

# TECHNIKA LOTNICZA

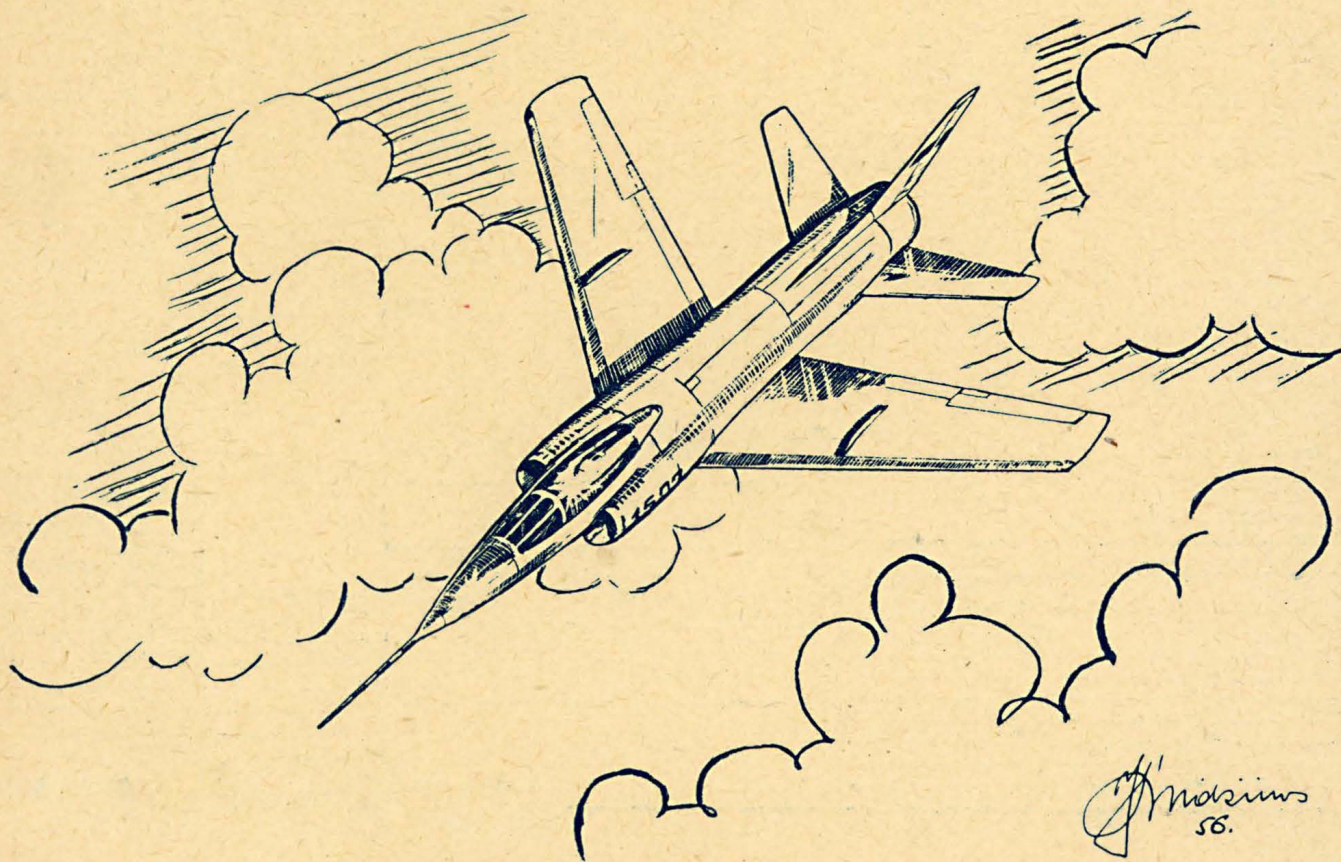
MAJ – CZERWIEC

3

1956 R.

ROK XI

DWUMIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA NAUKOWO-TECHNICZNEGO  
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH



## TREŚĆ ZESZYTU

	Str.		str.
Złe się dzieje w polskim lotnictwie sportowym . . . . .	65	Skrzynka techniczna . . . . .	87
S. Wójcicki: Zagadnienia spalania w silnikach odrzutowych . . . . .	66	Nowości techniczne . . . . .	87
J. Morawski: Indukcyjne przekaźniki nieograniczonych kątów obrotu i ich zastosowanie w automatyce lotniczej . . . . .	75	Przeglądamy usprawnienia . . . . .	92
S. Madeyski: Sprawy bhp w lotnictwie . . . . .	83	Na półkach księgarskich . . . . .	94
Notatnik użytkownika . . . . .	86	Przegląd Dokumentacyjny Lotnictwa . . . . .	95
		Pomoce konstruktorskie — K. Körner: Pokrycia galwaniczne stosowane w konstrukcjach lotniczych . . . . .	okł.

WYDAWNICTWO NACZELNEJ ORGANIZACJI TECHNICZNEJ



### Źle się dzieje w polskim lotnictwie sportowym

Dwudziesty Zjazd KPZR nauczył nas, aby w imię dobra naszej Ojczyzny jasno i otwarcie stawiać sprawy, których stan grozi niebezpieczeństwem dla naszych osiągnięć.

Czy na terenie lotnictwa polskiego wytworzył się stan, który wymaga zwrócenia uwagi i reakcji władz, jako zagrażający naszym osiągnięciom?

Pomimo niewątpliwie bardzo poważnych osiągnięć, jak powstanie nowoczesnego przemysłu lotniczego, pomimo wielkich osiągnięć w dziedzinie szybownictwa, stan taki niestety wytworzył się. Są w naszym lotnictwie sprawy takie, które wymagają natychmiastowego rozpatrzenia i działania. Pewne z tych spraw jasno i otwarcie postawiono na zebraniu Lotniczej Komisji Historycznej, powołanej przez Aeroklub Polskiej Rzeczypospolitej Ludowej. Ale ad rem.

Władze naczelne APRL zwróciły uwagę, że młodzież zrzeszona w aeroklubach LPZ posiada bardzo słabe pojęcie o tradycjach i dorobku polskiego lotnictwa, że nazwiska Polaków, którzy wnieśli poważny wkład w dzieło budowy lotnictwa na świecie, jak Tański, Drzewiecki i inni, nie są znane naszemu młodemu narybkowi, że nasza młodzież lotnicza nie wie, iż Polska zapisała piękną kartę w historii rozwoju lotnictwa i że posiada bogatą tradycję lotniczą. Polska myśl lotnicza i polskii zapał do lotnictwa świeciły przecież liczne triumfy, czego dowodem są zwycięstwa w zawodach samolotowych, balonowych, szybowcowych i spadochronowych, a w latach wojny słynne czyny bojowe naszych pilotów wojskowych, którzy walczyli na wszystkich nieomal frontach drugiej wojny światowej, aby położyć kres hydrze hitleryzmu, ustrojowi, którego wstydzić się będzie historia. W trosce o wydobycie historycznej prawdy, Aeroklub Polskiej Rzeczypospolitej Ludowej powołał Lotniczą Komisję Historyczną, której głównym celem jest opracowywanie w oparciu o naukę marksizmu-leninizmu historii lotnictwa, a przede wszystkim lotnictwa polskiego oraz popularyzowanie i krzewienie jego pięknych i postępowych tradycji.

Na zebranie inauguracyjne w dniu 15 kwietnia rb. stało się około 100 osób spośród działaczy lotniczych obecnych i dawnych, ludzi, którzy całe życie swe poświęcili lotnictwu. Wśród zebranych znaleźli się, między innymi, czołowi piloci — Płonczyński, Nagórski, Długaszewski, Abłamowicz, Wojczyński, Burzyński, Wysocki, Mynarski, senior mechaników lotniczych Złotow, zastrużeni konstruktorzy i naukowcy — Bartel, Bieniek, Janik, popularyzatorzy lotnictwa — Rychter, Arct, Maria Kann, Wardasówna, i działacze na polu nauczania — na czele z jednomyślnie obranym gospodarzem zebrania — prof. inż. Mieczysławem Pietraszkem.

Zebrani z entuzjazmem podjęli się nałożonej pracy i zapewnili o swej gotowości do współpracy z LPZ. W toku szczerzej i swobodnej dyskusji, jaka miała miejsce w ramach wolnych wniosków, a która nacechowana była głęboką troską o stan naszego lotnictwa sportowego, ujawniono fakty, które biją na alarm, które mówią o tym, że należy podjąć niezwłocznie środki dla naprawy istniejącego stanu rzeczy i zapobiegnięciu marnowania dotychczasowego dorobku. Oto one:

W sztaandarowej dziedzinie naszego sportu lotniczego, jaką jest szybownictwo, obserwujemy znaczny spadek nasilenia szkolenia. Pomimo że nasza kadra narodowa święciła swój wielki triumf na zawodach w Lesznie, pomimo że wyczyny naszej kadry i zalety naszego sprzętu szybowcowego rozstąpiły imię polskiego szybownictwa, a polskie szybowce cenione są na rynku światowym, to jednak skutkiem nieprześlanych pociągnięć liczba adeptów tego pięknego sportu wybitnie spadła. Szybownictwo nasze, które już przed wojną oraz w latach 1945-48 miało charakter sportu masowego, obecnie przestało nim być. Z 40 czynnych w latach 1945-48 szkół szybowcowych, pracuje obecnie tylko 5, a liczba szkolonych

pilotów jest znacznie mniejsza. Młodzież ośrodków górniczych, hutniczych, młodzież wiejska, której chcemy udostępnić ten wspaniały sport — nie ma się gdzie szkolić. Zbudowane kosztem społeczeństwa szkoły szybowcowe w Częstochowie, Tęgoborzu, Pinczowie i inne są nieczynne.

Jeszcze gorsza sytuacja jest w lotnictwie sportowym silnikowym. Nieliczne aerokluby posiadają sprzęt, który nie zaspokaja wszystkich potrzeb w dziedzinie szkolenia. Brak jest właściwej polityki odnośnie sprzętu. Nie myśli się o jego renowacji. Zawody lotnicze są u nas na bardzo słabym poziomie. Nie są organizowane żadne zawody z udziałem ekip zagranicznych, co nie pozwala nam porównać naszych osiągnięć z wynikami np. Czechów, Węgrów, Bułgarów czy pilotów radzieckich. Szeregi pilotów i instruktorów sportowych zostały wybitnie przereźdzone przez sławną czystkę weryfikacyjną. Ludziom, którzy zrobili wiele dobrego dla polskiego sportu lotniczego nie tylko odmówiono lotów, ale z niezasadnionych przyczyn zabroniono wstępu na lotniska.

Na lotniskach panuje nuda i marazm. Młodzież nie garnie się do lotnictwa sportowego, ponieważ zatraciło ono swą atrakcyjność. Znacznie większych emocji dostarcza kolarstwo czy sport motorowy. Trasy zawodów kolarskich sięgają tysięcy kilometrów i biegną przez różne kraje, podczas gdy trasy przelotów ograniczają się w 99% do „rundek” nad lotniskiem.

Pobudowane wysiłkiem społeczeństwa wieże spadochronowe stoją nieczynne.

Polska — trzykrotny zdobywca Pucharu Gordon Bennetta, Polska — producent światowej klasy balonów wolnych, nic w tym kierunku nie pracuje.

Bezcenne zbiory historyczne z dziedziny lotnictwa marnieją przetrucane z miejsca na miejsce bez opieki. Ich jedynymi opiekunami są szczury grasujące wśród eksponatów.

Powyższa lista niedociągnięć w naszym lotnictwie jest niepełna i dotyczy nie tylko lotnictwa sportowego. O tych sprawach mówiło się i pisało, między innymi „Technika Lotnicza” i „Skrzydła Polska” poruszały niejednokrotnie sprawę eksponatów muzealnych, sprzętu sportowego itd. Uwagi te nie zostały dotychczas wykorzystane. Może jednak głos setki ludzi, którym imię polskiego lotnictwa leży na sercu, którzy chcą, aby Polska Ludowa nie tylko kontynuowała piękne tradycje lotnicze, lecz aby je wzbogacała i aby przodowała w dziedzinie postępu lotniczego, trafią do tych, których decyzje mogą ten stan naprawić.

Ciężkie zarzuty postawiono polskiemu lotnictwu sportowemu i smutne sprawy odsłonięto na omawianym zebraniu, lecz właśnie tylko jasne, zdecydowane postawienie sprawy, tylko szybka decyzja i pomoc mogą uzdrowić sytuację, która powstała w naszym lotnictwie sportowym. Krytyka płynąca z ust zebranego aktywu jest krytyką twórczą, środki poprawy albo zostały wskazane, albo mogą być od razu wskazane. Nasz aktyw lotniczy jest jeszcze na tyle prężny, że zaniedbania możemy szybko odrobić i dojść do czołówki państw przodujących w lotnictwie.

Zastój w dziedzinie sportu lotniczego jest sprawą nie tylko samego sportu. Brak poważnego zainteresowania się lotnictwem i obojętność młodzieży do spraw lotnictwa fatalnie odbija się na sprawach szkoleniowych i produkcyjnych. Pamiętajmy, że z pełnym zrozumieniem może pracować dla lotnictwa ten, kto z nim się bezpośrednio zetknął, kto sam latał lub lata. Dlatego musimy dbać o to, aby zapewnić możliwość latania licznej rzeszom młodzieży, przede wszystkim młodzieży zatrudnionej w naszym przemyśle lotniczym. Drogowskazem dla tej młodzieży powinny być piękne i chlubne tradycje polskiego lotnictwa.

# Zagadnienia spalania w silnikach odrzutowych

*W oparciu o najprostszy model komory spalania przeanalizowano najważniejsze zagadnienia dotyczące tworzenia mieszanki, rozchodzenia się płomienia oraz jego stabilizacji. Omówiono niektóre zjawiska wtórne, a przede wszystkim twarde spalanie.*

## Wstęp

Zasady działania większości lotniczych silników odrzutowych wymagają dodawania ciepła w sposób ciągły strumieniowi gazów o ustalonej dużej prędkości. Dokonuje się tego przez spalanie paliwa w strumieniu powietrza. Odpowiednie, służące temu celowi systemy spalania zostały już opracowane i zdały egzamin na silnikach produkowanych seryjnie od kilku czy nawet kilkunastu lat. Ich sposób pracy nie zawsze jednak jest w pełni rozumiany i teoretycznie uzasadniony. Jakże były przyczyny tego wyprzedzania teorii przez eksperyment?

Proces spalania zależy od uwikłanego współdziałania czynników aerodynamicznych, chemicznych i fizycznych, które nawet niezależnie od siebie nie są dostatecznie znane. Nie dało to w pierwszej fazie rozwoju komór spalania nadziei na szybkie opracowanie teorii.

Z drugiej strony prostota koncepcji konstrukcyjnych zachęcała do wyboru metody czysto eksperymentalnej. Na tej też drodze, metodą prób i poprawek zrealizowano szereg typów powszechnie dziś stosowanych komór spalania.

W międzyczasie zbierano wyniki doświadczeń, co w pierwszym rzędzie pozwalało na ocenę roli zasadniczych czynników rządzących spalaniem.

Stwierdzono na przykład, że wzrost ciśnienia i temperatury powietrza podnosi sprawność spalania, wzrost natomiast prędkości przepływu obniża ją. Wytyczało to już do pewnego stopnia tendencje w rozwoju komór.

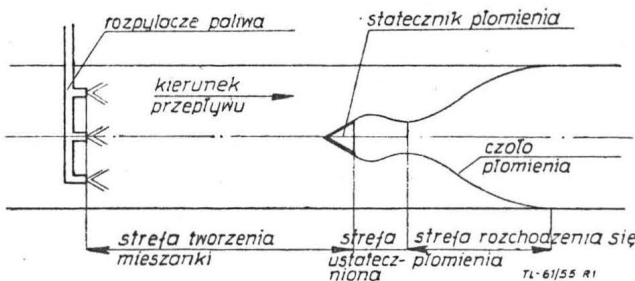
Najważniejszym jednak wnioskiem wysnutym z uporządkowanych wyników było stwierdzenie, że w procesie spalania można bez trudu ujawnić pewne prawidłowości, które są łatwo podatne do uogólnień.

To był pierwszy krok na drodze do stworzenia teorii komór spalania. Począwszy też od około 1947 roku zaczynają ukazywać się coraz liczniej prace teoretyczne, które stopniowo wyjaśniały niejasności.

Chociaż ten proces wyjaśniania daleki jest od zakończenia, już dzisiaj niemal każde zagadnienie występujące w szerokiej dziedzinie jaką jest spalanie w silnikach odrzutowych posiada swoją własną oświetlającą je z różnych stron bibliografię.

Celem teoretycznych i eksperymentalnych prac prowadzonych nad spalaniem jest zrealizowanie komory o następujących właściwościach:

1. Duże natężenie spalania, a więc duża ilość kalorii wywiązana z jednostki objętości i jednostki przekroju czołowego. Własność ta związana jest między innymi z dużą prędkością przepływu powietrza przez komorę.



Rys. 1. Modelowa komora spalania

2. Wysoka sprawność cieplna i hydrauliczna oraz nie budząca wątpliwości stateczność spalania w szerokim zakresie parametrów określonymi wymaganiami operacyjnymi.

3. Małe wymiary, mały ciężar i duża trwałość.

4. Niezawodna i prawidłowa praca w trzech zakresach operacyjnych: podczas rozruchu silnika, podczas przyśpieszania silnika i podczas jego pracy ciągłej.

Do każdego zagadnienia spalania podchodzi się też z punktu widzenia sprostania temu celowi. Już jednak wstępne rozważania prowadzą do wniosku, że w wielu przypadkach wymienione własności mają teoretycznie uzasadnione granice, a w wielu są nawet ze sobą sprzeczne.

W artykule tym przyjęty zostanie najprostszy model komór spalania silników odrzutowych, a mianowicie taka komora, jaka jest stosowana w silnikach strumieniowych lub w dopalaczach silników turbinowo-odrzutowych (rys. 1). Model ten pozwala ponadto wyodrębnić ze spalania poszczególne procesy i omówić je niezależnie.

W wybranej modelowej komorze można wydzielić dwie zasadnicze strefy: strefę tworzenia mieszanki oraz strefę spalania. Mieszanka utrzymywana jest przez rozpylenie paliwa w strumieniu powietrza, odparowanie kropelek oraz mieszanie za pośrednictwem dyfuzji i turbulencji. Spalanie właściwe składa się z dwu głównych procesów: procesu ustaczenia płomienia, który realizuje się przez redukcję prędkości świeżej mieszanki za statecznikiem na czas doprowadzenia do niej ciepła potrzebnego do zapłonu, oraz z procesu rozchodzenia się płomienia, którego zewnętrznym obrazem jest czoło płomienia. W dalszym ciągu artykułu będą omawiane po kolei te procesy.

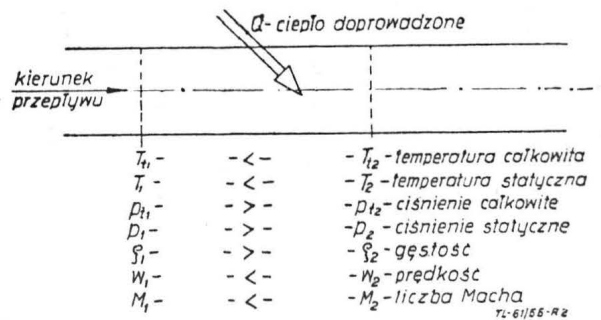
## Przepływ przez kanał o stałym przekroju z doprowadzaniem ciepła

Wychodząc z równania ilości ruchu dla przepływu bez tarcia przez kanał o stałym przekroju i wykorzystując równanie stanu i równanie definiujące liczbę Macha  $M$  otrzymuje się:

$$\frac{p_1}{p_2} = \frac{1 + kM_2^2}{1 + kM_1^2} \dots \dots \dots [1]$$

(W równaniu tym  $k$  oznacza wykładnik izentropy).

Doprowadzenie ciepła w kanale o stałym przekroju wywołuje więc wzrost liczby Macha.



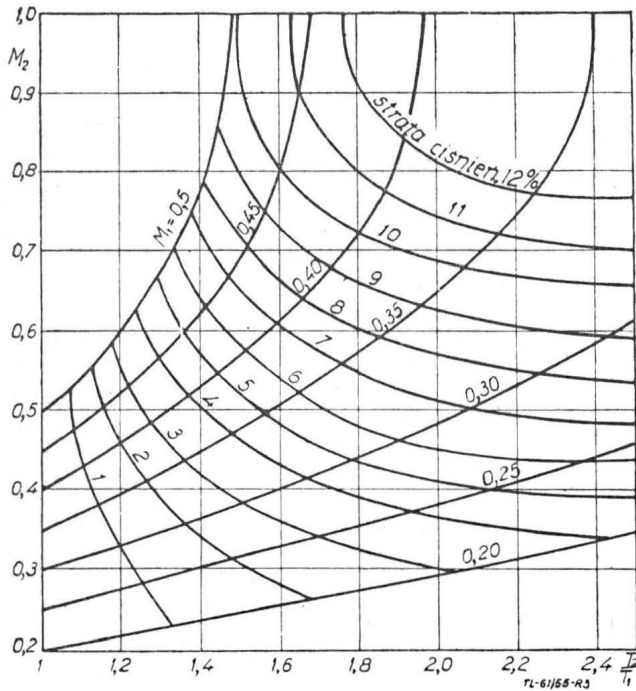
Rys. 2. Zmienność parametrów stanu podczas przepływu strumienia gazu przez przewód o stałym przekroju z doprowadzaniem ciepła

Przekształcając to równanie raz przez wykorzystanie równania ciągłości strugi, a drugi raz przez podstawienie związku między ciśnieniami całkowitym i statecznym — otrzymuje się dwa następujące równania (lit. 9):

$$\frac{T_{t2}}{T_{t1}} = \left( \frac{M_2}{M_1} \cdot \frac{1 + kM_1^2}{1 + kM_2^2} \cdot \sqrt{\frac{1 + \frac{k-1}{2} M_2^2}{1 + \frac{k-1}{2} M_1^2}} \right)^2 \dots \dots [2]$$

$$\frac{\Delta p}{p_1} = 1 - \frac{1 + kM_1^2}{1 + kM_2^2} \left( \frac{1 + \frac{k-1}{2} M_2^2}{1 + \frac{k-1}{2} M_1^2} \right)^{\frac{k}{k-1}} \dots \dots [3]$$

Z równań tych wypływa następujący wniosek: wywołany przyrostem temperatury przyrost liczby Macha w strumieniu (równanie 2) powoduje spadek ciśnienia całkowitego w tym strumieniu (równanie 3). Obraz graficzny tych równań przedstawia rys. 3.



Rys. 3. Wpływ liczby Macha na stratę ciśnienia całkowitego w strumieniu powietrza przepływającego przez przewód o stałym przekroju z doprowadzaniem ciepła

Rysunek ten ilustruje następny wniosek: spadek ciśnienia całkowitego rośnie wraz ze wzrostem stosunku całkowitych temperatur, a wzrost ten zależy od wartości liczby Macha w przekroju wejściowym strumienia.

Gdy liczba Macha w przekroju wejściowym rośnie, to przy tym samym stosunku temperatur całkowitych rośnie także spadek ciśnienia całkowitego w przepływającym strumieniu.

Jedną z własności dobrej komory jest duża wartość liczby Macha w przekroju wejściowym, gdyż wielkość ta decyduje o powierzchni przekroju czołowego silnika.

Stosowanie wysokich liczb Macha na wejściu jest jednak ograniczone i to z dwu powodów:

1. spadek ciśnienia całkowitego w każdym przypadku obniża sprawność silnika, którego elementem jest komora spalania, gdyż mniejsza stojący do dyspozycji izentropowy spadek entalpii. Małe przyrosty liczby Macha na wejściu powodują nieproporcjonalnie duże wzrosty spadku ciśnienia całkowitego. Rozważania te prowadzą do wniosku, że dla każdego silnika istnieje optymalna średnica komory spalania będąca kompromisowym wymiarem między wymaganiami odnośnie gabarytu silnika a jego sprawnością cieplną.

Stąd wypływa wniosek, że ocena komory na podstawie stosunku jej długości do średnicy nie zawsze ma sens;

2. przy wymaganych wysokich stosunkach całkowitych temperatur stosowanie wysokiej liczby Macha w przekroju wejściowym może doprowadzić do przekroczenia krytycznego stosunku ciśnień  $p_1/p_2$ , przy którym już dalsze doprowadzanie ciepła nie będzie możliwe. Nastąpi to oczywiście wtedy, gdy liczba Macha w przekroju końcowym komory osiągnie wartość  $M = 1$ .

Ostatecznym wnioskiem, który można wyprowadzić z tych rozważań jest stwierdzenie, że o wyborze średnicy komory spalania powinny decydować nie tylko względy gabarytowe, ale także przebieg procesów przepływowych.

**Rozpylanie paliwa w strumieniu powietrza**

Powszechnie stosowaną metodą otrzymywania mieszanki jest rozpylanie paliwa w strumieniu powietrza. Jest to proces o dużym znaczeniu, gdyż prawidłowe spalanie zależy przede wszystkim od prawidłowego zaprojektowania systemu wtryskowego.

Dobry układ wtryskowy powinien dawać żądany rozkład paliwa w strumieniu powietrza na możliwie krótkiej drodze. Istnieją dwie metody rozpylania paliwa w strumieniu powietrza: rozpylanie przy pomocy rozpylacza wirowego oraz rozpylanie dynamiczne. Pierwszy sposób stosowany jest przy niewielkich, drugi — przy dużych prędkościach przepływu powietrza w komorze.

**Rozpylacz wirowy**

**Geometria rozpylacza wirowego**

Zasada działania tego typu rozpylacza polega na nadaniu ruchu wirowego strumieniowi paliwa, które doprowadzone jest przewodem stycznie do komory wirowej. Wpływające przez otwór w komorze wirowej paliwo tworzy strumień o kształcie stożka i kącie wierzchołkowym  $2\varphi$ .

Dzieląc równanie zachowania krętu:

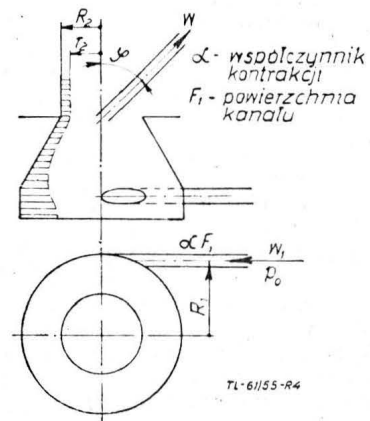
$$w_1 R_1 = w \sin \varphi \frac{R_2 + r_2}{2} \dots \dots \dots [4]$$

przez równanie ciągłości strugi

$$\alpha F_1 w_1 = (R_2^2 - r_2^2) \pi w \cos \varphi \dots \dots \dots [5]$$

(gdzie  $\alpha$  = współczynnik kontrakcji,  $F_1$  powierzchnia kanału doprowadzającego) otrzymuje się przy upraszczającym założeniu, że  $r_2 = \frac{1}{2} R_2$  związek między podstawowymi geometrycznymi wielkościami rozpylacza wirowego:

$$\operatorname{tg} \varphi = \frac{R_1 R_2 \pi}{\alpha \cdot F_1} \dots \dots \dots [6]$$



Rys. 4. Geometria rozpylacza wirowego

Doświadczenie wykazało, że najlepsze rozpylenie uzyskuje się przy kącie  $2\varphi = 80^\circ - 90^\circ$ . Mając te dane można bez trudu zaprojektować rozpylacz.

**Mechanizm powstawania kroplel**

Powiedziane zostało poprzednio, że wpływające z otworu rozpylacza paliwo tworzy strumień o kształcie stożka z odpowiednio zależnym od geometrii rozpylacza kącie wierzchołkowym. Ciągła powierzchnia paliwa zostaje jednak w pewnej odległości od otworu rozczłonkowywana na coraz drobniejsze krople.

Mechanizm rozczłonkowania jest następujący: niezaburzona powierzchnia zetknięcia między powietrzem i cieczą, gdy między nimi istnieje względna prędkość, znajduje się w równowadze dynamicznej. Jeśli natomiast z jakichś przyczyn na powierzchni cieczy powstało zaburzenie (rys. 5), to wtedy na powierzchnię tę zaczynają działać dwa rodzaje sił:

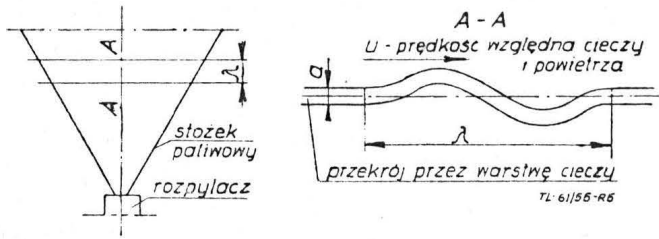
1) siły wynikające z napięcia powierzchniowego, które dążą do przywrócenia stanu poprzedniego,

2) siły aerodynamiczne (powstałe na skutek tego, że powietrze posiadające prędkość względem cieczy, zwiększa tę prędkość), które dążą do powiększenia zaburzenia i dają w wyniku równowagę niestabilną.

Powstałe w ten sposób fale o potęgowo rosnącej amplitudzie prowadzą do rozczłonkowania cieczy najpierw na wąskie

pięścienie, które z kolei rozpadają się na odcinki. Z odcinków tych powstają następnie krople.

Opisane zjawisko znalazło rozwiązanie analityczne, tu zostaną przedstawione jedynie wyniki tych rozważań.



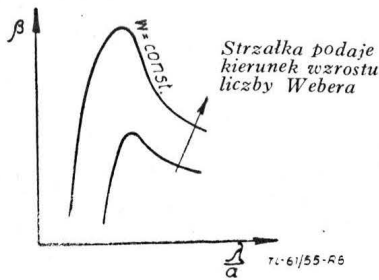
Rys. 5. Zaburzenia na powierzchni stożka paliwowego

Zmiana amplitudy fali wywołująca rozczłonkowanie warstwy cieczy ma w tym przypadku postać (lit. 4):

$$B = L \cdot e^{\beta t} + M \cdot e^{-\beta t} \dots \dots \dots [7]$$

$\beta$  — jest wykładnikiem wielkości wzrostu.  $t$  — czas  
 $B$  — amplituda w chwili  $t$ ,  $L$  i  $M$  — stałe.

Stwierdzono, że  $\beta$  zależy głównie od stosunku długości fali  $\lambda$  i grubości warstwy cieczy  $a$  oraz od podstawowego kryterium podobieństwa tego zjawiska, a mianowicie liczby Webera  $W = \frac{u^2 a \rho_c}{\sigma}$  ( $\rho_c$  — gęstość cieczy,  $\sigma$  — napięcie powierzchniowe,  $u$  — prędkość powietrza względem cieczy). Obrazem tego związku jest wykres na rys. 6.



Rys. 6. Zależność wykładnika wielkości wzrostu  $\beta$  od stosunku długości fali  $\lambda$  i grubości warstwy cieczy  $a$  oraz od liczby Webera

Rozerwanie warstwy następuje dla danej liczby Webera przy stosunku  $\frac{\lambda}{a}$  odpowiadającym maksymalnej wartości  $\beta$ .

Warstwa cieczy zostaje rozczłonkowana na paski o szerokości  $\lambda$ , paski te związają się w cylindry, których promień  $r_c$  można wyznaczyć z oczywistej zależności  $\pi r_c^2 = a \lambda$ .

Paski zostają następnie rozerwane pod wpływem ruchu falowego na cylinderki odpowiadające długości fali  $\lambda_c$ , która to długość wynosi według Rayleigha  $\sim 9r_c$ . Z tych cylinderków powstają krople o średnicy, która daje się obliczyć na podstawie wyżej poczynionych założeń. Wynosi ona (lit. 4)

$$d = 2,12 \sqrt{\frac{4 W \lambda \sigma \rho_c}{\rho a \cdot u^2}} \dots \dots \dots [8]$$

We wzorze tym  $\rho_a$  oznacza gęstość ośrodka, w którym rozpylana jest ciecz.

Przeprowadzone badania dla wody potwierdziły tę teorię. Przy  $\sigma = 74 \text{ dyn/cm}$ ,  $\rho_c = 1 \text{ g/cm}^3$ ,  $\rho_a = 0,00112 \text{ g/cm}^3$ ,  $u = 1910 \text{ cm/sek}$ ,  $a = 0,002 \text{ cm}$ , otrzymuje się  $d = 300 \mu$ , co zgadza się z doświadczeniem.

Rozpylanie dynamiczne

Jak już zaznaczono, rozpylanie dynamiczne jest stosowane w przypadku dużych prędkości przepływu w komorze spalania. Paliwo jest wtryskiwane do komory przez okrągły otwór przeciw lub w poprzek prądu. Początkowo ciągły strumień rozpada się na grube krople, które następnie rozszczepiają się pod działaniem dynamicznego ciśnienia otaczającego ośrodka na liczne drobne kropelki, tak długo, póki nie ustali się równowaga między ciśnieniem wewnętrznym kropli ( $p = \frac{4\sigma}{d}$ )

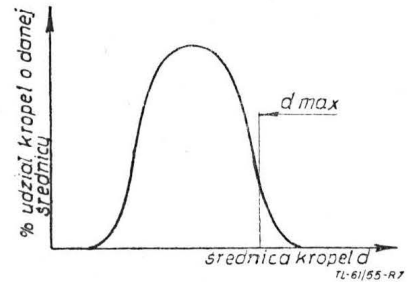
i ciśnieniem dynamicznym ośrodka ( $\frac{\rho a u^2}{2}$ ) Według danych eks-

perymentalnych następuje to przy średnicy kropli równej w przybliżeniu:

$$d = 10 \frac{\sigma}{\rho a u^2} \text{ (mm)} \dots \dots \dots [9]$$

Charakterystyki rozpylaczy

Struga rozpylonego paliwa składa się z kroplek, których średnice zmieniają się w średnim zakresie od mniej niż  $10 \mu$  do  $200 \mu$  i więcej. Rozrzut średnic 20 : 1 prowadzi do rozrzutu mas 8 000 : 1. Proces spalania zależy nie tylko od wymiarów kropli, ale także od ich rozkładu co do wielkości. Szczególnie intensywny jest procentowy udział kropli w strudze, których średnice są większe od dopuszczalnej maksymalnej średnicy.



