuteur: „Człony układów regulacji”, WNT, Warszawa 1961 r.

NOWOŚCI TECHNICZNE

PIERWSZE PRÓBY W ŁOCIE SAMOLOTU F-111

21 grudnia 1964 roku przeprowadzono pierwszą próbę w locie samolotu o zmiennym skosie skrzydła General Dynamics F-111A. Samolot wystartował po 800 m rozbiegu (przy obniżonym ciężarze całkowitym) i wzniósł się na wysokość 4500 m. W czasie tej pierwszej próby samolot osiągnął prędkość 370 km/h, przy czym skrzydło pozostawało w położeniu prawie całkowicie „rozwinętym” — skos krawędzi natarcia wynosił 26°. 6 stycznia 1965 roku przeprowadzono drugą próbę w locie, podczas której skrzydło zostało całkowicie „złożone”, tak że skos krawędzi natarcia wynosił 72°30'. Podczas składania skrzydła nie wystąpiły żadne trudności.

Na początku roku 1965 miał być przekazany do prób w locie, po ukończeniu prób na ziemi, drugi prototyp samolotu F-111A, a także miał być ukończony pierwszy prototyp samolotu F-111B.

Podany w zeszytach 1/65 „Techniki Lotniczej” opis samolotu F-111 należy uzupełnić nowymi szczegółami. I tak, został już dokładnie podany zakres zadań obu wersji samolotu.

Wersja F-111A (przeznaczona dla USAF) ma wykonywać następujące zadania:

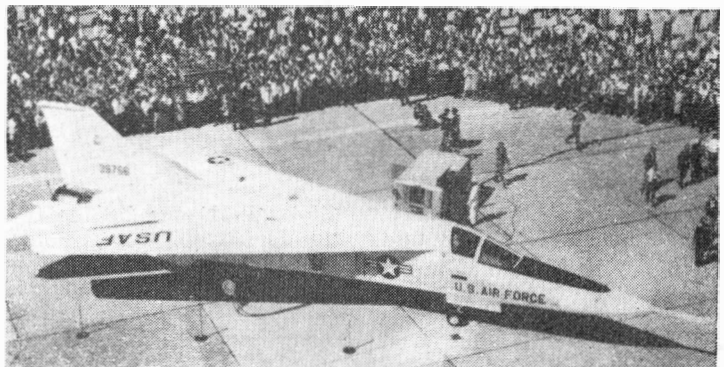
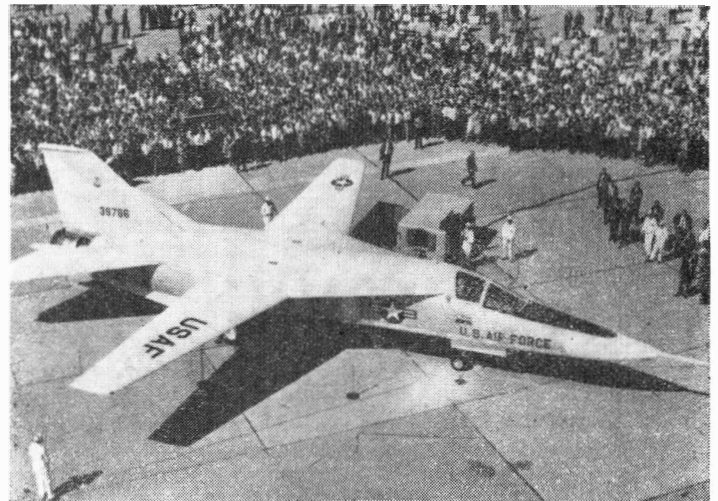
- bezpośrednie wsparcie wojsk lądowych (close support),
- blokada stref przemarszu wojsk i niszczenie rezerw przeciwnika (interdiction),
- niszczenie ważniejszych celów na zapleczu za pomocą broni jądrowej (nuclear strike),
- zapewnienie przewagi w powietrzu przez niszczenie nieprzyjacielskich samolotów na ziemi i w powietrzu (air superiority),
- „wymiatanie” określonych sektorów (combat patrol).

Zakres zadań **wersji F-111B** (dla marynarki) jest następujący:

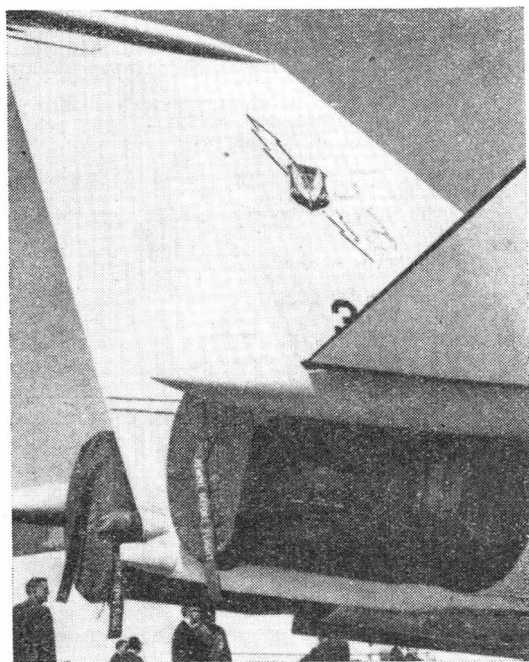
- „wymiatanie” określonych obszarów morza (combat patrol),
- obrona floty przeciw atakom z powietrza (interception),
- niszczenie nieprzyjacielskich samolotów w dużych odległościach (long range air superiority),
- wspieranie operacji floty przeciw celom morskim i lądowym (air-to-ground attack mission).

Tak duży zakres zadań postawionych przed samolotem zmusił konstruktorów do zastosowania zupełnie nowych rozwiązań. Jak wiadomo, należy do nich przede wszystkim skrzydło o zmiennym skosie. Skrzydło to umieszczono

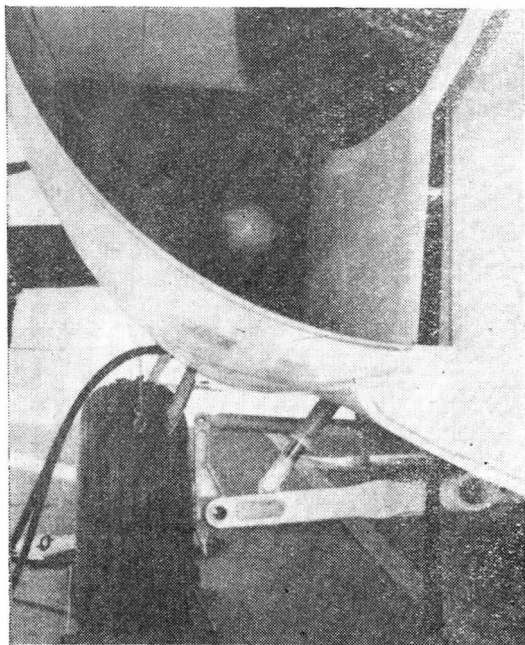
w jednej płaszczyźnie z usterzeniem wysokości, a jego krawędź natarcia w stanie złożonym pokrywa się z krawędzią natarcia usterzenia, co znacznie zmniejsza opór falowy i polepsza stateczność przy dużej prędkości lotu i silnych podmuchach. Na okucia skrzydła zastosowano po raz pierwszy nierdzewną stal narzędziową o dużej wytrzymałości na zmęczenie D6AC. Stal tę spawa się w specjalnych warunkach i w temperaturze otoczenia 150°C. Po obróbce cieplnej i odpuszczeniu okucia są pokrywane elektrolitycznie kadmem oraz dwoma warstwami laku ochronnego. Okucia są łączone dwoma sworzniami o średnicy 21,5 cm. Skos krawędzi natarcia skrzydła całkowicie



„rozwiniętego” wynosi 16° , a skrzydła całkowicie „złożonego” — $72^\circ 30'$. Czas potrzebny na pełną zmianę skosu skrzydła wynosi 20 sek. Hydrauliczny układ zmiany skosu pracuje pod ciśnieniem 210 kG/cm^2 i jest zaopatrzony w hydrauliczny silnik o mocy 100 KM. Urządzenie synchronizujące zapewnia symetryczne ustawienie obu połówek skrzydła. Skrzydło jest zaopatrzone w sloty, kłapy i lotki. Ster wysokości, typu pływającego, może być ustawiony w sposób różnicowy, zastępując w ten sposób podczas lotu ze skrzydłem złożonym działanie lotek. Do tego celu służą również umieszczone na skrzydle spoilery. Uruchamianie sterów odbywa się elektrycznie, przy czym nadaj-



niki sygnałów do siłowników są potrójne, same natomiast siłowniki są pojedyncze. Pod skrzydłem są zamocowane obrotowo podwieszenia uzbrojenia o ciężarze do 2720 kG; podwieszenia te, niezależnie od skosu skrzydła, ustawione są zawsze zgodnie z kierunkiem lotu.



Duża bojowa elastyczność samolotu F-111 ma być osiągnięta również dzięki zastosowaniu dwuprzepływowych silników Pratt and Whitney TF30-P-1 (JTF10A-20), które wykazują niskie jednostkowe zużycie paliwa w warunkach przelotu z prędkościami poddźwiękowymi i zapewniają równocześnie duży nadmiar ciągu do krótkiego startu z lotnisk gruntowych i do przyspieszania do prędkości naddźwięko-



wych. Sprostanie przez silnik tak przeciwstawnym wymaganiom przedstawia duże trudności, ponieważ: 1) do przelotów na długich trasach i do patrolowania najkorzystniejszy jest silnik dwuprzepływowy o dużym stosunku wydatków; 2) przy przyspieszaniu do prędkości naddźwiękowych wymagany jest silnik z dopalaczem; 3) do długotrwałego lotu z prędkością przydźwiękową najlepiej nadaje się silnik o małym sprężu i małym stosunku wydatków lub silnik jednoprzepływowy. Jako silnik zapewniający największą uniwersalność uznano silnik dwuprzepływowy o dość dużym stosunku wydatków oraz ze spalaniem w strumieniu zewnętrznym i dopalaniem w zmieszanych strumieniach. Silnik ten, TF30-P-1, został zbudowany w oparciu o silnik JTF-10; rozwija on ciąg 8165 kG, a ze spalaniem w zewnętrznym strumieniu i dopalaniem — 13 600 kG. Silnik ma trzystopniowy wentylator osadzony na siedmiostopniowej sprężarce niskiego ciśnienia, siedmiostopniową sprężarkę wysokiego ciśnienia, pierścieniową komorę spalania, jedno-stopniową turbinę wysokiego ciśnienia i trzystopniową turbinę niskiego ciśnienia. Wloty powietrza są zaopatrzone w oddzielacze warstwy przyściennej i aerodynamiczne deflektory zapobiegające dostaniu się obcych ciał do wlotu. Poza tym w kanałach wlotowych znajdują się zamykane kłapami otwory, które doprowadzają dodatkowe powietrze przy starcie i przy małych prędkościach lotu.

Prototypy samolotu F-111 mają wyrzucane fotele pilotów (fotele są umieszczone obok siebie), natomiast samoloty seryjne będą zaopatrzone w odrzucaną kabinę. Kabina ta ma stanowić część obrysu kadłuba i ma być od niego oddzielana za pomocą eksplodującego drutu, topiącego połączenia z kadłubem.

Konstrukcja podwozia (widoczna na zdjęciach) jest stosunkowo prosta; wersja F-111A ma duże koła główne o średnicy 1,2 m i o niskociśnieniowym ogumieniu.

Konstrukcję samolotu stanowią przeważnie elementy przekładkowe wykonane ze stopu aluminium. Tytan zastosowano w niewielkich ilościach, szersze zastosowanie znalazła stal D6AC, stal wanadowa 4330 i nowy stop aluminium 2024 T851.

Z wyposażenia elektronicznego samolotu należy wymienić urządzenie radarowe, umożliwiające loty z prędkością $Ma = 1,2$ na wysokości 150 m.

Ładunek bojowy samolotu mieści się w komórce kadłubowej (bomby lub pociski powietrze-ziemia) i na zewnętrznych podwieszeniach. Samolot marynarki F-111B będzie zabierał sześć pocisków powietrze-powietrze „Phoenix” na zewnętrznych podwieszeniach.

Dane samolotu

	Wersja A	Wersja B
Długość	22,25 m	20,35 m
Rozpiętość		
ze skrzydłem rozwiniętym	19,20 m	21,34 m
ze skrzydłem złożonym	9,73 m	10,34 m

Wysokość	5,22 m	4,80 m
Ciężar własny	19050 kG	19500 kG
Ładunek bojowy	9070 kG	—
Ciężar całkowity	34930 kG	30390 kG
Prędkość maksymalna		
na wysok. powyżej 18 000 m	Ma = 2,5	—
na wysokości poniżej 150 m	Ma = 1,2	—
Prędkość minimalna	210 km/h	—
Normalny promień działania	3200 km	—
Zasięg	6000 km	—
Długość rozbiegu	900 m	—

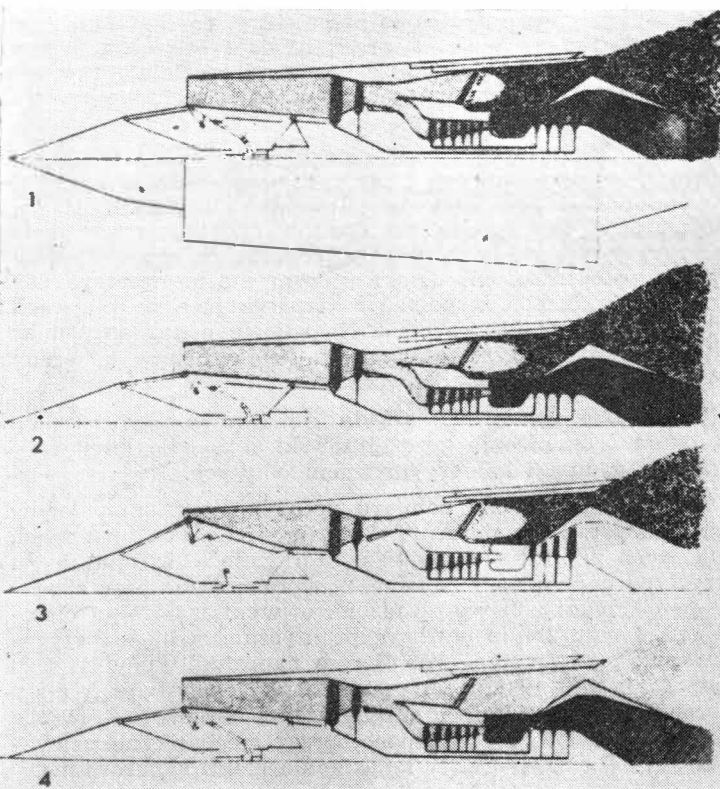
W. K.

PROJEKT SILNIKA TURBINOWO-STRUMIENIOWEGO ROLLS-ROYCE

Firma Rolls-Royce opracowała projekt silnika turbinowo-strumieniowego przystosowanego do prędkości hipersonicznych. Silnik jest w zasadzie silnikiem dwuprzepływowym z dwuzespołową sprężarką, którego obieg wewnętrzny można wyłączyć z pracy. Podczas lotu z mniejszymi prędkościami silnik pracuje jak zwykły silnik dwuprzepływowy. Strumień powietrza dzieli się za dwustopniową sprężarką niskiego ciśnienia na strumień wewnętrzny (pierwotny) i zewnętrzny (wtórny). Strumień wewnętrzny po przejściu przez sześciostopniową sprężarkę wysokiego ciśnienia, komorę spalania, jednostopniową turbinę wysokiego ciśnienia i trzystopniową turbinę niskiego ciśnienia, uchodzi dyszą wylotową o stałym przekroju. Strumień zewnętrzny przechodzi przez komorę spalania ukształtowaną w podobny sposób jak komora spalania silnika strumieniowego, a następnie przez dyszę wylotową o zmiennym przekroju. Przy prędkościach przekraczających $Ma=3$ spręż dynamiczny jest tak duży, że silnik może pracować jako czysty silnik strumieniowy. Wlot do sprężarki wysokiego ciśnienia zostaje wówczas zamknięty klapami, a dopływ paliwa do głównej komory spalania wyłączony. Wówczas całkowity wydatek powietrza, po przejściu przez swobodnie obracającą się sprężarkę niskiego ciśnienia, dostaje się do kanału zewnętrznego, do którego wtryskuje się paliwo.

W związku z zastosowaniem trzystopniowej turbiny do napędu sprężarki niskiego ciśnienia o prawdopodobnie niedużym sprężu należy przypuszczać, że w silniku zastosowano duży stosunek wydatku powietrza zewnętrznego do wydatku powietrza wewnętrznego.

Na poniższych szkicach przedstawiono konfigurację silnika w różnych warunkach lotu.



1 — warunki startowe: wlot silnika jest całkowicie otwarty, strumień powietrza dzieli się za sprężarką niskiego ciśnienia na zewnętrzny i wewnętrzny, paliwo jest wtryskiwane do głównej komory spalania. Dysza obiegu zewnętrznego jest przymknięta ze względu na niski stopień podgrzewania strumienia zewnętrznego. W czasie wznoszenia stopień podgrzewania powietrza w kanale zewnętrznym zwiększa się i równocześnie zwiększa się przekrój dyszy wylotowej.

2 — przydzwiękowe przyspieszanie: konfiguracja silnika podobna do poprzedniej, z tą różnicą, że dysza wylotowa obiegu zewnętrznego jest całkowicie otwarta z uwagi na pełne spalanie w komorze tego obiegu.

3 — lot z prędkością $Ma=5$: w czasie wznoszenia z prędkością naddźwiękową przekrój wlotu zmniejsza się wraz ze wzrostem prędkości lotu. Przy $Ma=3$ odcina się dopływ paliwa do komory spalania obiegu wewnętrznego, kłapy zamykają wlot do sprężarki wysokiego ciśnienia, a przekrój wlotu i przekrój dyszy wylotowej zostają zmniejszone do minimum.

4 — przelot z prędkością poddźwiękową: wlot jest całkowicie otwarty, silnik pracuje jako dwuprzepływowy bez spalania w zewnętrznym strumieniu. Przekrój dyszy wylotowej jest dostosowany do warunków lotu. W.K.

NOWE JAPOŃSKIE SILNIKI ODRZUTOWE

Są już podobno zaawansowane prace nad lekkimi japońskimi silnikami odrzutowymi do samolotów V/STOL. Chodzi prawdopodobnie o wersje rozwojowe silnika IHI J3 o ciągu 1200 kG. Jego bezpośrednim następcą jest XJ11, który w niedługim czasie ma zakończyć pierwszą serię prób stoiskowych. Silnik JR-100, prototyp silnika V/STOL, ma ciąg 1430 kG i ciężar 150 kG. Jest on wyposażony w sześciostopniową sprężarkę o wydatku 27,5 kG/sek, pierścieniową komorę spalania o współczynniku wydzielania ciepła 0,96 i jednostopniową turbinę. Temperatura przed turbiną wynosi 850 °C, jednostkowe zużycie paliwa w warunkach startowych — 1,15 kG/kGh.

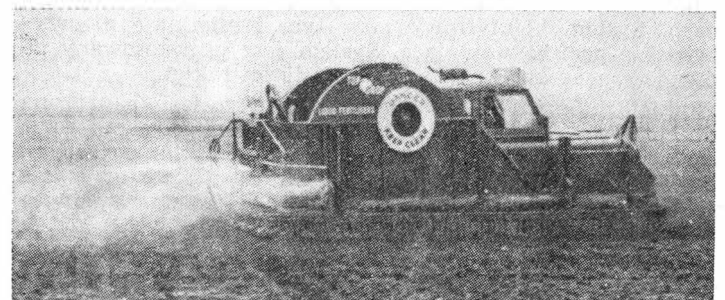
Projektuje się również wersję wentylatorową silnika J3 z jednostopniowym wentylatorem umieszczonym z tyłu. Silnik rozwija ciąg 1700 kG przy jednostkowym zużyciu paliwa 0,75 kG/kGh; jego długość wynosi 2380 mm, a średnica 850 mm. W.K.

PODUSZKOWIEC DLA ROLNICTWA

Użytkowany w Anglii do akcji opryskiwania w rolnictwie poduszkowiec „Land-Rover” ukazał się w wersji rozwojowej. Odmiana Vickers „Hovertruck” jest ekonomiczniejsza od prototypu i ma lepsze osiągnięcia. Pierwsze egzemplarze poduszkowca tego typu zakupiło przedsiębiorstwo użyźniania gleby („Soil Fertility Ltd.), które stosuje je głównie do opryskiwania pól płynnym nawozem sztucznym.

Pojazd posiada podwozie zwykłego wozu terenowego. Nowy poduszkowiec został wyposażony w drugi silnik benzynowy o pojemności 3 l, wentylator odśrodkowy \varnothing 640 mm z każdej strony kadłuba oraz giętki gumowy fartuch sięgający 250 mm poniżej podwozia. Drugi silnik (położony za kabiną operatora) napędza wentylatory wytwarzające siłę nośną pojazdu. Siłę nośną reguluje się unosząc lub opuszczając hydraulicznie fartuch, przy czym największa siła nośna wynosi około 75% ciężaru poduszkowca. Nie odrywając się od ziemi i lekko dotykając ją kołami — pojazd jest zwrotny i sterowny w terenie.

„Hovertruck” może operować nad miękkim gruntem, podczas gdy „Land-Rover” grzęźnie w tych warunkach. Ma to szczególne znaczenie podczas wiosennego użyźniania, gdy gleba jest przesycona wilgocią i żadne konwencjonalne me-



tody nie mogą być stosowane. Poważny postęp funkcjonalny w „Hovertruck” stanowi hydrauliczna regulacja zwisu fartucha.

Przy normalnym użytkowaniu poduszkowiec może obsłużyć w ciągu godziny 4 ha terenu rolniczego. Jego ciężar użyteczny wynosi 1 tonę, zbiorniki posiadają pojemność 900 litrów. Prędkość robocza poduszkowca wynosi 16—24 km/h.

W zakresie tępienia szkodników „Hovertruck” działa bardzo skutecznie. Natomiast szkody wyrządzane roślinom podczas opryskiwania są znikome i nie przekraczają 0,1%.

Cena poduszkowca „Hovertruck” wynosi 3600 funtów (ok. 11 tys. dolarów). Prowadzone są prace nad skonstruowaniem „poduszkowca-ciągnika” i „poduszkowca-przyczepy” o nośności do 3 ton.