Rys. 7. Rozkład kropli w strumieniu

Kropka o maksymalnej dopuszczalnej średnicy to taka kropka, która jeszcze zdąży odparować nim znajdzie się w strefie spalania lub taka, która zdąży się spalić w strefie spalania.

Jest sprawą oczywistą, że wzrost udziału takich kropli w strudze obniża sprawność cieplną komory.

Ze względu na ważność problemu opracowano specjalną metodę badania składu strugi. Metoda ta polega na rozpylaniu przez badany wtryskiwacz gorącej parafiny. Parafina jest podgrzana do temperatury, przy której jej lepkość jest równa lepkości badanego paliwa. Krople wtrysnięte w powietrze krzepną i pozwalają się sortować przy pomocy kalibrowanych sit. Wyniki przedstawia się na wykresie tak, jak na rysunku 7. Oprócz procentowego w strudze udziału kropli większych od maksymalnie dopuszczalnych, wielkością charakteryzującą rozpylacz jest średnia średnica kropli, zdefiniowana przez Sautera jako:

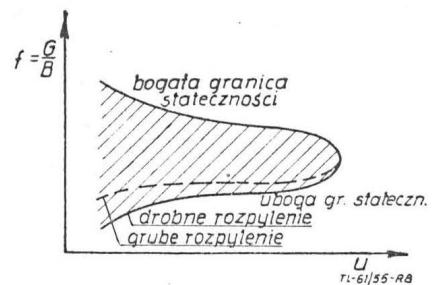
$$d_{sr} = \frac{\sum n d^3}{\sum n d^2} \dots \dots \dots [10]$$

Jest to taka średnica, przy której powierzchnia  $n$  kropli o tej średnicy byłaby równa powierzchni  $n$  kropli o takich średnicach, jakie otrzymuje się w rzeczywistości.

W zasadzie rozpylacz jest tym lepszy, im  $d_{sr}$  jest mniejsze.

Wpływ jakości rozpylania na proces spalania

Proces spalania charakteryzuje pole stateczności spalania przedstawione na wykresie 8.



Rys. 8. Pole stateczności spalania

Wykres ten podaje w postaci krzywej zależność granicznej prędkości spalania  $u$  od stosunku paliwo-powietrze  $B/G$ , przy której zachodzi spalanie. Pole opisanie krzywą jest polem stateczności spalania. Jest ono od góry opasane tak zwaną bogatą granicą stateczności, a od dołu ubogą.

Doświadczenia, jakie przeprowadzono w celu zbadania wpływu jakości rozpylania na spalanie dowiodły, że drobne rozpylenie poszerza ubogą granicę stateczności. Tłumaczy się to mniejszą bezwładnością mniejszych kropelek. Stąd przy ubogiej mieszance strefa recyrkulacji (rys. 20), która stanowi strefę stabilizującą płomień zawierać będzie bogatszą mieszankę przy drobnym rozpyleniu niż przy grubym.

W pewnych przypadkach jednak, gdy przez zwiększoną penetrację cząstek, szczególnie w poprzek strumienia, można uzyskać lepszy rozkład paliwa w strumieniu, a tym samym polepszyć spalanie, lepsze rezultaty można uzyskać z większymi, lepiej penetrującymi kroplami.

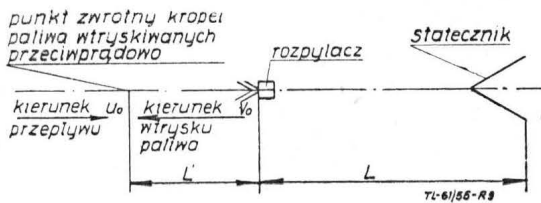
Nie wynika z tego wcale, że zawsze najlepsze wyniki uzyskuje się z mieszanką jednorodną. Przeciwnie, szczególnie przy ubogich mieszankach, lepiej w strumieniu takiej ubogiej mieszanki tworzyć warstwy mieszanki bogatej. Te palące się warstwy bogatej mieszanki stwarzają przez swe oddziaływanie lepsze warunki do spalania warstw ubogich.

**Odparowanie kropelek. Tworzenie mieszanki**

Projektując komorę spalania przyjmuje się taką odległość między rozpylaczem a statecznikiem, żeby paliwo w strefie spalania było już całkowicie odparowane i odpowiednio rozprowadzone w strumieniu powietrza.

Zagadnienie zostało sprecyzowane na rys. 9.

Rozpylacz uzyskuje paliwo przeciwnie do kierunku prędkości początkowej  $v_0$ . Krople paliwa zawracają w odległości  $L'$  od rozpylacza, odparowują natomiast całkowicie w odległości  $L$  za rozpylaczem w płaszczyźnie statecznika. Prędkość powie-



Rys. 9. Geometria systemu wtryskowego

trza wynosi  $u_0$ . Należy znaleźć średnicę kropelek  $D_0$ , które by spełniały te warunki. Wprowadzamy na wstępie następujące oznaczenia:

- $v$  — prędkość kropli,
- $\lambda$  — współczynnik prędkości odparowania (równanie 12),
- $t$  — czas,
- $M$  — masa kropli,
- $c_0$  — współczynnik oporu,
- $F$  — opór aerodynamiczny,
- $Re$  — liczba Reynoldsa,
- $\rho$  — gęstość rozpylonej cieczy,
- $\mu$  — lepkość dynamiczna.

Indeks „o” oznacza stan początkowy, brak indeksu — stan w chwili  $t$ .

Wychodzimy z dwu równań:

1) drugiego prawa Newtona

$$\frac{dv}{dt} = \frac{F}{M} \dots \dots \dots [11]$$

2) zależności ustalonej przez Godsawę'a, według której zmienia się średnica odparowującej kropli:

$$D^2 = D_0^2 - \lambda t \dots \dots \dots [12]$$

Masa kropli  $M = \frac{\pi \rho D^3}{6}$ , opór jej natomiast

$$F = \frac{1}{8} c_0 \pi D^2 \rho (u - v)^2.$$

Ze względu na bardzo małą średnicę kropli przepływ jej w strumieniu powietrza ma charakter laminarny (liczba Reynoldsa  $Re < 100$ ) i współczynnik oporu może być wyrażony jako:

$$c_0 = \frac{24}{Re} \dots \dots \dots [13]$$

Z równań tych po przekształceniu i przy uwzględnieniu początkowych założeń (rys. 9) otrzymuje się dwa następujące równania, które mogą znaleźć zastosowanie praktyczne (lit. 1):

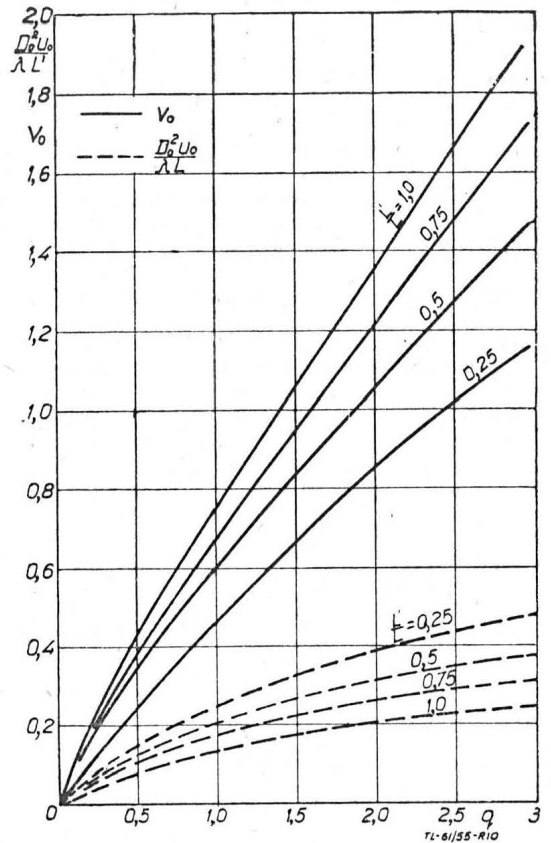
$$\frac{D_0^2 \cdot u_0}{L' \cdot \lambda} = \frac{q + 1}{- \frac{v_0}{u_0} - q - q \left(1 - \frac{v_0}{u_0}\right)^{-1/q}} \dots \dots [14]$$

$$\frac{v_0}{u_0} \left(\frac{L'}{L} + 1\right) + q \left[\frac{L'}{L} + 1 - \left(1 - \frac{v_0}{u_0}\right)^{-1/q}\right] = 0 \dots \dots [15]$$

W równaniach tych oznaczono:

$$q = \frac{k}{\lambda} \quad \text{oraz} \quad k = \frac{18 \mu}{\rho}$$

Odpowiednie zależności przedstawiają wykresy na rys. 10. Wykresy te przy założonym  $\lambda/q$ ,  $L'/L$ ,  $L'$  i  $u_0$  pozwalają wy-



Rys. 10. Graficzna interpretacja rozwiązania problemu odparowania kroplek paliwa w strumieniu powietrza

znaczyć  $D_0$  oraz odpowiednie  $v_0$ , a tym samym ciśnienie wtrysku paliwa.

O wyborze odległości między rozpylaczem i statecznikiem nie decyduje jednak wyłącznie kryterium całkowitego odparowania mieszanki. Mówiło się już poprzednio, że na jakość spalania ma wpływ rozkład paliwa w strumieniu powietrza. Przy odpowiednio bogatej mieszance rozkład ten powinien być możliwie jednorodny. Ujednorodnieniu mieszanki sprzyja zjawisko dyfuzji i turbulencji.

Jeśli przyjąć, że ilość dyfundującego czynnika jest proporcjonalna do gradientu koncentracji

$$\frac{dB}{dt} = -CA \frac{\delta f}{\delta R} \dots \dots \dots [16]$$

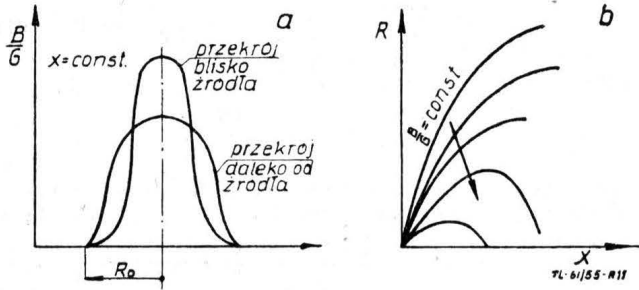
a jego punktem źródłowym jest rozpylacz paliwa i paliwo nie posiada prędkości względem powietrza, to związek na rozkład paliwa w strumieniu ma następującą postać (lit. 10):

$$f = \frac{B}{\pi G'} \cdot \frac{u}{4cx} \cdot e^{-(u/4cx) R^2} \dots \dots \dots [17]$$

W równaniach powyższych przyjęto następujące oznaczenia:  
 $G'$  — wydatek powietrza na jednostkę przekroju,  
 $B$  — wydatek paliwa,  
 $C$  — stała dyfuzji,  
 $f = B/G$  — stosunek paliwo-powietrze,  
 $A$  — powierzchnia, przez którą następuje dyfuzja czynnika,  
 $X$  — odległość od punktu wtrysku (źródła),

$R$  — odległość od osi  $x$ ,  
 $u$  — prędkość mieszanki (powietrza).

Rozkład paliwa w poprzek i wzdłuż strumienia przedstawia rysunek 11.



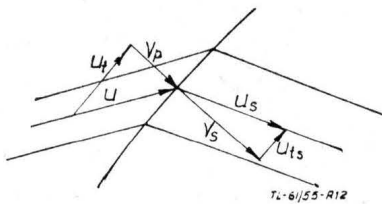
Rys. 11. Rozkład paliwa w strumieniu w funkcji średnicy (rys. a) i funkcji długości (rys. b)

**Rozchodzenie się płomienia od stateczników (lit. 8)**

W tym rozdziale zostanie omówione rozchodzenie się płomienia w płaskim kanale, w którym statecznik jest upodobiony do punktu.

**Własności czoła płomienia**

Rozważmy na wstępie element czoła płomienia (rys. 12), gdzie odbywa się przekształcenie energii chemicznej na ciepło. Czoło płomienia traktujemy jako pewną nieciągłość temperatury strumienia.



Rys. 12. Geometria elementu czoła płomienia

Przyjmujemy następujące założenia: wykładnik izentropy

$k = \frac{c_p}{c_v} = const.$ , prędkość rozchodzenia się płomienia

$v_p = const.$ , stosunek całkowitych temperatur

$$\tau = \frac{T_{ts}}{T_t} = 1 + \frac{H}{c_p T_t} = const$$

W równaniach tych oznaczono:

$c_p, c_v$  — ciepło właściwe przy stałym ciśnieniu i stałej objętości,

$T_{ts}, T_t$  — temperatura całkowita spalin i mieszanki,

$H$  — wartość opałowa mieszanki.

Rozważamy przypadek, w którym składowa prędkości mieszanki  $v_p$  przepływu jest równa prędkości rozchodzenia się płomienia.

Prędkość rozchodzenia się płomienia jest niewielka i wynosi kilkanaście metrów na sekundę. Wychodzimy z następujących równań zachowania:

równania ciągłości —  $\frac{v_s}{v_p} = \frac{\rho}{\rho_s}$

równania ilości ruchu zastosowanego w kierunku stycznym do czoła płomienia —  $u_{ts} = u_t$

równania ilości ruchu zastosowanego normalnie do elementu czoła płomienia —  $p - p_s = \Delta p = \rho v_p^2 \left( \frac{\rho}{\rho_s} - 1 \right)$

równania zachowania energii

$$gIH + \frac{u^2}{2} + \frac{k}{k-1} \cdot \frac{p}{\rho} = \frac{u_s^2}{2} + \frac{k}{k-1} \cdot \frac{p_s}{\rho_s}$$

Liczbę Macha rozchodzenia się płomienia określoną jako

$M_s = \frac{v_p}{a}$  przyjmujemy ze względu na małą wartość  $v_p$  za równą zero.

W równaniach powyższych oznaczono: prędkości  $v_s, v_p, u_{ts}, u_t, u, u_s$  według rysunku 12,  $\rho, \rho_s$  — gęstość mieszanki i spalin,  $p, p_s$  — ciśnienie statyczne mieszanki i spalin,  $I$  — mechaniczny równoważnik ciepła,  $a$  — prędkość dźwięku.

Z równań tych po przekształceniach otrzymuje się związek między parametrami stanu przed i za czołem płomienia:

$$\frac{T_s}{T} = \frac{\rho}{\rho_s} = \tau + \frac{k-1}{2} (\tau-1) M^2 = \tau (1-\epsilon)$$

przy  $\epsilon = \frac{\tau-1}{\tau} \cdot \frac{k-1}{2} M^2 \dots \dots \dots [18]$

oraz  $\frac{p_s}{p} = 1$ , czyli  $\frac{\Delta p}{p} = 0$ , a więc  $u_s = u$ .

Czoło płomienia jest więc abstrakcją porównywalną do fali uderzeniowej. Fala uderzeniowa powoduje nagłą zmianę gęstości i ciśnienia, a temperatura całkowita pozostaje stała, czoło płomienia natomiast powoduje zmianę gęstości i temperatury, podczas gdy ciśnienie pozostaje stałe.

**Określenie rozkładu parametrów stanu w strumieniu**

Własności przepływu w zimnym strumieniu mieszanki poza przekrojem statecznika

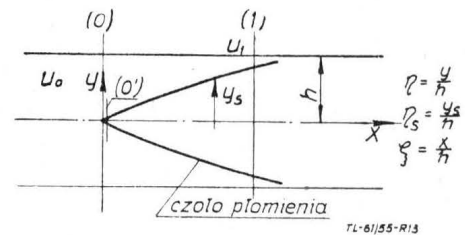
Rozważamy przepływ w zimnym strumieniu gazów (pomiary wymianę ciepła) między przekrojami (0) (przekrój przechodzący przez statecznik wyidealizowany do punktu) i (1) (rys. 13).

Ze względu na brak ciśnienia w czole płomienia przyjmujemy stałe ciśnienie w całym przekroju kanału zmieniające się jedynie wraz z położeniem tego przekroju na osi  $x$ , gdyż czynnik podlega rozprężaniu. Oznaczając:  $U_1 = \frac{u_1}{u_0}$  jako stosunek

prędkości zimnej mieszanki w przekrojach (0) i (1), znajdujemy związek między parametrami stanu w tych przekrojach. (Zakładamy, że rozprężanie między tymi przekrojami ma charakter izentropowy):

$$\frac{T_1}{T_0} = \left( \frac{\rho_1}{\rho_0} \right)^{k-1} = \left( \frac{p_1}{p_0} \right)^{\frac{k-1}{k}} = 1 - \frac{k-1}{2} M_0^2 (U_1^2 - 1) \dots [19]$$

$M_0$  oznacza liczbę Macha w przekroju początkowym.



Rys. 13. Geometria rozchodzenia się płomienia w strumieniu mieszanki

**Zmienność parametrów na osi wzdłuż strumienia palącej się mieszanki**

Między parametrami w przekrojach (0) i (0') (rys. 13) istnieje oczywiście taki związek jak między parametrami przed czołem i za czołem płomienia. Jak już zostało udowodnione, na czole płomienia nie ma skoku ciśnienia, rozprężanie natomiast w strefie spalin jest izentropowe, a więc:

$$\frac{p_2}{p_0} = \left( \frac{\rho_1}{\rho_0} \right)^k = \left( \frac{\rho_{1s0s'}}{\rho_{0's'}} \right)^k = \left( \frac{T_1}{T_0} \right)^{\frac{k-1}{k}} \dots \dots \dots [20]$$

Ponieważ na podstawie poprzedniego (równanie 18) można napisać zależność:

$$\rho_{0's'} = \frac{\rho_0}{\tau} a_0 \quad \text{przy} \quad a_0 = \frac{1}{1 + \frac{\tau-1}{\tau} \cdot \frac{k-1}{2} M_0^2} \dots \dots [21]$$



można więc też łatwo wyznaczyć wszystkie parametry stanu na osi w dowolnym punkcie.

Prędkość na osi wyznaczamy posługując się równaniami zachowania energii w strefie gazu niespalonego i w strefie płomienia na osi między przekrojami 0 — 1 oraz równaniami izentropy (20)

$$U_m = \frac{u_{1s0}'s}{u_0} = \sqrt{1 + \tau(1 + \epsilon_0)(U_1^2 - 1)} \dots [22]$$

przy  $\epsilon_0 = \frac{\tau - 1}{\tau} \cdot \frac{k - 1}{2} M_0^2$ .

Wyznaczenie parametrów z a czołem płomienia w przekroju (1)

Parametry te określa się ze związku (21)

$$\rho_{1scp} = \frac{\rho_1}{\lambda} a_1 \dots [23]$$

przy  $a_1 = \frac{1}{1 + \frac{\tau - 1}{\tau} \cdot \frac{k - 1}{2} M_1^2}$ .

Inne parametry określa się na podstawie poprzedniego założenia  $\rho_{1scp} = \rho_1$ , a  $T_{1scp}$  z równania stanu.

Rozkład parametrów w poprzecznym przekroju strumienia

Na podstawie równań poprzednio wyprowadzonych można by wyznaczyć rozkład parametrów w poprzecznym przekroju strumienia, gdyby znane było prawo zmienności tych parametrów między punktem na osi a punktem na czole płomienia.

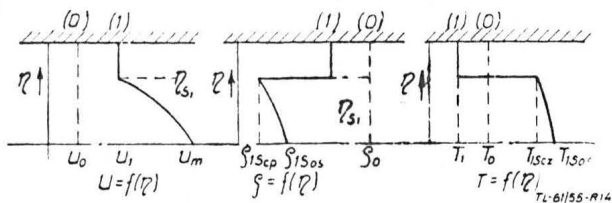
Przyjmując wykładniczy rozkład parametrów można wyrazić go następującymi zależnościami (oznaczenia patrz rys. 13):

$$u(\eta) = u_m - (u_m - u_2) \left(\frac{\eta}{\eta_s}\right)^\nu \dots [24]$$

$$\rho_{1s}(\eta) = \rho_{1s0}'s - (\rho_{1s0}'s - \rho_{1scp}) \left(\frac{\eta}{\eta_s}\right)^\mu \dots [25]$$

Wartość wykładników określono doświadczalnie, przy czym  $\nu = 1,3$ , a  $\mu = 1$ .

Odpowiednie rozkłady parametrów przedstawiają wykresy na rys. 14.



Rys. 14. Rozkład parametrów w poprzek strumienia

Określenie prędkości zimnej mieszanki w dowolnym przekroju za statecznikiem płomienia ( $U_1$ )

Względną prędkość zimnej mieszanki w dowolnym punkcie

za statecznikiem płomienia  $U_1 = \frac{u_1}{u_0}$  wyznacza się z dwu równań.

Pierwsze równanie otrzymuje się z równania ciągłości strugi wiążącego przepływ poprzez przekroje (0) i (1):

$$\eta_s = \frac{u_1 - \frac{\rho_0}{\rho_1}}{u_1 - I} \text{ przy } I = \int_0^1 \frac{\rho_{1s}}{\rho_1} u_{1s} d \frac{\eta}{\eta_s} \dots [26]$$

Drugie równanie otrzymuje się z wyrażenia na udział spalonej mieszanki w przekroju 1:

$$S = 1 - \frac{\rho_1}{\rho_0} U_1 (1 - \eta_s) \dots [27]$$

Zakładając S można obliczyć niewiadome  $\eta_s$  i  $U_1$ .

Stabilizacja płomienia

Aby można było zainicjować rozchodzenie się płomienia w strumieniu mieszanki, należy w tym strumieniu stworzyć gorący punkt, który byłby stałą rezerwą energii potrzebnej do zapłonu. W praktyce będzie to oczywiście pewien obszar, w którym utrzymuje się stale pewną dawkę czynnika o wysokiej temperaturze zdolnej do wywołania odpowiedniej wymiany energii z sąsiednimi warstwami zimnej mieszanki. Żeby ten rezerwuwar energii nie uległ wyczerpaniu, należy go stale uzupełniać. Musi oczywiście istnieć równowaga między energią, którą odprowadzamy z tego obszaru, nazywanego obszarem stabilizacji, a energią, którą do tego obszaru musimy doprowadzić. Jeżeli równowaga zostanie zachwiana na in minus, to wtedy nastąpi wygaszenie płomienia.

Cały ten proces nazywamy stabilizacją płomienia.

Jak już było powiedziane na wstępie, stabilizację płomienia realizuje się przez redukcję prędkości części świeżej mieszanki na czas doprowadzenia do niej ciepła potrzebnego do zapłonu. Redukcję prędkości natomiast osiąga się przy pomocy ciała wstawionego w strumień, które posiada kształt zły pod względem aerodynamicznym.

Określenie prędkości rozchodzenia się płomienia

Warunkiem wstępnym powstania płomienia jest oczywiście istnienie mieszanki składającej się z dwu gazów zdolnych do reakcji egzotermicznej. Następnym warunkiem jest wytworzenie takiej ilości ciepła, aby była ona dostateczna do podwyższenia temperatury sąsiednich warstw mieszanki znacznie powyżej temperatury zapłonu. Ponieważ szybkość reakcji rośnie wraz ze wzrostem temperatury, to w tych warunkach reakcja będzie samorzutnie przyspieszana. Jeśli więc reakcja zaczyna zachodzić w jakimś elemencie objętości palnej mieszanki gazowej, to przebiegnie ona w tym elemencie gwałtownie aż do końca. W międzyczasie w innych elementach objętości gazu reakcja w ogóle jeszcze się nie zaczęła. Ta tendencja do nieciągłości jest cechą charakterystyczną spalania i odróżnia je od innych reakcji chemicznych. Skoro w pewnej części gazu reakcja została doprowadzona do końca, to wytworzona energia dąży do zainicjowania reakcji w sąsiadującym niespalonym gazie.

Istnieją ku temu dwa podstawowe mechanizmy: przewodnictwo cieplne i dyfuzja zaktywizowanych cząstek, przede wszystkim cząstek wodoru. W ten sposób płomień dąży do rozprzestrzenienia się na całą objętość mieszanki. Płomień ten, który można określić jako warstwę oddzielającą gazy spalone od niespalonych, jest normalnie cienki. Zwykle charakteryzuje się on wydzielaniem światła. W naszych poprzednich rozważaniach sprowadzony był do nieciągłości temperatury i nazwany czołem płomienia.

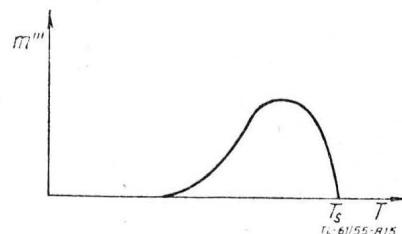
Omówimy teraz równania, które opiszą bieg wydarzeń od chwili, gdy płomień zostanie zainicjowany.

Aby śledzić zmiany w palącym się gazie, wystarczy badać na przykład zmienność temperatury. Wyjdziemy z równania bilansu cieplnego, które tłumaczy zmianę temperatury na skutek przewodnictwa i doprowadzenia energii za pośrednictwem reakcji chemicznej. Przyjmujemy układ jednowymiarowy:

$$c_p \frac{\delta T}{\delta t} = k \frac{\delta^2 T}{\delta x^2} + Hm''' \dots [28]$$

W równaniu tym oznaczono: H — wartość opałowa mieszanki, c — ciepło właściwe (stałe),  $\rho$  — gęstość, T — temperatura, k — współczynniki przewodnictwa, x — współrzędna,  $m'''$  — prędkość spalania mieszanki (kg/m<sup>3</sup>sek).

Równanie jest ważne, gdy gaz nie płynie i można by je rozwiązać, gdyby udało się wyrazić  $m'''$  w funkcji T. Zależność  $m'''$  od T jest niewątpliwa i ogólnie przedstawia się, jak na rys. 15.



Rys. 15. Prędkość zużycia mieszanki w funkcji temperatury

Szybkość reakcji zależy od temperatury i od koncentracji. Przy temperaturze niższej od temperatury zapłonu szybkość reakcji jest równa zero. W miarę wzrostu temperatury szybkość reakcji rośnie. W międzyczasie jednak zmniejsza się koncentracja palnych elementów mieszanki. W pewnej chwili ten drugi czynnik zaczyna przeważać i szybkość reakcji maleje. Przy maksymalnej temperaturze spalin (temperaturze spalania), gdy reakcja przebiegła już do końca — szybkość reakcji jest równa zero.

Jeśli się przyjmie, że:

$$m''' = z \rho^p f(T) \dots [29]$$

przy czym:  $z$  — stała,  $\rho$  — gęstość,  $p$  — rząd reakcji (reakcja spalania węglowodorów jest reakcją drugiego rzędu), to po podstawieniu do poprzedniego otrzymuje się:

$$\frac{\delta T}{\delta t} = \frac{k \delta^2 T}{c \rho \delta x^2} + \frac{H z \rho^{p-1}}{c} \cdot f(T) \dots [30]$$

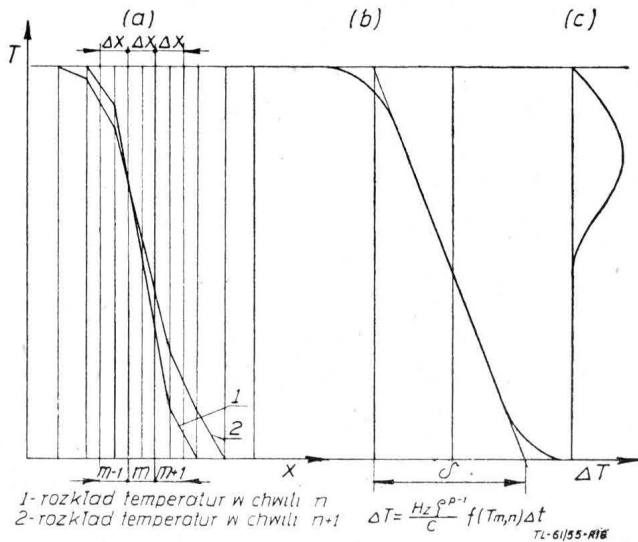
Gdyby  $f(T)$  była znana i miała prostą formę analityczną, to równanie to można by było scałkować. Ponieważ tak nie jest, zastosujemy przybliżoną metodę rozwiązania, tak zwaną metodę różnic skończonych, wyprowadzoną przez E. Schmidta dla rozwiązania zagadnień niestabilnego przepływu ciepła. Zamiast ciągłej zmiany przestrzeni i czasu przyjmujemy gaz podzielony na warstwy o grubości  $\Delta x$  i wyobrażamy sobie, że przewodnictwo ciepła oraz reakcje chemiczne następują w sposób nieciągły w skończonych przedziałach czasu  $\Delta t$ . To założenie nie jest zgodne z opisanym poprzednio modelem rozchodzenia się płomienia.  $\Delta t$  i  $\Delta x$  można obrać dowolnie. My wybierzemy tak, że:

$$\frac{k}{c \rho} \cdot \frac{\Delta t}{(\Delta x)^2} = \frac{1}{2} \dots [31]$$

wtedy nasze równanie przyjmuje po odpowiednich przekształceniach postać:

$$T_{m, n+1} = \frac{T_{m+1, n} + T_{m-1, n}}{2} + \frac{H z \rho^{p-1}}{c} f(T_{m, n}) \Delta t \dots [32]$$

Indeksy  $m$  — odnoszą się do kolejnych położeń w przestrzeni,  $n$  — do kolejnych chwil.



Rys. 16. Wykreślna metoda rozwiązania przemieszczania się czoła płomienia

Wniosek z tego równania jest następujący: temperatura w warstwie  $m$  i w chwili  $n + 1$  jest średnią arytmetyczną temperatur warstw sąsiednich, które panowały na chwilę przedtem, plus przyrost wywołany przez wydzielanie się ciepła na skutek reakcji chemicznej.

Rozwiązanie graficzne przedstawia wykres na rys. 16.

Chociaż założone prawo reakcji było dowolne, to jednak możemy wyprowadzić stąd zależność na prędkość rozchodzenia się płomienia  $V_p$ :

$$V_p \propto \frac{\Delta x}{\Delta t} \dots [33]$$

ale  $\Delta x = \sqrt{\frac{2k}{c \rho}} \Delta t \dots [34]$

podobnie dla ustalonego  $\Delta T' = f(T_{m, n})$

$$\Delta t \propto \frac{c}{H z \rho^{p-1}} \dots [35]$$

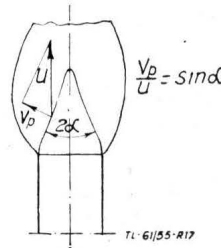
Stąd otrzymujemy się zależność na prędkość rozchodzenia się płomienia:

$$V_p \approx \sqrt{\frac{k H z \rho^{p-2}}{c^2}} \dots [36]$$

Ponieważ  $p = 2$ , otrzymuje się:

$$V_p \approx \sqrt{\frac{k H z}{c^2}} \dots [37]$$

Wynik ten nie zależy od prawa reakcji. Prędkość rozchodzenia się płomienia jest więc wprost proporcjonalna do pierwiastka z wartości opałowej mieszanki (a więc stechiometryczna mieszanka będzie miała największą prędkość) i współczynnika przewodzenia, a odwrotnie proporcjonalna do wartości ciepła właściwego.



Rys. 17. Określenie prędkości spalania przy pomocy kąta stożkowego w płomieniu palnika Bunsena

W tych rozważaniach przyjęto, że rozchodzenie się płomienia następuje na skutek przewodzenia i dyfuzji. Taki rodzaj spalania nazywamy laminarnym.

Szybkość spalania wzrasta, gdy przepływ staje się burzliwy z powodu powiększenia długości czoła płomienia, ale samo zjawisko traktowane mikroskopowo nie ulega zmianie. Ten typ spalania nazywamy turbulentnym. Ma ono szerokie zastosowanie we wszystkich silnikowych systemach spalania. Prędkość spalania laminarnego mieszanek określa się doświadczalnie przy pomocy palnika Bunsena, fotografując płomień i mierząc jego kąt stożkowy (rys. 17).

Szerokość czoła płomienia

Rozważenie bilansu energetycznego wskazuje, że największe pochYLENIE, przyjęte jako zachodzące blisko średniej temperatury związane jest z prędkością płomienia związkami:

$$k \frac{dT}{dx} = \frac{1}{2} c \rho V_p (T_s - T_m) \dots [38]$$

W równaniu tym znaczą:  $T_s$  — temperatura spalin,  $T_m$  — temperatura mieszanki.

Grubość płomienia więc wyniesie (z trójkąta na rys. 16):

$$\delta = \frac{T_s - T_m}{dT/dx} = \frac{2k}{c \rho V_p} \dots [39]$$

Procesy zachodzące w strefie stabilizacji

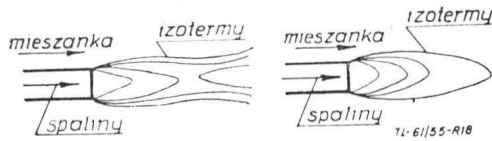
Jak już zostało powiedziane, rolę statecznika spełnia ciało o kształcie złym pod względem aerodynamicznym. Badano różne kształty stateczników i stwierdzono, że kształt strony przeciwnoprądowej nie ma wpływu na proces stabilizacji, natomiast wszelkie poprawianie współprądowej pogarsza stabilizację.

W naszych rozważaniach przyjmujemy statecznik w formie płytki.