RAKIETA POCZTOWA

Konstruowana jest rakieta pocztowa, przeznaczona do przetrzucania przesyłek między Londynem, Frankfurtem i Rzymem. Rakieta, poruszana silnikiem na paliwo stałe i płynne, będzie zdolna do przewozu 30 kG poczty na odległość ponad 650 km, lecąc — dla uniknięcia zderzenia z samolotami — na wysokości ok. 22 tys. metrów.

Rakieta będzie zdalnie sterowana. Wyłączenie silnika nastąpi w odległości około 50 km od celu. W ostatniej fazie lotu włączane będą urządzenia hamujące, pozwalające na pionowe opadnięcie rakiety na wyznaczonym terenie. Z.

PROJEKT PASAŻERSKIEJ RAKIETY BALISTYCZNEJ

Oddział firmy Douglas dla pocisków i przestrzeni kosmicznej opracował projekt pasażerskiego transportu balistycznego. Projekt ten o nazwie „Pegasus” zamierza zapewnić w 1980 r. komunikację raketową między zachodnim wybrzeżem USA a Tokio w przeciągu pół godziny. Rakieta zdolna będzie przewieźć 170 pasażerów i 18 ton ładunku. Po pionowym starcie przelot odbywać się będzie z prędkością podróżną 27 000 km/h ponad granicą atmosfery. W wersji transportowej rakieta systemu „Pegasus” będzie mogła przewozić 37 ton ładunku. Największą nośność rakiety pasażerskiej przewiduje się na 260 osób z bagażem. Maksymalna średnica rakiety wynosić będzie 15 m. Środkiem napędowym pojazdu będzie płynny tlen i płynny wodór. Cyrkułujący wodór ma również stanowić czynnik chłodzący przy wejściu rakiety w atmosferę. Z.

SYSTEM OBRONY PRZECIWRAKIETOWEJ „NIKE-X”

Podano do wiadomości, że system obrony przeciwrakietowej „Nike-X” wejdzie niedługo w stadium zaawansowanego rozwoju. Zakończono z dodatnim wynikiem pierwszą fazę prób z poszczególnymi zespołami, łącznie z układem napędowym i urządzeniami startowymi pocisku Martin „Sprint”. Poza tym przeprowadzono próby z naturalnej wielkości makietą tego pocisku. Pierwsze próby z kompletną rakieta „Sprint” będą przeprowadzone na poligonie White Sands, natomiast symulowanie akcji przeciw celom powietrznym i właściwe odstrzały — na wyspie Kwajalein na Pacyfiku. Próby z innym pociskiem wchodzącym w skład systemu — z rakieta „Nike-Zeus” — zakończono już wcześniej.

Rakieta „Sprint” w związku z bardzo dużymi przyspieszeniami początkowymi i prędkościami po torze ma być stosowana przede wszystkim do zwalczania celów znajdujących się w małej odległości, podczas gdy „Nike-Zeus” ma przechwytywać pociski kierowane w dużych odległościach od bronionych obiektów.

System „Nike-X” jest tak opracowany, że może podjąć odpowiednie środki obronne w z góry określonych sytuacjach. System identyfikuje poza tym i eliminuje nieprzyjacielskie pociski zmylające. System jest przystosowany do równoczesnego zwalczania większej ilości rakiet.

Rakieta „Sprint” jest dwustopniowa i jest napędzana silnikami na paliwo stałe. Naziemne urządzenia radarowe kierują ją na kurs kolizyjny z nieprzyjacielskim pociskiem. Długość rakiety wynosi 8,2 m, średnica u podstawy (rakieta ma kształt stożka) 1,4 m. Jest zaopatrzona w głowicę atomową.

Trzystopniowa rakieta „Nike-Zeus” posiada silniki na paliwo stałe, przy czym ciąg silnika pierwszego stopnia

przekracza 200 000 kG. Długość rakiety wynosi 14,6 m, średnica 0,9 m. Jest wyposażona w głowicę nuklearną.

W. K.

POMIAR NAPRĘŻEŃ W ELEMENTACH STAŁOWYCH ZA POMOCĄ DYFRAKЦИИ PROMIENI X

Zastosowanie techniki załamania promieni X do pomiarów naprężeń w metalach ma dwie korzyści w stosunku do innych metod. Po pierwsze jest to pomiar nie niszczący, a po drugie pomiar nie musi być wykonywany w stosunku do stanu bez naprężeń wewnętrznych. Dzięki temu można mierzyć naprężenia robocze, naprężenia szczytkowe po procesie technologicznym, ewentualnie wypadkowy skutek obu. Omawiana metoda opiera się na zasadzie, że zmiany w atomowej siatce metalu są proporcjonalne do wprowadzonych naprężeń.

Użyteczność tej metody ma ograniczone zastosowanie w przypadku pomiarów naprężeń w wysoko wytrzymałych stalach martenzytycznych z powodu uzyskiwania bardzo



szerokich linii dyfrakcyjnych. Szerokie linie są wynikiem mikronaprężeń wprowadzonych do stali podczas przemian martenzytycznych. Ten obraz poważnie utrudnia analizę niewielkich przemieszczeń linii spowodowanych istnieniem naprężeń. Dla dokładnej oceny naprężeń przemieszczenia te muszą być mierzone bardzo dokładnie. Dla spełnienia tego warunku wiązkę promieni X (zwykle już załamanych, a nie pierwotnych) przepuszcza się przez filtry, co likwiduje lub zmniejsza fluorescencję, a przez to daje ostrzejszy obraz linii. W tym samym celu zastosowano specjalny miernik zwany dyfraktometrem, a także specjalną technikę umiejscowienia linii.

Metoda pomiaru naprężeń polega na zarejestrowaniu na taśmie filmowej odbitych i zdyfrakcjonowanych promieni X i pomierzenia położenia linii załamań względem siebie. Użyteczność tej metody po opanowaniu pomiarów przemieszczeń wzrosła znacznie w związku z opracowaniem przenośnych urządzeń, dzięki którym można mierzyć naprężenia w dużych zespołach i konstrukcjach w miejscach ich montażu czy użytkowania. Na zdjęciu pokazano pomiar takim urządzeniem zastosowany w firmie Boeing do oceny poprawności montażu podwozia.

Urządzenie pomiarowe składa się z przenośnego źródła zasilania, urządzenia rentgenowskiego, odległościowego uchwytu lampy i kamery promieni odbitych.

Do przeprowadzenia pomiaru potrzebne jest odpowiednie przygotowanie powierzchni, zależne od typu naprężeń, o których pragnie się uzyskać informacje. Cdróżnia się tu trzy typy naprężeń: 1) robocze, 2) wprowadzone przy obróbce powierzchni i 3) wprowadzone w wyniku obróbki cieplnej. Dla typu 2) nie potrzeba praktycznie żadnego przygotowania. Natomiast dla pomiarów naprężeń typów 1) i 3) potrzebne jest usunięcie zewnętrznej warstwy metalu (wraz z naprężeniami od mechanicznej obróbki) — zwykle dokonywane w dwóch etapach: przez mechaniczne usuwanie warstwy zewnętrznej i następnie elektropolerowanie.

Dokładność pomiaru w tej metodzie zależy od ilości od-czytów dokonywanych na dyfraktometrze. Założeniowo przyjmuje się dokładność $\pm 5\%$ od wartości nominalnej naprężeń mierzonych.
A. G.

NIE WYKORZYSTANY OBSZAR MOŻLIWOŚCI METALI

W czasach, gdy o postępie w budowie samolotów, rakiet, pocisków, statków kosmicznych i o coraz lepszych osiągnięciach w urządzeniach przemysłu atomowego, elektronicznego itp. w dużym stopniu decydują materiały, naturalne wyda-

byłyby teoretycznie największe naprężenia. Teoretycznie największe naprężenia tnące dla wywołania poślizgów wynosiłyby od G/10 do G/30, gdzie G jest modułem sprężystości poprzecznej.

W próbkach rozciąganych naprężenia osiowe są przy-najmniej dwukrotnie większe od naprężeń tnących w płasz-czynach poślizgów. Dlatego teoretycznie maksymalne na-prężenia rozciągające, powodujące płynięcie materiału, leżą w granicach G/5 do G/15. Te wartości przyjęte są jako granica możliwości materiałowych. Tak więc maksymalne wartości naprężeń określa się na podstawie doświadczalnych pomiarów wartości E i G. Należy dodać, że moduły te

Tabela 1
Stan i perspektywy grup materiałowych

Stop na osnowie	Maksymalna granica plastyczności ¹⁾		
	w 1963 r.	prawdopodobna w r. 1980 (szansa 1 : 1)	możliwa w r. 1980 (szansa 1 : 10)
Al	36 kG/mm ² przy 210 °C (7,1)	43 kG/mm ² przy 210 °C (8,5)	54 kG/mm ² przy 210 °C (10,7)
Mg	19 „ „ 210 °C (6,0)	25 „ „ 210 °C (8,5)	32 „ „ 210 °C (10,4)
Be	20 „ „ 480 °C (6,7)		68 „ „ 480 °C (2,5)
Ti	58 „ „ 430 °C (7,5)		110 „ „ 430 °C (14,8)
Fe	100 „ „ 550 °C (8,3)		235 „ „ 550 °C (18,9)
Stale nierdz.	77 „ „ 550 °C (6,2)		345 „ „ 320 °C (24,0)
Stale nierdz.			165 „ „ 550 °C (13,4)
Superstopy	48 „ „ 870 °C (4,4)	73 „ „ 870 °C (6,7)	91 „ „ 870 °C (8,3)
Cb	12 „ „ 1400 °C (2,6)	16 „ „ 1400 °C (3,4)	40 „ „ 1400 °C (8,6)
Mo	7 „ „ 1400 °C (0,6)	24 „ „ 1400 °C (1,9)	37 „ „ 1400 °C (2,9)
W	5 „ „ 1900 °C (0,27)	20 „ „ 1900 °C (1,1)	30 „ „ 1900 °C (1,6)

¹⁾ Liczby w nawiasach określają procentową wartość w stosunku do teoretycznie maksymalnej granicy plastyczności.

je się pytanie, jakie możliwości reprezentują znane już ma-teriały, a szczególnie metale oraz jak wygląda dotychczasowe wykorzystanie tych możliwości.

Jako parametry do oceny przyjęto wytrzymałość ma-teriałów w różnych temperaturach pracy. W pierwszym rzędzie należało ustalić teoretycznie maksymalne wytrzy-małości różnych materiałów. Stwierdzono, że teoretyczna wytrzymałość doraźna przy częstym rozciąganiu jest bliska 10% modułu sprężystości podłużnej i zarazem jest to teore-tycznie najwyższa wytrzymałość doraźna. Większość kon-strukcji bazuje jednak na granicy plastyczności, a odkształ-cenia plastyczne w granicach 0,2% lub nawet mniej ograni-czają dopuszczalne naprężenia. Deformacja plastyczna w me-talach jest wynikiem przemieszczeń na płaszczyznach pośliz-gów w atomowej siatce materiału. Gdyby można było wyeliminować te przesunięcia lub „zaklinować” płaszczyzny poślizgów, wówczas do wywołania przesunięć potrzebne

niewiele się zmieniają przy wprowadzeniu dodatków sto-powych, o ile dodatki nie występują w dużych ilościach. Dlatego wszystkie stale stopowe mają prawie ten sam moduł. W wielu przypadkach decyduje nie wytrzymałość, a sztywność przedmiotu. Teoretyczna granica płynności, wytrzymałość doraźna i sztywność różnych metali zachowują ten sam wzajemny stosunek w całym zakresie uży-tecznych temperatur.

Dlatego w rozważaniach możliwości bierze się te para-metry w funkcji czasu i temperatury. Niekiedy zamiast wytrzymałości absolutnej wprowadza się stosunek wytrzy-małości do ciężaru. Materiałowa Komisja Doradcza, złożo-na z wybitnych specjalistów amerykańskich, określiła możli-wości poszczególnych materiałów, ustaliła dotychczasowy stan oraz przewidywany postęp do roku 1980. Niektóre dane podaje załączona tabela.
A. G.

NA PÓLKACH KSIĘGARSKICH

Ekonomiczniejsza efektywność awiacyjnej techniki, sbornik statiej pod redakcją D. P. Andrianowa, Oborongiz, Moskwa, 1963 r., stron 81, cena 32 kop.

Jest to 154. om prac Moskiewskiego Instytutu Lotniczego, w którym przedstawiono zagadnienie ekonomicznej skuteczności techniki lotniczej. Podano wskazówki obliczania kosztów wykona-nia projektowanych samolotów, ich kosztów eksploatacji oraz zasad obliczania wykonywanych przez nie prac w tono-kilometrach. W zawartych w zbiorze pracach przedstawiono też metodykę roz-szerzonego obliczania wydatków na eksploatację samolotu trans-transportowego w stadium jego projektowania, zagadnienia wyznaczenia pracochłonności wykonania nowego sprzętu w produkcji lotniczych przyrządów pokładowych, rozpatrzone zagadnienia specjalizacji i kooperacji w produkcji części i zespołów stosowanych w budo-wie przyrządów pokładowych oraz zasady planowania prac do-świadczalno-konstrukcyjnych. Zamieszczono szereg wzorów oblicze-niowych, przykładów obliczeń oraz zestawień informacyjnych w po-staci tabel i wykresów z zakresu ekonomiki przemysłu i zakładów.

Z materiału zawartego w książce mogą korzystać inżynierowie oraz kierowniczy personel administracyjny zakładów lotniczych.

L. S.

Ekspluatacyjna technologiczność samolotnych konstrukcji, N. N. Smirnow, Oborongiz, Moskwa 1963 r., stron 126, cena 52 kop.

W książce wskazano na technologiczność eksploatacyjną jako na jeden z ważniejszych wskaźników eksploatacyjnych konstrukcji samolotu w sposób wyraźny oddziaływający na niezawodność i dłu-gotrwałość samolotu, na wydajność pracy przy jego obsłudze, na wydatki eksploatacyjne i efektywność użytkowania eksploato-wanych samolotów. W związku z tym omówiono w poszczególnych kilku rozdziałach zagadnienia użytkowania samolotu, jego tech-nicznej obsługi i remontów, zagadnienia technologiczności eksploat-acyjnej samolotu oraz czynników określających tę technologicz-ność, wpływ nierównomiernej wytrzymałości zespołów i detali oraz zagadnienie wykonania konstrukcji z uwzględnieniem całko-witych wydatków na produkcję i eksploatację. Przy omawianiu eksploatacyjnej technologiczności rozpatrzone konieczność jej

zwiększenia w zastosowaniu do zespołów napędowych, konstrukcji podstawowej, sterowanie samolotu, wyposażenia wysokościowego, stosowalności wyposażenia naziemnego oraz przystosowania konstrukcji samolotu do wykonania poszczególnych prac okresowych. Omówiono też zasady organizacji prac, ustalania układu wskaźników oraz metody oceny zmierzające do zwiększenia eksploatacyjnej technologiczności. Treść uzupełniono szeregiem rysunków, fotografii, wykresów i tabel. Podano też wykaz literatury. Książka przeznaczona jest dla inżynierów technicznych pracowników zajmujących się projektowaniem, produkcją i eksploatacją samolotów pasażerskich i innych. L. S.

Tiepłobmien pri litjo wyżimaniem, Trudy Moskovskowo Aviacionnogo Technologiczeskogo Instituta, ried. M. M. Mosliennikov, Oborongiz, Moskwa, 1963 r., stron 100, cena 52 kop.

Jest to 58. zeszyt prac wymienionego w tytule Instytutu, w którym umieszczono cztery prace z zakresu zagadnień wymiany ciepła przy wykonywaniu odlewów pod ciśnieniem. Umieszczono następujące prace: M. N. Gałkina i Je. S. Stiebakowa — Odlewanie cienkościennych elementów pod ciśnieniem, M. N. Gałkina i Ł. Ł. Gowsiejewa — Obliczenia cieplne zasobnika metalu, M. N. Gałkina — Teoria wylewania stopu pod ciśnieniem i formowania płyty oraz M. N. Gałkina, T. G. Tarasutina i I. Ł. Puszki — Ciepłno-fizyczne własności materiałów. Rozpatrzono specyfikę formowania cienkościennych płyt o dużych wymiarach przy odlewaniu pod ciśnieniem, omówiono metodykę i przykłady obliczeń cieplnych podstawowych elementów maszyny odlewniczej oraz teorię formowania odlewów. Podano też doświadczalne wielkości cieplno-fizyczne ziem formierskich, mieszanek trzpienionych i farb kokilowych. Podano opis konstrukcji maszyny przemysłowej do odlewania pod ciśnieniem. Treść prac zawiera szereg rysunków, fotografii, wykresów i tabel. Zbiór prac przeznaczony jest dla pracowników instytutów naukowo-badawczych i inżynierów przemysłu. L. S.

Apparatura i metody izmierienij pri ispytanjach raket, A. W. Kantor, Oborongiz, Moskwa 1963 r., stron 520, cena 1 rbl. 31 kop.

W książce przedstawiono metody i układy pomiarów stosowane w czasie stoiskowych i lotnych badań rakiet. We wstępie rozpatrzono ogólne zagadnienia pomiarów w czasie badań rakiet, klasyfikację pomiarów i środków pomiarowych oraz właściwości aparatury pomiarowej. W części pierwszej rozpatrzono analogowe metody pomiarów, elementy analogowych układów do pomiarów radiotelemetrycznych i pokładowych, opisano aparaturę pokładową pomiarowo-rejestrującą oraz zagadnienia ręcznej obróbki wyników radiotelemetrycznych pomiarów. W części drugiej rozpatrzono szereg metod analogowych oraz aparaturę dla pomiaru toru lotu jednej rakiety, jak i torów lotu względnych dwóch i więcej rakiet. Opisano aparaturę radiotechniczną, optyczną i na promieniowaniu podczerwonym oraz aparaturę do pomiaru błędów trawienia, jak i zasady opracowania wyników radiotelemetrycznych pomiarów. W części trzeciej omówiono aparaturę analogową, pokładową i naziemną, metodę toru radiowego, którą stosuje się równocześnie dla pomiarów radiotelemetrycznych i zewnętrznych torów lotu, aparaturę służby jednoczesnego działania, jak i aparaturę radiowego sondowania atmosfery, stosowanych w równym stopniu w pomiarach radiotelemetrycznych i zewnętrznych torów lotu. W części czwartej przedstawiono różne analogowe metody pomiaru, aparaturę pomiarową i rejestrującą stosowaną w czasie stoiskowych pomiarów rakiet. Opisano metody pomiaru ciśnienia, temperatury, drgań, prędkości kątowej, zużycia paliwa, odkształceń i ciągu. Opisano też pomiary w czasie stanowiskowych badań zespołów silników raketowych. W rozdziale piątym omówiono szyfrowe układy pomiarów w locie, jak i na stanowiskach, przetwornice danych analogowych w szyfrowe oraz indykatorowe i rejestrujące urządzenia danych szyfrowych. Rozpatrzono urządzenia pomiarowe z danymi wyjściowymi w formie szyfrowej i podstawy automatyzacji obróbki wyników takich pomiarów. Treść uzupełniono rysunkami, fotografiami i schematami. Każdy z rozdziałów posiada wykaz literatury. Książka przeznaczona jest dla pracowników naukowych i inżynierów techniki raketowej. L. S.

Dopuski, posadki i techniczeskije izmierienia w proizwodstwie letatielnych apparatow, S. J. Bielikow, N. A. Burdina, Oborongiz, Moskwa, 1963 r., stron 292, cena 76 kop.

W książce przedstawiono ogólne zasady zamienności i podstawy pomiarów technicznych w budowie maszyn z uwzględnieniem specyficznych wymagań konstrukcji lotniczych. Podano podstawowe pojęcia i określenia z teorii odchyłek i pasowań oraz podstawowe określenia o dokładności geometrycznych parametrów detali oraz falistości i szorstkości powierzchni, jak i wpływ wymienionych czynników na eksploatacyjną doskonałość detali i zespołów konstrukcji. Kolejno omówiono tolerancję i pasowania połączeń cylindrycznych, zagadnienia sprawdzianów i ich stosowanie w produkcji aparatów latających, stosowane tolerancje i pasowania w osadzeniach łożysk kulkowych, tolerancje połączeń

stożkowych, tolerancje i pasowania połączeń klinowych i wieloklinów, tolerancje przekładni ślimakowych i zębatych oraz tolerancje i pasowania połączeń gwintowych. Osobno przedstawiono specjalne tolerancje promieni i sfazowań elementów odlewnych oraz części z mas plastycznych stosowanych w produkcji aparatów latających oraz zagadnienia łańcuchów wymiarowych. W drugiej części książki przedstawiono zasady pomiarów technicznych, przyrządy o przeznaczeniu ogólnym, narzędzia i przyrządy do kontroli kątów, stożków i gwintów, metody pomiarów kół zębatych oraz specjalne przyrządy kontrolno-pomiarowe do kontroli dużych wymiarów, kształtu powierzchni, prostoliniowości i płaskości. Rozpatrzono też zagadnienia automatycznej kontroli wymiarów, kontrolę oprzyrządowania montażowego, kontrolę płynności zewnętrznych obwodów aparatów latających oraz części wykonywanych z blach. Przedstawiono też zasady wyboru i metody pomiaru stosowane w produkcji aparatów latających. Zamieszczono liczne rysunki, fotografie sprzętu pomiarowego, wykresy i tabele oraz wykaz literatury. Książka przeznaczona jest dla konstruktorów, technologów, pracowników wydziałów produkcyjnych oraz wydziału kontroli przemysłu lotniczego. L. S.

Francusko-Russkij awiacionno techniczeskij słowar, S. Ja. Strizewskij, Głównaja Riedakcja Inostrannyh Nauczno-Tehniczeskich Słowariej Fizmatgiza, Moskwa, 1963 r., stron 578, cena 1 rbl. 93 kop.

Francusko-rosyjski słownik lotniczy techniczny zawiera około 35 000 terminów i skrótów z zakresu konstrukcji, aerodynamiki, wytrzymałości, technologii produkcji i remontów aparatów latających i ich zespołów silnikowych, nawigacji lotniczej, wyposażenia lotniczego elektrycznego i radiowego, aerofotogrametrii i meteorologii lotniczej. We wstępie podano krótkie zasady posługiwania się słownikiem, na końcu natomiast umieszczono wykaz skrótów i umownych oznaczeń stosowanych w lotnictwie francuskim (produkcji i eksploatacji). Słownik przeznaczony jest dla studentów i wykładowców wyższych szkół lotniczych technicznych, pracowników instytutów naukowo-badawczych, pracowników zakładów przemysłu lotniczego oraz dla tłumaczy literatury technicznej lotniczej. L. S.