W celu szczegółowego opisanego procesów zachodzących w strefie stabilizacji nie wystarczy przyjęcie jednego abstrakcyjnego modelu procesu. Żeby dać pełniejszy obraz zjawisk, trzeba przyjąć aż trzy nie zawsze zgodne ze sobą modele porównawcze.

1) Pierwszy model: strefa stabilizacji jest źródłem strumienia gorących spalin, które wywołują zapłon otaczającego strumienia zimnej mieszanki (rys. 18).

Ciepło od strumienia wewnętrznego do zewnętrznego rozchodzi się na skutek przewodzenia. Nie ma wymiany masy między strumieniem zewnętrznym i wewnętrznym.



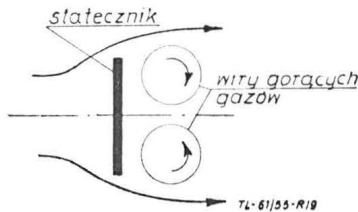
Rys. 18. Rozchodzenie się i nierozchodzenie się płomienia od strumienia gorących gazów

2) Drugi model: w strefie stabilizacji powstają dwa wiry stojące, jak gdyby dwa wirujące cylindry palącego się gazu, w którego sąsiedztwie mieszanie się z gazem otaczającym jest bardzo gwałtowne.

Kierunek mieszania jest prostopadły do kierunku przepływu. Rozchodzenie się płomienia można badać poprzednio podaną metodą dla rozchodzenia się płomieni laminarnych z uwzględnieniem turbulencji (rys. 19).

3) Trzeci model: w strefie stabilizacji występuje zjawisko recyrkulacji (rys. 20).

W punkcie 1 recyrkulujące spaliny spotykają mieszankę opływającą róg statecznika. Między punktami 1 i 2 następuje mieszanie się tych dwu strumieni. W rejonie 3 zmieszane gazy reagują i znów w punkcie 1 napotykają na świeże.



Rys. 19. Rozchodzenie się płomienia od wirów gorących spalin za statecznikiem

Ten ostatni model przyjmujemy za podstawę naszych dalszych rozważań.

Temperatura gazów recyrkulujących na chwilę przed mieszaniem w punkcie 1 jest  $T_1$ . Temperatura po zmieszaniu jest  $T_2$ . Jeśli założymy, że stosunek gazu świeżego i spalin jest stały, to zależność  $T_2 = f(T_1)$  przedstawia się prostą na rys. 21.

Lecz gazy spalone w punkcie 1 powstały z tych, które były zmieszane w punkcie 2, a następnie reagowały w czasie trwania recyrkulacji. Tę drugą zależność można przedstawić w postaci krzywej reakcji, którą otrzymuje się przez całkowanie prawa reakcji na ustalony przedział czasu (równanie 30, 32



Rys. 20. Model stabilizacji płomienia przez recyrkulację

i rys. 16) od różnych początkowych wartości temperatury zanedbując wymianę ciepła z otoczeniem.

$$\int_{T_2}^{T_1} \frac{dT}{f(T)} = \frac{H}{c} \approx \rho^{p-1} \cdot \Delta t \dots [40]$$

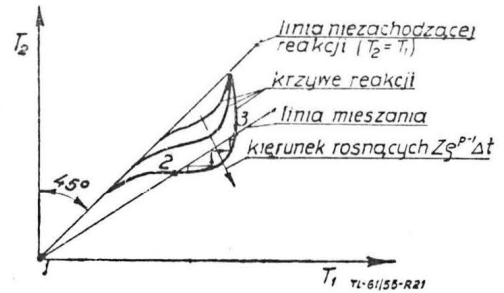
W równaniu tym  $\Delta t$  jest czasem recyrkulacji. Zmieniając  $H \rho^{p-1}$  otrzymuje się szereg krzywych. Gdy wyrażenie to jest bardzo małe, wtedy recyrkulacja trwa zbyt krótko, aby reakcja mogła nastąpić, tak że  $T_1 = T_2$ . Gdy wyrażenie ma wartość dużą, reakcja przebiegnie do końca i  $T_1 \rightarrow T_s$ .

Dla płomienia w równowadze jest konieczne, aby linia mieszania i krzywa reakcji przecięły się. Na ogół przecinają się one w trzech punktach. Przecięcie przy niskich temperaturach (punkt 1 rys. 21) odpowiada nieobecności spalania. Przecięcie w wysokich temperaturach (punkt 3) należy do spalania statecznego. Przecięcie pośrednie (punkt 2) daje równowagę niestabilną, która wskazanymi na rysunku 21 „schodkami” przecho-

dzi w równowagę stałą. Jeśli zakłócenia z jakichś przyczyn doprowadzą do obniżenia temperatury  $T_1$  poniżej punktu 1, to nastąpi wygaszenie płomienia.

Zbadajmy warunki, w których może nastąpić wygaszenie. Jeśli zmniejszy się czas recyrkulacji  $\Delta t$ , gęstość gazu  $\rho$ , lub stała  $z$ , to krzywa reakcji wychyli się w kierunku linii  $T_2 = T_1$ , odległość między punktami 1 i 2 zmaleje, aż krzywe mieszania i reakcji przestaną się przecinać i płomień zostanie wygaszony.

Czas recyrkulacji  $\Delta t$  jest proporcjonalny do wymiaru statecznika  $d$  (rys. 20) i odwrotnie proporcjonalny do prędkości przepływu  $u$  (pod warunkiem, że obrazy przepływu są podobne), natomiast stała „ $Z$ ” z równania reakcji (równanie 29) jest



Rys. 21. Graficzna metoda wyznaczenia zakresu stateczności

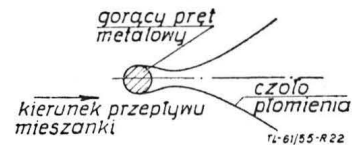
proporcjonalna do kwadratu laminarnej prędkości spalania  $V_p$  (równanie 37). Kryterium wygaszenia płomienia jest więc określone przez następujący związek:

$$\frac{u}{d \rho v_p^2} = const \dots [41]$$

W równaniu tym  $\rho$  jest w pierwszej potęgze, ponieważ  $p = 2$ . Stąd

$$u \sim d \rho v_p^2 \dots [42]$$

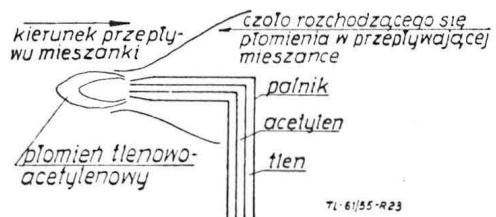
Prędkość graniczna, przy której następuje zdmuchnięcie, jest więc proporcjonalna do wymiarów liniowych statecznika, gęstości mieszanki paliwowo-powietrznej i kwadratu laminarnej prędkości spalania tej mieszanki.



Rys. 22. Rozchodzenie się płomienia od gorącego pręta ustawionego w strumień mieszanki

Prędkość zdmuchnięcia rośnie, gdy rosną te wielkości.  $V_p$  zależy przede wszystkim od stosunku paliwo-powietrze w mieszance i osiąga wartość maksymalną, gdy mieszanka jest stechiometryczna.  $\rho$  maleje ze wzrostem wysokości lotu. W silnikach wysokościowych więc w celu utrzymania dużej prędkości wygaszania „ $u$ ”, należy zwiększyć wymiar statecznika „ $d$ ”.

Omówiony tu sposób ustaczniania płomienia posiada dużą wadę, a mianowicie tę, że intensywnie zaburza przepływ we-



Rys. 23. Rozchodzenie się płomienia w strumieniu mieszanki od płomienia palnika tlenowo-acetylenowego

wnątrz silnika i przez to wywołuje duże straty hydrauliczne. Z tego powodu obecnie szuka się innych rozwiązań. Oto kilka przykładów bez bliższego omówienia.

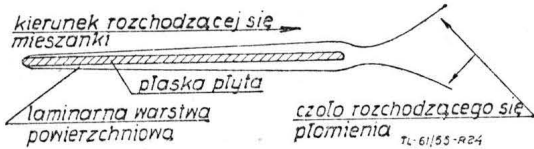
Zapłon od gorących prętów wstawionych w strumień przepływającej mieszanki (rys. 22).

Gorący pręt jest niezawodnym elementem zapłonowym, trzeba go jednak w sposób ciągły podgrzewać przy pomocy innego źródła energii.

Zapłon od płomienia (rys. 23).

W strumień mieszanki wstawiony jest palnik na przykład tlenowo-acetylenowy, od którego zapala się mieszanka. Wadą urządzenia jest konieczność stosowania dodatkowego paliwa.

Ustatecznianie płomienia przy pomocy warstwy powierzchniowej (rys. 24).



Rys. 24. Zastosowanie warstwy powierzchniowej jako stabilizatora płomienia

W strumieniu mieszanki ustawiona jest płaska płytka. W warstwie powierzchniowej płytki ze względu na małe prędkości przepływu może zachodzić prawidłowe spalanie laminarne, które stanie się źródłem zapłonu obok przepływającej mieszanki.

### Twarde spalanie (lit. 7)

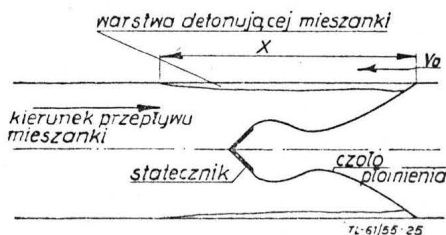
W pewnych warunkach w komorze spalanie ciągle przechodzi w pulsujące. Objawia się to wzrostem hałasu, spadkiem sprawności, przez co odbija się to natychmiast na ciągu silnika oraz wahaniami ciśnienia o różnej częstotliwości i amplitudzie.

Pulsacje te w wielu przypadkach powodują niszczenie elementów komory, a nawet całego silnika. Zjawisko to nazwano twardym spalaniem. Komora powinna być oczywiście tak zaprojektowana, żeby w warunkach jej pracy zjawisko twardego spalania nie występowało.

Ta dziedzina spalania jest najmniej znana, w dużym stopniu zapewne dlatego, że konstruktorzy posiadają już „recepty”, które pozwalają uniknąć tego niepożądanego zjawiska. Badania prowadzone przez szereg eksperymentatorów pozwoliły wydzielić trzy rodzaje twardego spalania, różniące się częstotliwością pulsacji, a które wywoływane są różnymi czynnikami.

### Spalanie twarde typu 35—60 Hz

Ten typ twardego spalania posiada następujący obraz (rys. 25). Gdy płomień od statecznika poprzez strumień mieszanki docho-



Rys. 25. Obraz powstawania spalania twardego typu 35—60 Hz

dzi do ścianek komory, wtedy w warstwie przysiennej i w warstwach przyległych powstaje detonacja przebiegająca w kierunku pod prąd, która kończy się w pewnej odległości od statecznika. Kiedy uzupełniona nową mieszanką warstwa przysienna dopływa do płomienia, zjawisko powtarza się. Ze spalanie ma charakter detonacyjny, stwierdzono znajdując na ściankach osad węgla oraz rozpylając wodę w miejscu styku czoła płomienia ze ścianką, kiedy to proces nie zachodził (jak wiadomo, para wodna ma własności antydetonacyjne), chociaż zachodził wtedy, gdy ściankę w tym miejscu chłodzono od zewnątrz. Ten typ spalania kończy się w najlepszym razie zniszczeniem statecznika.

Jeśli oznaczymy:  $x$  — droga czoła fali detonacyjnej,  $v_0$  — początkowa prędkość spalania w kierunku przeciw prądowi (6 — 9 m/sek), to częstość pulsacji wynosi:

$$v = \frac{\sqrt{350 v_0}}{\text{arc} \cdot \text{tg} x \sqrt{\frac{350}{v_0}}} \dots \dots \dots [43]$$

Jeśli przyjąć  $x = 300 - 900$  mm, to  $v = 35 - 60$  Hz.

Stwierdzono, że o występowaniu tego typu twardego spalania decyduje jakość pracy statecznika i współczynnik nadmiaru powietrza. Zachodzi ono mianowicie przy bogatych mieszankach (współczynnik nadmiaru powietrza  $1,1 \div 0,8$ ).

W pewnych przypadkach wystarczy powiększenie charakterystycznego wymiaru statecznika (np. jego średnicy czy szerokości), aby uniknąć tego rodzaju twardego spalania.

### Spalanie twarde typu 100—130 Hz

Ten typ spalania jest uwarunkowany ukształtowaniem komory. Powstające pulsacje zależą od parametrów stanu strumienia.

W strumieniu gazowym, przepływającym przez rurę z prędkością odpowiadającą liczbie Macha  $M$ , mogą powstawać fale stojące, związane z częstotliwością równaniem:

$$v = a(1 - M^2) \frac{1}{l} \dots \dots \dots [44]$$

W równaniu tym oznaczono:  $l$  — długość fali,  $a$  — prędkość dźwięku.

Pulsacje tego typu występują tylko w zakresie 100—130 Hz. Trzeba tak dobrać długość komory, żeby drgań tych uniknąć.

### Spalanie twarde typu 20—30 Hz

Pulsacje tego typu związane są z charakterem współpracy systemu wtryskowego z komorą.

Załóżmy, że z pewnych przyczyn w komorze powstaje i zanika impuls ciśnienia. Wywołuje to wzrost i spadek wydatku paliwa, który zależy oczywiście od różnicy ciśnień w komorze i rozpylaczu. Gdy uboższa mieszanka dobiegnie do statecznika, ciśnienie w komorze spada. Gdy spadnie i w strefie wtryskiwacza — mieszanka się wzbogaca itd. Pulsacje ciśnienia przeciw prądowi przebiegają z prędkością dźwięku zmniejszoną o średnią prędkość strumienia.

Stąd czas pełnego cyklu składa się z czasu potrzebnego do przejścia impulsu od statecznika do wtryskiwacza i czasu potrzebnego do przemieszczenia części mieszanki z podniesionym współczynnikiem nadmiaru powietrza od wtryskiwacza do statecznika.

Związek między częstotliwością i wymienionymi wielkościami określa się następującym równaniem:

$$v = \left( \frac{x}{u} + \frac{x}{a-u} \right)^{-1} \dots \dots \dots [45]$$

W tym równaniu oznaczono:  $x$  — odległość między statecznikiem i rozpylaczem,  $u$  — prędkość przepływu,  $a$  — prędkość dźwięku.

Im rozpylacz pracuje na wyższych ciśnieniach, tym mniejszy jest wpływ tego zjawiska.

### Zakończenie

Artykuł nie uwzględnił wszystkich zagadnień związanych ze spalaniem, nawet w przyjętym tu najprostszym modelu komory. Pominięto takie problemy, jak chłodzenie ścianek komory, układ i rozmieszczenie stateczników oraz zagadnienia materiałowe i konstrukcyjne. Poszczególne zagadnienia poza tym zostały naświetlone dość jednostronnie i są dalekie od wyczerpania.

Uwypuklony został natomiast niezbity fakt, że badanie spalania w komorach silników odrzutowych wyszło już ze stadium czystego eksperymentu i że jesteśmy na najlepszej drodze do stworzenia ogólnej teorii, która stanie się podstawą wszystkich przyszłych projektów tego niezwykle ważnego zespołu silników odrzutowych.

Artykuł wpłynął dnia 4 listopada 1955 r.

### LITERATURA

1. C. C. Miesse — Ballistics of an Evaporating Droplet, Jet Propulsion, Vol 24, No 4, 1954.
2. Abe Silverstein — Research on Aircraft Propulsion Systems, Journal of the Aeronautical Sciences, April 1949.
3. Lester Lees — Fluid — Mechanical Aspects of Flame Stabilisation, Jet Propulsion, Vol 24, No 4, 1954.
4. J. York, H. E. Stubbs, MR Teb. — The Mechanism of Desintegration of Liquid Sheets. Transaction of the ASME, Vol 75, No 7, 1953.
5. P. B. Spalding, B. S. Toll — Flame Stabilisation in High Velocity Gas Steams and the Effect of Heat Losses at Low Pressures. The Aeron. Quarterly, Vol V, Sept. 1954, Part 3.
6. P. B. Spalding — Theoretical Aspects of Flame Stabilisation, Aircraft Engineering, Vol XXIV, No 295, Sept. 1953.

7. Feun, Ferney, Gosman — Komory spalania silników strumieniowych. Woprosy Rakietnej Techniki, Nr 4(10), 1952.  
8. G. Ernst — Propagation à faible vitesse d'une flamme dans un écoulement compressible, Technique et Science Aéronautiques 1, 1955.

9. I. L. Edwards — Reheat for Gas Turbines. Journal of the Royal Aeronautical Society, Febr. 1955.  
10. J. W. Bjerklie, A. Combuster — Analysis Method Evolved from Basic Flame Stability and Fuel Distribution Research. Jet Propulsion, Vol 25, No 5, May 1955.

Inż. JANUSZ MORAWSKI

629.13.055:621.398

## Indukcyjne przekładniki nieograniczonych kątów obrotu i ich zastosowanie w automatyce lotniczej

### CZĘŚĆ I

W pracy niniejszej poruszono szereg zagadnień związanych z pomiarem i odległościowym przekazywaniem wielkości kątowych za pomocą najczęściej spotykanych w automatyce lotniczej przekładników indukcyjnych. W części pierwszej artykułu podano zarys teorii selsynów, ich błędy, budowę i zastosowanie.

#### WSTĘP

Obok układów na prąd stały z pierścieniowym potencjometrem<sup>1)</sup> stosowane są do przenoszenia odległościowego nieograniczonych kątów obrotu w automatyce lotniczej przekładniki pracujące przy zasilaniu prądem zmiennym, zwykle o zwiększonej częstotliwości. Są to różne systemy indukcyjne, wśród których główne grupy tworzą:

a) układy z miniaturowymi indukcyjnymi maszynami, mającymi jednofazowy wirnik i trzyczłonowy stojan, lub na odwrót — trzyczłonowy wirnik i jednofazowy stojan, przy czym prąd zmienny doprowadzony jest do uzwojenia wirnika za pomocą styków szczotkowych. Są to urządzenia zwane selsynami,

b) układy z indukcyjnymi maszynami posiadającymi dwu- lub trzyczłonowy stojan i jednofazowy, bezstykowy wirnik. Przyrządy tego typu noszą nazwę telegonów,

c) systemy, w których elementami przekazującymi są urządzenia mające trzyczłonowy stojan i magnes trwały jako wirnik. Urządzenia te noszą nazwę magnesynów.

Pierwsze z tych przyrządów — selsyny — odznaczają się dużymi momentami ustalającymi zwanymi dalej momentami synchronizującymi. Dwie następne grupy: telegony i magnesyny górują brakiem styków ślizgowych. Każdy z układów przekazujących składa się z nadajnika, sieci przekazującej oraz odbiornika (wskaźnika).

Jest rzeczą charakterystyczną dla przekładników indukcyjnych, że nadajniki i odbiorniki stanowią identyczne przyrządy i są wzajemnie zamienne. Dzięki temu układy te są odwracalne, to znaczy, że przekazywanie może się odbywać w obu kierunkach. Moment synchronizujący w jednakowym stopniu obciążają wskaźnik jak i nadajnik.

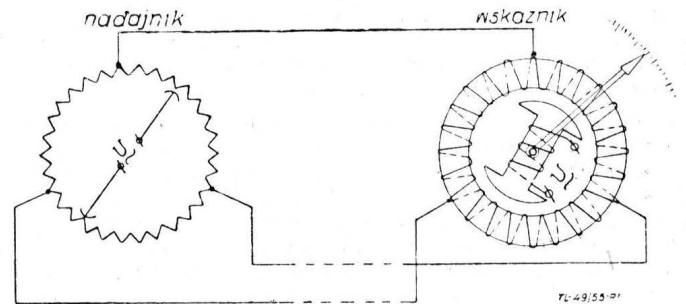
Omówimy kolejno wymienione trzy podstawowe grupy przekładników indukcyjnych.

#### 1. SELSYNY

Gdyby układ odległościowego przekazywania na prąd stały, z pierścieniowym potencjometrem jako nadajnikiem i logometrycznym wskaźnikiem, zasilić prądem zmiennym, nie otrzymalibyśmy efektu odległościowego przekazywania. Prądy zmienne w cewkach wskaźnika oddziaływałyby na magnes trwały z momentem kierunkowo zmiennym, co w rezultacie powodowałoby tylko drgania układu ruchomego. Normalna praca przekładnika byłaby możliwa, gdyby biegunowość magnesu trwałego zmieniała się w takt z częstotliwością prądu zasilającego nadajnik. Łatwo można to osiągnąć stosując zamiast magnesu trwałego rdzeń z miękkiego żelaza i wzbudzając go prądem zmiennym. Schemat takiego układu przedstawia rys. 1. Moment synchronizujący takiego wskaźnika będzie również wielkością zmienną w czasie, lecz stały kierunkowo. Jak widać, przejście od układu na prąd stały do schematu na rys. 1 pociąga za sobą poważne zmiany konstrukcyjne wskaźnika. Wzrasta bowiem ciężar systemu ruchomego, zwiększony uzwojeniem elektromagnesu, oraz dochodzi konieczność stosowania szczotkowych styków doprowadzających

prąd do ruchomego uzwojenia wirnika. Oba te czynniki powodują wzrost momentów tarcia w łożyskach.

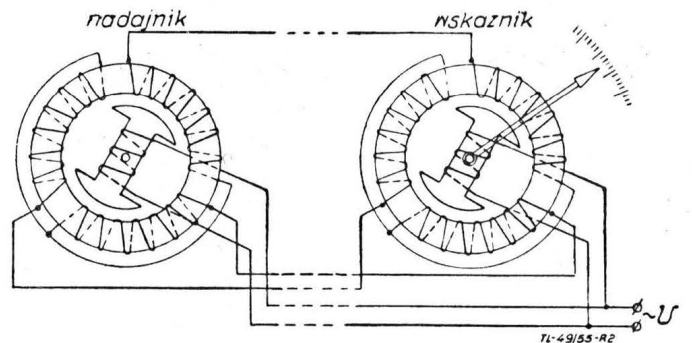
Również stosowanie pierścieniowego potencjometru jako nadajnika jest niecelowe, gdyż rolę nadajnika spełniać może przyrząd identyczny do skorygowanego wskaźnika. Zarówno



Rys. 1. Prymitywny układ przekazujący na prąd zmienny

nadajnik, jak i wskaźnik w powyższym układzie wykonuje się podobnie do maszyn indukcyjnych, z uzwojeniami bębnowymi, dzięki czemu zmniejsza się szczytline. Urządzenia te są zwane selsynami. (Niekiedy w literaturze określa się nadajnik jako synchronogenerator, wskaźnik zaś jako synchronomotor).

Schemat współpracy dwóch selsynów w układzie przekazującym pokazany jest na rys. 2, przy czym uzwojenia bębnowe zostały dla prostoty uwidocznione jako toroidalne.



Rys. 2. Układ współpracy selsynów

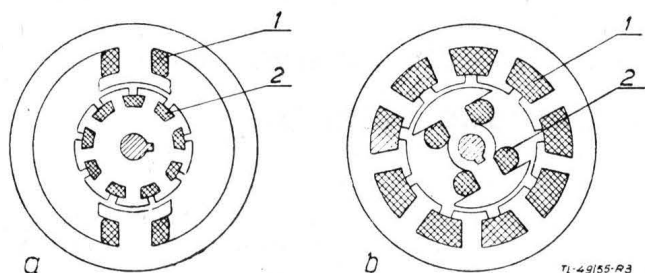
Selsyny przemysłowe wykonuje się w trzech wariantach:

- z jednofazowymi uzwojeniami zarówno wirnika jak i stojana,
- z trzyczłonowymi uzwojeniami wirnika i stojana,
- z jednym jednofazowym, a drugim trzyczłonowym uzwojeniem.

Pierwszy typ pozwala na synchronizację wirników nadajnika i wskaźnika tylko w zakresie  $\pm 90^\circ$  i nie jest dlatego stosowany. Drugi rodzaj ze względów eksploatacyjnych nie jest stosowany w układach bezpośredniego przekazywania ką-

<sup>1)</sup> Patrz artykuł tegoż autora pt. „Potencjometryczne przekazywanie w zastosowaniu do busol odległościowych”, Technika Lotnicza nr 1, 1956 r.

tów (trzyfazowe zasilanie). Wyjątek stanowią omówione niżej tzw. selsyny różnicowe służące do specjalnych celów. Trzeci typ selsynów jest szeroko stosowany w układach odległościowego przekazywania i w serwomechanizmach automatyki lotniczej i może być wykonany w dwóch rodzajach pokazanych na rys. 3a i b:



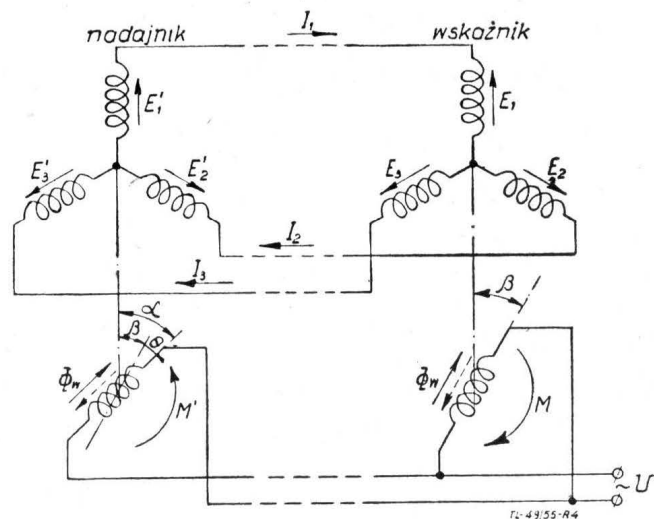
Rys. 3. Rodzaje konstrukcji selsynów: 1 — uzwojenie stojana; 2 — uzwojenie wirnika

a) Jednofazowe uzwojenie umieszczone jest na stojanie z wydatnymi biegunami, uzwojenie trzyfazowe zaś ułożone jest w żłobkach wirnika z biegunami utajonymi (rys. 3a). Zaletą tej konstrukcji jest łatwość wyważenia wirnika, stroną ujemną zaś większy ciężar i wymiary wirnika, a także konieczność stosowania większej liczby styków szczotkowych. Wariant ten stosuje się w selsynach większej mocy, np. w zastosowaniu do serwomechanizmów.

b) Jednofazowe uzwojenie umieszczone jest na wirniku z wydatnymi biegunami, trzyfazowe uzwojenie zaś ułożone jest w żłobkach stojana z utajonymi biegunami (rys. 3b). Wirnik w tym przypadku jest lżejszy i mniejszy, chociaż wzrastają znikomo trudności w jego wyważeniu. Liczba styków szczotkowych zredukowana jest do dwóch (zamiast trzech jak w przypadku poprzednim). Konstrukcja ta znalazła zastosowanie w układach mniejszej mocy, jak np. odległościowe układy wskazujące.

### 1.1. Praca selsynów w układzie tzw. „wału elektrycznego“

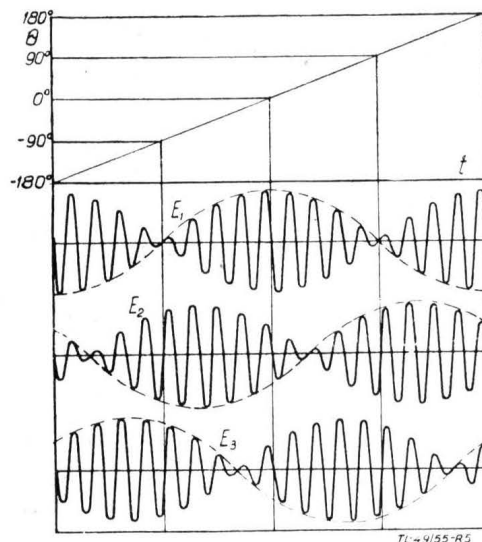
Wyobraźmy sobie dwa jednakowe selsyny współpracujące ze sobą w układzie pokazanym na rys. 4. Rozważmy układ z uzwojeniami jednofazowymi umieszczonymi na wirnikach



Rys. 4. Współpraca selsynów w układzie „wału elektrycznego“

i uzwojeniami trzyfazowymi — na stojanach. Jasną jest rzeczą, że wynik rozważań będzie słuszny również, gdy wirnik będzie posiadał uzwojenia trzyfazowe, stojan zaś — jednofazowe. Prąd zmienny zasilający uzwojenia wirników wywołuje zmienny strumień magnetyczny  $\Phi_m$  przecinający cewki stojanów i indukujący w nich SEM-e (siły elektromotoryczne)  $E'_1, E'_2, E'_3, E_1, E_2$  i  $E_3$ , których wielkości zależne są od położenia kątowych wirników.

Oznaczmy wychylenia wirników nadajnika i odbiornika przez  $\alpha$  i  $\beta$ . Załóżmy, że indukcja w szczelinie obwodu magnetycznego ma przebieg sinusoidalny. Przy synchronicznym położeniu wirników nadajnika i odbiornika ( $\alpha = \beta$ ) w uzwojeniach stojanów prądy nie będą płynęły, gdyż (w przypadku identyczności nadajnika i wskaźnika) odpowiednie SEM-e będą jednakowe pod względem wielkości i skierowane przeciwnie ( $E'_1 = E_1; E'_2 = E_2; E'_3 = E_3$ ). Przy tym moment ustalający wskaźnika będzie równy zeru, co odpowiada położeniu równowagi układu. Podczas niezgodności położenia wirników (kąt niezgodności  $\theta = \alpha - \beta$ ), SEM-e w odpowiednich fazach uzwojeń stojanów nie będą sobie równe i pod wpływem ich różnicy w uzwojeniach tych popłyną prądy wyrównawcze  $I_1, I_2$  i  $I_3$ . Prądy te współdziałając ze strumieniami wirników wywołują momenty obrotowe  $M'$  i  $M$ , które będą się starały doprowadzić oba wirniki do położenia synchronicznego ( $\theta = 0$ ). W przypadku idealnym, bez tarcia w osiach wirników, przy samohamownym wirniku nadajnika, wirnik wskaźnika będzie zajmował położenie identyczne jak wirnik nadajnika. Takie odległościowe przekazywanie kątów za pomocą selsynów, nazywane „wałem elektrycznym“, stosowane jest powszechnie w układach wskazujących np. we wskaźnikach położenia klap, podwozia, anteny ramowej radiobusoli itd. Warto zaznaczyć, że prądy wyrównawcze płyną tylko podczas niezgodności po-



Rys. 5. Chwilowe wartości SEM-yh fazowych w uzwojeniach stojana otrzymane przy obracaniu ze stałą prędkością kątową wirnika

łożen obu wirników, a ponieważ niezgodność ta w warunkach ustalonej, statycznej pracy przekaźnika jest zwykle niewielka, przeto prądy te są praktycznie bardzo małe, co pozwala na stosowanie cienkich, miedzianych przewodów uzwojenia stojanów.

Ponieważ napięcie zasilające selsyny stosuje się zwykle o częstotliwości 400 Hz i wyższej, przeto wpływ rzeczywistej składowej oporności uzwojeń jest w porównaniu ze składową indukcyjną mały. Jeśli indukcja w szczelinach rozkłada się sinusoidalnie, to fazowe SEM-e w sekcjach uzwojenia stojana nadajnika są równe:

$$E'_1 = E \cos \alpha; \quad E'_2 = E \cos \left( \alpha - \frac{2}{3} \pi \right); \quad E'_3 = E \cos \left( \alpha - \frac{4}{3} \pi \right);$$

fazowe zaś SEM-e w stojanie wskaźnika:

$$E_1 = E \cos \beta; \quad E_2 = E \cos \left( \beta - \frac{2}{3} \pi \right); \quad E_3 = E \cos \left( \beta - \frac{4}{3} \pi \right);$$

gdzie:  $E$  — amplituda SEM-ej w fazowym uzwojeniu stojana występująca, gdy oś tego uzwojenia jest równoległa do osi biegunów wirnika.

Przy zahamowanym wirniku nadajnika i przy równomiernym obracaniu wirnika wskaźnika, SEM-e fazowych uzwojeń stojana wskaźnika modulują się według sinusoidalnych krzywych ograniczających (rys. 5).

Wypadkowe napięcia działające w fazach układu z rys. 4 są równe:

$$\left. \begin{aligned} \Delta E_1 &= E_1 - E_1' = 2 E \sin \frac{\alpha + \beta}{2} \sin \frac{\alpha - \beta}{2} \\ \Delta E_2 &= E_2 - E_2' = 2 E \sin \left( \frac{\alpha + \beta}{2} - \frac{2}{3} \pi \right) \sin \frac{\alpha - \beta}{2} \\ \Delta E_3 &= E_3 - E_3' = 2 E \sin \left( \frac{\alpha + \beta}{2} - \frac{4}{3} \pi \right) \sin \frac{\alpha - \beta}{2} \end{aligned} \right\} \dots [1]$$

Z wyrażeń (1) wynika, że tylko w przypadku synchronicznego położenia wirników obu selsynów ( $\alpha = \beta$ ) wypadkowe napięcia  $\Delta E_1$ ,  $\Delta E_2$  i  $\Delta E_3$  jednocześnie stają się równe zeru.

Z wyrażeń tych wynika również, że jeśli jeden z wirników zahamować w dowolnym położeniu (przy  $\alpha = \beta$ ), to przy obrocie drugiego wirnika w przedziale kąta pełnego nie ma drugiego położenia, przy którym  $\sin \frac{\alpha - \beta}{2}$  staje się zerem. Roz-

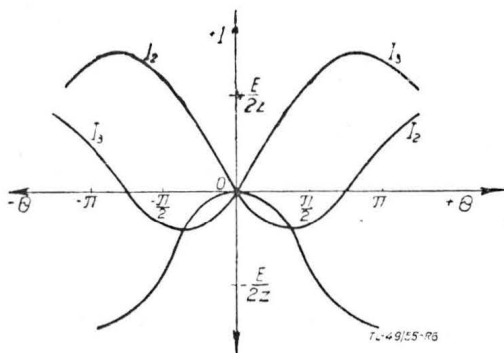
patrywany układ posiada więc w przedziale zmienności kąta  $\Theta$  od  $0^\circ$  do  $360^\circ$  tylko jedno położenie równowagi stałej, określone w danym przypadku kątem  $\alpha$ .