Dinamika polota — trajektorii letatielnych apparatow, J. W. Ostosławskij, J. W. Strażewia, Oborongiz, Moskwa 1963 r., stron 430, cena 1 rbl. 18 kop.

W książce przedstawiono metody obliczania torów lotu aparatów latających, jak samolotów, sterowanych pocisków latających, rakiet balistycznych i raketoplanów. Rozpatrzono równania ruchu aparatów latających z uwzględnieniem oddziaływania sił zewnętrznych oraz układów współrzędnych ziemnych i biegunowych. Podano też matematyczne podstawy obliczania torów lotu, wyjaśniając zasady całkowania równań ruchu, stosowania równań całkowych i rachunku wariacyjnego. W dalszych rozdziałach przedstawiono wybór danych wyjściowych dla obliczania torów lotu, jak parametry atmosfery, siły aerodynamiczne, kinetyczne nagrzewanie powierzchni aparatów latających oraz charakterystyki zespołów napędowych, ruch ustalony aparatów latających wraz ze stanami lotu w równowadze, z zastosowaniem obliczeń metodą mocy, obliczeń lotu ślizgowego oraz ustalonego ruchu krzywoliniowego w płaszczyźnie poziomej. Dalszymi zagadnieniami są ruchy nieustalone aparatów latających w płaszczyźnie pionowej, z uwzględnieniem optymalnego toru wznoszenia, wyjścia z lotu nurkowego, przechwytywania celu powietrznego oraz osiągnięcia pułapu lotu, ruchy nieustalone w płaszczyźnie pionowej z rozpatrzeniem metod naprowadzania i zbliżenia równoległego, ruchy nieustalone w płaszczyźnie poziomej z wyjaśnieniem manewru przestrzennego, nieustalonego zakrętu, przechwytywania celów ruchomych, naprowadzania w płaszczyźnie poziomej i rozpatrzeniem zawrotu bojowego i innych manewrów przestrzennych. W następnym rozdziale omówiono metody obliczania torów lotu rakiet balistycznych, dobór liczby stopni rakiet wielostopniowych, obliczanie zasięgu lotu trzystopniowej rakiety balistycznej oraz zasady obliczania początkowych odcinków toru. W ostatnich dwu rozdziałach przedstawiono metody obliczania zasięgu lotu samolotu z silnikiem śmigłowym i odrzutowym, kilometrowego i godzinnego zużycia paliwa, promienia działania samolotu, sposobów zwiększenia zasięgu lotu, obliczania zasięgu z uwzględnieniem wiatru oraz obliczania startu samolotów i rakiet i obliczania długości startu i lądowania. Załączona została tabela atmosfery standard do wysokości 200 km oraz obszerny wykaz literatury. Treść uzupełniono licznymi rysunkami, fotografiami, wykresami i tabelami. Książka przeznaczona jest dla inżynierów pracujących w biurach projektowych lotniczych oraz dla studentów wyższych szkół technicznych lotniczych. L. S.

Wniesznijsze nagruzki i procznost letatielnych apparatow, A. J. Gudkow, P. S. Leszakow, E. G. Rajkow, Oborongiz, Moskwa 1963 r., str. 480, cena 1 rbl. 46 kop.

Książka — pod tytułem zewnętrzne obciążenia i wytrzymałość aparatów latających — rozpatruje zagadnienia obciążeń zewnętrznych działających na samolot i śmigłowiec oraz wytrzymałość ich konstrukcji. Omawia ona szczegółowo warunki obliczeniowe określające wymagania wytrzymałości samolotu, siły działające w różnych stanach lotu, określenie wymaganego współczynnika oraz wymagania sztywności konstrukcji. Rozpatrzono też obciążenia zewnętrzne działające na poszczególne zespoły samolotu, podstawowe wiadomości z teorii drgań i drgań własnych zespołów aparatów latających, statystyczne metody badań działania dynamicznych obciążeń na konstrukcję, reakcje samolotu na oddziaływanie burzliwej atmosfery oraz dynamicznych obciążeń działających przy starcie i lądowaniu. W danych rozdziałach opracowane zostały zagadnienia drgań samolotów spowodowane pracą zespołów silnikowych, siłami aerodynamicznymi, siłami działającymi w czasie startu i lądowania oraz czynnikami dźwiękowymi. Szczegółowiej omówiono typy flatteru oraz wpływ parametrów konstrukcyjnych na prędkość krytyczną. Przedstawione zostało również wyznaczanie zmęczeniowej wytrzymałości konstrukcji aparatów latających z zastosowaniem obliczeniowo-doświadczalnych metod wyznaczania czasu pracy konstrukcji, opisany wpływ nagrzania aerodynamicznego na wytrzymałość konstrukcji oraz na aerosprężyste charakterystyki konstrukcji wraz z określeniem czasu pracy aparatu latającego w temperaturach podwyższonych. W końcowych rozdziałach rozpatrzono specyfikę obciążeń śmigłowców z uwzględnieniem drgań łopat wirników nośnych, opisano flatter łopat wirników śmigłowców, metody oceny czasu pracy konstrukcji śmigłowców oraz doświadczalne badanie wytrzymałości aparatów latających na stanowiskach badawczych, jak i w lotach doświadczalnych. Zamieszczono liczne rysunki, wykresy i tabele. Książka przeznaczona jest dla inżynierów biur konstrukcyjnych, stacji badawczych oraz dla eksploatacji samolotów i śmigłowców.

L. S.

Maszynostroitel'naja gidraulika, spravocnoje posobije, T. M. Baszta, Maszgiz, Moskwa 1963 r., stron 696, cena 2 rbl. 31 kop.

W książce zebrano dane dotyczące wyboru, obliczania, konstruowania, wykonania i zastosowania pojemnościowych urządzeń hydraulicznych w różnych dziedzinach budowy maszyn. Rozpatrzono zagadnienia projektowania pomp, hydraulicznych silników, cylindrów pracujących, przekładni hydraulicznych, urządzeń rozdzielczych, zabezpieczających i regulacyjnych, hydraulicznych zespołów śledzących, urządzeń filtrujących i uszczelnień. Omówiono podstawowe zagadnienia z zakresu hydrauliki przewodów, własności cieczy roboczych, kawitacji cieczy w układach hydraulicznych, stosowania jednostek miar i przyrządów pomiarowych. Zebrano materiał podręczny dla pomp tłokowych, zębatach oraz łopatkowych, napędów hydraulicznych oraz cylindrów roboczych. Przedstawiono urządzenia rozdzielcze suwakowe i zaworowe, zawory upustowe i redukcyjne, urządzenia dławiące i regulujące, agregaty hydrauliczne pomocnicze, akumulatory hydrauliczne i układy odciążenia pomp. Dalsze rozdziały podają wiadomości o transporcie i filtrowaniu cieczy, przewodach i jej armaturze, metodach filtrowania cieczy,

zagadnieniach szczelności połączeń nieruchomych, stosowanych typach uszczelnień oraz materiałach do wykonania uszczelnień. Technologia wykonania agregatów hydraulicznych, badania układów i agregatów hydraulicznych oraz zasady konserwacji pomp i agregatów są treścią ostatniego rozdziału. W dodatku umieszczono międzynarodowy układ SI jednostek, jak i wykaz literatury. Treść podręcznika podana jest w formie gotowej do bezpośredniego użycia w obliczeniach i projektowaniu, uzupełniona obszernymi danymi liczbowymi. Ze względu na obszerne stosowanie urządzeń hydraulicznych w samolotach, podręcznik taki niezbędny jest też inżynierom projektującym i eksploatującym takie urządzenia.

L. S.

Awiacionnyj spravocznik (dla lotczika i szturmana) pod ried. W. M. Ławskawo, Wojennoje Izdatielstwo Ministerstwa Oborony SSSR, Moskwa 1964 r., stron 416, cena 1 rbl. 6 kop.

W podręczniku zebrano praktyczny materiał z zakresu podstawowych zagadnień meteorologii, aerodynamiki, konstrukcji aparatów latających, konstrukcji zespołów napędowych, nawigacji powietrznej, bombardowania, strzelania w locie, fotografowania z powietrza, manewrowania samolotów, kartografii lotniczej oraz lotniczej astronomii. Z zagadnień meteorologii omówiono skład i budowę atmosfery, charakterystykę meteorologicznych elementów i zjawisk pogody, karty pogody, fronty atmosferyczne, cyklony i antycyklony oraz meteorologiczne zabezpieczenie lotów. Z zagadnień teorii lotu omówiono własności strumienia powietrza, układ sił aerodynamicznych, wpływ formy aparatów latających na ich charakterystyki aerodynamiczne, stateczność i sterowność aparatów skrzydłowych oraz dynamikę lotu aparatów do lotów kosmicznych. W rozdziałach o aparatach latających i silnikach dano przegląd samolotów, śmigłowców, aparatów bezałogowych, typy silników, paliwa silnikowe oraz charakterystyki użytkowe silników. Z nawigacji opisano trójkąt prędkości, zasady wyznaczenia i utrzymania kursu lotu, wyznaczenie wiatru w locie, kierunku i miejsca położenia samolotu. Rozdział o manewrowaniu samolotów omawia podstawowe manewry grup samolotów, wyjście na cel w określonym czasie oraz lądowanie w trudnych warunkach meteorologicznych. Podano zasady astronomii lotniczej, wyznaczenie czasu astronomicznego kierunku i miejsca położenia samolotu, wyznaczenia stron świata i czasu według gwiazd, zasady kartografii lotniczej i rodzaje map. Przedstawiono wykonywanie fotografii lotniczych terenu — pionowych, ukośnych, dziennych i nocnych. Opisano stosowany sprzęt radiotechniczny, jego własności i charakterystyki oraz zasady posługiwania się nim. Do podręcznika dodane też zostały rozdziały fizyki z omówieniem mechaniki, akustyki, termodynamiki, elektryczności i magnetyzmu oraz rozdział matematyki z podaniem wybranych zagadnień algebry, geometrii analitycznej oraz teorii błędów. W osobnym rozdziale przedstawiono lotnicze urządzenia liczące, opisując najczęściej stosowane typy takich urządzeń — jak modelujące, wyliczające, zapamiętujące (rejestrujące), programujące, analizatory różnicowe. Dodano też rozdział zawierający zestawienia danych liczbowych potrzebnych w opracowaniach do przygotowania lotów. Podręcznik przeznaczony jest dla pilotów i nawigatorów wojsk lotniczych i lotnictwa cywilnego, inżynierów i techników pracowników przemysłu lotniczego oraz studentów wyższych szkół lotniczych.

L.S.

KRONIKA

◆ W przyszłym 5-leciu wybudowany zostanie w Warszawie Dom Technika. Zarząd Główny SIMP zadeklarował (podobnie jak wszystkie stowarzyszenia zrzeszone w NOT) częściowe pokrycie kosztów budowy Domu.