Biorąc pod uwagę, że  $\alpha - \beta = \Theta$ , wyrażenia na napięcia fazowe można napisać tak:

$$\left. \begin{aligned} \Delta E_1 &= 2 E \sin \left( \alpha - \frac{\Theta}{2} \right) \sin \frac{\Theta}{2} \\ \Delta E_2 &= 2 E \sin \left( \alpha - \frac{2}{3} \pi - \frac{\Theta}{2} \right) \sin \frac{\Theta}{2} \\ \Delta E_3 &= 2 E \sin \left( \alpha - \frac{4}{3} \pi - \frac{\Theta}{2} \right) \sin \frac{\Theta}{2} \end{aligned} \right\} \dots [2]$$

Oznaczając przez  $z$  oporność pozorną każdej fazy uzwojenia stojana, otrzymamy wyrażenia prądów fazowych:

$$\left. \begin{aligned} I_1 &= \frac{\Delta E_1}{2z} = \frac{E}{z} \sin \left( \alpha - \frac{\Theta}{2} \right) \sin \frac{\Theta}{2} \\ I_2 &= \frac{\Delta E_2}{2z} = \frac{E}{z} \sin \left( \alpha - \frac{2}{3} \pi - \frac{\Theta}{2} \right) \sin \frac{\Theta}{2} \\ I_3 &= \frac{\Delta E_3}{2z} = \frac{E}{z} \sin \left( \alpha - \frac{4}{3} \pi - \frac{\Theta}{2} \right) \sin \frac{\Theta}{2} \end{aligned} \right\} \dots [3]$$



Rys. 6. Zależność prądów fazowych od kąta niezgodności  $\Theta$

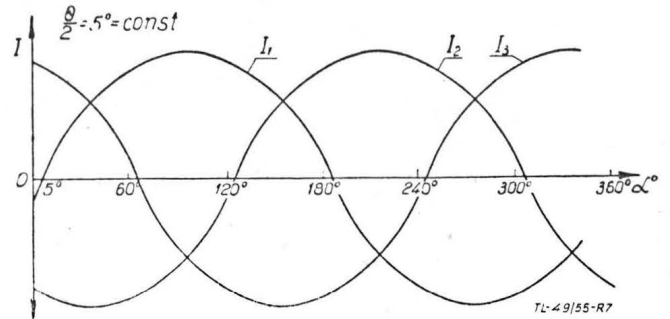
Na rys. 6 pokazano przebiegi prądów fazowych w zależności od kąta niezgodności  $\Theta$ . Jeśli oba wirniki obracać, zachowując stały kąt niezgodności między nimi, to z równań (3) można określić zależności prądów fazowych od kąta obrotu wirnika nadajnika (rys. 7). Zależności te są praktycznie sinusoidalne, jeśli kąt  $\Theta$  nie przekracza wartości  $35 \div 40^\circ$ . Przy większych kątach niezgodności przebiegi prądów ulegają odkształceniu na skutek wpływu procesów w uzwojeniach wirników na warunki pracy uzwojeń stojanów. Dzięki sinusoidalnemu przebiegowi prądów fazowych omawiany układ nie posiada nierównomierności odległościowego przekazywania, właściwej układom potencjometrycznym na prąd stały. Kąt niezgodności może się pojawić tylko na skutek momentów tarcia i obciążenia systemu ruchomego wskaźnika. Jest to bez wątpienia dodatnią cechą układów selsynowych.

1.2. Moment synchronizujący selsyna

Wyprowadzimy zależność na moment synchronizujący selsyna. Amperozwoje fazowego uzwojenia selsyna można określić ze znanego wzoru:

$$aw_n = \frac{4\sqrt{2}}{\pi} k_1 w I_n,$$

gdzie:  $w$  — liczba zwojów w sekcji,  $I_n$  — prąd płynący w  $n$ -tym fazowym uzwojeniu,  $k_1$  — współczynnik uzwojenia.



Rys. 7. Zależność prądów fazowych od kąta obrotu wirnika nadajnika  $\alpha$  przy stałym kącie niezgodności  $\Theta$

Amperozwoje dla fazowych uzwojeń nadajnika wyrażają się wzorami:

$$\left. \begin{aligned} aw_1' &= A \sin \left( \alpha - \frac{\Theta}{2} \right) \sin \frac{\Theta}{2} \\ aw_2' &= A \sin \left( \alpha - \frac{2}{3} \pi - \frac{\Theta}{2} \right) \sin \frac{\Theta}{2} \\ aw_3' &= A \sin \left( \alpha - \frac{4}{3} \pi - \frac{\Theta}{2} \right) \sin \frac{\Theta}{2} \end{aligned} \right\} \dots [4]$$

i analogicznie dla wskaźnika:

$$\left. \begin{aligned} av_1 &= -A \sin \left( a - \frac{\Theta}{2} \right) \sin \frac{\Theta}{2} \\ av_2 &= -A \sin \left( a - \frac{2}{3} \pi - \frac{\Theta}{2} \right) \sin \frac{\Theta}{2} \\ av_3 &= -A \sin \left( a - \frac{4}{3} \pi - \frac{\Theta}{2} \right) \sin \frac{\Theta}{2} \end{aligned} \right\} \dots [5]$$

gdzie

$$A = \frac{4\sqrt{2}}{\pi z} k_1 w E.$$

Kierunki prądów fazowych w stosunku do nadajnika i wskaźnika są różne, co pociąga za sobą różne znaki w wyrażeniach amperozwojów dla nadajnika i odbiornika. Traktując amperozwoje jako wielkość wektorową, można je rozłożyć na dwie składowe: wzdłuż osi biegunów wirnika — składową podłużną i w kierunku prostopadłym do osi biegunów wirnika — składową poprzeczną. Obliczymy te dwie składowe. Otrzymamy dla wskaźnika:

$$\begin{aligned} aw_{podl} &= -A \sin \frac{\Theta}{2} \left[ \sin \left( a - \frac{\Theta}{2} \right) \cos \beta + \right. \\ &+ \sin \left( \alpha - \frac{2}{3} \pi - \frac{\Theta}{2} \right) \cos \left( \beta - \frac{2}{3} \pi \right) + \\ &+ \left. \sin \left( \alpha - \frac{4}{3} \pi - \frac{\Theta}{2} \right) \cos \left( \beta - \frac{4}{3} \pi \right) \right] = \\ &= -\frac{3}{4} A (1 - \cos \Theta), \dots [6] \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} aw_{poprz} &= -A \sin \frac{\Theta}{2} \left[ \sin \left( \alpha - \frac{\Theta}{2} \right) \sin \beta + \right. \\ &+ \sin \left( \alpha - \frac{2}{3} \pi - \frac{\Theta}{2} \right) \sin \left( \beta - \frac{2}{3} \pi \right) + \\ &+ \left. \sin \left( \alpha - \frac{4}{3} \pi - \frac{\Theta}{2} \right) \sin \left( \beta - \frac{4}{3} \pi \right) \right] = -\frac{3}{4} A \sin \Theta; \dots [7] \end{aligned}$$

Analogicznie wyprowadzić można dla nadajnika:

$$a\omega'_{podl} = -\frac{3}{4} A (1 - \cos \Theta), \dots [8]$$

$$a\omega'_{poprz} = \frac{3}{4} A \sin \Theta; \dots [9]$$

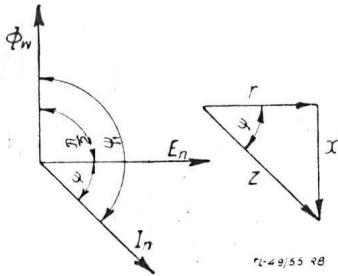
Podłużne składowe amperozwojów skierowane są przeciwnie do strumieni wzbudzenia wirników  $\Phi_w$  i ich działanie ogranicza się do zmniejszenia tych strumieni. Znaki składowych podłużnych zarówno dla nadajnika, jak i wskaźnika są jednakowe. Oznacza to, że nadajnik i wskaźnik pracują w identycznych warunkach magnetycznych.

Poprzeczna składowa amperozwojów powoduje powstanie momentu synchronizującego, wyrażającego się dla wskaźnika wzorem:

$$M_1 = Ca \omega_{poprz} \cdot \Phi_w \cos \Psi, \dots [10]$$

gdzie:  $\psi_1$  — kąt przesunięcia fazowego między wektorem strumienia  $\Phi_w$  i wektorem prądu wyrównawczego;  $C$  — stały współczynnik zależny od geometrycznych rozmiarów selsyna. SEM-e w fazowych uzwojeniach są względem strumienia  $\Phi_w$

opóźnione w fazie o kąt  $\frac{\pi}{2}$ , z kolei zaś prąd wyrównawczy opóźnia się względem SEM-ej o kąt  $\psi$  określony z trójkąta oporności (rys. 8).



Rys. 8. Wykres wskazowy wektorów  $\Phi_w$ ,  $E_n$  oraz  $I_n$

Wprowadzając zapis symboliczny, mamy:

$$z = r + jx,$$

gdzie:  $r$  — oporność omowa,  $x$  — oporność indukcyjna uzwojenia fazowego.

$$\Psi = \arctg \frac{x}{r}$$

Wynika stąd, że  $\psi_1 = \psi + \frac{\pi}{2}$ . Wzór (10) można więc napisać w postaci:

$$M_1 = Ca \omega_{poprz} \cdot \Phi_w \sin \Psi \dots [11]$$

Oczywiście, aby zwiększyć moment synchronizujący, należy zwiększyć urojoną składową oporności pozornej uzwojenia stojana. Tym się tłumaczy stosowanie napięcia zasilania selsynów o zwiększonej częstotliwości.

Jednak wzrost częstotliwości powoduje zmniejszenie amperozwojów, co z kolei jest czynnikiem wpływającym ujemnie na wielkość momentu synchronizującego. Bardziej szczegółowa analiza wykazuje, że warunkiem optymalnego momentu synchronizującego jest równość  $r = x$  ( $\Psi = \frac{\pi}{4}$ ).

Podstawiając do wzoru (11) wyrażenie (7) na amperozwoje poprzeczne, otrzymujemy:

$$M_1 = -\frac{3}{4} CA \Phi_w \sin \Psi \sin \Theta = M_{o1} \sin \Theta, \dots [12]$$

gdzie:

$$M_{o1} = -\frac{3}{4} CA \Phi_w \sin \Psi.$$

Dla nadajnika otrzymalibyśmy analogiczne:

$$M_1' = \frac{3}{4} CA \Phi_w \sin \Psi \sin \Theta \dots [13]$$

Momenty synchronizujące nadajnika i wskaźnika są jednakowe pod względem wielkości, lecz przeciwnie pod względem

kierunku; oba są zwrócone w kierunku zmniejszenia kąta niezgodności. Nadajnik jest więc w przypadku zaistnienia niezgodności położenia wirników obciążony pewnym momentem. Jest to szczególnie niepożądane w układach przekazujących wskazania takich przyrządów, jak np. wariometry lub busole magnetyczne, gdzie siły sterujące nadajnikiem są bardzo małe. Wady tej nie posiadają, jak wiadomo, przekaźniki potencjometryczne na prąd stały.

Jeśli wirnik selsyna posiada bieguny wydadne, to na skutek niejednakowej przewodności magnetycznej szczeliny w kierunku podłużnym i poprzecznym do linii biegunów wirnika, wynika dodatkowy moment zwany momentem reakcyjnym, którego wielkość określona jest wzorem:

$$M_2 = C_1 \cdot a\omega_{poprz} \cdot a\omega_{podl} (\lambda_{podl} - \lambda_{poprz}), \dots [14]$$

gdzie:  $\lambda_{podl}$  i  $\lambda_{poprz}$  oznaczają przewodności strumienia magnetycznego w kierunku podłużnym i poprzecznym do osi biegunów wirnika;  $C_1$  — stała konstrukcyjna.

Oczywiście, że dla selsyna z biegunami utajonymi jest  $\lambda_{podl} = \lambda_{poprz}$  i moment reakcyjny  $M_2 = 0$ .

Podstawiając do wyrażenia (14) wartości składowych amperozwojów (6) i (7) otrzymamy:

$$M_2 = \frac{9}{16} C_1 A^2 (\lambda_{podl} - \lambda_{poprz}) (1 - \cos \Theta) \sin \Theta = M_{o2} \left( \sin \Theta - \frac{1}{2} \sin 2\Theta \right), \dots [15]$$

gdzie:

$$M_{o2} = \frac{9}{16} C_1 A^2 (\lambda_{podl} - \lambda_{poprz}).$$

Całkowity moment synchronizujący będzie sumą momentów składowych:

$$M_s = M_1 + M_2 = (M_{o1} + M_{o2}) \sin \Theta - \frac{1}{2} M_{o2} \sin 2\Theta \dots [16]$$

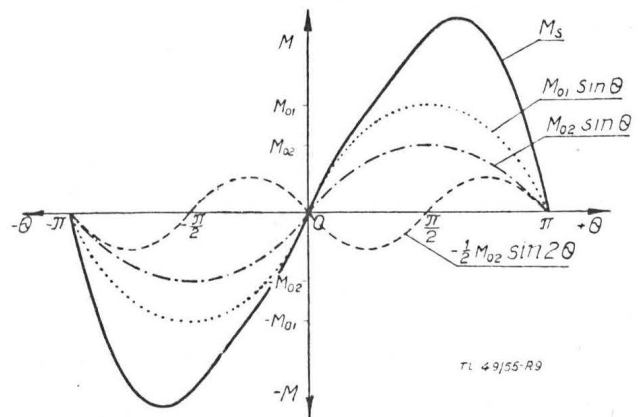
Wynik ten jest graficznie przedstawiony na rys. 9.

Ponieważ moment reakcyjny jest w porównaniu z momentem synchronizującym wartością niewielką, nie przekraczającą zwykle 5%, więc w pewnym przybliżeniu można napisać:

$$M_s \cong M_{o1} \sin \Theta \dots [17]$$

Określimy jeszcze właściwy moment synchronizujący:

$$M_w = \frac{dM_s}{d\Theta} = (M_{o1} + M_{o2}) \cos \Theta - M_{o2} \cos 2\Theta \dots [18]$$



Rys. 9. Moment synchronizujący selsyna i jego składowe

Interesować nas będzie głównie wartość właściwego momentu synchronizującego dla  $\Theta = 0$ .

$$m = \left( \frac{dM_s}{d\Theta} \right)_{\Theta=0} = M_{o1}.$$

Jak widać z rys. 9, w zakresie kąta  $\Theta$  od  $0^\circ$  do  $360^\circ$  selsyn posiada dwa położenia równowagi, lecz tylko jedno z nich dla  $\Theta = 0$  jest stateczne.

Przy  $\Theta = 180^\circ$  mamy  $\frac{dM_s}{d\Theta} < 0$  i równowaga jest chwiejna



**1.3. Dokładność odległościowego przekazywania układu z selsynami**

Dokładność odległościowego przekazywania określa się największym błędem w przekazywaniu wielkości kątowej, tj. różnicą  $\Delta\theta$  chwilowych położeń wirników nadajnika i odbiornika. Zwykle błąd ten określa się drogą doświadczalną jako średnią arytmetyczną bezwzględnych wartości maksymalnych błędów otrzymanych dla dwóch kierunków obrotu wirników w przedziale od  $0^\circ$  do  $360^\circ$ .

Tabela 1

Klasa dokładności	I	II	III	IV
Największy dopuszczalny błąd w stopniach kątowych	Od $0^\circ$ do $\pm 0,75^\circ$	Od $\pm 0,75^\circ$ do $\pm 1,5^\circ$	Od $\pm 1,5^\circ$ do $\pm 2,5^\circ$	Od $\pm 2,5^\circ$ do $\pm 5,0^\circ$

Pod względem dokładności selsyny dzielą się na znormalizowane klasy podane w tabeli 1, przy czym w automatyce lotniczej stosuje się selsyny pierwszych trzech klas.

Na powstanie niedokładności pracy układu przekazującego mogą wpływać następujące przyczyny:

a) obszar nieczułości wskaźnika, uwarunkowany tarciem szczotek o pierścienie, tarciem w łożyskach wirnika (nie przekraczającym zwykle ułamka  $Gcm$ ), oraz momentem obciążenia — jeśli wskaźnik ma za zadanie wprawiać w ruch jakiegokolwiek części mechanizmu oprócz wskazówki. Kąt nieczułości wyrazi się wzorem:

$$\Delta\theta \cong \text{arc sin } \frac{M_t}{M_s} \quad [19]$$

gdzie:  $M_t$  — suma momentów tarcia i obciążenia na osi wirnika wskaźnika,  $M_s$  — maksymalna wartość momentu synchronizującego, przy czym z powyższej zależności wynika celowość zwiększania momentu  $M_s$ ;

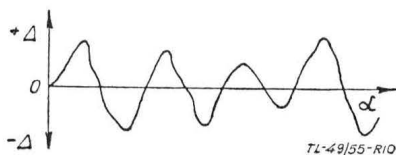
b) pociąganie wirnika wskaźnika do pewnych położeń kątowych na skutek nierówności szczeliny obwodu magnetycznego, wynikłej np. skutkiem mimośrodowości ułożyskowania wirnika;

c) niewyważenie systemu ruchomego wskaźnika;

d) niedokładność wykonania uzwojeń fazowych, nierówna liczba zwojów w sekcjach, obecność zwojów zwartych itd.;

e) obecność na drodze strumienia magnetycznego zwartych zezwojów spowodowanych np. nitowaniem blach stojana. Zezwoje takie stanowią obwody zamknięte dla prądów zniekształcających strumień magnetyczny;

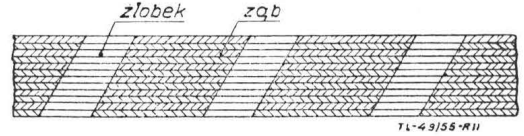
f) pociąganie wirnika w pewne kątowe położenia, wynikłe na skutek niejednakowej przewodności strumienia magnetycznego przy różnych kątowych położeniach wirnika. Jedną z przyczyn może tu być niejednakowa przenikalność magnetyczna blach wzdłuż i w poprzek do kierunku walcowania. Aby tych błędów uniknąć, stosuje się specjalną obróbkę cieplną wycinków z blachy przed montażem. Poza tym przy montażu blach w pakiety obraca się jedną względem drugiej o pewien kąt, co praktycznie eliminuje powyższą przyczynę błędów. Drugim czynnikiem wpływającym na nierównomierność magnetycznej przewodności szczeliny jest zmienność tej szczeliny wynikła z obecności żłobków i zębów. Powstały z tego powodu błąd  $\Delta = \beta - \alpha$  ma charakter pokazany na rys. 10, przy czym krzywa  $\Delta = f(\beta)$  posiada tyle wartości maksymalnych, ile jest zębów na stojanie. Aby uniknąć tych dodatko-



Rys. 10. Przebieg błędu wynikłego z nierównomiernej przewodności magnetycznej szczeliny na skutek obecności zębów i żłobków

wych błędów, stosuje się skos żłobków o jedną podziałkę zębowa, jak to schematycznie pokazano na rys. 11. Na dokładność pracy układu przekazującego z selsynami wpływają również parametry sieci przekazującej. Koniecznym warunkiem dokładnej pracy selsynów jest równość napięć na jednofazowych

uzwojeniach. W przypadku naruszenia tej równości występują dodatkowe błędy przekazywania. Praktycznie przypadek ten zachodzi, gdy nadajnik i wskaźnik znajdują się w znacznej od siebie odległości i spadek napięcia w linii zasilającej jest duży. Wtedy nawet w przypadku zsynchronizowanego położenia wirników w obwodach trzyczasowych pojawiają się prądy powodujące dodatkowe błędy. Dla uniknięcia tego, w obwód wzbudzenia selsyna znajdującego się bliżej źródła zasilania, włącza się odpowiednio dobraną oporność kompensacyjną.

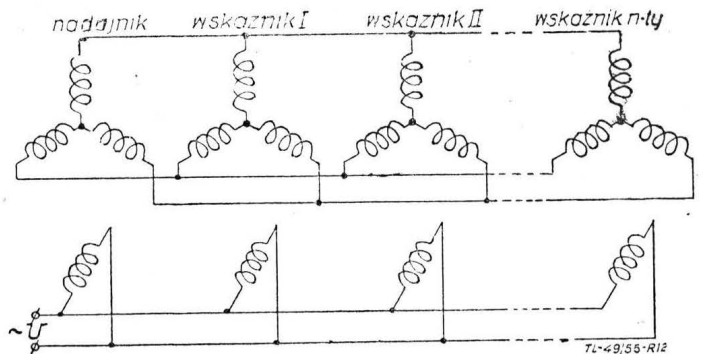


Rys. 11. Wycinek powierzchni wewnętrznej stojana, widoczny skos żłobków

Do czynników eksploatacyjnych wpływających na dokładność pracy selsynów należą zmiany napięcia zasilającego oraz jego częstotliwości. Zmiany te są zwykle dopuszczalne w granicach  $\pm 10\%$ . W przypadku nienasyconego obwodu magnetycznego selsyna, jego moment synchronizujący jest proporcjonalny do kwadratu napięcia. Z drugiej strony wielkość momentu synchronizującego jest odwrotnie proporcjonalna do kwadratu częstotliwości zasilającego prądu. Ponieważ zwykle zmiana napięcia sieci pociąga za sobą proporcjonalną zmianę częstotliwości, więc wpływ rozpatrywanych czynników jest wzajemnie skompensowany.

**1.4. Równoległa praca selsynów**

Często w automatyce zachodzi konieczność odległościowego przekazywania jednej wielkości kątowej do kilku wskaźników. Stosuje się wtedy równoległe połączenie kilku wskaźników do jednego nadajnika. Schemat takiego układu z selsynami przedstawia rys. 12. Przeanalizujemy wpływ takiego połączenia



Rys. 12. Równoległa praca selsynów w układzie wskazującym

selsynów na ich pracę. Założymy początkowo, że układ składa się z jednego nadajnika i jednego wskaźnika. Moment synchronizujący jest zależny od oporności pozornych uzwojeń fazowych (przy różnych selsynach w nadajniku i odbiorniku):

$$M_s = \frac{k \cdot \sin \theta}{z_n + z_w} \cdot \dots \cdot [20]$$

gdzie:  $z_n$  i  $z_w$  — oporności pozorne uzwojeń fazowych nadajnika i wskaźnika;  $k$  — współczynnik proporcjonalności.

Właściwy moment synchronizujący przy  $\theta = 0$ :

$$m_1 = m_1' = \left( \frac{dM_s}{d\theta} \right)_{\theta=0} = \frac{k}{z_n + z_w}, \dots [21]$$

gdzie:  $m_1$  i  $m_1'$  są momentami synchronizującymi wskaźnika i nadajnika (w danym przypadku są one równe).

Jeśli do nadajnika przyłączy równoległe  $n$  jednakowych wskaźników, to właściwy moment synchronizujący nadajnika będzie równy:

$$m_n' = \frac{k}{z_n + \frac{z_w}{n}} \cdot \dots [22]$$

Właściwy moment synchronizujący każdego ze wskaźników będzie  $n$  razy mniejszy:

$$m_n = \frac{m_n'}{n} = \frac{k}{nz_n + z_w} \dots \dots \dots [23]$$

Przy zastosowaniu identycznych selsynów w nadajniku i wskaźnikach (tzn.  $z_n = z_w = z$ ) otrzymamy:

$$m_1' = m_1 = \frac{k}{2z}, \dots \dots \dots [24]$$

$$m_n' = \frac{nk}{z(n+1)}, \dots \dots \dots [25]$$

$$m_n = \frac{k}{z(n+1)} \dots \dots \dots [26]$$

Rozważmy stosunek właściwych momentów synchronizujących z zależności (26) i (24):

$$\frac{m_n}{m_1} = \frac{2}{n+1},$$

skąd:

$$m_n = m_1 \cdot \frac{2}{n+1} \dots \dots \dots [27]$$

Z równania (27) wnioskujemy, że przy wzroście liczby jednakowych wskaźników połączonych do jednego nadajnika właściwy moment synchronizujący każdego z nich zmniejsza się. Np. jeśli z jednym nadajnikiem współpracują dwa jednakowe wskaźniki, to ich właściwe momenty synchronizujące będą równe:

$$m_2 = m_1 \frac{2}{2+1} = 0,67 m_1,$$

gdzie  $m_1$  — znamionowy właściwy moment synchronizujący wskaźnika.

Stosunek właściwego momentu synchronizującego nadajnika przy podłączeniu doń kilku wskaźników, do właściwego momentu synchronizującego nadajnika przy podłączeniu jednego wskaźnika określimy z zależności (25) i (24):

$$\frac{m_n'}{m_1'} = \frac{2n}{n+1}, \text{ skąd } m_n' = m_1' \frac{2n}{n+1} \dots \dots [28]$$

Oznacza to, że przy równoległym przyłączeniu  $n$  wskaźników do jednego nadajnika, jego właściwy moment synchronizujący zwiększa się  $\frac{2n}{n+1}$  razy. W naszym przykładzie dla  $n = 2$  otrzymamy:

$$m_2' = m_1' \cdot \frac{2 \cdot 2}{2+1} = 1,33 m_1'.$$

Zmniejszenie właściwego momentu synchronizującego wskaźnika przy równoległej współpracy  $n$  wskaźników z jednym nadajnikiem prowadzi do zwiększenia błędów odległościowego przekazywania. Ponadto jeśli obciążenia wskaźników nie są jednakowe, występuje wpływ każdego wskaźnika na pracę pozostałych. Wynika to z niejednakowych położań wirników wskaźników, przez co każdy z nich staje się jakby dodatkowym nadajnikiem zniekształcającym pracę układu i powodującym dodatkowe błędy. Zjawisko powyższe nie istniało w układach potencjometrycznych. W układach składających się z nadajnika współpracującego z kilkoma wskaźnikami, dla zmniejszenia powyższych błędów daje się nadajnik o większej mocy. Moc nadajnika powinna być taka, aby wskaźniki pracowały przy znamionowych właściwych momentach synchronizujących. Jeśli przy  $n$  równolegle włączonych wskaźnikach oporność uzwojenia fazowego nadajnika będzie równa  $z_n = \frac{z_w}{n}$ , to zgodnie z równaniem (22) otrzymamy:

$$m_n' = \frac{k}{\frac{z_w}{n} + \frac{z_w}{n}} = \frac{nk}{2z_w}$$

Właściwy moment synchronizujący wskaźnika będzie  $n$  razy mniejszy:

$$m_n = \frac{k}{2z_w}.$$

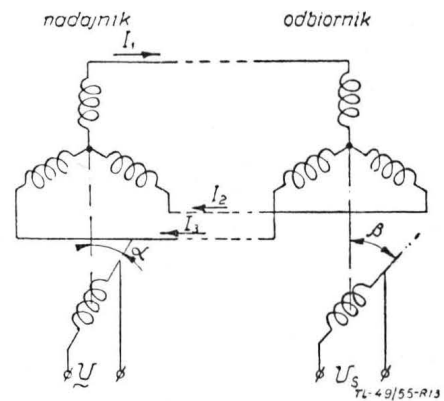
Stąd zgodnie z równaniem (24) otrzymamy, że  $m_n = m_1$ , to znaczy, że wskaźnik będzie pracował ze znamionowym momentem synchronizującym.

Wynika stąd zależność:  $m_n' = n \cdot m_1$ . Nadajnik obciążony będzie momentem synchronizującym równym sumie momentów wszystkich współpracujących z nim wskaźników. Są to optymalne warunki pracy układu z  $n$  wskaźnikami. Przypomina się, że aby one nastąpiły, konieczne jest spełnienie warunku, aby oporność pozorna fazowego uzwojenia nadajnika była  $n$  razy mniejsza od oporności pozornej fazowego uzwojenia każdego z  $n$  wskaźników.

1.5. Selsyn jako transformator

Odległościowe przekazywanie kątów obrotu można również osiągnąć sposobem pośrednim, za pomocą dwóch selsynów, nadajnika i odbiornika, w którym indukowany jest sygnał napięcia zmiennego o amplitudzie i fazie uzależnionej od katowego położenia wirnika nadajnika. Sygnał ten może być wykorzystany do korekcji położenia wirnika odbiornika (jak to ma miejsce w serwomechanizmach).

Schemat pracy transformatorowej selsyna pokazany jest na rys. 13. Selsyn-odbiornik jest zwany selsynem-transformatorem lub synchrotransformatorem sterującym. Określimy wielkość sygnału napięcia wzbudzanego w jednofazowym uzwojeniu odbiornika w zależności od kąta między wirnikami obu selsynów. Oznaczmy przez  $\alpha$  i  $\beta$  katowe położenia



Rys. 13. Praca selsynów w układzie transformatorowym

wirników nadajnika i odbiornika. Strumień magnetyczny ruchomego uzwojenia nadajnika indukuje w uzwojeniach fazowych SEM-e:

$$\left. \begin{aligned} E_1' &= E \cos \alpha, \\ E_2' &= E \cos \left( \alpha - \frac{2}{3} \pi \right), \\ E_3' &= E \cos \left( \alpha - \frac{4}{3} \pi \right), \end{aligned} \right\} \dots \dots \dots [29]$$

gdzie  $E$  posiada identyczne znaczenie, jak w punkcie 1.1. Oznaczając oporność pozorną (impedancję) uzwojeń fazowego z selsynów przez  $z$  możemy znaleźć wielkość płynących w nich prądów  $I_1, I_2$  i  $I_3$ :

$$I_1 = \frac{E_1'}{2z}; \quad I_2 = \frac{E_2'}{2z}; \quad I_3 = \frac{E_3'}{2z}; \dots \dots [30]$$

Prądy te powodują pojawienie się w odbiorniku strumieni magnetycznych, które we wtórnym, jednofazowym uzwojeniu odbiornika indukują trzy SEM-e. W założeniu nienasyconego przewodu magnetycznego wyrażą się one wzorami:

$$\left. \begin{aligned} E_1 &= K I_1 \cos \beta, \\ E_2 &= K I_2 \cos \left( \beta - \frac{2}{3} \pi \right), \\ E_3 &= K I_3 \cos \left( \beta - \frac{4}{3} \pi \right), \end{aligned} \right\} \dots \dots \dots [31]$$

gdzie  $K$  — współczynnik proporcjonalności.

Wypadkowa SEM (sygnał napięcia) indukowana w wirniku odbiornika będzie sumą składowych  $E_1, E_2$  i  $E_3$ :

$$U_s' = E_1 + E_2 + E_3 = K \left[ I_1 \cos \beta + I_2 \cos \left( \beta - \frac{2}{3} \pi \right) + I_3 \cos \left( \beta - \frac{4}{3} \pi \right) \right].$$

Po podstawieniu wartości prądów z równań (30) i uwzględnieniu zależności (29) otrzymujemy:

$$U_s' = \frac{KE}{2z} (\cos \alpha \cos \beta + 2 \cos^2 120^\circ \cos \alpha \cos \beta + 2 \sin^2 120^\circ \sin \alpha \sin \beta),$$

lub:

$$U_s' = \frac{3 KE}{4 z} (\cos \alpha \cos \beta + \sin \alpha \sin \beta).$$

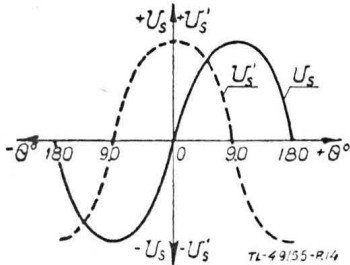
Pamiętając, że  $\alpha - \beta = \Theta$ , ostatecznie mamy:

$$U_s' = U_{s \max} \cos \Theta, \dots \dots \dots [32]$$

gdzie

$$U_{s \max} = \frac{3 KE}{4 z}.$$

Z zależności (32) wynika, że odbierany sygnał zmienia się proporcjonalnie do  $\cos \Theta$ . Przy zgodnym położeniu wirników ( $\Theta = 0$ ) napięcie  $U_s'$  osiąga swą maksymalną wartość  $U_{s \max}$ .

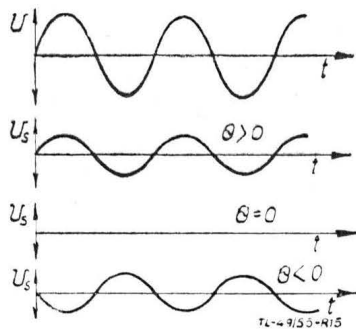


Rys. 14. Zależność sygnału selsyna — transformatora od kąta niezgodności

Praktycznie korzystniej jest, gdy przy kącie niezgodności równym zero, sygnał  $U_s$  ma wartość równą zero. Aby to uzyskać, między obydwooma wirnikami powoduje się stały, początkowy kąt niezgodności  $90^\circ$ . Wtedy wyrażenie (32) przyjmuje postać:

$$U_s = U_{s \max} \sin \Theta \dots \dots \dots [33]$$

Przebieg sygnału  $U_s$  w funkcji kąta niezgodności przedstawia rys. 15. Z rysunku widać, że faza napięcia zależy od znaku kąta  $\Theta$ . Faza ta zmienia się o  $180^\circ$  w punktach dla  $\Theta$  rów-



Rys. 15. Związek między napięciem sieci  $U$  a sygnałem  $U_s$  selsyna — transformatora przy różnych znakach niezgodności  $\Theta$

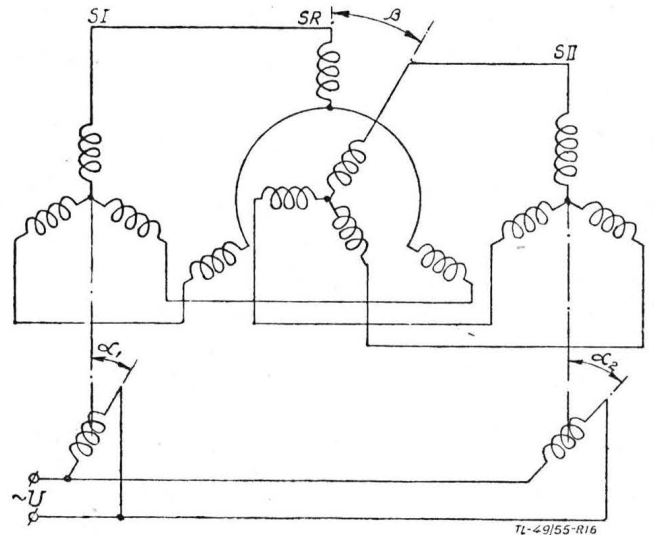
nego  $0$  i  $\pi$ . Wynika z tego, że układ posiada dwa położenia równowagi dla  $\Theta = 0$  i  $\Theta = \pi$ . Aby sygnał napięcia  $U_s$  w sposób jednoznaczny określał wielkość kąta niezgodności, w serwomechanizmach stosuje się urządzenia określające nie tylko wielkość, ale i fazę sygnału niezgodności, np. odpowiedni kierunek obrotów serwowilnika w zależności od fazy (patrz punkt 4.1). Na rys. 15 pokazany jest związek między fazami chwilowych wartości napięcia  $U_s$  i napięcia sieci zasilającej, przy różnych znakach kąta niezgodności  $\Theta$ . Czulość układu z selsynem-transformatorem określa się jako stosunek napięcia sygnału odniesionego do jednego stopnia kąta niezgodności. Czulość tę można zwiększyć powiększając stosunek liczby zwojów cewek jednofazowych odbiornika i nadajnika. Ponieważ uzwojenie wirnika odbiornika obciążone jest znikomym małym prądem (napięcie zeń pobiera się na siatkę lampy wzmacniacza), przeto zwiększenie liczby zwojów w tej cewce daje się zwykle łatwo osiągnąć kosztem średnicy przewodu. Selsyny-transformatory nie różnią się budową od zwykłych selsynów stosowanych przy bezpośrednim przekazywaniu kątów. Posiadają one z reguły bieguny utajone. Pod względem dokładności przekazywania selsyny-transformatory, podobnie jak zwykłe selsyny, dzielą się na klasy. Klasy dokładności selsynów-transformatorów podaje tabela 2.

TABELA 2

Klasa dokładności	I	II	III
Maksymalny dopuszczalny błąd w stopniach kątowych	do $\pm 0,25^\circ$	Od $\pm 0,25$ do $\pm 0,5^\circ$	Od $\pm 0,5^\circ$ do $\pm 0,75^\circ$

1.6. Selsyn różnicowy

Selsyn różnicowy stosuje się w automatyce dla otrzymania sygnału proporcjonalnego do różnicy lub do sumy dwóch wielkości zadanych w postaci kąta obrotu. Selsyn różnicowy włącza się w obwód trzyczłonowy uzwojeń dwóch selsynów według schematu pokazanego na rys. 16. Selsyn różnicowy posiada



Rys. 16. Układ przekazujący z selsynem różnicowym

trzyfazowe uzwojenia zarówno na wirniku jak i na stojanie. Przy zahamowanym wirniku selsyna różnicowego układ z rys. 16 pracuje jak rozpatrzony wyżej „wał elektryczny”, przy czym jeden z selsynów może spełniać rolę wskaźnika, drugi zaś nadajnika. Selsyn różnicowy spełnia wówczas rolę trzyczłonowego transformatora. Rozpatrzmy przypadek, kiedy selsyny  $S I$  i  $S II$  pracują jako nadajniki, selsyn zaś różnicowy  $SR$  jako wskaźnik. Kierunek wypadkowego strumienia stojana selsyna różnicowego jest uwarunkowany kątowym położeniem wirnika selsyna  $S I$ . Wartość bezwzględna wektora wypadkowych amperozwojów stojana selsyna  $SR$  wynosi:

$$av = \sqrt{(av_{podt})^2 + (av_{poprz})^2},$$

gdzie  $a w_{podl} = \frac{3}{4} A \cos \alpha_1$  oraz

$$a w_{poprz} = \frac{3}{4} A \sin \alpha_1.$$

Wynika stąd, że wektor wypadkowych amperozwojów, a zarazem wektor wypadkowego strumienia magnetycznego stojana selsyna różnicowego, jest stały pod względem wielkości

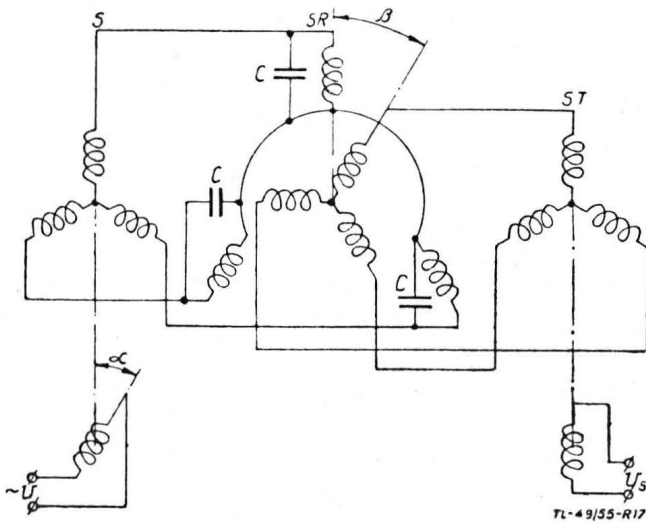
$$aw = \frac{3}{4} A \sqrt{\cos^2 \alpha_1 + \sin^2 \alpha_1} = \frac{3}{4} A = const,$$

$$\Phi_1 = \sqrt{(\Phi_{1podl})^2 + (\Phi_{1poprz})^2} = const$$

i jego kątowe położenie

$$x = \arctg \frac{\Phi_{1poprz}}{\Phi_{1podl}} = \alpha_1$$

jest określone kątowym położeniem wirnika selsyna *S I*. Kierunek strumienia wypadkowego wirnika selsyna różnicowego  $\Phi_2$  jest analogicznie określony obrotem  $\alpha_2$  wirnika selsyna *S II*. Jest rzeczą oczywistą, że powstały przy tym moment



Rys. 17. Układ przekazujący z selsynem różnicowym i selsynem transformatorowym

synchronizujący selsyna różnicowego będzie się starał doprowadzić jego wirnik w takie położenie, przy którym kierunki strumieni  $\Phi_1$  i  $\Phi_2$  będą zgodne. Załóżmy dodatni kierunek obrotu  $\alpha_1$  i  $\alpha_2$  przeciwny do ruchu wskazówek zegara. Przy jednakowych znakach  $\alpha_1$  i  $\alpha_2$  wirnik selsyna *SR* obróci się o kąt różnicy  $\alpha_1 - \alpha_2$ . Przy przeciwnych kierunkach  $\alpha_1$  i  $\alpha_2$  wirnik selsyna *SR* wychyli się o wartość równą sumie  $\alpha_1 + \alpha_2$ . Tak więc system ruchomy selsyna różnicowego wychyla się zawsze o kąt równy algebraicznej różnicy wychyleń obu nadajników. Jeśli w układzie na rys. 16 zamienić miejscami dwa dowolne przewody obwodów fazowych selsynów *S I* lub *S II*, to wirnik selsyna *SR* będzie wskazywał algebraiczną sumę wychyleń wirników obu nadajników.

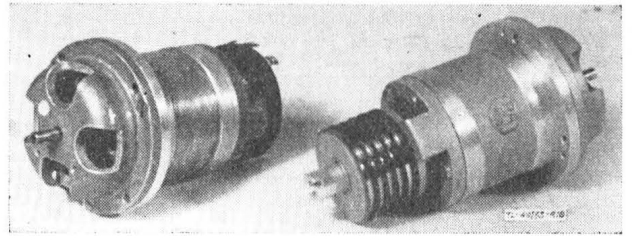
Interesujący jest przykład współpracy trzech selsynów: zwykłego *S* (nadajnika), różnicowego *SR* (nadajnika), oraz selsyna transformatorowego *ST* pracującego jako odbiornik (rys. 17). Dzięki obecności selsyna różnicowego wiążące wyjście selsyna *S* z wejściem selsyna *ST*, napięcie sygnału  $U_s$  na wyjściu selsyna transformatora jest proporcjonalne do sumy lub różnicy wychyleń wirników obu nadajników. Jednak nawet przy uzgodnionych położeniach wirników obu nadajników (*S* i *SR*), w fazowych uzwojeniach selsyna *S* płyną prądy magnesujące selsyna *SR*. Odbija się to ujemnie na dokładności pracy układu. Dla wyeliminowania dodatkowych błędów wynikających z powyższych przyczyn, uzwojenia stojana selsyna różni-

cowego bocznikuje się kondensatorami *C*, przez co ogranicza się prądy magnesujące.

Układ z selsynem różnicowym stosuje się np. do azymutalnej stabilizacji obrazu na ekranie radiolokatora pokładowego.

### 1.7. Niektóre dane selsynów lotniczych

Małe wymiary, minimalny ciężar oraz jak najmniejsza pobierana moc, są to zasadnicze cechy selsynów używanych w automatyce lotniczej.



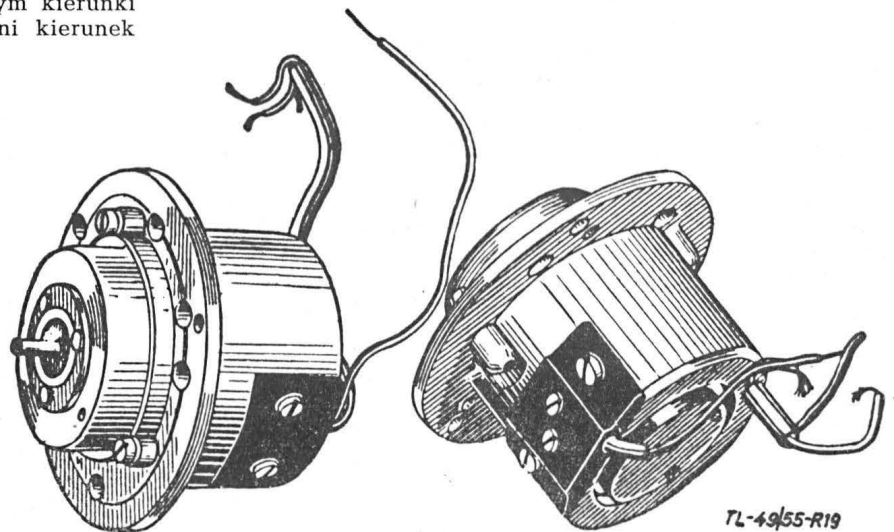
Rys. 18. Selsyny lotnicze

Jeden z często używanych typów w lotnictwie jest pokazany na rys. 18, z lewej strony. Selsyny tego rodzaju są zasilane napięciem  $\sim 36$  V o częstotliwości 500 Hz. Zużycie prądu wynosi 0,55 A. Prąd ten można pięciokrotnie zmniejszyć włączając równolegle do uzwojeń wirników kondensatory o pojemności  $5\mu F$  strojąc obwód w rezonans. Maksymalny moment synchronizujący (przy  $\theta = 90^\circ$ ) wynosi około 140 Gcm. Moment synchronizujący przy  $\theta = 10^\circ$  — 20 Gcm. Maksymalne napięcie międzyprzewodowe — 32 V. Dokładność przekazywania —  $\pm 1,5^\circ$ . Wymiary selsyna: długość — 57 mm, średnica — 33 mm. Ciężar 145 G (w tym ciężar wirnika wraz z uzwojeniem — 25 G). Niektóre z tych selsynów posiadają dodatkowe pierścienie pozwalające na szczotkowe doprowadzenie prądu w przypadku konieczności obracania korpusu (rys. 18, strona prawa).

Inny typ selsyna (rys. 19) pracuje przy napięciu 26 V i częstotliwości 400 Hz. Zarówno jego średnica jak i długość nie przekraczają 38 mm.

Pobierany prąd — mniej niż 0,1 A. Maksymalny moment synchronizujący — około 10 Gcm.

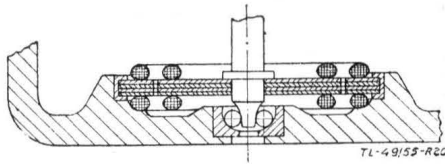
Selsyny-transformatory mają podobną budowę jak wyżej opisane. Oto dane jednego z częściej stosowanych zespołów firmy Askania, składającego się z selsyna nadajnika i z selsyna-transformatora-odbiornika:



Rys. 19. Selsyn lotniczy

Zasilanie nadajnika prądem zmiennym  $\sim 36$  V 500 Hz; pobór prądu — 0,560 A; moc zasilania — 6,3 W; maksymalne napięcie międzyprzewodowe — 23 V; maksymalny prąd fazowy — 400 mA; maksymalne napięcie wyjściowe — 110 V przy biegu

luzem; maksymalna moc wyjściowa — 5 W przy oporności obciążenia 1000  $\Omega$ ; dokładność przekazywania —  $\pm 0,8^\circ$ ; wymiary i ciężar jak dla selsyna z rys. 18a.



Rys. 20. Zamocowanie selsyna płaskiego na ramie przyrządu giroskopowego

Czasami korzystne bywa znaczne zmniejszenie długości selsyna kosztem zwiększenia jego średnicy. Przekrój takiego płaskiego selsyna pokazuje rys. 20. Wirnik jest tu wykonany z biegunami utajonymi. Selsyny tego rodzaju odznaczają się większą dokładnością pracy dzięki większym wymiarom promienio-

wym (dokładniejsze wykonanie blach). Płaskie selsyny znalazły zastosowanie dla odległościowego przekazywania wskazań przyrządów giroskopowych. Rys. 20 przedstawia zamocowanie płaskiego selsyna na ramie zawieszenia giroskopu. W przypadku przyrządów wielowskazówkowych selsyny łączy się po kilka sztuk w jednej obudowie.

Warto zaznaczyć, że selsyny umożliwiają również odległościowe przekazywanie prędkości kątowych. Szczegółowa analiza dynamicznych procesów w selsynach wykazuje, że przekazywane prędkości kątowe nie mogą przekraczać pewnych granicznych wielkości ze względu na możliwość wystąpienia t. zw. asynchronicznego ruchu wirnika odbiornika<sup>2)</sup>. Np. dla selsynów z rys. 18 a i b gwarantowana wartość graniczna przekazywanej prędkości kątowej wynosi 6 obr./sek.

<sup>2)</sup> Wywody te jako odrębne tematycznie pomijamy. Analiza dynamicznych przebiegów w selsynach jest ujęta np. w pracy F. F. Galtieiewa „Issledowanie reżimow raboty transformatornych selsinow primientielno k ich rabotie w slediaszczich sistemach” (Trudy Moskwaskawo Ordiena Lenina Energeticzeskowo Instituta im. W. M. Molotowa. Wypusk XV. Gosenergoizdat 1955).

(ciąg dalszy nastąpi)

Mgr inż. STANISŁAW MADEYSKI

614:629.13

## Sprawy bhp w lotnictwie

*W artykule naszkicowano problemy z dziedziny bhp, jakie występują w lotnictwie. Wskazano pewne osiągnięcia Instytutu Lotnictwa.*

Artykuł 60 Konstytucji Polskiej Rzeczypospolitej Ludowej, uchwalonej w dniu 22 lipca 1952 r. przez Sejm Ustawodawczy głosi, że „obywatele PRL mają prawo do ochrony zdrowia oraz do pomocy w razie choroby lub niezdolności do pracy”, przy czym „...coraz szerszemu urzeczywistnianiu tego prawa” służy „...stałe polepszenie warunków bezpieczeństwa, ochrony i higieny pracy...”. Do wykonywania postanowień wymienionej części tego artykułu Konstytucji w okresie ubiegłego dziesięciolecia, a zwłaszcza w latach 1953—54, powołano do życia szereg instytucji nowych lub zmieniono działalność pewnych jednostek administracyjnych i społecznych, zajmujących się zagadnieniami bhp, na podstawie ustaw i dekretów koordynujących i normujących ich zakres pracy na nowych zasadach.

I tak na przykład: uchwałą Prezydium Rządu nr 592 z dnia 1 sierpnia 1953 r. ustalono zakres działania i rodzaj zadań administracyjnej służby bhp; dekretem z dnia 10 listopada 1954 r. przekazano Związkowi Zawodowemu zadania w dziedzinie wykonywania ustaw o ochronie, bezpieczeństwie i higienie pracy oraz sprawowanie technicznej inspekcji pracy, przy czym poszczególne inspektoraty związane są z odpowiednimi branżowymi związkami; ustawą z dnia 4 lutego 1950 r. powołano społeczną inspekcję pracy działającą bezpośrednio w zakładach pracy, przy czym na stanowiska społecznych inspektorów pracy wybierani są członkowie Związku Zawodowego na jeden rok spośród pracowników zakładu.

Naukowe i badawcze prace z dziedziny bhp prowadzi Centralny Instytut Ochrony Pracy posiadający trzynaście zakładów wykonujących prace naukowe, sześć laboratoriów, zakład prototypów wykonujący sprzęt i wzorce opracowane w Instytucie oraz dział dokumentacji i wydawnictw, jak również sekcję normalizacji i sekcję wdrażania wyników prac Instytutu. CIOP rozwija szeroką działalność, której przejawem, dostępnym dla ogółu, są: wydawnictwo periodyczne „Prace CIOP” oraz miesięcznik „Ochrona pracy — bezpieczeństwo i higiena pracy”, organ CRZZ i CIOP wydawany przez NOT, z dodatkami „Biuletyn CIOP” i „Przegląd dokumentacyjny ochrony pracy” opracowany przez ośrodek dokumentacji CIOP.

Państwowe Wydawnictwa Techniczne, w wydawanej „Bibliotece ochrony pracy” (o której wzmianki zamieszczaliśmy niejednokrotnie w naszym dziale „Na półkach księgarskich”), gromadzi dorobek naukowy, przepisy oraz instrukcje opracowywane przez fachowców CIOP oraz tłumaczone z języków obcych, dotyczące bhp poszczególnych dziedzin przemysłu i techniki.

Ministerstwo Pracy i Opieki Społecznej, w Serii Ochrony Pracy, wydaje wskazówki bezpieczeństwa i higieny pracy oraz instrukcje techniczne, dotyczące poszczególnych rodzajów obrabiarek, narzędzi itp.

Wydawany przez Wydawnictwo Związkowe CRZZ „Przyjaciel pracy” miesięcznik instrukcyjno-popularyzacyjny poświęcony jest zagadnieniom ochrony pracy i służy ogromnej rzeszy społecznych inspektorów pracy.

Gabinety ochrony pracy, które powstały z inicjatywy i przy poparciu CRZZ, wojewódzkie w liczbie trzech oraz zakładowe w liczbie czterdziestu siedmiu, są komórkami szkolenia pogładowego w dziedzinie bhp.

\* \* \*

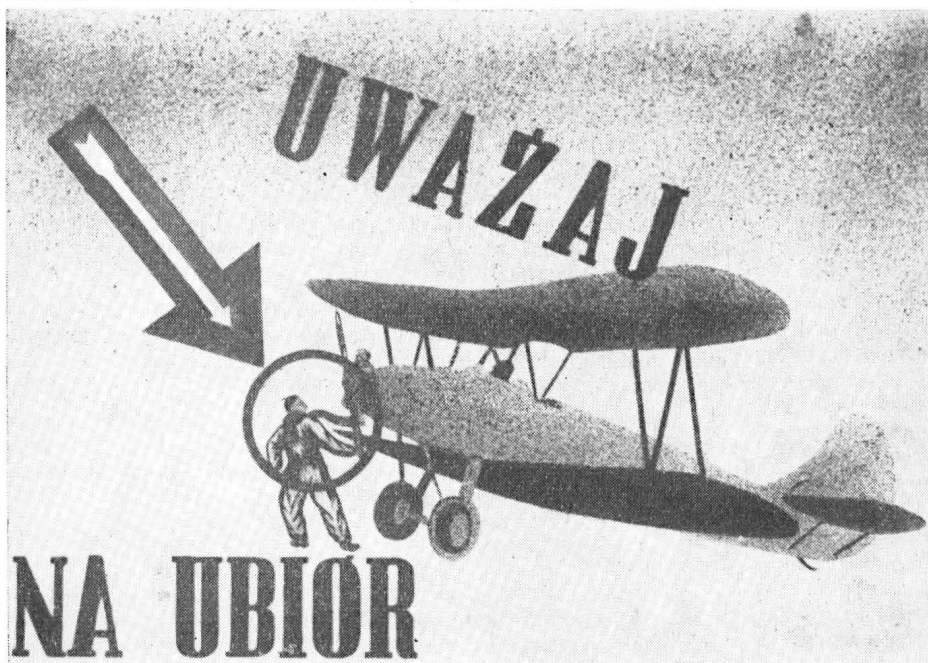
Na tle naszkicowanego powyżej pokrótce stanu faktycznego organizacji i dorobku instytucji powołanych do prowadzenia dziedziny ochrony pracy, pragniemy zająć się problemem bhp w lotnictwie.

Jest rzeczą oczywistą, że dorobek w dziedzinie bhp odnoszący się do wszystkich gałęzi wytwórczości, jakie wchodzi w rachubę w przemyśle lotniczym oraz w warsztatach wytwórczych i remontowych sprzętu lotniczego, jest w zasadzie przyswojony w lotnictwie. Wskazówki dotyczące bezpieczeństwa i higieny pracy przy pracy na określonych obrabiarkach, przy użytkowaniu sprzętu lub narzędzi; instrukcje techniczne odnoszące się do zabezpieczeń urządzeń produkcyjnych; sprzęt i odzież ochrony osobistej stosowane przy poszczególnych pracach w przemyśle — te, przykładowo tylko wymienione, przejawy działalności na polu ochrony pracy są stosowane w lotnictwie. Nie będziemy się nimi zajmować. Ta dziedzina techniki lotniczej na ogół jest więc pod względem ochrony pracy zaspokojona już podczas inwestycji pierwotnej zakładu wytwórczego lub zaspokajana w miarę rozbudowy urządzeń przemysłowych zgodnie z obowiązującymi przepisami prawnymi.

Dużo gorzej przedstawia się sprawa bezpieczeństwa i higieny pracy podczas użytkowania sprzętu lotniczego, zwłaszcza sprzętu latającego, zarówno w locie jak i na ziemi. Liczne cytowane przez nas w dziale „Notatnik użytkownika” w okresie ostatnich lat przykłady niewłaściwego korzystania ze sprzętu oraz usterki wynikające z nieprawidłowego wykonywania czynności obsługowych, są dowodem, że sprawa bhp w lotnictwie nie jest postawiona w sposób wymagany. Wiadomo-



Rys. 1



Rys. 2



Rys. 3

ści spotykane zarówno w prasie codziennej jak i fachowej o wypadkach lekkomyślnie spowodowanych przez załogi, które bądź niedoceniały ciężących na nich obowiązków ochrony życia powierzonych im pasażerów, bądź nie posiadały właściwych urządzeń, często w ogóle nie przewidzianych przez konstruktora i wytwórcę sprzętu. Również często zdarzają się przypadki, że personel naziemny wypuszcza do lotu sprzęt, którego pewności działania nie może zagwarantować, lub — co gorsza — posiada uzasadnione obawy o niewłaściwie wykonanej obsłudze lub naprawie. Te wszystkie przykłady wskazują, że problemy ochrony i bezpieczeństwa pracy nie są wdrożone w życie codzienne personelu lotniczego, nie weszły mu „w krew”.

Jednym z podstawowych niedomagań, jakie można dostrzec na lotniskach aeroklubów LPZ jest brak odpowiednio ustawionego instruktora załóg latających i obsługi naziemnej. Instrukcje takie, w postaci — między innymi — poglądowych afiszów, mogłyby oddziaływać stale na pracowników i członków klubu niezależnie od prowadzonych od czasu do czasu pogadanek, pokazów i ćwiczeń z dziedziny ochrony pracy, bezpieczeństwa wykonywania lotów oraz czynności naziemnych obsługi.

W Instytucie Lotnictwa z inicjatywy miejscowej komórki bhp, w październiku 1955 r., wykonano kilkanaście plansz dotyczących podstawowych problemów bhp. Fotografie pięciu z nich odnoszących się do obsługi i użytkowania sprzętu latającego, zamieszczamy w niniejszym artykule. Zostały one zaprojektowane i wykonane graficznie przez pracownika Instytutu inż. Ryszarda Brzezińskiego. Czarno-białe odbitki fotograficzne, skliszowane do druku, nie tylko nie oddają we właściwy sposób barwności plansz, ale nawet zniekształcają niektóre fragmenty. Uważamy jednak, że nawet w takiej postaci potrafią zainteresować pracowników lotnictwa, którym zagadnienia bhp „leżą na sercu”.

Tematy zawarte na omawianych planszach poruszają istotne problemy obsługi naziemnej. Rysunek 1 — „Pamiętaj o uziemieniu” — wyjaśnia poglądowo sprawę uziemienia elementów samolotu oraz cysterny z paliwem dla ochrony przed niebezpieczeństwem wybuchu pożaru pod wpływem elektryczności statycznej, jaka tworzy się przy przepływie paliwa przez przewód. Rysunek 2 — „Uważaj na ubiór” — przypomina o podstawowej zasadzie obowiązującej przy wszelkich czynnościach obsługowych, a przy rozruchu silnika szczególnie; o ograniczeniu do minimum wystających i nieprzytrzymałych części ubrania, które mogą być porwane na przykład przez wirujące śmigło i spowodować nieszczęśliwy wypadek. Rysunek 3 — „Nie łam przepisów” — wskazuje na jakże częste nieprzestrzeganie przepisu „palenie wzbronione”, co może w pobliżu łatwopalnych materiałów pędnych stać

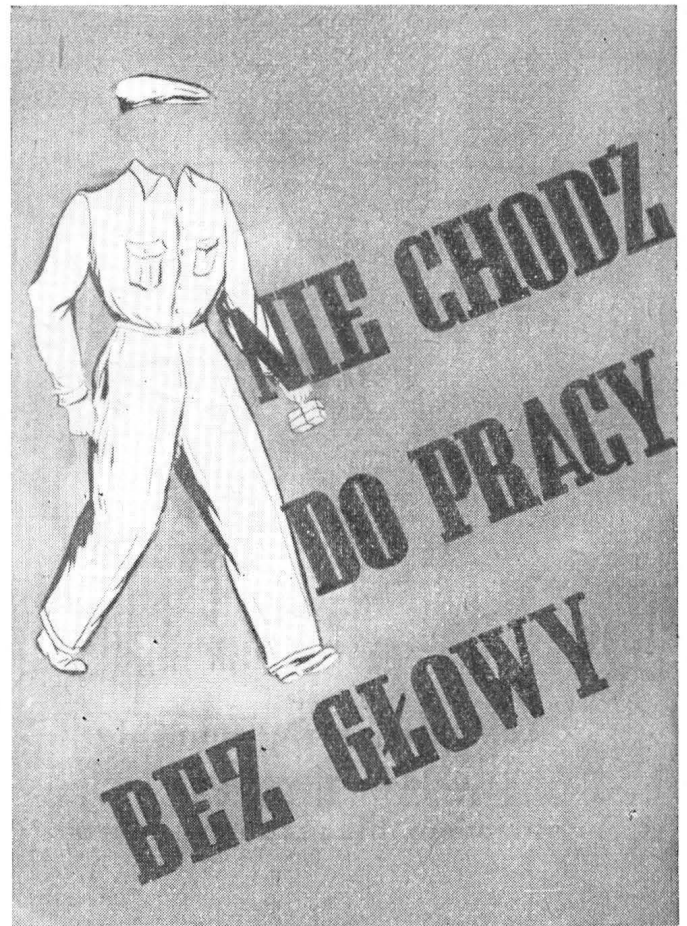


Rys. 4

się przyczyną pożaru. Rysunek 4 — „Dbaj o sprzęt ratowniczy” — przypomina o konieczności starannego pakowania spadochronu i przestrzegania okresów przewijania, wymaganych dla niezawodności działania spadochronu w razie konieczności jego użycia. Rysunek 5 — „Nie chodź do pracy bez głowy” — wskazuje w żartobliwej formie na potrzebę pracowania „głową” przy wykonywaniu wszelkich prac, nie tylko zresztą na lotnisku lub w warsztacie.

Omówione plansze powinny być we właściwy sposób wykorzystane. Są one na razie tylko projektem kompozycyjnym, wykonanym w jednym egzemplarzu.

Wydaje nam się, że chociaż lotnictwo podlega branżowo aż dwóm związkom zawodowym (Związek Zawodowy Metalowców oraz Związek Zawodowy Pracowników Transportu Drogowego i Lotniczego) i dlatego może „kuleje” sprawa jednolitej „opieki” związkowej nad pracą i jej ochroną w lotnictwie — powinna zostać stworzona jakaś komisja porozumie-



Rys. 5

wawcza (może pod egidą Głównego Inspektoratu Ochrony Pracy CRZZ lub KCSP), która by w oparciu — na początek — o wskazaną inicjatywę Instytutu Lotnictwa, opracowała zakrojoną na szeroką skalę akcję wydawniczą afiszów ostrzegawczych, instrukcji i wskazówek bhp dla lotnictwa. Sądzymy, że pomoc w tym przypadku znajdzie sprawa omawiana od organizacji społecznej, od Ligi Przyjaciół Żołnierza. Spodziewamy się, że zainteresowane resorty oraz centralne zarządy akcję tę poprą również i wreszcie ruszy z miejsca sprawa właściwego załatwienia problemu bezpieczeństwa i ochrony pracy w lotnictwie.

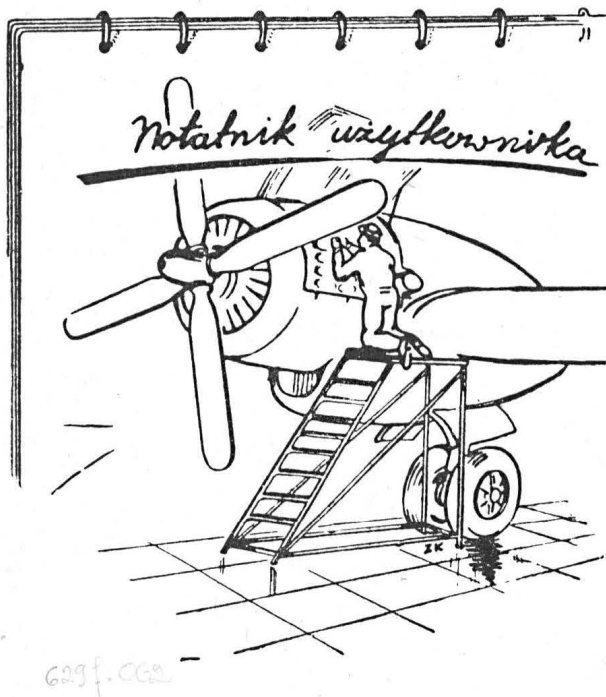
Łamy naszego pisma chętnie otworzymy dla publikowania uwag, jak również i ewentualnie dalszych projektów graficznych afiszów, instrukcji i wskazówek dotyczących bhp w lotnictwie, nadsyłanych przez naszych Czytelników lub instytucje lotnicze.

Artykuł wpłynął dnia 21 lutego 1956 r.

Przegląd Techniczny — organ główny Naczelnej Organizacji Technicznej — nr 4/56 zawiera następujące artykuły:

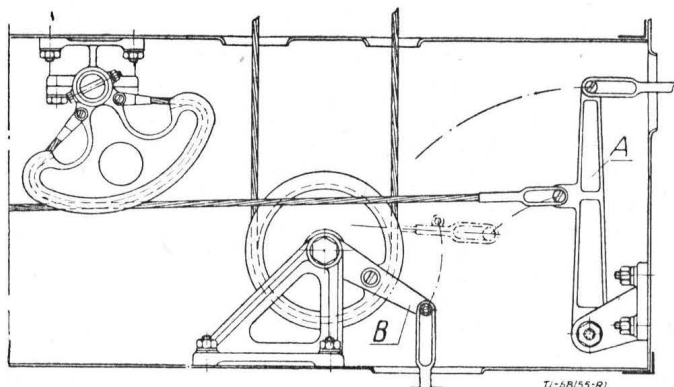
- O udziale inżynierów i techników w dyskusji nad planem 5-letnim — mgr T. Topolnicki.
- Perspektywiczny plan gospodarki wodnej w Polsce — prof. inż. R. Cebertowicz.
- Czas skończyć z pasywnym przeciwdziałaniem zimnu w budownictwie — mgr inż. arch. M. Mołdawa.
- Metale o wysokiej czystości i sposoby ich otrzymywania — mgr inż. J. Wierusz-Kowalski.
- Czy budować w Polsce obrabiarki kopiujące — mgr. J. Jaczewski.
- O normach gruntowych i terminologii geotechnicznej — doc. inż. Z. Wilun, prof. R. Piętkowski.
- Co należy rozumieć przez „organizację produkcji” w przedsiębiorstwie przemysłowym — mgr inż. T. Wasiljew.
- Z dziejów przemysłu żelaznego na Śląsku Cieszyńskim — mgr A. Waszek.

Oprócz artykułów zeszyt zawiera: Nowiny techniczne z prasy zagranicznej. Wolną Trybunę. Sprawy organizacyjne NOT i stowarzyszeń. Krytykę i bibliografię. Kronikę. Biuletyn CIDNT. Biuletyn GUM.