◆ W otwartym przed paroma miesiącami w Warszawie (ul. Mazowiecka 12) Klubie Prasy Informacji Technicznej NOT odbyło się ostatnio spotkanie przewodniczącego KNIiT wicepremiera E. Szyra z redaktorami prasy technicznej i dziennikarzami, zajmującymi się upowszechnianiem i popularyzacją techniki. W swym wystąpieniu wicepremier Szyr zaznaczył zebranych z kierunkami rozwoju nauki i techniki w latach 1966—1970. Wiele miejsca wicepremier poświęcił sprawie jakości i nowoczesności wyrobów oraz koncentracji na szczególnie ważnych problemach nauki i techniki, m.in. rozszerzeniu metody planowania badań naukowych i rozwijania zakładów doświadczalnych.

Kolegium Redakcyjne naszego miesięcznika reprezentował na naradzie red. naczelny mgr inż. S. Sulikowski.

◆ VII Krajowy Zjazd Aeroklubu Polskiej Rzeczypospolitej Ludowej wypowiedział się w dyskusji i stwierdził w uchwale, że w okresie ostatniej kadencji Zarządu Głównego APRL nastąpił dalszy poważny rozwój lotnictwa sportowego. Powzięta przez Zjazd Uchwała zaleca władzom Aeroklubu między innymi:

— ulepszyć strukturę organizacyjną pionu propagandy tak, aby aparat ten był w stanie objąć swym zasięgiem całokształt działalności społeczno-politycznej APRL,

— zwrócić uwagę na wysoki poziom szkolenia dla potrzeb wojska w celu dostarczenia jak najlepszych kandydatów, tak pod względem kwalifikacji pilotażowych i wojskowych, jak i wysokiego poziomu politycznego,

— propagować i rozwijać wypróbowane w ostatnim okresie formy propagandy i popularyzacji lotnictwa, szczególnie jeżeli chodzi o wykorzystywanie sukcesów polskich sportowców lotniczych za granicą, w organizacji masowych imprez lokalnych, wykorzystanie atrakcyjnych walorów modelarstwa lotniczego wśród młodzieży, własną produkcję fotofilmową oraz dalszą właściwą współpracę z prasą, radiem i TV,

— lepiej niż dotychczas rozwijać różnorodne formy współpracy z młodzieżą, traktując organizację jako instytucję wychowania pozaszkolnego,

— sekcje specjalnościowe powinny być rzeczywistymi współorganizatorami w pracy szkoleniowej i sportowej, powinny wpływać na aktywność i społeczną postawę członków, powinny w większym niż dotychczas stopniu kontrolować racjonalne wykorzystanie sprzętu lotniczego, a w szczególności wysuwać propozycje dla zarządów aeroklubów regionalnych w zakresie przydziału rezerwu dla poszczególnych pilotów i skoczków.

— działalność kół lotniczych powinna być ściśle związana z działalnością Aeroklubu poprzez zapewnienie kołom stałej, bieżącej opieki Stowarzyszenia z dostosowaniem tematyki do środowisk poszczególnych kół.

— uzyskać maksymalne możliwości rezerwowe w szybowcach, samolotach i spadochronach przez wprowadzenie nowych, elastycznych norm opartych na zasadzie oceny przydatności sprzętu na podstawie jego strukturalnego stanu technicznego przez wysoki poziom eksploatacji sprzętu i maksymalne wyeliminowanie awaryjności; powinno to umożliwić bez dodatkowych nakładów zwiększenie minimalnego przydziału rezerwy dla pilotów i skoczków,

— stworzyć odpowiednie warunki dla rozwoju postępu technicznego, dla zaspokojenia bieżących potrzeb i przyszłego zapotrzebowania lotnictwa sportowego i gospodarczego, przy ścisłej współpracy z przemysłem lotniczym i instytucjami powołanymi w kraju do pracy na tym polu,

— rozważyć celowość utrzymywania w obecnej formie Biura Konstrukcyjnego w Krakowie, biorąc pod uwagę ewentualną możliwość powiązania jego działalności w LZN w Krośnie, w nowym dostosowanym do potrzeb lotnictwa sportowego profilu produkcyjnym tego zakładu.

◆ Znany pilot wyczynowy J. Adamek, kierownik Działu Metodyczno-Programowego ZG. APRL omówił z przedstawicielem „Skrzydlatej Polski” podstawowe założenia dla szkolenia i treningu. Zakres pracy aeroklubów regionalnych będzie w br. limitowany jedynie przydzielonym rezersem samolotowym. Poza tym aerokluby mogą swobodnie planować swoją działalność. Nowością w sporcie będą zawody rozgrywane w ramach lig szybowcowych. Zostaną zorganizowane obozy dla tzw. „pięsetkowiczów”, zaś na jesieni powstaną stałe obozy falowe. Zwiększą się możliwości treningu w pełnej akrobacji samolotowej dzięki dokonanej próbie dalszych „Zlinów”.

W ramach działalności wydawniczej APRL skierowano do druku „Program szkolenia szybowcowego”, zaś w przygotowaniu są dalsze części biblioteczki: szkolenie wyczynowe i instruktorskie oraz szkolenie samolotowe.

◆ Centrum Szybowcowe APRL w Lesznie wydało dalsze zeszyty „Biuletynu Instruktora Szybowcowego”:

- J. Zielezińskiego: Oblot techniczny szybowca,
- S. Skrzydlewskiego: Własności pilotażowe szybowców,
- F. Niechwiejczyka: Wariometr energii całkowitej,
- J. Simpsona: Obserwacje bryzy morskiej.

◆ Jubileuszowe X Szybowcowe Mistrzostwa Świata, które odbywają się w Anglii — są rekordowo obsadzone. Bierze w nich udział 31 państw i 100 pilotów. Reprezentacja APRL w osobach: E. Makula i J. Wróblewski (w klasie otwartej) oraz J. Popiel i F. Kępka (w kl. standard) ma trudne zadanie z uwagi na silną konkurencję i specyficzne warunki atmosferyczne, panujące nad W. Brytanią. Pamiętajmy jednak, że w ub. roku w Argentynie Makula zdobył mistrzostwo, zaś Popiel — wicemistrzostwo świata.

◆ W ramach przygotowań do szybowcowych Mistrzostw Świata APRL zakupił 4 samoloty „Nysa 501”. Przystosowanie furgonetek do potrzeb ekipy (łóżka, radiostacje itp.), jak również adaptację wozów transportowych do przewożenia szybowców „Zefir-3” — przeprowadzą Lotnicze Zakłady Naprawcze w Krośnie.

◆ Na rok bieżący zaplanowanych zostało przez APRL 27 imprez. Podajemy poniżej ważniejsze z-wody lotnicze:

- IV Rajd Dziennikarzy i Pilotów, Wrocław, 30.IV—8.V,
- Krajowe Zawody Szybowcowe, Lisie Kąty, 6—20.VI,
- XI Szybowcowe Mistrzostwa Polski, Leszno, 27.VI—11.VII,
- X Samolotowe Mistrzostwa Polski (termin nieustalony),
- II Beskidzki Zlot Nocy, Bielsko-Biala, 26—29.VIII,
- IV Krajowe Zawody Balonowe, Jelenia Góra, 5.IX,
- VIII Spadochronowe Mistrzostwa Polski, Wrocław, 2—12.IX,
- Mistrzostwa w Akrobacji Samolotowej Krajów Socjalistycznych, Łódź, 9—19.IX.

◆ Z okazji Dnia Kosmonautyki Radzieckiej Instytut Lotnictwa wydał specjalny numer „Biuletynu Informacyjnego” (nr 5 z dn. 12.IV.1965). Numer ten (wydany przy pomocy dziennikarzy z Agencji Prasowej „Nowosti” w Moskwie) zawiera m.in. fotokopię pisma skierowanego przez kosmonautów radzieckich do czytelników Biuletynu oraz artykuły kosmonautów i naukowców ZSRR.

WIADOMOŚCI SIMP

■ W ramach współpracy Stowarzyszenia SIMP z zagranicą wyjechało w roku 1964 do ośmiu krajów 407 osób, z czego 44 osoby na konferencje i narady, 54 — w ramach wymiany bezdewizowej i na wycieczki techniczne, 292 osoby na wystawy i targi oraz 17 osób na wycieczki turystyczne.

Poza 39 osobami, które przybyły z zagranicy na konferencje organizowane przez SIMP, Stowarzyszenie gościło 663 osoby w ramach

wycieczek technicznych i wymiany bezdewizowej, 20 osób z odczytami i pokazami oraz 22 osoby przybyło na wycieczki turystyczne.

■ Zespół Rzeczoznawców Maszyn i Urządzeń Technicznych SIMP przeprowadził w roku ub. 1029 ekspertyz technicznych wartości 3 967 000 złotych, zlecając wykonanie tych ekspertyz 450 rzeczoznawcom SIMP. Ewidencja „Rzeczoznawców SIMP” obejmuje 216 osób.

NOTATKI ZE ŚWIATA

● Bułgaria zakupiła w Polsce 40 samolotów „AN 2” przystosowanych do prac rolniczych. Bułgarskie lotnictwo rolnicze posiadało dotychczas 26 samolotów do opylania środkami owadobójczymi.

● Zatwierdzony został przez zarząd OSTIV program X Kongresu tej organizacji, który tradycyjnie odbędzie się podczas Szybowcowych Mistrzostw Świata w South Cerney. Program przewiduje posiedzenia techniczne i meteorologiczne. Przygotowane zostały do rozprzedaży: „Publikacja OSTIV nr VII” oraz wydawnictwo „Szybowce Świata”.

● H. von Zeppelin, prawnuk sławnego konstruktora balonów sterowanych, opracowuje plany supersterowca komunikacyjnego na trasę transatlantycką. Czas przelotu sterowca na trasie Londyn—Nowy Jork wyniosłby 50 godzin przy cenie znacznie niższej niż bilet lotniczy i okrętowy. Można tu przypomnieć, że na krótko przed kapitulacją III Rzeszy, hitlerowcy zniszczyli największy sterowiec świata „Graf von Zeppelin”, który w 1929 r. odbył pionierski przelot dookoła świata na trasie 35 tys. km.

● Rozmowy prowadzone w Londynie między brytyjskim i francuskim ministerstwem lotnictwa doprowadziły do pełnego porozumienia w sprawie dalszej realizacji samolotu ponaddźwiękowego „Concorde”. Poza tym rząd brytyjski i francuski mają przystąpić wspólnie do produkcji wielkich samolotów transportowych oraz samolotów wojskowych.

● Między Londynem i Paryżem uruchomione zostało połączenie śmigłowcowe. Śmigłowce brytyjskich linii lotniczych BEA typu „Sikorski” łączą centrum Londynu z lądowiskiem helikopterów w południowo-zachodniej dzielnicy Paryża Issy-les-Moulineaux.

● Wg danych ICAO wskaźnik wzrostu przewozów lotniczych osiągnął w 1964 r.: w przewozach pasażerskich 17%, zaś dla towarów 20% (w poprzednich latach wynosił — 12%). Jest to najpomniejszą wskaźnik od 1955 r. Przedsiębiorstwa 107 państw zrzeszonych w ICAO przewiozły w ub.r. 156 mln pasażerów (wzrost o 21 milionów). Średnia ilość pasażerów w samolocie wynosiła 47 osób, średnia odległość przewozu pasażera 1100 km, z przeciętną prędkością 440 km/h. Przez Pn. Atlantyckie linie lotnicze przewiozły 3,55 mln pasażerów (wzrost do 1963 r. — 25%, do 1954 r. — 700%).