### Zahaczające się elementy układu sterowego powodem niebezpieczeństwa

Pewien samolot, wkrótce po starcie, niespodziewanie przeszedł do stromego lotu wznoszącego bez woli pilota, który stwierdził, że nie może „oddać” drążka sterowego. Pomimo wielu wysiłków, pilot nie mógł odepchnąć do przodu drążka sterowego w celu wyrównania lotu maszyny. Dopiero za pomocą przestawienia dźwigni przepustnicy silnika, po zmniejszeniu mocy silnika, udało się pilotowi wyrównać maszynę. W tym samym czasie pilot stwierdził, że drążek sterowy sam przez się oswobodził się. Podczas przeglądu układu sterowego ustalono następnie przyczynę opisanego powyżej zdarzenia, co wyjaśnia załączony rysunek. Dźwignia (A) należy do układu sterowania steru wysokości, dźwignia (B) zaś do układu sterowania silnika. Liniami punktowymi wskazano na rysunku skrajne położenie sworzni przegubów mocowania liniek poszczególnych układów; wtedy następuje wzajemne zachodzenie tych elementów. Przewidziany przez konstruktora luz pomiędzy łbem sworznia dźwigni (B) i oprawką linki dochodzącej do dźwigni (A) wystarcza na swobodne mijanie się wskazanymi elementami, nawet podczas omówionego powyżej pozornego ich „przenikania się”. Nieprawidłowy kierunek założenia sworznia, wymienianego przez obsługę samolotu, spowodował zmianę położenia łba sworznia, tak, że od strony



linki znalazło się zakończenie gwintowane sworznia wraz z nakrętką. Zakończenie to wystaje znacznie wyżej niż łeb sworznia nad płaszczyznę końcówki dochodzącej do dźwigni (B). Przewidziany luz okazał się zbyt mały i gwintowane zakończenie sworznia mogło, w pewnym wzajemnym położeniu

## Wzbogacamy nasze doświadczenie

Poniżej zamieszczamy notatkę opartą na źródłach zagranicznych, opracowaną przez mgr inż. Stanisława Madeyskiego — oraz drugą, opracowaną przez inż. Janusza Zaboklickiego, omawiającą wypadek jaki zdarzył się na początku roku 1955.

Apelujemy do Czytelników o nadsyłanie notatek z własnej praktyki zawodowej.

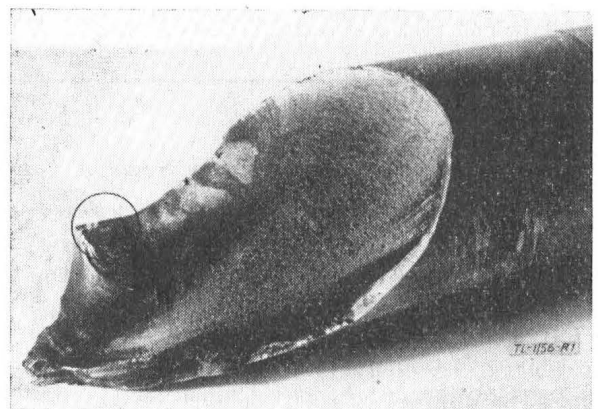
obydwu dźwigni, zahaczać się o oprawkę linki dochodzącej do dźwigni (A), unieruchamiając układ sterowania steru wysokości.

Z opisanego przykładu powinni wyciągnąć właściwe wnioski zarówno konstruktorzy jak i użytkownicy sprzętu lotniczego. Konstruktor nie może zadowolić się jedynie rozpatrzeniem „idealnego” układu, opartego na teoretycznym założeniu konstrukcyjnym, w którym naturalnie wszystkie wielkości doskonale „grają” na papierze, przy rozpatrywaniu ich oddzielnie dla poszczególnych położzeń. Niedopatrzenie szczegółów współpracy wszystkich znajdujących się blisko siebie układów ruchomych może nieraz być przyczyną katastrofy. Mechanik obsługujący sprzęt lotniczy musi być w pełni świadomy odpowiedzialności wykonywanej przez siebie pracy. Dokładna znajomość i ścisłe przestrzeganie instrukcji montażowych jest w tym przypadku warunkiem podstawowym. Drobny na ogół szczegół instrukcji, dotyczący kierunku wkładania sworzni w połączenia przegubowe jest ważny, zwłaszcza w ciasnych i trudno dostępnych miejscach, jakie przeznacza się zazwyczaj na prowadzenie linek układów sterowania samolotem i silnikiem. Nieprzebranie takich pozornie nieważnych i błahych przepisów instrukcji przez obsługę może stać się powodem wypadku lotniczego.

### Niedbalstwo i brak kontroli przyczyną wypadku samolotu szkolnego

Wiosną 1955 r. w czasie startu samolotu, zdarzył się wypadek urwania przedniej końcówki wału wraz ze śmigłem. Badania przeprowadzone w Instytucie Lotnictwa wykazały, że przyczyną omawianego wypadku było nieodpowiednie dopasowanie piasty śmigła do wału, oraz klin przerobiony „gospodarskim” sposobem, z klina pochodzącego z innego silnika.

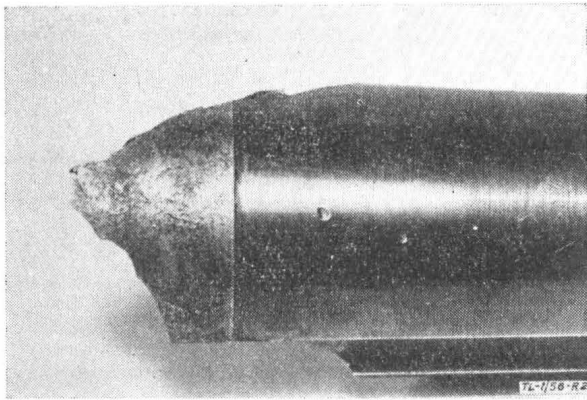
Przełom urwanej przedniej końcówki wału jest typowym przełomem powstałym na skutek momentu skręcającego o charakterze zmęczeniowym. Ognisko pęknięcia znajduje się na przejściu bocznej ściany rowka klinowego w dno rowka (rys. 1). O nieodpowiednim dopasowaniu piasty świadczy poważne odparzenie tylnego stożka wału (rys. 2).



Rys. 1

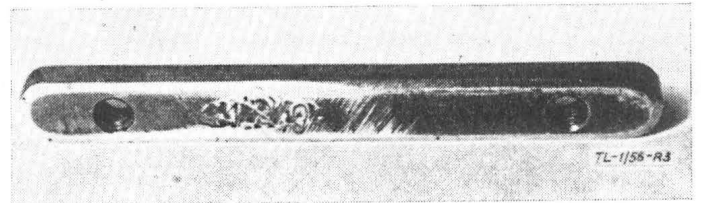
Klin z bogatą przeszłością, na co wskazują dwa niezupełnie zaklepane numery 109 i 129, dopasowany został skandalicznie, przy użyciu pilnika, do wału silnika nr 133, na którym nastąpił omawiany wypadek (patrz rys. 3 i 4).



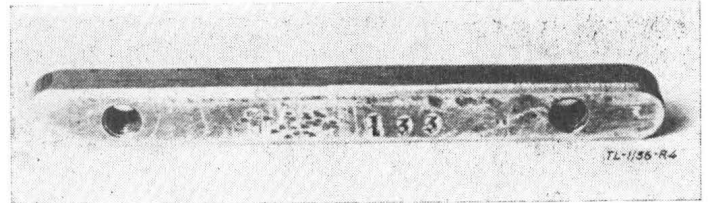


Rys. 2

Klin i piasta są indywidualnie dobierane przez wytwórnice i cechowane numerem silnika według zaleceń dokumentacji technicznej silnika z uwagi na zacieśnione tolerancje luzów bocznych między klinem i wałem oraz klinem i piastą. Jasną jest rzeczą, że odrębnie dorobiony klin nie mógł sprostać wymaganiom stawianym przez dokumentację techniczną.



Rys. 3



Rys. 4

Reasumując powyższe możemy stwierdzić, że na skutek nieprzebrania podstawowych zasad oraz braku dostatecznej kontroli został dopuszczony do eksploatacji silnik z nieodpowiednio zmontowanym śmigłem. Wypadek był tylko i jedynie kwestią czasu.

## Skrzynka Techniczna

Z okazji bytności na organizowanym przez SIMP odczycie lotniczym mgr inż. J. Koźniewskiego i inż. R. Witkowskiego, który odbył się dnia 9 marca 1956 r. w sali Muzeum Techniki NOT w Pałacu Kultury i Nauki w Warszawie, zajrzeliśmy na dział lotniczy Wystawy „Postęp techniczny w służbie człowieka”. Pamiętając o uwagach, jakie zamieściła „Technika Lotnicza” w sprawie tej wystawy i jej działu lotniczego (zeszyt 6/55 i 1/56) pragnęliśmy skonfrontować, czy i w jakim stopniu kierownictwo Wystawy wykorzystało naszą krytykę. Musimy jednak stwierdzić, że nie znaleźliśmy najmniejszego śladu naszych uwag. Klapka wyważająca w dalszym ciągu napisana jest nieortograficznie przez „rz”. Przypominamy, że pierwszy raz zwróciliśmy uwagę kierownictwu Wystawy na ten fakt już dnia 30.7.1955 r. — od tego czasu minęło wiele miesięcy. Model szybowca „Kaczka” ustawiony jest tyłem do przodu, to znaczy ster jest z tyłu tak, że nie wyróżnia się — dla laika — niczym od sąsiednich modeli. Model samolotu CSS-13, zaopatrzonego w urządzenia do rozpylania środków owadobójczych stoi na spodzie gabloty tak, że ciekawego tego urządzenia nie widać. Modelu śmigłowca SP-GIL, konstrukcji inż. Bolesława Żurakowskiego, laureata Nagrody Państwowej, nie zaopatrzonego w objaśnienia. W rocznicę naszej pierwszej bytności na Wystawie postaramy się raz jeszcze przeprowadzić „inspekcję” działu lotniczego; o wynikach jej nie

omieszkamy Czytelników naszych zawiadomić na łamach Skrzynki Technicznej.

• • •

W pracy pt. „Jednostki miar”, zamieszczonej w dziale „Lotnictwo techniczne” w zeszyt 1/56 „Techniki Lotniczej” Autor znalazł podane niżej błędy, które należy poprawić we wskazanym zeszyt, aby uniknąć pomyłek przy użytkowaniu jednostek miar, ich oznaczeń, skrótów i wartości:

Na str. 25, szpalta prawa, wiersz 10 od góry powinien mieć taką postać:

$$„1 \text{ radian} = 1 \text{ rd} = \frac{1}{2\pi} P \approx 57,2958^\circ \approx 57^\circ 17' 45'' \approx 206265'';”$$

wiersz 22 od dołu powinien mieć taką postać:  
 „1 jednostka X = 1 X = 1/10 000 000 000 mm = 1/1000 Å”;  
 w tej samej szpalcie w wierszu 12 od dołu zamiast wyrażenia „cetnar” należy wpisać wyrażenie „centar” będące połączeniem przedrostka „centy” z nazwą jednostki głównej „ar”.  
 Na str. 26, szpalta lewa, wiersze 9 i 10 od dołu powinny mieć postać:

$$„1 \text{ megadyna} = 1 \text{ Mdyn} = 10 \text{ kg m/sek}^2 \approx 1,0197 \text{ kG} \\ 1 \text{ niuton} = 1 \text{ N} = 1 \text{ kg m/sek}^2 \approx 0,102 \text{ kG}”.$$

Na str. 26, szpalta prawa, w wierszu 18 od góry ostatni wyraz powinien mieć postać „0,00136 at”. S. M.

## Nowości techniczne

### Reguła pół

Już od szeregu lat jest rzeczą znaną, że w obszarze prędkości przydźwiękowych (tj. od 0,8 do 1,3 liczby Macha) występuje znaczny przyrost oporu samolotu. Typową zależność współczynnika oporu samolotu w funkcji liczby Macha przedstawia rys. 1. Ten wzrost współczynnika oporu jest wywołany pojawieniem się fal uderzeniowych na powierzchni samolotu. Jeszcze zanim samolot osiągnie prędkość dźwięku, strugi powietrza ulegają w pewnych miejscach przyspieszeniu przekraczając lokalnie prędkość dźwięku, zwolnienie zaś prędkości nie może nastąpić inaczej jak przez fale uderzeniowe. Gdy samolot leci z prędkością nie przekraczającą prędkości dźwięku, to występują fale uderzeniowe prostopadłe do powierzchni samolotu, gdy prędkość dźwięku zostanie przekroczona, to powstają fale uderzeniowe skośne, przy czym ich pochylenie jest tym większe, im bardziej liczba Macha jest większa od jedności.

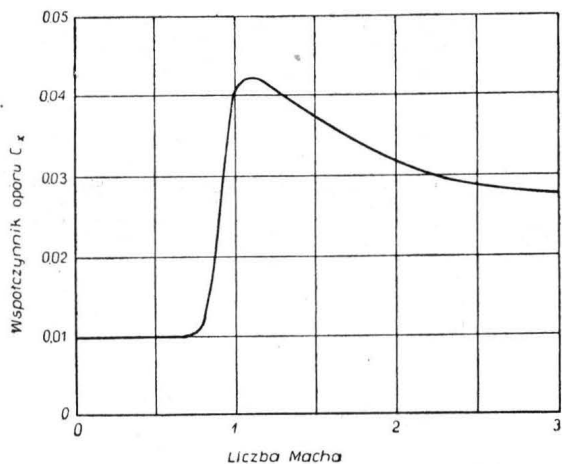
Przyrost oporu spowodowany pojawieniem się fal uderzeniowych nazywa się oporem falowym, szczyt współczynnika opo-

ru na rys. 1 nazywany bywa popularnie „barierą dźwięku”, przekroczenie tej bariery wymaga bardzo dużego ciągu ze strony zespołu napędowego, dopiero napęd odrzutowy pozwolił na uzyskiwanie takiego ciągu umożliwiając przekroczenie „bariery”.

Studium oporu falowego od dłuższego czasu zajmuje umysły aerodynamików-naukowców, zarówno teoretyków jak i eksperymentatorów. W przypadkach prostszych np. dla przepływu dwuwymiarowego, dla brył obrotowych opracowano metody analityczne wyznaczania oporu falowego, badania teoretyczne jak i doświadczalne w dużym stopniu wyjaśniły naturę fal uderzeniowych. Do tej pory nie zdołano jednak opracować metody analitycznego obliczenia oporu falowego dla brył bardziej skomplikowanych, jakim jest np. układ skrzydłokadłub-usterzenie nowoczesnego samolotu. Sprawa ta w ujęciu analitycznym jest niesłychanie trudna. Do niedawna również metoda doświadczalna nie pozwalała na badanie opływu modeli w tunelach aerodynamicznych w zakresie prędkości

53: 6.03.129

przydźwiękowych. W tym zakresie bowiem w przestrzeni pomiarowej tunelu następowało „zadławianie przepływu”, a odbicia fal uderzeniowych uniemożliwiały przeprowadzenie niezdeformowanego opływu modelu. Pierwsze wyniki dla tego zakresu prędkości dały pomiary wykonywane z samolotami



Tl. 3/56 - P1

Rys. 1. Zmienność współczynnika oporu w dużym zakresie prędkości lotu

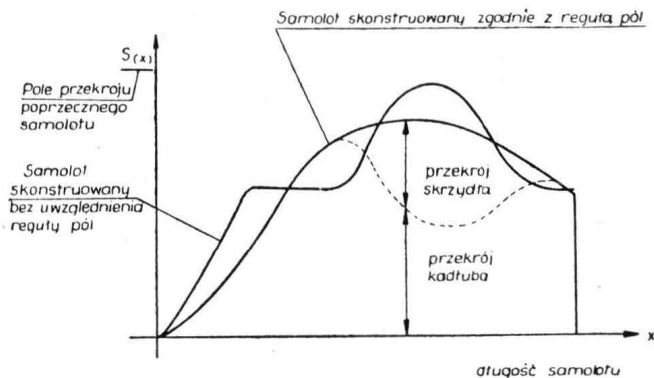
i modelami swobodnie latającymi. Pomiary te były bardzo trudne i niebezpieczne, gdyż w tym zakresie prędkości samoloty czy też modele doznawały znacznych i nieprzewidywanych zakłóceń równowagi lotu, stateczności itd. W tym stanie rzeczy obliczenia aerodynamiczne samolotu w zakresie liczb Macha od 0,8 do 1,3 opierały się na mocno niekompletnym i niepewnym materiale, trudno było z góry przewidzieć osiągi i własności lotne nowego typu samolotu. Niepowodzenia w tym względzie były niemal regułą, dla wyciągnięcia zamierzonych osiągnięć konstruktor mógł zwiększać jedynie ciąg zespołu napędowego, co nie jest „chwytem” najbardziej racjonalnym, poprawa osiągnięć i własności lotnych samolotu na drodze aerodynamicznej, tj. przez zmianę kształtów była bardzo uciążliwa, oparta w wielu przypadkach raczej na intuicji konstruktora, nauka nie zawsze potrafiła dać odpowiedź na pytania, jakie stawiała technika lotnicza. Zanim dany prototyp doszedł do zamierzonych osiągnięć, trzeba było wprowadzić szereg modyfikacji, co trwało latami, niektóre prototypy w ogóle nie spełniły pokładanych w nich nadziei. Tak np. zakłady Convair zbudowały samolot myśliwski zaopatrzonego w skrzydło delta o bardzo cienkim profilu oraz najmocniejszy, jaki

muszą być opracowane sposoby zmniejszania tego ze wszechmiar niepożądanego wzrostu oporu w zakresie prędkości przydźwiękowych.

Metody obliczeniowe opierały się na wynikach badań aerodynamicznych prostych elementów samolotów, wykonywanych różnymi sposobami. Szereg niezgodności takich obliczeń z wynikami pomiaru osiągnięć prototypu pozwalał wnosić, że zagadnienie interferencji aerodynamicznej poszczególnych elementów samolotu odgrywa tu niepoślednią rolę. Dotyczyło to zwłaszcza interferencji układu skrzydło-kadłub.

Już podczas ubiegłej wojny światowej dr D. Küchemann studiując opływ skrzydeł skośnych, stwierdził, że strugi powietrza opływające skrzydło na drodze od krawędzi natarcia do linii największej grubości profilu odchylają się w kierunku do płaszczyzny symetrii skrzydła, natomiast w partii dalszej spływają na zewnątrz. Wyciągnął on z tego taki wniosek, że kadłub w partii przechodzenia przez skrzydło winien być tak ukształtowany, by nie zakłócać naturalnej skłonności przepływu strug wokół skrzydła, w tym celu kadłub winien być zwężony w części sąsiadującej ze spływową partią skrzydła. Wniosek ten dotyczy lokalnego zagadnienia i nie rozwiązuje wszystkich kwestii interferencyjnych.

Jak już wspomniano, badanie powstawania oporu falowego dało pewne wyniki w przypadku prostszych brył. Najmniejszy opór w zakresie przydźwiękowym wykazywały bryły obrotowe, analityczny rachunek pozwolił na ustalenie optymalnych kształtów, dane na ten temat podaje np. Nota N.A.C.A. nr 3478 pt. „O bryłach obrotowych mających najmniejszy opór falowy” opracowana przez K. C. Hardera i C. Rennemanna. Podobnymi zagadnieniami zajmowali się Anglicy: prof.



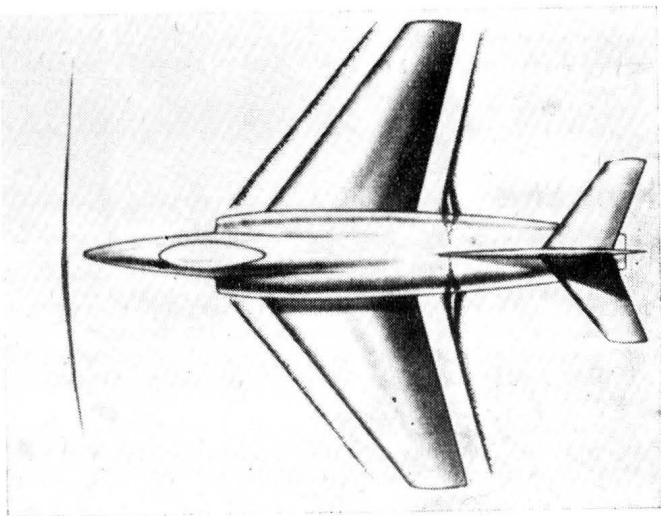
Tl. 3/56 - P3

Rys. 3. Rozkład pól przekrojów poprzecznych samolotu skonstruowanego wg starych zasad i wg reguły pół.

G. N. Ward i W. T. Lord. Także i w innych krajach teoretycy aerodynamicy badali opór falowy prostych brył. Badania te wykazały, że dla danej liczby Ma istnieje pewien optymalny kształt, przy którym ta bryła wykazuje minimum oporu falowego. Określenie kształtu sprowadza się do określenia zmienności pola przekroju poprzecznego bryły wzdłuż jej długości. Stwierdzono, że już małe odchyłki od tego optymalnego kształtu wyraźnie zwiększają opór falowy.

Opracowano również metodę obliczenia oporu falowego dla bryły obrotowej spełniającej pewne warunki konstrukcyjne, narzucone przez układ samolotu. Ponieważ odpowiednie rachunki są bardzo żmudne i czasochłonne w RAE opracowano maszynę elektroniczną „Deuce”, która może szybko przeprowadzić wymagane obliczenia.

Dalszy postęp uzyskano na drodze doświadczałnej. Przełom w technice pomiarów aerodynamicznych w zakresie prędkości przydźwiękowych spowodowało wprowadzenie tzw. wentylowanej przestrzeni pomiarowej, co pozwoliło na dokonywanie dokładnych pomiarów w pobliżu  $Ma = 1$ , co dotychczas było nieosiągalne. Zakres  $Ma 0,9 \div 1,1$  przestał być tajemnicą niedostępną badaniom tunelowym. Wentylowaną przestrzeń pomiarową opracował J. Stack z Laboratorium Aeronautycznego Langley w roku 1951. Do publicznej wiadomości odkrycie to doszło w ostatnich miesiącach. Stosując nową technikę przeprowadzono systematyczne badania modeli samolotów w interesującym zakresie. Rys. 2 przedstawia układ fal uderzeniowych powstających na samolocie lecącym z prędkością odpowiadającą  $Ma 1$ . Samolot jest zwykłego typu ze skrzydłami skośnymi, typu, który nie dawał zadowalających wyników przy przekraczaniu „baryery dźwięku”. Fotografia jest dokonana metodą „Schlieren”. Specjalną uwagę zwraca wystąpienie bardzo silnej fali uderzeniowej na krawędzi spływu



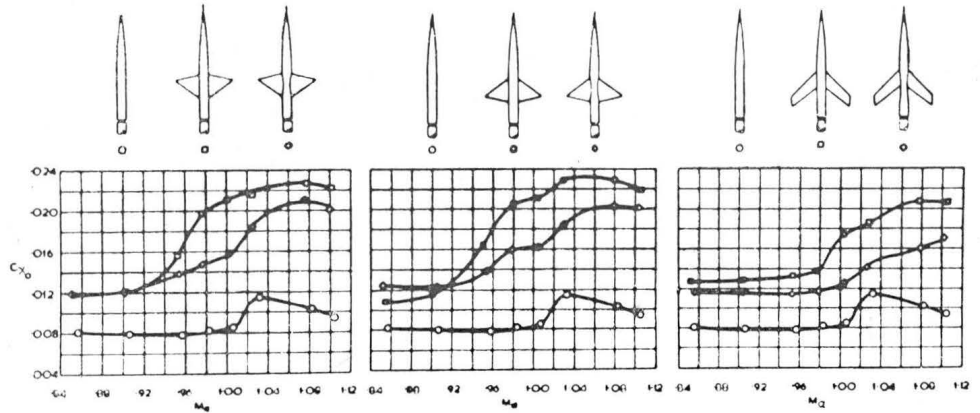
Rys. 2. Układ fal uderzeniowych wokół samolotu, zwykłego układu dla prędkości odpowiadającej  $Ma = 1$

był do dyspozycji silnik odrzutowy, przy czym miała być znacznie przekroczona liczba Macha 1. Próby w locie wykazały jednak, że samolot ten F-102 osiągnął zaledwie  $Ma 0,9$ . Stało się oczywiste, że opór falowy głównie odpowiedzialny za te niepowodzenia, musi być dokładniej zbadany i że

skrzydła, jest to fala o kształcie litery  $\lambda$  przy kadłubie. Bliższa analiza wykazała, że fala ta powoduje wzrost oporu w zakresie  $Ma = 1$ . Badania poszły w kierunku poszukiwania takiego ukształtowania samolotu, by opór falowy był jak najmniejszy. Pomiary wykazały, że opór całego samolotu nie jest sumą oporu skrzydła, kadłuba itd., gdy te elementy są badane oddzielnie w zakresie  $Ma = 1$ . Wskutek interferencji opór falowy układu może znacznie wzrosnąć. Pewne modyfikacje przejść skrzydła w kadłub powodowały duże różnice w oporze falowym.

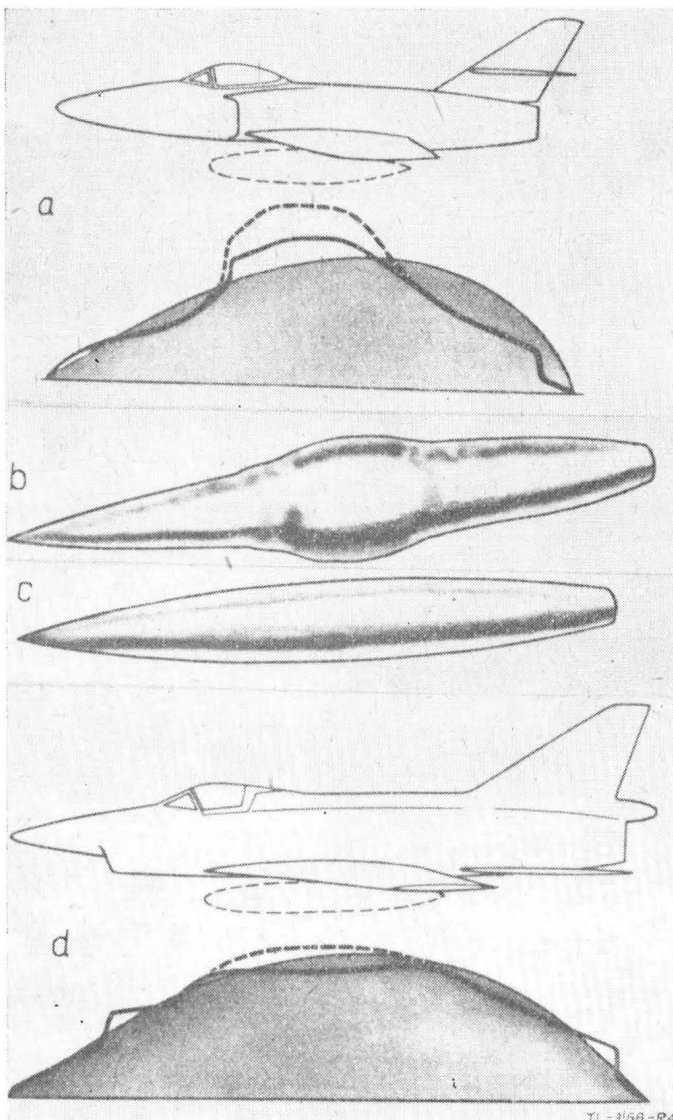
Prowadząc systematyczne badania w tunelu przydźwiękowym o średnicy 2,4 m w Laboratorium Aeronautycznym w Langley nad różnymi układami skrzydło-kadłub R. T. Whitcomb stwierdził bardzo ciekawy fakt, że jeżeli na kadłubie zamiast skrzydła umieścić zgrubienie-narośl o rozkładzie przekrojów poprzecznych takim samym jak rozkład poprzecznych pól skrzydła, to otrzymuje się taki sam opór falowy. Wynika z tego bardzo ważny wniosek, że na wielkość oporu falowego ma wpływ jedynie wielkość przekrojów poprzecznych i ich rozkład wzdłuż długości kadłuba, sam natomiast kształt przekrojów poprzecznych ma znaczenie drugorzędne. Patrząc na samolot z przodu widzimy, iż inny obraz przedstawia skrzydło, a inny — zgrubienie równoważne pod względem pola przekroju, wpływ zaś na wielkość oporu falowego jest ten sam. Wynika z tego wniosek dalszy — jeżeli samolot będzie tak ukształtowany, że po zmianie jego na bryłę obrotową nie będzie

wykazywał żadnych gwałtownych zgrubień i narośli, im będzie bardziej zbliżony do kształtu optymalnego dla danej liczby  $Ma$ , tym opór falowy będzie mniejszy. Z tego wynika następująca zasada ustalania kształtu: ponieważ skrzydła skośne czy też układu delta posiadają pewien przekrój poprzeczny, kadłub samolotu musi być o tyle właśnie cieńszy od optymalnego kształtu bryły obrotowej. Stąd w obrębie skrzydeł kadłub wypada zwięzły.



TL-3/56-R5

Rys. 5. Przebieg współczynnika oporu dla różnych układów skrzydło — kadłub według dmuchań w tunelu z wentylowaną przestrzenią pomiarową.



Rys. 4. a — samolot ukształtowany w dawny sposób, b — odpowiadająca mu bryła obrotowa, d — samolot kształtowany według reguły pól, c — odpowiadająca mu bryła obrotowa.

Rys. 4a przedstawia samolot ukształtowany wg dawnych zasad, poniżej pokazany jest przebieg zmienności pól przekrojów poprzecznych, odpowiadająca temu bryła obrotowa — to poz. b na rys. 4. Samolot ukształtowany według nowych zasad jest uwidoczniony na rys. 4d, poniżej jego rozkład pól, odpowiadająca temu bryła — to rys. 4c. Pola zacieniowane odpowiadają optymalnym ze względu na opór falowy kształtom. Ta nowa zasada kształtowania samolotów dla zakresu prędkości przydźwiękowych znana jest pod nazwą reguły pól (area rule).

Wyniki badań tunelowych wykazujące słuszność reguły pól przedstawia rys. 5. Krzywe dolne przedstawiają zmienność współczynnika oporu przy zerowym kącie natarcia dla samego kadłuba tępo ściętego, krzywe górne przebieg dla układu kadłub plus skrzydło trójkątne, proste, dla skrzydła delta i dla skrzydła skośnego, krzywe środkowe przedstawiają przebieg współczynnika oporu dla ukształtowania kadłuba według reguły pól. Na osi odciętych podano liczbę Macha.

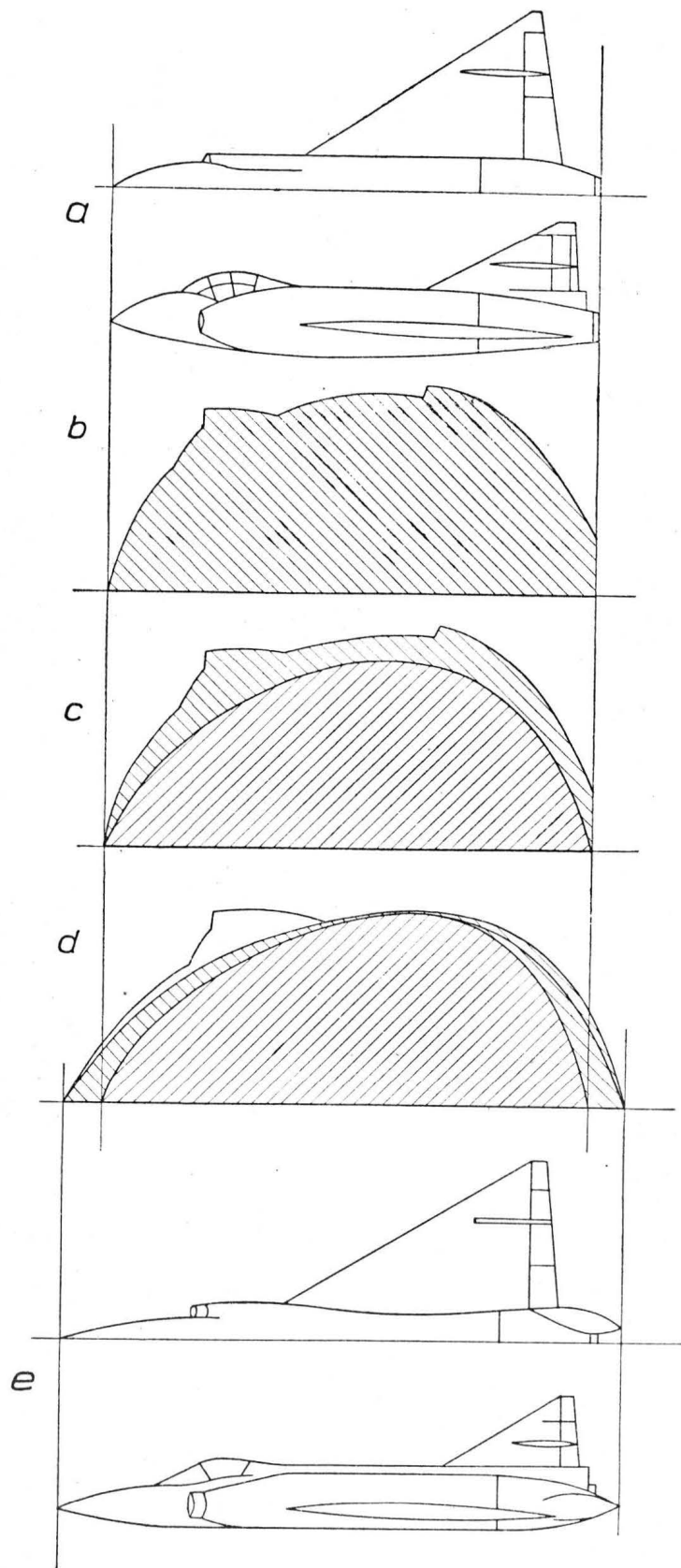
Zmniejszenie oporu falowego odczytane z wykresów jest następujące:

dla skrzydła	$c_{xf}$ dla zwykłego ukształtowania	$c_{xf}$ dla ukształtowania wg reguły pól	zmniejszenie oporu falowego o
trójkątne	0,0090	0,0040	56%
delta	0,0103	0,0038	63%
skośne	0,0042	0,0008	81%

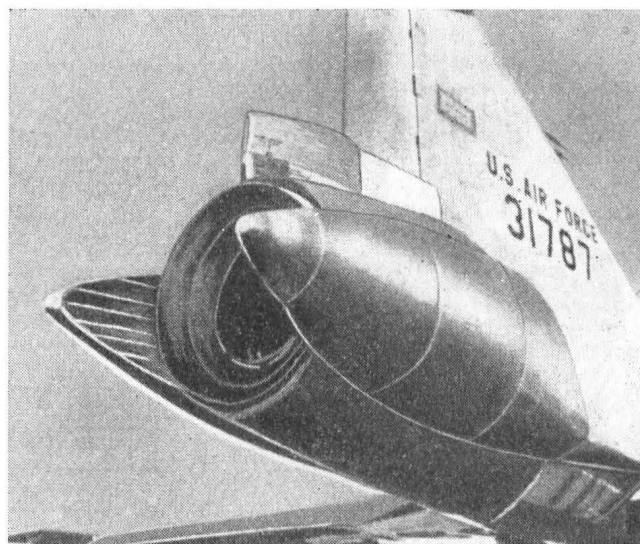
Opór całego samolotu w zakresie  $Ma = 1$  może być zmniejszony o 25 do 40% przy zastosowaniu reguły pól. Jest to bardzo dużo — wykrycie reguły pól jest więc rewelacją i wprowadzenie jej bardzo znacznie wpłynie na poprawienie osiągnięć samolotów szybkich.