● Przewozy na liniach „Lotu” zwiększyły się w ub. roku — w porównaniu do 1964 r. — o 28% (w ruchu zagranicznym o 26%, w kra-

jowym — 35%). Przewieziono 310 tys. pasażerów, w tym 125 tys. na liniach zagranicznych (tu średnia odległość podróży wynosiła 1140 km).

● „Aeroflot” nie należy do ICAO. To wielkie przedsiębiorstwo w ciągu 6 lat przewiozło 147 mln pasażerów, w r. bieżącym ma przewieźć 42,5 mln osób. „Aeroflot” ma sieć długości 450 tys. km, na 350 głównych liniach krajowych wykonuje się co dzień 1200 rejsów. Zw. Radzieckie łączą obecnie bezpośrednio linie lotnicze z 38 krajami, w tym z 9 afrykańskimi.

● Na wniosek PLL „Lot” wprowadzone zostały znaczne zniżki dla uczestników wycieczek lotniczych z krajów zachodnioeuropejskich do Polski. Zniżki te udzielane są biurom podróży, które wykorzystują je celem obniżenia ryczałtowej ceny wycieczki obejmującej zarówno podróż lotniczą do Polski, jak i inne świadczenia turystyczne w naszym kraju. Zniżki przysługują grupom wycieczkowym i indywidualnym turystom. „Lot” udziela również zniżek indywidualnym turystom wyjeżdżającym z Polski. Pierwszym krajowym biurom podróży, które podjęło się organizacji indywidualnych wycieczek lotniczych jest „Sport Tourist”.

● Obniżenie o 21% opłat za transatlantyckie przeloty w pierwszej klasie wpłynęło korzystnie na frekwencję. Zwiększyła się ona średnio o 28%. Niektóre przedsiębiorstwa wykazują poważny wzrost ilości pasażerów I klasy na tej linii, np. „Air France” o 44%, „Trans World Airlines” 71,7%; natomiast „Swissair” notuje wzrost tylko 10%, zaś „Alitalia” 17,5%.

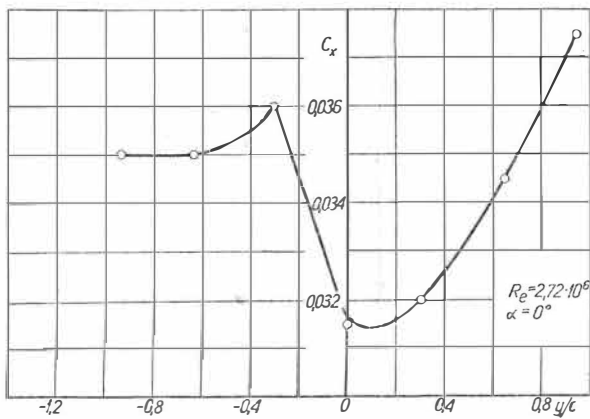
● Amerykańskie przedsiębiorstwa lotnicze sprzeciwiają się (dyskutowanej przez IATA) podwyżce cen biletów pasażerskich za przeloty nad Atlantykiem. Amerykanie opowiadają się zdecydowanie za ogólnym obniżeniem taryf na liniach lotniczych.

● Z uwagi na zmniejszenie subsydiów rządowych na komunikację lotniczą, jugosłowiańskie towarzystwo JAT podniosło o 22% opłaty pasażerskie, o 50% towarowe i o 30% pocztowe.

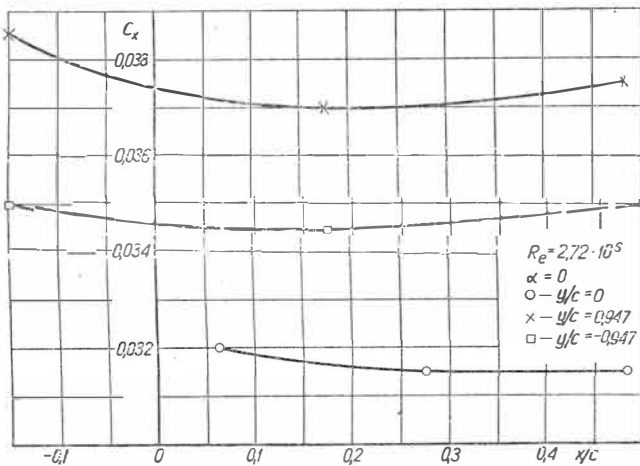
● Ekspansja towarowych przewozów lotniczych w ostatnich latach jest ogromna. Tendencje wzrostu towarowego transportu lotniczego ilustruje porównanie 1962 r. z 1950 r., podane przez „Interavia” w końcu ub. roku. Wzrost ten wynosi dla: USA 350, Kanada 760, Anglii 500 i Francji 400 procent. Dla trasy północnego Atlantyku — 1450%.

Fotozenie gondoli			$V_{\infty} = 22,2 \text{ m/sek}$ $R_e = 1,35 \cdot 10^6$				$V_{\infty} = 33,5 \text{ m/sek}$ $R_e = 2,04 \cdot 10^6$				$V_{\infty} = 44,6 \text{ m/sek}$ $R_e = 2,72 \cdot 10^6$				
Oznaczenie	x/c	y/c	$\alpha = -5^\circ$	$\alpha = 0^\circ$	$\alpha = 5^\circ$	$\alpha = 10^\circ$	$\alpha = -5^\circ$	$\alpha = 0^\circ$	$\alpha = 5^\circ$	$\alpha = 10^\circ$	$\alpha = -5^\circ$	$\alpha = 0^\circ$	$\alpha = 5^\circ$	$\alpha = 10^\circ$	$\alpha = 15^\circ$
1	0,274	0	0,0260	0,0350	0,0605	0,1105	0,0240	0,0330	0,0600	0,1105	0,0225	0,0315	0,0585	0,1165	0,1635
2	0,485	0	0,0245	0,0340	0,0625	0,1120	0,0339	0,0330	0,0625	0,1120	0,0230	0,0315	0,0520	0,1120	0,1770
3	0,168	0,316	0,0300	0,0385	0,0655	0,1135	0,0285	0,0375	0,0655	0,1135	0,0265	0,0365	0,0650	0,1135	0,1785
4	0,455	0,316	0,0270	0,0340	0,0620	0,1100	0,0260	0,0330	0,0615	0,1100	0,0240	0,0320	0,0610	0,1100	0,1645
5	0,163	0,632	0,0290	0,0390	0,0685	0,1165	0,0275	0,0375	0,0675	0,1165	0,0260	0,0360	0,0660	0,1160	0,1785
6	0,485	0,632	0,0285	0,0380	0,0675	0,1165	0,0265	0,0365	0,0655	0,1145	0,0240	0,0345	0,0625	0,1115	0,1830
7	0,168	0,947	0,0320	0,0425	0,0725	0,1235	0,0300	0,0400	0,0710	0,1220	0,0270	0,0370	0,0685	0,1195	0,1890
8	0,455	0,947	0,0300	0,0410	0,0695	0,1180	0,0290	0,0395	0,0685	0,1175	0,0280	0,0375	0,0665	0,1165	0,1840
9	0,168	-0,388	0,0240	0,0370	0,0660	0,1185	0,0230	0,0355	0,0655	0,1185	0,0220	0,0330	0,0650	0,1185	0,1830
10	0,485	-0,316	0,0285	0,0405	0,0720	0,1220	0,0260	0,0385	0,0705	0,1210	0,0225	0,0360	0,0685	0,1200	0,1905
11	0,168	-0,632	0,0260	0,0345	0,0650	0,1135	0,0240	0,0335	0,0645	0,1135	0,0215	0,0325	0,0640	0,1135	0,1700
12	0,485	-0,632	0,0270	0,0375	0,0685	0,1180	0,0255	0,0365	0,0680	0,1175	0,0240	0,0350	0,0670	0,1170	0,1825
13	0,168	-0,947	0,0280	0,0375	0,0680	0,1175	0,0265	0,0360	0,0670	0,1165	0,0245	0,0345	0,0660	0,1150	0,1825
14	0,485	-0,947	0,0290	0,0395	0,0700	0,1185	0,0270	0,0375	0,0685	0,1180	0,0240	0,0350	0,0660	0,1175	0,1820
15	0,625	0	0,0260	0,0345	0,0595	0,1060	0,0250	0,0335	0,0590	0,1055	0,0240	0,0320	0,0585	0,1050	0,1630
16	-0,148	0,932	0,0310	0,0425	0,0740	0,1245	0,0300	0,0410	0,0720	0,1235	0,0280	0,0385	0,0690	0,1225	0,1975
17	-0,148	-0,932	0,0290	0,0380	0,0675	0,1180	0,0275	0,0365	0,0665	0,1170	0,0260	0,0350	0,0650	0,1155	0,1810

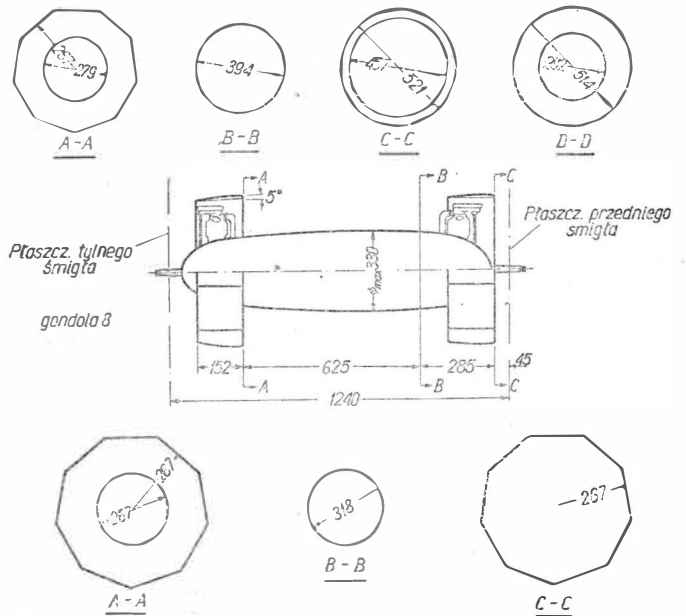
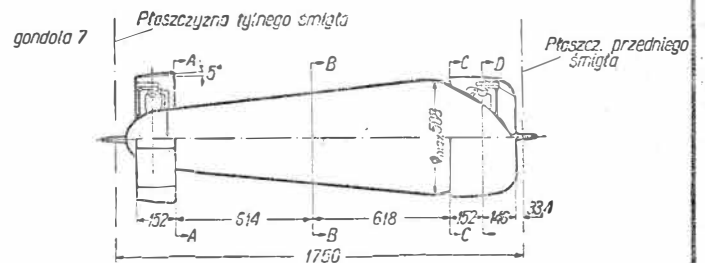
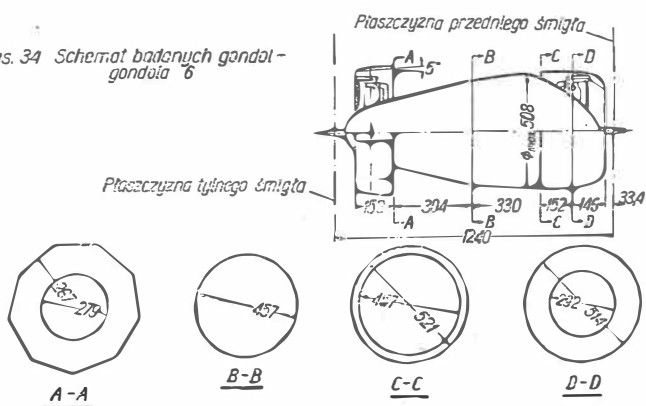
Rys.32 Zależność współczynnika oporu zespołu skrzydło-gondola od różnych y/c dla $x/c=0,485$.