Kolejne fazy projektowania kształtu samolotu przy stosowaniu reguły pól przedstawia rys. 6, a — to dwa rzuty samolotu o zwykłych kształtach, b — zmienność pól przekrojów poprzecznych wzdłuż długości samolotu, c — wyrysowano optymalny kształt, który jednak odpowiada za małej objętości kadłuba, wobec tego kadłub trzeba przedłużyć i tak zmodyfikować, by zbliżyć się możliwie dokładnie do poprawionego optymalnego kształtu — d, e — przedstawia dwa rzuty samo-

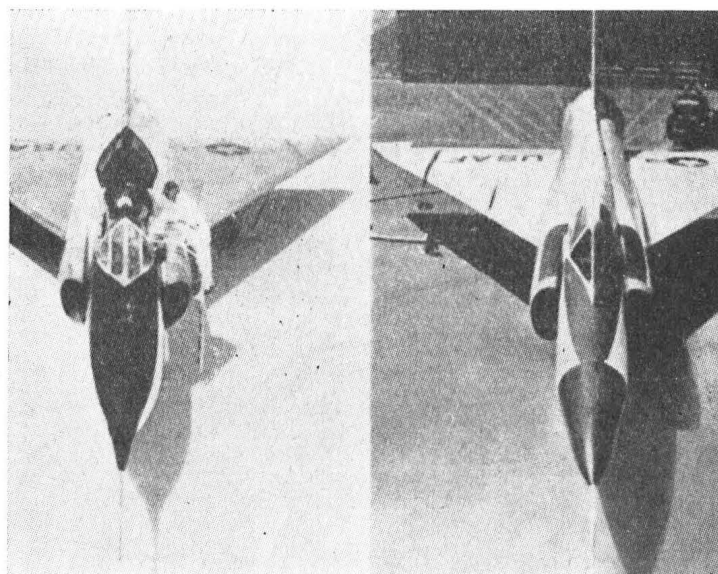
lotu odpowiadające wykresowi d, charakterystyczny kształt kadłuba jest dobrze widoczny. Omówiony przykład dotyczy przeróbki już istniejącego samolotu, w danym przypadku prototypu YF-102, o którym już była mowa. Dla spełnienia reguły pół w części tylnej kadłuba dodano wprost na prototypie dwie narośle — patrz rys. 7. Rys. 8 przedstawia widok samolotu YF-102, z lewej przed, a z prawej po przeróbce, przeróbka ta pozwoliła na łatwe przekroczenie bariery dźwięku nawet bez użycia dopalacza, co do niedawna uważano za niemożliwość.



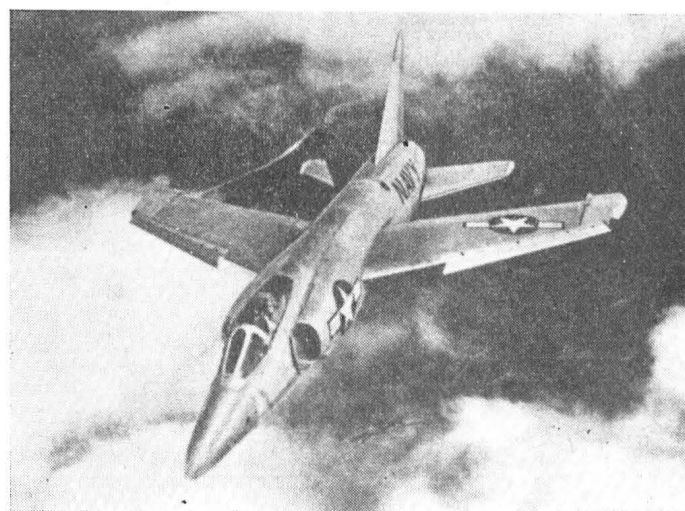
Rys. 6. Kolejne fazy zastosowania reguły pół na samolocie.



Rys. 7. Widok tylnej części kadłuba samolotu YF-102, narośle dla uzyskania przebiegu kształtu wg reguły pół.



Rys. 8. Samolot YF-102, po lewej przed przeróbką, po prawej po przeróbce według reguły pół.



Rys. 9. Samolot Grumman F11F-1 „Tiger” ukształtowany od początku według reguły pół.

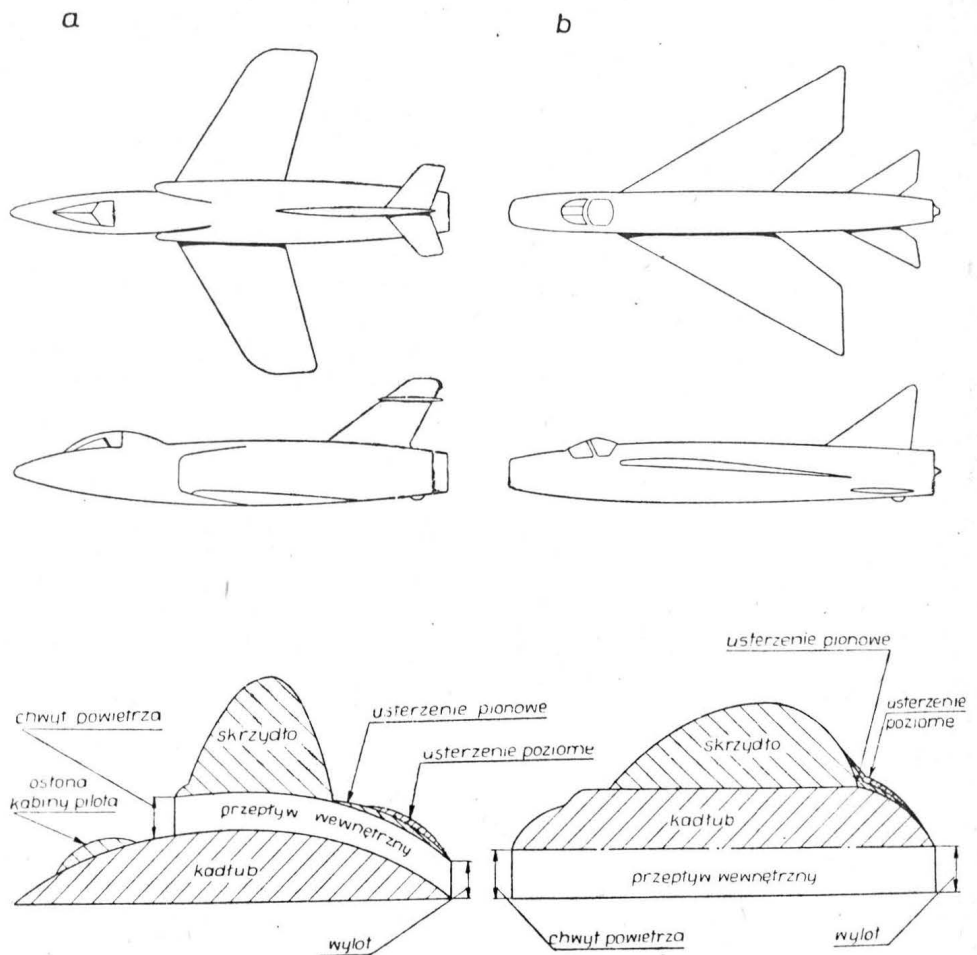
Jeżeli reguła pół jest stosowana przy projektowaniu samolotu od samego początku, to konstruktor ma dużą swobodę w rozmieszczaniu poszczególnych elementów zespołu napędowego wyposażenia itp. i może uzyskać wymagany kształt bez uciekania się do tak drastycznych rozwiązań, jak pokazano na rys. 7. Samolot skonstruowany według tej reguły od początku jest pokazany na rys. 9. Sylwetka nie wykazuje w wyraźny sposób charakterystycznych przejść, zastosowanie reguły pół jest widoczne dopiero z odpowiedniego wykresu.

Metoda stosowania reguły od początku jest najwłaściwsza, wszelkie modyfikacje już istniejącego prototypu, skonstruowanego według dawnych zasad są już mniej wydajne, a nawet w pewnych przypadkach mogą nie dać wyników spodziewanych.

Należy zaznaczyć, że reguła pół daje dobre wyniki zasadniczo w zakresie prędkości przydźwiękowych, dla większych liczb Macha znaczenie interferencji już się zmniejsza, mamy do czynienia już ze skończonymi falami uderzeniowymi i samolot musi być ukształtowany według innych zasad. Dobre własności w obszarze  $Ma = 1$  i dla zakresu  $Ma > 1$  wymagają rozwiązania kompromisowego, mianowicie samolot musi być w stanie najpierw przejść barierę dźwięku, a następnie wykazać dobre własności (tj. możliwie mały opór) dla przewidzianej największej liczby Macha.

Dla wyjaśnienia fizycznego znaczenia reguły pół kształtowanie się opływu samolotu w zakresie  $Ma = 1$  należy powiązać z faktem, że fale uderzeniowe w tym zakresie powstają prostopadle do powierzchni, zaś warunki przepływu nie zależą od kształtu przekroju poprzecznego bryły, ale od zmiany kształtu wzdłuż długości, to bowiem warunkuje gradienty prędkości na powierzchni samolotu. Gdy rozpatrzmy przenikanie samolotu przez pewną płaszczyznę, prostopadłą do wektora prędkości lotu, to przy zastosowaniu reguły pół, „otwór” robiony w tej płaszczyźnie przez samolot stopniowo się zwiększa, a następnie maleje, tym samym rozkład prędkości wzdłuż długości samolotu jest płynny, zmiany kształtów przekrojów poprzecznych powodują jedynie przepływy boczne (prostopadłe do rozpatrywanej płaszczyzny) nie wpływające na podłużny rozkład prędkości. Samolot jest tu więc rozpatrywany jako jednolita bryła, a nie jako zsumowanie skrzydeł, kadłuba, usterzeń i innych elementów zewnętrznych, jak np. zbiorniki odrzucane lub tp.

Dotychczas nie jest jeszcze opracowane analityczne wypro-



FL-3/56-R10

Rys. 10. Sylwetki dwóch nowoczesnych samolotów odrzutowych; dopiero dokładna analiza geometryczna wykazuje, w jakim stopniu reguła pół została wykorzystana przy projektowaniu. Samolot a) wykazuje bardzo duże odchyłki od optymalnego kształtu, samolot b) dobrze odpowiada regule pół, oczywiście przekroju kanałów powietrznych wewnątrz samolotu (chwyt powietrza, silnik odrzutowy, rura wylotowa) nie uwzględnia się przy rozpatrywaniu kształtu samolotu.

wadzenie ani uzasadnienie słuszności reguły pół. Rzecz jest udowodniona doświadczalnie i wypróbowana na szeregu samolotów szybkich. Reguła ta jest urzekająco prosta i łatwo trafiająca do przekonania, pozwala na uzyskanie zwiększenia prędkości w zakresie przydźwiękowym o 20 do 25% — a to już ma olbrzymie znaczenie, jeżeli chodzi o osiągi, ekonomię lotu, uproszczenie zespołu napędowego (może nie być stosowany dopalacz dla przekroczenia  $Ma = 1$ ). Te efekty uzyskuje się innym jedynie ukształtowaniem zewnętrznym samolotu, czyli mówiąc popularnie — przyrost prędkości następuje za darmo.

R. L.

## PAMIĘTAJ O ODNOWIENIU PRENUMERATY NA II PÓŁR. 1956 r.

### PRENUMERATA NORMALNA:

Półroczna	27,—
Roczna	54,—

Zgłoszenia na prenumeratę normalną pochodząca od osób prywatnych przyjmują wyłącznie urzędy pocztowe i listonosze. Również urzędy pocztowe i listonosze przyjmują zamówienia na w. w. prenumeratę od instytucji i zakładów pracy, znajdujących się w miejscowościach nie będących siedzibami oddziałów i delegatur „Ruchu”. Instytucje i zakłady pracy znajdujące się w miejscowościach będących siedzibami oddziałów i delegatur „Ruchu” składają zamówienia w tychże jednostkach „Ruchu”. Instytucje centralne zamawiające prenumeratę dla podległych jednostek w skali krajowej i opłacające ją z kredytów centralnych, winny kierować zamówienia bezpośrednio do Centrali Kolportażu Prasy i Wydawnictw „Ruch” w Warszawie, ul. Srebrna 12. Termin zgłaszania prenumeraty normalnej na okres półroczny lub roczny upływa z dniem 10 każdego miesiąca poprzedzającego okres prenumeraty.

PRENUMERATA ULGOWA — POZOSTAJE BEZ ZMIAN

## Przeglądamy usprawnienia...

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

### Odzyskiwanie niklu z kąpeli galwanicznej przy nikiowaniu elektrolitycznym

(Kl. 48a; nr O-1332; Z. nr 11) inż. Józef Rozsypal (CSR)

Z zużytych kąpeli galwanicznych stosowanych przy nikiowaniu elektrolitycznym można na drodze elektrolitycznej wydzielić do 90% niklu zawartego w roztworze. Uzyskuje się stop żelaza z niklem, przy czym zawartość niklu w stopie przekracza 50%. Do przeprowadzenia elektrolizy stosuje się elektrody żelazne z zawartością niklu nie przekraczającą 10%. Proces elektrolizy przebiega przy pH = 2,0 — 5,6, przy czym najkorzystniejsza wartość pH zawiera się w granicach 4,0 — 5,0. Przed rozpoczęciem procesu regulacja wartości pH nie jest konieczna, natomiast w czasie procesu jest rzeczą pożądaną utrzymywanie jej w granicach 4,0 — 5,6.

W celu uwypuklenia cech znamienych nowego procesu odzyskiwania niklu podano poniżej przykład liczbowy, z którego wynika gospodarcza strona omawianego zagadnienia.

Dany jest roztwór, zawierający nikiel w następującej postaci i ilości:

siarczan niklu	300 G/litr
chlorek niklu	45 G/litr
całkowita zawartość niklu	75 G/litr
kwasy borowy $H_3BO_3$	30 G/litr.

W przypadku zastosowania anod stalowych (dwóch anod o rozmiarach  $75 \times 152 \times 3,5$  mm oraz katody o powierzchni  $0,66$  dcm<sup>2</sup>, przy odległości między katodą i anodą równej  $65$  mm) temperatury około  $50^\circ C$ , gęstości prądu na katodzie wynoszącej  $2,15$  A/dcm<sup>2</sup> i wartości pH utrzymywanej sztucznie w granicach  $5,0 - 5,6$  wydzielono w czasie elektrolizy około 70% niklu zawartego w roztworze. Wartość powyższa została określona na drodze analizy chemicznej. W pierwszej fazie procesu wydzielania niklu zużyto ogółem  $300$  Ah na  $3,75$  litra roztworu. W drugiej fazie procesu obniżono gęstość prądu na  $0,5$  A/dcm<sup>2</sup>, podnosząc w ten sposób ilość wydzielonego z roztworu niklu na 90%.

Jest rzeczą najkorzystniejszą, jeżeli omawiany proces przebiega w pierwszej fazie przy pH =  $4,0 - 5,6$  oraz przy gęstości prądu wynoszącej około  $2,15$  A/dcm<sup>2</sup> do momentu, aż przejdzie przez  $3,75$  l roztworu ogółem  $300 - 400$  Ah. Następnie obniża się gęstość prądu do wartości  $0,5$  A/dcm<sup>2</sup> i prowadzi proces tak długo, aż zostanie wydzielone z kąpeli 90% niklu.

### Cechowanie części stalowych specjalnym płynem za pomocą stempla kauczukowego

(Kl. 48d; nr O-1884; Z. nr 11) Władysław Maciejewski

Cechowanie części maszynowych odbywało się dotychczas przed obróbką cieplną za pomocą stempla stalowego, na którym był wryty tylko znak firmowy. Natomiast oznaczeń kontroli technicznej na gotowych wyrobach nie można było podać ze względu na trudność znalezienia odpowiedniego sposobu.

Obecnie dzięki usprawnieniu cechowania poddaje się gotowe wyroby, już po obróbce cieplnej, specjalnym płynem, za pomocą stempli kauczukowych zaopatrzonych w znaki fabryczne oraz znaki kontroli technicznej przystosowane do każdego rodzaju produkcji. Skład chemiczny płynu jest następujący:

Siarczan miedziowy	100 G
Azotan srebrowy	10 G
Kwas szczawiowy	2 G

Kwas siarkowy (c. wł. 1,84) 5 — 10 cm<sup>3</sup>  
Woda 1 litr

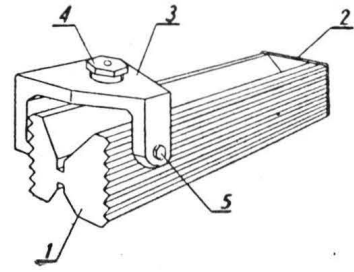
Cechowanie gotowych wyrobów tym sposobem umożliwia podanie nadmiarów wymiarowych części, np. sworzni tłokowych, sworzni resorowych, pierścieni tłokowych itp. W razie odchyłek rysunkowych można oznaczyć jakość wyrobu, np. I gat., II gat. Cechowanie części cienkościennych jest łatwe i nie powoduje ich odkształcenia.

Zaletą tej metody jest, że nie wpływa ujemnie na powierzchnie współpracujące i nie powoduje korozji na szlifowanej powierzchni.

### Uniwersalny przyrząd do wiercenia otworów poprzecznych w wałkach

(Kl. 49a; nr O-1895; Z. nr 11) Marian Woźniak

Wiercenie otworów poprzecznych w wałkach i śrubach, w celu umożliwienia założenia w nich kołków, zawleczek itp., odbywało się dotychczas w zwykłych pryzmach po uprzednim wytrasowaniu. Wiercone tym sposobem otwory były niedokładne, a ponadto często ulegały złamaniu wiertła. Aby tego uniknąć, należałoby dla każdej wielkości wałków wykonać odpowiedni przyrząd wiertarski.

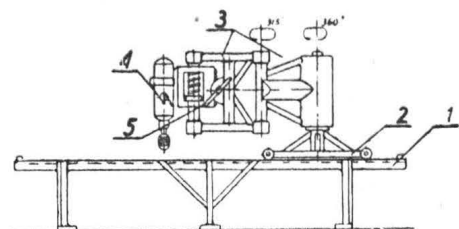


Trudności powyższe usunięto dzięki zastosowaniu w myśl usprawnienia przyrządu uwidocznionego na rysunku, składającego się z pryzmy 1 zaopatrzonej we wzdlużne rowki prowadzące, z płytki oporowej 2 i suportu 3 z wymienną tulejką wiertarską 4. Śruba 5 służy do zamocowania suportu 3 w danym położeniu dla dokonania wiercenia otworu.

### Urządzenie do wiercenia otworów w dźwigarach

(Kl. 49a; nr O-1899; Z. nr 11) Kazimierz Gańko, Stefan Węgrzynek

Dotychczas otwory na nity wykonywano w dźwigarach wiertarką ręczną. Taki sposób powodował trudności przy utrzymaniu kierunku wiercenia prostopadłego do ścianek dźwigara.



W celu uniknięcia tego zastosowano w myśl usprawnienia urządzenie uwidocznione na rysunku. Urządzenie to składa się ze stalowego stołu 1 ze specjalnymi uchwytami mocującymi

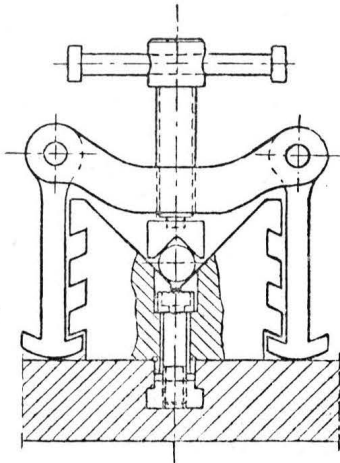
dźwigar przeznaczony do wiercenia otworów. Na stole 1 umieszczona jest na wózku 2 z łamanym ramieniem 3 wiertarka 4, którą w czasie wiercenia przesuwają w kierunku pionowym za pomocą dźwigni 5.

Po zastosowaniu usprawnienia otwory na nity są wykonywane prawidłowo przy jednoczesnym zmniejszeniu wysiłku pracownika.

### Uchwyt

(Kl. 49b; nr O-1906; Z. nr 11) Erhard Weidner (NRD)

Przy frezowaniu przedmioty obrabiane są zamocowywane w zależności od ich średnicy lub grubości za pomocą różnorodnych śrub mocujących o odpowiedniej długości, które uprzednio należy wyszukać. Taki sposób pracy pociąga za sobą znaczną stratę czasu na przygotowanie właściwej obróbki.



Przedmiotem usprawnienia jest przedstawiony na rysunku uniwersalny uchwyt z urządzeniem pryzmowym trzymającym przedmiot obrabiany. Zamocowanie przeprowadza się za pomocą jarzma, na którym osadzone są wahliwie dwie klamry. Klamry te w zależności od średnicy obrabianego przedmiotu mogą być zaczepione w boczne nacięcia w dolnej części uchwytu, podczas gdy właściwe zamocowanie następuje za pomocą śrubowego wrzeciona. Uchwyt ten może być wykorzystany przy frezarkach, wiertarkach itp., do obróbki wałków, jak również innych przedmiotów obrabianych o różnych kształtach.

### Uchwyt do frezowania wieloboków

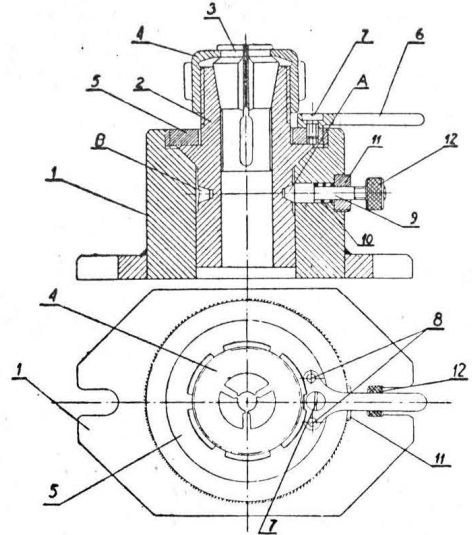
(Kl. 49b; nr O-1909; Z. nr 11) Włodzimierz Kubik, Ryszard Barczuk

Mając na względzie skrócenie czasu mocowania przedmiotów, łącznie z ustalaniem ich położenia do frezowania wieloboków, zastosowano w myśl usprawnienia uwidoczniony na rysunku uchwyt z podzielnicą.

W otworze spawanego korpusu umieszczona jest oprawka 2 z tulejką sprężynującą 3 i nakrętką 4. W korpus 1 wkręcony jest pierścień dociskowy 5 z rączką 6 przymocowaną za pomocą wkręta 7 i kołków 8. Korpus 1 posiada wywiercony z boku otwór, do którego włożony jest pilot 9 z dociskającą sprężyną 10 oraz wkręcona jest nakrętką 11 ograniczająca ruchy sprężyny. Moletowana nakrętką 12 umieszczona na pilocie 9 ułatwia wyciąganie części stożkowej A pilota 9 z gniazda B (na obwodzie oprawki 2 wykonano dwanaście gniazd B).

Sposób posługiwania się opisanym uchwytem jest następujący: przedmiot przeznaczony do obróbki wkłada się do tulejki rozprężnej 3; przy wkręcaniu nakrętki 4 następuje wciskanie tulejki rozprężnej 3 do otworu stożkowego oprawki 2, na skutek czego przedmiot obrabiany zostaje silnie uchwycony tulejką rozprężną 3. Za pomocą rączki 6 odkręca się pierścień dociskowy 5 wyciągając pilot 9 z gniazda B, na skutek czego

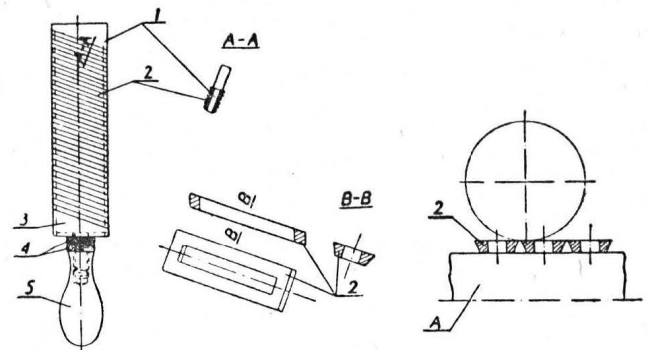
powstaje obluźnienie oprawki 2; następnie nakrętką 4 wykonuje się odpowiedni obrót w prawo oprawki 2 łącznie z przedmiotem obrabianym, stożkową zaś część A pilota 9 umieszcza się w gnieździe B. Wkręcając pierścień dociskowy 5 za pomocą rączki 6 unieruchamia się oprawkę 2 wraz z przedmiotem obrabianym. Wymiana tulejki rozprężnej 3 umożliwia mocowanie przedmiotów cylindrycznych o różnych średnicach.



### Rozbieralny pilnik do obróbki metali lekkich

(Kl. 49c; nr O-1923; Z. nr 11) Stefan Gajewski

Stosowane dotychczas normalne pilniki do obróbki stopów z lekkich metali okazały się niepraktyczne ze względu na szybkie zalepanie opiłkami nacię pilnika, na skutek czego zachodziła konieczność częstego szczotkowania, które w następstwie tępiło krawędzie tnące skracając przez to żywotność pilnika z jednoczesnym zmniejszeniem wydajności pracy.



Mając na względzie zwiększenie wydajności pracy, zastosowano w myśl usprawnienia rozbieralny pilnik do obróbki stopów z lekkich metali uwidoczniony na rysunku.

Pilnik ten składa się z trzonką 1, na który nałożone są prostokątne ramki 2 z krawędziami tnącymi, dociskane nakładką 3 za pomocą nakrętek 4. Na nagwintowanym końcu trzonka 1 wkręcona jest rękojeść 5.

Zaletą takiego pilnika jest dowolne ustalanie rozstawienia krawędzi tnących w zależności od twardości obrabianego materiału, przez dobieranie odpowiedniej grubości ramek 2.

Ostrzenie pilnika odbywa się na szlifierce do płaszczyzn (na magnesówce), po uprzednim rozmontowaniu i ułożeniu ramek 2 na stole szlifierki.

## Na półkach księgarskich

**Dynamika polota samolota**, B. T. Goroszczenko, Oborongiz, 1954 r., stron 336.

Autor opisał w pracy tej zagadnienia niestabilnych ruchów prostoliniowych i krzywoliniowych samolotów z silnikami odrzutowymi i tłokowymi. Z ruchów prostoliniowych (w znaczeniu utrzymania prostego kierunku) opisane są: rozpędzanie i hamowanie w locie poziomym, silnie wznoszącym i silnie ślizgowym, start samolotu, lądowanie z uwzględnieniem czynników ubocznych, jak wiatr, hamowanie kół itp. Dodatkowo rozpatrzone jest rozpędzanie i hamowanie dla samolotów z silnikami odrzutowymi. W drugiej części książki dany jest opis niestabilnych ruchów krzywoliniowych, jak zakręt, lot nurkowy, przeskok przez przeszkodę, zawrót, krzywe nalożone, spirala, pętla i przewroty. Dla każdego przypadku lotu uwzględnione jest zastosowanie silników tłokowych i odrzutowych. Treść uzupełniona jest rysunkami i wykresami w liczbie około dwieście. Książka przeznaczona jest jako podręcznik wyższych zawodowych szkół lotniczych oraz dla biur konstrukcyjnych. L. S.

**Aerodynamika wiertłota**, A. Gessou i G. Mieyers, tłum. z ang. na ros. W. I. Biriulin, Oborongiz, 1954 r., stron 255.

Książka zawiera podstawowe wiadomości z dziedziny aerodynamiki śmigłowców, przy czym autorzy zwrócili specjalną uwagę na fizyczne wyjaśnienie znaczenia zastosowanych wzorów matematycznych. Dla wstępnego objaśnienia budowy śmigłowców podane są ogólne wiadomości o konstrukcji, układach i zasadach działania śmigłowców. Dalej kolejno opisana jest teoria wirnika nożnego w strumieniu osiowym, charakterystyka lotu wiszącego i pionowego oraz rozpatrzenie czynników mających wpływ na te fazy lotu, autorotacja w fazie schodzenia pionowego, zasady ruchu łopat wirnika i działania mechanizmu sterującego, aerodynamika wirnika w czasie lotu do przodu, charakterystyka lotu do przodu oraz zagadnienia stateczności i drgań śmigłowców. Metody obliczeń podane w książce uzupełnione są wykresami posiadającymi prócz krzywych obliczeniowych także krzywe porównawcze z badań tunelowych i pomiarów w locie. Na końcu książki podana jest szczegółowa bibliografia. Praca ta przeznaczona jest dla inżynierów pracujących w biurach projektowych śmigłowców oraz dla studentów lotniczych uczelni wyższych. L. S.

**Organizacja tokarskiego stanowiska roboczego**, M. A. Siergiejew i P. S. Nikitin, tłum. z ros. mgr inż. Stanisław Pietkiewicz, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1955 r., stron 44.

W „Bibliotece Ochrony Pracy” PWT ukazuje się broszura, w której zebrano i usystematyzowano wskazówki dotyczące racjonalnej organizacji stanowiska roboczego tokarza i techniki bezpieczeństwa pracy przy toczeniu. Treść broszury dzieli się na dwa rozdziały, w których poruszono następujące tematy: znaczenie prawidłowej organizacji stanowiska roboczego; specjalizacja, wyposażenie i obsługa stanowiska roboczego; środki zapewniające bezpieczeństwo pracy na tokarkach i ochronę robotnika przed wibracjami; zapewnienie bezpiecznej pracy uchwytów. Materiały zawarte w broszurze mogą być wykorzystane przez pracowników warsztatów mechanicznych oraz referentów bhp. S. M.

**Wytrawianie stalowych blach cienkich w kwasach**, mgr inż. Leonid Andrejew i mgr inż. Stanisław Tochowicz, Wydawnictwo Górniczo-Hutnicze, 1955 r., stron 91.

W książce poruszone są zagadnienia, które mogą być przydatne dla pracowników przemysłu lotniczego, będącego poważnym odbiorcą stalowych blach cienkich o wysokiej jakości powierzchni zewnętrznej, zależnej w dużej mierze od należytego i umiejętnego wytrawiania. W siedmiu rozdziałach zawarto następujące tematy: zgorzelina i jej wpływ na jakość blach; wady wytrawiania; wytrawialnie, ich urządzenia, maszyny do wytrawiania i materiały pomocnicze; obsługa wytrawialni oraz wykorzystanie roztworów kwasowych po wytrawieniu. S. M.

**Urządzenia elektryczne w zarysie**, praca zbiorowa pod redakcją mgr inż. Bohdana Walentynowicza, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1955 r., stron 492.

Książka omawia te spośród urządzeń elektrycznych, których zadaniem jest wytwarzanie, przesył, rozdział i odbiór energii elektrycznej. Materiał zawarty w książce będzie pomocny w pracy zawodowej pracowników przemysłu lotniczego. Treść dzieli się na pięć części. We wstępie podano ogólną charakterystykę pracy urządzeń elektrycznych. Część pierwsza — urządzenia odbiorcze — omawia odbiorniki oświetleniowe i zasady oświetlenia, silniki elektryczne i zasady napędu; elektryczne urządzenia grzejne, zagadnienie współczynnika mocy, zapotrzebowanie mocy i energii elektrycznej przez zakłady przemysłowe, instalacje elektryczne. Część druga — układ elektroenergetyczny — zawiera podstawowe wiadomości o pracy układu elektroenergetycznego, zwarcia, przepięcia i ochronę przepięciową. Część trzecia — urządzenia przesyłowe

i rozdzielcze — omawia sieci elektroenergetyczne, linie elektroenergetyczne napowietrzne i kablowe, transformatory, aparaty rozdzielcze wysokonapięciowe, zabezpieczenia transformatorów i linii, rozdzielnie i stacje elektryczne oraz gospodarke olejem izolacyjnym. Część czwarta — urządzenia wytwórcze — opisuje prądnice i elektrownie. Część piąta — zasady bezpiecznej obsługi urządzeń elektrycznych — porusza tematy: porażenia prądem elektrycznym i zapobieganie porażeniom i uziemienia w urządzeniach elektroenergetycznych. Bogaty wykaz piśmiennictwa uzupełnia pracę. S. M.