Rys.33 Zależność współczynnika oporu zespołu skrzydło-gondola od różnych x/c i y/c .



Rys.34 Schemat badanych gondoli-gondola 6



Rys.35 Schemat badanych położów gondoli względem skrzydła

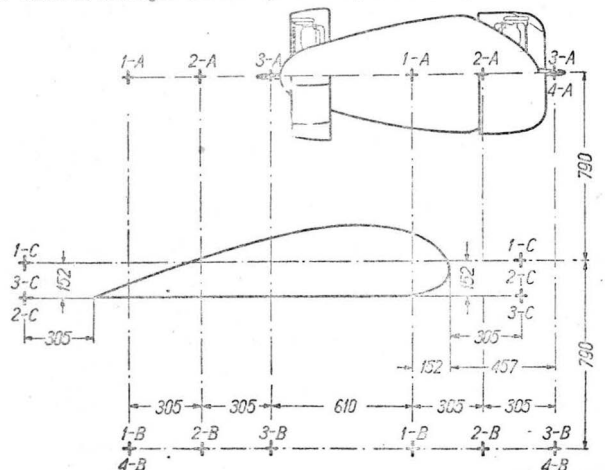


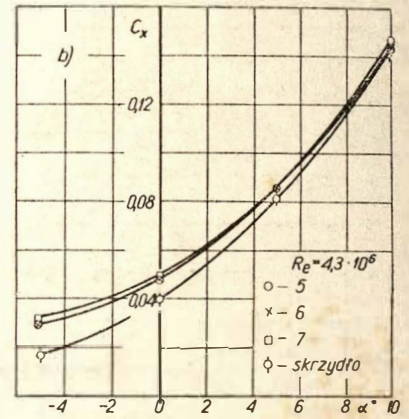
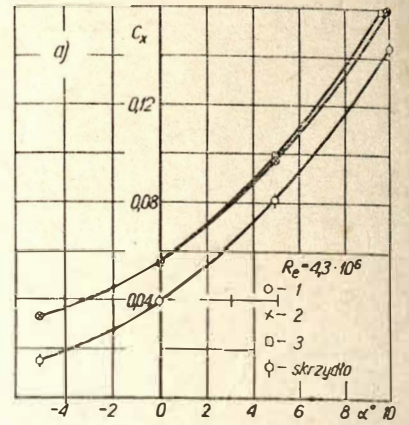
Tabela 29

Pozycja gondoli	Lp. gondoli	Ostona silnika		$V_{\infty} = 222 \text{ m/s} \quad R_e = 2,15 \cdot 10^6$				$V_{\infty} = 335 \text{ m/s} \quad R_e = 3,22 \cdot 10^6$				$V_{\infty} = 446 \text{ m/s} \quad R_e = 4,3 \cdot 10^6$			
		Przedniego	Tylnego	$\alpha = -5^\circ$	$\alpha = 0^\circ$	$\alpha = 5^\circ$	$\alpha = 10^\circ$	$\alpha = -5^\circ$	$\alpha = 0^\circ$	$\alpha = 5^\circ$	$\alpha = 10^\circ$	$\alpha = -5^\circ$	$\alpha = 0^\circ$	$\alpha = 5^\circ$	$\alpha = 10^\circ$
1	5	kaptur NACA	piersien 2 (5°)	0,0362	0,0517	0,0998	0,1598	0,0350	0,0570	0,0988	0,1588	0,0335	0,0520	0,0975	0,1575
2	5	---	---	0,0342	0,0562	0,0980	0,1625	0,0338	0,0550	0,0978	0,1608	0,0324	0,0558	0,0970	0,1586
3	5	---	---	0,0340	0,0578	0,1020	0,1635	0,0338	0,0570	0,1010	0,1620	0,0330	0,0560	0,1000	0,1603
4	6	---	---	0,0380	0,0610	0,1027	0,1640	0,0363	0,0590	0,1015	0,1628	0,0340	0,0570	0,0995	0,1608
5	5	---	---	0,0290	0,0490	0,0900	0,1480	0,0285	0,0485	0,0890	0,1473	0,0280	0,0478	0,0878	0,1460
6	5	---	---	0,0295	0,0495	0,0902	0,1478	0,0290	0,0485	0,0890	0,1430	0,0260	0,0475	0,0878	0,1440
7	5	---	---	0,0325	0,0495	0,0875	0,1460	0,0320	0,0495	0,0875	0,1450	0,0310	0,0490	0,0880	0,1440
8	6	---	---	0,0325	0,0500	0,0885	0,1450	0,0315	0,0490	0,0880	0,1450	0,0295	0,0480	0,0870	0,1450
9	6	---	---	0,0295	0,0488	0,0895	0,1500	0,0285	0,0480	0,0890	0,1490	0,0270	0,0460	0,0880	0,1480
10	6	---	---	0,0285	0,0510	0,0930	0,1515	0,0275	0,0495	0,0910	0,1515	0,0260	0,0480	0,0890	0,1515
11	6	---	---	0,0300	0,0495	0,0895	0,1510	0,0285	0,0475	0,0880	0,1490	0,0270	0,0455	0,0855	0,1460
2	7	---	---	0,0415	0,0655	0,1140	0,1770	0,0412	0,0655	0,1133	0,1762	0,0408	0,0650	0,1125	0,1747
2	5	silnik nieostonowy	silnik ostonowy	0,0410	0,0640	0,1063	0,1700	0,0409	0,0633	0,1060	0,1698	0,0405	0,0622	0,1043	0,1697
6	5	---	---	0,0380	0,0560	0,0960	0,1530	0,0375	0,0558	0,0950	0,1520	0,0365	0,0548	0,0935	0,1500
2	7	---	---	0,0455	0,0690	0,1130	0,1765	0,0448	0,0680	0,1115	0,1750	0,0440	0,0665	0,1095	0,1738
6	7	---	---	0,0410	0,0598	0,0995	0,1575	0,0405	0,0592	0,0990	0,1590	0,0400	0,0580	0,0980	0,1560
9	7	---	---	0,0400	0,0555	0,0985	0,1620	0,0390	0,0540	0,0970	0,1615	0,0375	0,0525	0,0950	0,1605
2	5	kaptur NACA	---	0,0374	0,0590	0,0995	0,1640	0,0360	0,0580	0,0990	0,1630	0,0350	0,0568	0,0990	0,1617
6	5	---	---	0,0320	0,0415	0,0920	0,1505	0,0315	0,0510	0,0915	0,1495	0,0315	0,0505	0,0910	0,1480
skrzydła izolowane				0,0180	0,0425	0,0830	0,1440	0,0175	0,0415	0,0825	0,1440	0,0165	0,0405	0,0825	0,1440

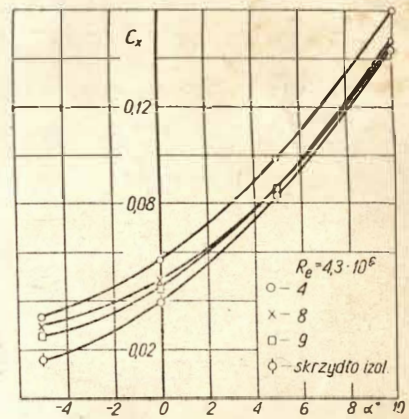
Tabela 30 Warunki obróbki cieplnej amerykańskich odlewniczych stopów aluminium

L.p.	Oznaczenie stopu wg ASTM	Sposób odlewania		Rodzaj obróbki cieplnej	Przesycanie			Starzenie lub zarzenie	
		W formy piaskowe	W kokile		Czas godz.	Temperatura °C	Ośrodek chłodzący	Czas godz.	Temperatura °C
1	C4A	×	×	Przesycanie	12	515	woda		
		×	×	Przesycanie i starzenie	12	515	woda	3-5	155
		×	×	Przesycanie i zmiękczenie	12	515	woda	12-16	155
2	CG100A	×	×	Wyżarzanie				2-4	315
		×	×	Przesycanie i zmiękczenie	12	510	woda	10-12	155
		×	×	Starzenie				5-7	155
		×	×	Zmiękczenie				18-22	170
3	CN42A	×	×	Przesycanie i starzenie	8	510	woda	7-9	170
		×	×	Wyżarzanie				2-4	345
		×	×	Przesycanie i odprężenie	6	520	powietrze	1-3	345
4	CS42A	×	×	Zmiękczenie				40-48	170
		×	×	Przesycanie i starzenie	4	515	woda	3-5	205
		×	×	Przesycanie	8	510	woda		
5	CS66A	×	×	Przesycanie i starzenie	8	510	woda	4-6	260
		×	×	Starzenie				5-7	275
		×	×	Przesycanie i odprężenie	8	495	woda	2-4	275
6	SC51A	×	×	Starzenie				7-9	225
		×	×	Przesycanie i starzenie	12	525	woda	3-5	155
		×	×	Przesycanie i zmiękczenie	12	525	woda	8-10	155
		×	×	Przesycanie i odprężenie	12	525	woda	4-6	245
		×	×	Starzenie				7-9	225
		×	×	Przesycanie i starzenie	8	525	woda	3-5	155
7	SC64B	×	×	Przesycanie i zmiękczenie	8	525	woda	14-18	170
		×	×	Przesycanie i odprężenie	8	525	woda	4-6	245
		×	×	Przesycanie i starzenie	12	505	woda	2-5	155
8	SC32A	×	×	Przesycanie i starzenie	8	505	woda	2-5	155
		×	×	Przesycanie	12	525	woda		
9	SC122A	×	×	Przesycanie i starzenie	12	525	woda	8-12	150
		×	×	Przesycanie i odprężenie	12	525	woda	8	225
		×	×	Starzenie				8	200
10	SG70A	×	×	Przesycanie	8	515	woda		
		×	×	Przesycanie i starzenie	8	515	woda	8-12	150
		×	×	Przesycanie i odprężenie	8	515	woda	8	225
		×	×	Starzenie				7-9	225
11	SNI22A	×	×	Przesycanie i starzenie	12	510	woda	2-5	155
		×	×	Przesycanie i odprężenie	12	510	woda	2-4	245
		×	×	Przesycanie i starzenie	8	540	woda	3-5	155
11	SNI22A	×	×	Przesycanie i odprężenie	8	540	woda	7-9	225
		×	×	Zmiękczenie				14-18	170
		×	×	Przesycanie i zmiękczenie	8	515	woda	12-16	170

Rys. 36 a b Zależność współczynnika oporu od kąta natarcia dla zespołu skrzydła-gondola 5 z kapturem NACA na silniku przednim i pierścieniu 2 (5°) na silniku tylnym



Rys. 37 Zależność współczynnika oporu od kąta natarcia dla zespołu skrzydła-gondola 6 z kapturem NACA na silniku przednim i pierścieniem 2 (5°) ostającym silnik tylny



Rys. 38 Zależność współczynnika oporu od kąta natarcia dla zespołu skrzydła-gondola 1 i 2 z kapturem NACA na silniku przednim i pierścieniem 2 (5°) na silniku tylnym