**Samolotowózdnienie**, pod redakcją B. I. Sokołowa, Wojennoje Izdatielstwo Ministerstwa Obrony Sojuza SSR, 1955 r., stron 368.

W książce tej, będącej podręcznikiem szkolnym, opisane są zagadnienia teorii i praktyki nawigacji lotniczej, sposoby określenia położenia samolotu w powietrzu i sposoby prowadzenia samolotu do miejsca docelowego. Stąd treść podzielona jest na dwie części, z których pierwsza obejmuje podstawy teorii i wyposażenie służące nawigacji lotniczej, opisując w poszczególnych rozdziałach mapy i posługiwanie się nimi, przyrządy nawigacyjne, metody radiotechniczne nawigacji, metody astronomiczne nawigacji i nawigację wzrokową. Druga część książki zawierająca praktykę nawigacji, opisuje takie zagadnienia, jak przygotowanie do lotu, prowadzenie samolotu wieloosobowego, specjalne zagadnienia prowadzenia samolotu jednoosobowego, loty grupowe i prowadzenie samolotu w warunkach specjalnych. Książka przeznaczona jest do szkolenia w szkołach lotniczych załóg latających jednostek wojskowych i aeroklubów. Poszczególne rozdziały książki i wstęp zostały napisane jako praca zbiorowa przez pięciu autorów. L. S.

**Rabota wozdusznowo winta**, I. A. Luczanskij i A. A. Janowskij, Izdatielstwo DOSAAF, 1954 r., stron 142.

W broszurze tej w formie popularnej, a mimo to rzeczowej technicznie, przedstawione są podstawy geometrii i aerodynamiki śmigieł lotniczych, praca śmigła stałego, nastawnego i przestawialnego, wiadomości o pracy śmigieł w fazie hamowania, biegu luzem i ustawionego w chorągiewkę, dany jest krótki opis urządzeń i pracy śmigła nastawnego typu W-501, zasady pracy śmigieł przestawialnych hydraulicznych i regulatora liczby obrotów. W dalszych rozdziałach podane są zasady pracy wirnika śmigłowca i dane dotyczące eksploatacji śmigieł. Ponad sto poglądowych rysunków uzupełnia tę cenną pozycję popularyzującą zagadnienia lotnicze. L. S.

**Ustojeżiwost rawnowiesja uprugich sistem**, A. R. Rżanicyń, Gosud. Izdat. Tiechn.-Teoriet, Litieratury, 1955 r., stron 476.

W pracy tej przedstawione są zagadnienia stateczności równowagi prętów dla układów prostych ze skończoną liczbą stopni swobody oraz podane są liczne przykłady różnych typów prętów i płyt. Autor zwrócił również uwagę na wykreślne metody obliczania stateczności prętów. Opisane są również takie zagadnienia, jak metoda parametrów wstępnych przy obliczaniu stateczności, pręty sprężyste ściskano-zginane, stateczność prętów o przekroju zmiennym, stateczność prętów poza granicą sprężystości, pręty ściskano-zginane pracujące poza granicą sprężystości, stateczność prętów na podłożu sprężystym, stateczność prętów złożonych ściskanych oraz ściskano-zginanych, stateczność prętów krzywych i stateczność płaskiego zginania belek dwuteowych. Łącznie treść zawarta jest w dwudziestu dwu rozdziałach. Autor wykorzystał w pracy tej wyniki szeregu własnych badań, z których większość publikowana jest po raz pierwszy oraz prace innych autorów, przede wszystkim radzieckich. L. S.

**Aerodynamika bolszich skorostiej**, U. F. Chilton, tłum. z ang. na ros. W. W. Rozanciewa, I. Je. Sacharow i A. I. Jastrzembki, Izdatielstwo Inostrannoj Litieratury, 1955 r., stron 504.

Aerodynamika dużych prędkości, będąca treścią niniejszej pracy, podzielona została na dwa główne zakresy prędkości: przepływy poddźwiękowe i okołodźwiękowe oraz aerodynamika naddźwiękowa i aerodynamika bardzo dużych liczb Macha. Prócz tego dodane są jeszcze dwie dalsze części obejmujące tunele aerodynamiczne i wiadomości ogólne. W części pierwszej omówione są między innymi zagadnienia określenia kryzysu falowego, wpływ kryzysu falowego na opór, wpływ ściśliwości powietrza na siłę nośną i rozkład ciśnień, spadek siły nośnej przy prędkościach okołodźwiękowych, oraz wpływ kryzysu falowego na moment aerodynamiczny, stateczność i sterowność. W części drugiej, po wstępie do aerodynamiki naddźwiękowej, opisane są: skrzydła o rozpiętości nieskończonej i skończonej w strumieniu naddźwiękowym i kadłub samolotu naddźwiękowego. W następnej części opisane są tunele aerodynamiczne dużych prędkości i przyrządy pomiarowe oraz technika pomiarów w tego rodzaju tunelach, w ostatniej zaś części zebrane są dane z dziedziny termodynamiki gazów, zagadnień śmigieł i ciągu odrzutowego. Treść uzupełniona jest blisko czterystu rysunkami i wykresami oraz licznymi tabelami. Z książki mogą korzystać pracownicy instytutów i konstruktorzy. L. S.

TECHNIKA LOTNICZA — Dwumiesięcznik Sekcji Lotniczej Stowarzyszenia Naukowo-Technicznego Inżynierów i Techników Mechaników Polskich

Wydawnictwo NACZELNEJ ORGANIZACJI TECHNICZNEJ Redaguje Komitet Redakcyjny w składzie: Redaktor Naczelny — mgr inż. Jan Paczowski, Redaktorzy Działowi — mgr inż. St. Lassota, mgr inż. R. Lewandowski, mgr inż. St. Madeyski.

Adres Redakcji: Warszawa 10, Nowowiejska 24. Redaktor Naczelny przyjmuje we wtorki i piątki godz. 18—19.

Redaktor techniczny: Bogdan Sadlik. Sekretarz redakcji: Jarosława Berzyńska

Adres Administracji: Administracja Czasopism Technicznych NOT, Warszawa, ulica Mickiewicza 18, tel. 33-11-72 i 33-01-11

Cena pojedynczego zeszytu 9.— zł.

Prenumerata roczna 54.— zł.

Półroczna 27.— zł.



# PRZEGLĄD DOKUMENTACYJNY LOTNICTWA

OPRACOWANY PRZEZ OŚRODEK DOKUMENTACJI I WYDAWNICTW INSTYTUTU LOTNICTWA

DODATEK DO DWUMIESIĘCZNIKA „TECHNIKA LOTNICZA”

ROCZNIK VI

WARSZAWA, MAJ – CZERWIEC 1956

Z E S Z Y T 3

W Przeglądzie Dokumentacyjnym Lotnictwa stosowana jest klasyfikacja dziesiętna.

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

71\* 629.136.3.07:621.45 ILot  
Dawson L. G.: **Optymalne wykorzystanie energii w silniku turbino-  
wym dla napędu samolotów.** „The best use of the energy from  
a turbine engine for aircraft propulsion”. Aeronaut. Engng. Rev.,  
t. 13, Nr 6, czerw. 54, s. 48; A4, 3,5 str., 1 rys., 3 wykr. — Rozważa-  
nia kilku możliwych układów silnika turbino-  
wego dla napędu  
samolotów. Autor wprowadza w tym celu współczynnik wydajności  
samolotu jako stosunek iloczynu ciężaru i prędkości samolotu do  
energii zawartej w paliwie i rozważa wpływ poszczególnych para-  
metrów silnika na ekonomię. R. Lewandowski.

72\* 797.55:629.135.001.572:621.398.3 ILot  
Wieliczkowski P., Gorynin P.: **Zdalnie sterowany model samolotu.**  
„Radiouprawniający model samolotu”. Krylja Rodiny, r. 6, nr 1,  
stycz. 55, s. 17; A4, 3,5 str., 19 rys. — Opis zdalnie sterowanego  
modelu samolotu, który zdobył międzynarodowy rekord długo-  
trwałości lotu 1 godz. 31 min. 14 sek. Podano szczegółowy opis radio-  
aparatury. W. Narkiewicz.

73\* 533.5 ILot  
Sawinski K. A.: **Aparatura wysokoprężniowa.** „Wysokowakuum-  
ne obrotowanie”. Zawod. Lab., t. 21, Nr 9, 1955, s. 1111; B5, 16 str.,  
9 fot., 4 rys., 7 wykr., 8 tabl., 27 poz. bibl. — Obszerny opis pomp  
próżniowych produkcji radzieckiej do otrzymywania próżni od kilku  
mm do  $1 \cdot 10^{-6}$  mm stupa ręki i o wydajności od kilkuset do  
20 000 l/sek. Omówienie aparatury do pomiaru niskich ciśnień i do  
wykrywania nieszczelności. W. Narkiewicz.

74\* 532.525 ILot  
Juriew I. M.: **Obliczanie dysz.** „K rasczoty sopiel”. Prikl. Matem. Miecz.,  
t. 19, nr 1, 1955, s. 103; B5, 2,5 str., 1 poz. bibl. — Podano  
rozwiązania przybliżonych równań płaskiego i osiowo-symetrycz-  
nego przepływu gazu. Te rozwiązania mogą służyć do obliczeń dysz  
przy prędkościach przydźwiękowych. W. Narkiewicz.

75\* 533.6.011.32:532.542 ILot  
**Teoretyczne i doświadczalne studium rozchodzenia się fal o skoń-  
czonej amplitudzie w kanałach o zmiennym przekroju.** „Teoretie-  
czeskoje i eksperimentalnoje izučenie rozpostranienija wołn ko-  
nieczonej amplitudy w kanałach pieriemiennoje sieczienija”. Miec-  
hanika, R. 6, nr 4(32), 1955, s. 12; B5, 26 str., 1 fot., 1 rys., 14 wykr.,  
3 tabl., 16 poz. bibl. — (Tłumaczenie z czasopisma: Journal of the  
Aeronautical Sciences, t. 21, nr 8, 1954, s. 505—524). Przedstawiono  
metodę, która umożliwia określenie warunków stanu ustalonego po  
przejściu izentropowej fali przez przewód o zmiennym przekroju,  
bez uciekania się do stosowanych dotąd metod iteracyjnych. Wyniki  
odczytuje się z wykresu, który ponadto nadaje się dobrze do  
fizycznego rozpatrzenia zjawiska. Wykonano szereg doświadczeń  
w rurze uderzeniowej, w celu zbadania procesu przejścia fali przez  
dwuwymiarowy, zbieżny i rozbieżny przewód oraz w celu porówna-  
nia z wynikami metody jednowymiarowej. W odniesieniu do roz-  
kładu gęstości w środkowej linii przewodu uzyskano doskonałą  
zgodność. A. Jakubowski.

76\* 533.6.011.5 ILot  
Bułas B. M.: **O teorii nieliniowych przepływów stożkowych.** „K tie-  
orii nieliniownych koniczestkich tieczienij”. Prikl. Matem. Miecz.,  
t. 19, nr 4, 1955, s. 393; B5, 17 str., 9 wykr., 4 poz. bibl. — Optyw  
ciał stożkowych, wykraczających częściowo poza stożek Macha dla  
przepływu niezakłóconego. Na skutek pominięcia wpływu wirów  
i wzrostu entropii wewnątrz umiarkowanie silnych fal uderzenio-  
wych, otrzymane rozwiązanie obowiązuje z dokładnością do małych  
trzeciego rzędu. Przykład liczbowy dotyczący skośnych skrzydeł  
z krawędziami naddźwiękowymi. A. Jakubowski.

77\* 533.6.011.5 ILot  
Frankl F. I.: **Przykład przydźwiękowego przepływu gazu z obsza-  
rem naddźwiękowym, ograniczonym w dole prądem falą zęszcze-  
niową, kończąca się wewnątrz przepływu.** „Premier okolozwwukowo-  
wo tieczienija gaza s oblastju swierczzwwukowych skorostiej, ograni-  
czennej wniw po tieczienju skaczkom uplotnienija, okancziwajusz-  
czimsja wnutri tieczienija”. Prikl. Matem. Miecz., t. 19, nr 4, 1955,  
s. 385; B5, 8 str., 2 rys., 3 wykr., 11 poz. bibl. — Autor przeprowadza  
próbę zbudowania przepływu transonicznego, w którym naddźwię-  
kowy obszar kończy się falą zęszczeniową, zbliżoną do prostopa-  
dłej. Próba opiera się na równaniach Falkowicza dla przepływu  
w dyszy Laval’a. A. Jakubowski.

78\* 533.6.011.5 ILot  
Aslanow E. K.: **O wielkości miejscowej strefy naddźwiękowej przy  
opływie klina strumieniem gazu ściśniętego.** „O wieliczinie miestnoj  
swierczzwwukowej zony pri obtekaniji klina potokom szimajemowo  
gaza”. Prikl. Matem. Miecz., t. 19, nr 3, 1955, s. 359; B5, 4 str.,  
5 wykr., 7 poz. bibl. — Opierając się na przybliżonym rozwiązaniu  
wysoko-poddźwiękowego opływu skończonego klina (Cole, Jour-  
nal of Math. and Phys., vol. 30, nr 2, 1951) przeprowadza autor ana-  
lizę wielkości miejscowej strefy naddźwiękowej w zależności od  
kąta klina i prędkości strumienia. A. Jakubowski.

79\* 533.6.011.5 ILot  
Jurjew I. M.: **O zlinearyzowanej teorii opływu ciał obrotowych  
naddźwiękowym strumieniem gazu.** „K linearizirowannoj teorii  
obtekanija tiel wraszczenija swierczzwwukowym potokom gazu”.  
Prikl. Matem. Miecz., t. 19, nr 3, 1955, s. 363; B5, 5 str., 2 wykr.,  
3 poz. bibl. — Przedstawiono sposób przybliżonego rozwiązania zli-

nearyzowanego równania osiowo-symetrycznego naddźwiękowego  
przepływu, dogodny przy obliczaniu ciała obrotowego zawierającego  
kanał. A. Jakubowski.

80\* 533.6.013.22:656.7.052.5 ILot  
Kulik M.: **Loty w strefach burzowych.** „Poloty w zonach grozowej  
diejatielnosti”. Gražd. Awiacija, r. 12, nr 5, maj 55, s. 12; A4, 4 str.,  
4 rys., 5 wykr. — Opis tworzenia się chmur burzowych i ich zasięg.  
Analiza wpływu turbulencji burzowej i elektryzacji samolotu na  
wybór trasy lotu. Krótkie omówienie metod wyboru trasy lotu za  
pomocą radaru i obserwacji wzrokowej. W. Narkiewicz.

81\* 533.6.015:656.7.052.4 ILot  
Solanow N.: **Szczególne cechy nawigacji lotniczej przy dużych  
prędkościach i wysokościach lotu.** „Osobennosti samolotowozdenija  
na bolszich skorostjach i wysotach”. Gražd. Awiacija, r. 12, nr 5,  
maj 55, s. 16; A4, 1 str. — Krótkie omówienie możliwości rozpozna-  
nia terenu z dużych wysokości oraz orientacja radarowa. Zwroć-  
no uwagę na bardzo silne wiatry panujące na wysokości 10—12 km.  
W. Narkiewicz.

82\* 533.6.015.3:629.135.15 ILot  
Elsnic L.: **Krażenie w kominie.** „Centrovani v kominie”. Křidla Vla-  
sti, nr 5, marz. 55, s. 103; nr 6, marz. 55, s. 134; nr 7, kw. 55, s. 162;  
A4, 6 str., 2 fot., 23 rys. — Zagadnienia najkorzystniejszego wyko-  
rzystania termicznego komina przez szybowiec krążący w nim, przy  
dążeniu do zbieżności osi komina i osi krążenia szybowca. Wska-  
zania praktyczne dla szybowców wykonujących loty w kominach.  
Wnioski dla instruktorów szybowcowych do szkolenia pilotów szy-  
bowcowych. S. Madeyski.

83\* 533.6.05 ILot  
Ducoffe A.: **Bezładność pomiarów ciśnienia w naddźwiękowych  
tunelach aerodynamicznych.** „Iniercja izmierziteliej dawlenija  
w swierczzwwukowych aerodinamiczestkich trubach”. Mieczhanika,  
Nr 1 (29), 1955, s. 16; B5, 20 str., 3 fot., 7 rys., 15 wykr., 10 poz. bibl.  
— (Tłum. z czasop. J. appl. Phys., t. 24, nr 11, 1953, s. 1343—1354). Roz-  
patrzenie układu składającego się z otworu, rurki kapilarnej, rurki  
łączącej i elementu mierzącego ciśnienie. Okres czasu, jakiego miernik  
ciśnienia (element wskazujący ciśnienie) potrzebuje dla osiągnięcia  
ciśnienia ustalonego w granicach 1%, zdefiniowano jako miarę  
bezwładności systemu. Przeprowadzono szereg doświadczeń w celu  
wyznaczenia wpływu, jaki wywierają na bezładność pomiaru ciś-  
nienia rozmaite parametry geometryczne i dynamiczne. Rozwiąza-  
nie analityczne równań ruchu za pomocą całkowania numerycznego,  
dla szczególnego przypadku długości rurki kapilarnej podłą-  
czonej do miernika ciśnienia i dla 3 różnych średnic wewnętrznych.  
Uzyskano dość dobrą zgodność danych doświadczalnych i teoretycz-  
nych. Parametry zapewniające małą bezładność. A. Jakubowski.

84\* 533.691 ILot  
Sewell G.: **Teoria naddźwiękowego opływu cienkiego drgającego  
skrzydła, przy dużym kącie natarcia.** „Teoria swierczzwwukowo-  
go obtekanija tonkowo kolebluszczewosija kryła pod bolszim ugłom  
ataki”. Mieczhanika, r. 6, nr 4 (32), 1955, s. 3; B5, 8 str., 3 rys., 5 poz.  
bibl. — (Tłumaczenie z ang. czasop.: The Aeronautical Quarterly,  
t. 5, cz. 3, 1954, s. 185—194). W przypadku dużego kąta natarcia, drga-  
nia skrzydła wykazują wpływ zarówno na przepływ rozrzedzeniowy  
typu Prandtl’a — Mayera z jednej strony skrzydła jak i na prze-  
pływ za falą zęszczeniową z drugiej strony skrzydła. Oba te zjawiska  
rozważono w ramach teorii liniowej, uwzględniającej zawi-  
rowanie strumienia. Przedstawiona metoda umożliwia badanie  
wszystkich postaci flatteru, jakkolwiek rozwiązanie w postaci zam-  
kniętej otrzymano tylko dla przypadków małej częstości drgań.  
A. Jakubowski.

85\* 533.691.15 ILot  
**Kłapy strumieniowe.** „The jet flap”. Flight, t. 68, nr 2436, wrzes. 55,  
s. 545; A4, 2 str., 1 fot., 2 rys., 1 wykr. — Nowy sposób uzyskania  
bardzo dużych współczynników siły nośnej ( $C_z > 12$ ) dają kłapy  
strumieniowe, które stanowią strumień spalin wypływający w dół  
przez szczelinę rozciągniętą wzdłuż rozpiętości płata na krawędzi  
spływu. Środek parcia znajduje się w około 50%, a ciąg wynosi  
 $T = 1/2 f (1 + \cos \theta)$ , gdzie  $f$  = siła odrzutu, zaś  $\theta$  = kąt między  
wypływającym strumieniem a poziomem. Kłapy strumieniowe otwie-  
rają nową erę teorii nośności po teorii Prandtl’a i budowy silników  
odrzutowych — prawdopodobnie płaskich. F. Janik.

86\* 533.691.15:629.13.014.31 ILot  
Nonweiler T.: **Kłapy, skrzela i inne urządzenia do zwiększania wy-  
poru.** „Flaps, slots and other high lift aids”. Aircr. Engng., t. 27,  
nr 319, wrzes. 55, s. 274; A4, 13 str., 11 fot., 2 wykr., 15 rys. — Wy-  
czerpując omówienie wpływu parametrów profilu i urządzeń hyper-  
płasnynych na wielkość maksymalnego współczynnika wyporu,  
przepływ w warstwie przyściennej, oraz miejsce i przebieg oderwa-  
wania. Artykuł analizuje wpływ parametrów konstrukcyjnych  
skrzydła jak: wydłużenia, zbieżności i skosu — na zjawiska zachodzące  
w warstwie przyściennej przy dużych kątach natarcia. Autor  
porusza również zagadnienie uzyskiwania dużych współczynników  
wyporu przez zasilanie lub odsysanie warstwy przyściennej. J. San-  
dauer.

87\* 533.691.15:629.13.014.31 ILot  
Clements H. R.: **Nastawne wychyłane płyty brzegowe do regulacji  
oporu.** „Canted adjustable end plates for the control of drag”. Aero.  
Engng. Rev., t. 14, nr 7, lip. 55, s. 40; A4, 5 str., 1 fot., 8 rys., 4 wykr.,  
1 tabl. 2 poz. bibl. — Płyta brzegowa nastawna względem pionowej  
osi obrotu i wyposażona w wychyłaną część sterową może służyć do  
zwiększania lub zmniejszania oporu indukowanego skrzydła.  
Górna część płyty, znajdująca się na górnej powierzchni skrzydła,  
wychyla się przeciwnie niż dolna. Urządzenie ma na celu zmniej-

szanie długości startu i lądowania. W artykule podano wyniki badań tunelowych modelu skrzydła wyposażonego w omawiane płyty brzegowe. Celem badań było ustalenie wielkości przyrostów oporu (ujemnych i dodatnich) oraz najkorzystniejszych kątów wychyleń płyt i ich części sterowych. J. Sandauer.

88\* 621.43.044.28 ILOt  
Musijenko A.: **Rozruszniki lotnicze**. „Awiacionnyje startiery“. Gražd. Awiacija, r. 12, nr 8, sierp. 55, s. 26; A4, 3 str., 4 rys., 2 wykr. — Krótki opis różnych rodzajów rozruszników do silników tłokowych i turbinowych oraz szkicowe omówienie ich charakterystyk. W. Narkiewicz.

89\* 621.43.04 ILOt  
**Sprawdzanie zwrotnego punktu i ustawianie zapłonu za pomocą lamp kontrolnych**. „Hledani „Mrtveho bodu“ a serizování zapalování pomocí kontrolnych světél“. Kridla vlasti, nr 13, czerw. 55, s. 306; A4, 2 str., 5 fot., 10 rys. — Opis urządzenia, które wykonał tow. Šrámek z aeroklubu w Gottwaldowie. Urządzenie pozwala na szybkie i dokładne określanie zwrotnego punktu oraz ustawienie zapłonu za pomocą kontrolnych lamp. Podano szczegółowe rysunki wykonawcze oraz schematy i fotografie urządzenia. S. Madeyski.

90\* 621.43.034.8:629.136.3 ILOt  
**Zastosowanie i konstrukcja systemu paliwowego do zastrzyku mieszaniny wody i spirytusu metylowego do samolotów turbinowych**. „Application and design of water methanol injection systems for turbine aircraft“. Aero. Dig., t. 70, nr 5, maj 55, s. 36; A4, 3 str., 1 fot., 4 rys. — Spadek mocy silnika turbinowego spowodowany zmianą temperatury może być wyrównany wtryskiem spirytusu metylowego do wlotu sprężarki. Krótki opis układu wtryskowego silnika Rolls-Royce-Dart i jego użytkowanie. W. Narkiewicz.

91\* 531.787:621-253.5 ILOt  
Fister W.: **Pomiar rozkładu ciśnienia na łopatkach turbin podczas pracy**. „Druckverteilungsmessungen an umlaufenden Turbinenschaufeln“. V. D. I. Forschungsheft 448, Düsseldorf, 1955; A4, 28 str., 18 fot., 16 rys., 36 wykr., 23 poz. bibl. — Praca niniejsza opisuje urządzenie pomiarowe, służące do wyznaczania rozkładu ciśnienia na łopatkach turbinowych, obracających się wirników. Opisany przyrząd nadaje się również do dużych prędkości kątowych i obwodowych. Porównanie wyników pomiaru rozkładu ciśnienia na łopatkach obracających się i stojących, uwidacznia różnice, szczególnie przy dużych prędkościach, wywołane odmiennymi warunkami pracy. W jakim stopniu wyniki badań płaskich palisad nadają się do obliczeń łopatek wirnika, powinny wykazać dalsze badania. B. Krajewski.

92\* 621.45 ILOt  
Kibardin Ju.: **Silniki odrzutowe**. „Rieaktiwnyje dwigatielej“. Krylja Rodiny, r. 6, nr 4, kw. 55, s. 11; A4, 5 str., 8 rys., 1 wykr. — Popularny artykuł o różnego rodzaju silnikach odrzutowych, ich opisy schematyczne i zakres ich stosowania. W. Narkiewicz.

93\* 621.45 ILOt  
Aleksiejew K.: **Sposoby polepszenia użytkowych własności silników turbodrzutowych**. „Sriedstwa utuższzenia eksploatacionnych kačestw turborieaktiwnych dwigatielej“. Gražd. Awiacija, r. 12, nr 8, sierp. 55, s. 23; A4, 3 str., 1 rys., 2 wykr. — Krótkie omówienie wpływu stopnia sprężania i temperatury spalania na jednostkowe zużycie paliwa — w silnikach odrzutowych. Krótkie omówienie przydatności hamulców wylotowych i dopalania. W. Narkiewicz.

94\* 621.45-57 ILOt  
Andriejew Je.: **Rozruch silników odrzutowych**. „Zapusk rieaktiwnych awiadwigatielej“. Krylja Rodiny, r. 6, nr 6, czerw. 55, s. 20; A4, 2,5 str., 1 rys. — Podanie ogólnych zasad rozruchu silników odrzutowych oraz szczegółowy opis przebiegu rozruchu silnika odrzutowego WK-1 i aparatury odrzutowej. W. Narkiewicz.

95\* 621.45-52 ILOt  
Winters D. F.: **Sterowanie silników turbo-odrzutowych**. „The control of turbojet engines“. Aero. Engng. Rev., t. 14, nr 6, czerw. 55, s. 62; A4, 4,5 str., 2 rys. — Szczegółowe rozważanie potrzeby sterowania różnych parametrów i propozycja uproszczonego schematu sterowania silnika, obejmującego również sterowanie dopalania i przekroju wylotu. W. Narkiewicz.

96\* 621.45:534.832 ILOt  
**Ostatnie badania NACA tłumików hałasu dla silników odrzutowych**. „Recent NACA investigation of noise-reduction devices for fullscale engines“. Aero. Engng. Rev., t. 14, nr 6, czerw. 55, s. 66; A4, 5,5 str., 3 fot., 4 rys., 6 wykr., 7 poz. bibl. — Krótki opis badań różnych urządzeń tłumiących hałas na wylocie silnika. Urządzenia wyraźnie tłumiące hałas, również wyraźnie zmniejszają ciąg silnika. Dla komunikacji pasażerskiej odpowiednie są silniki zbocznikowane, które mają mniejszą prędkość wylotu i wytwarzają znacznie mniejszy hałas. W. Narkiewicz.

97\* 621.45:534.837 ILOt  
Greatrex F. B.: **Zmniejszenie hałasu silników odrzutowych**. „Reduction of jet noise“. Flight, t. 68, nr 2424, lip. 55, s. 57; A4, 3 str., 2 fot., 1 rys., 3 wykr. — Streszczenie odczytu o pracach badawczych, w których osiągnięto zmniejszenie hałasu o 10–12 dcb. na wylocie silników odrzutowych, przez rowkowane zakończenie stożka wylotowego. W. Narkiewicz.

98\* 621.45:536.461:545.729 ILOt  
**Uproszczona metoda badania spalania**. „Uproščennyj metod issledowanija sgoranija“. Wopr. raket. Tiechn., r. 5, nr 2(26), 1955, s. 48; Tłumaczenie z czasopisma: J. Amer. Rocket Soc., t. 23, Nr 4, 1953, s. 244; B5, 8 str., 3 rys., 3 wykr., 7 poz. bibl. — Opis metody stosowanej przy badaniu spalania w silnikach przelotowych. Metoda polega na pobraniu próbki gazu z badanego płomienia, usunięciu CO<sub>2</sub> i pary wodnej, wreszcie utlenieniu powstałego paliwa. Z kolei następuje zbadanie analizatorem typu Cambridge koncentracji wytworzonego CO<sub>2</sub>. Opis aparatury badawczej i dyskusja wyników. W. Narkiewicz.

99\* 621.438 ILOt  
Edwards J. L.: **Dopalanie dla turbin spalinowych**. „Reheat for gas turbines“. J. Royal Aeronaut. Soc., t. 59, nr 530, luty 55, s. 127; A4, 24 str., 9 fot., 2 rys., 14 wykr., 1 tabl. — Obszerny referat streszczający pięcioletnie doświadczenie prac badawczych i rozwojowych nad tym zagadnieniem w firmie de Havilland. Różne aspekty tego zagadnienia są przedstawione w postaci wykresów; poza tym podano obszernie omówienie zagadnień konstrukcyjnych. W. Narkiewicz.

100\* 621.45 ILOt  
Ziebland H.: **Przegląd nowoczesnych metod chłodzenia ścianek silników rakietowych**. „Obzor sowriemiennych metodow ochładženija stienok raketnych dwigatielej“. Wopr. raketn. Tiechn., r. 5, nr 3(27), 1955, s. 54; B5, 10 str., 4 rys., 4 wykr.: (Tłumaczenie z czasop. J. British Interplanetary Soc., t. 13, nr 3, 1954, s. 129). — Krótki, opisowy przegląd różnych metod ochrony przed przegrzaniem ścianek komory spalania silników rakietowych. Nieco obszerniej omówiono chłodzenie warstwą płynu oraz przez pocenie się ścianki. W. Narkiewicz.

101\* 532.522:621.45 ILOt  
Clauser F.: **Praca dyfuzorów silników strumieniowych przy prędkościach naddźwiękowych**. „Robota difuzorow priamotocznych rieaktiwnych dwigatielej pri swierchzdwukowych skorostach polota“. Woprosy raket. Tiechniki, r. 5, nr 1(25); 1055, s. 29; Tłumaczenie z czasopisma: Jet Propulsion, t. 24, nr 2, 1954, s. 79; B5, 13 str., 15 rys., 3 wykr., 3 poz. bibl. — Bardzo przystępne omówienie podstawowych zagadnień przepływu naddźwiękowego przez zwężony przewód i związanego z tym zjawiska histerezy oporu i wydatku. Poszczególne typy silnikowych dyfuzorów naddźwiękowych, ich zakres zastosowania i sprawność sprężania. Rola dyfuzora w zjawiskach niestateczności przepływu przez silnik strumieniowy. A. Jakubowski.

102\* 621-226.2:621.45.002 ILOt  
**Produkcja łopatek sprężarki silników odrzutowych**. „Proizwodstwo łopatek kompiressora rieaktiwnych dwigatielej“. Wopr. raketn. Tiechn., r. 5, Nr 3(27), 1955, s. 128; B5, 18 str., 17 fot., 5 rys. — Streszczenie wg czasopism: Machinery (London), t. 84, Nr 2147, s. 66-70; Nr 2164, s. 974-975; t. 85, Nr 2181, s. 502-503 (1954); Machinery (New York), t. 60 nr 5, s. 158-165 (1954); Aircraft Production, t. 16, nr 6, s. 209-213; Nr 7, s. 253 (1954). Opisy różnych metod produkcji łopatek sprężarki ze stopów lekkich i ze stali. Podano opisy urządzeń i stosowanych obrabiarek. W. Narkiewicz.

103\* 629.13.066:621.313.1:621-573 ILOt  
Woodall R. H.: **Kierunki rozwojowe lotniczych systemów elektrycznych i rozruchowych**. „Some trends in the development of aircraft electrical and starting systems“. J. Royal Aeronaut. Soc., t. 59, nr 537 wrzes. 55, s. 587; A4, 16 str., 10 fot., 8 rys., 8 wykr., 6 poz. bibl. — Obszerne omówienie nowoczesnych kierunków rozwojowych lotniczych prądnic mocy prądu zmiennego i stałego oraz ich napędów. Obszerne omówienie nowoczesnych systemów rozruchowych turbin spalinowych, które wymagają dostarczenia kilkuset koni mocy w przeciągu 10–15 sek. W. Narkiewicz.

104\* 629.138.4/5:629.136.3.06 ILOt  
**Instalacje komunikacyjnego samolotu odrzutowego (elektryczna, hydrauliczna, klimatyzacyjna, kabiny ciśnieniowej, paliwowa)**. „Jet- airliner systems. Electric, hydraulics, air conditioning, pressurization and fuel supply“. Flight, t. 67, nr 2418, maj 55, s. 734; A4, 5 str., 6 rys. — Omówiono francuski samolot odrzutowy S. E. 210 „Caravelle“ (w którym wiele elementów wyposażenia wykonały przedsiębiorstwa brytyjskie) i jego instalacje: elektryczną (prądnicą 30 V prądu stałego, baterie 24 V oraz 112 V prądu stałego, przetwornice na 115 V 400 Hz oraz 26 V prądu zmiennego), hydrauliczną (zawiera 4 układy, ciśnienie 2500 lb/squ<sup>in</sup> ≈ 195 kg/cm<sup>2</sup>), serwowmotorowego układu sterowania, klimatyzacji, kabiny ciśnieniowej, odladzania, paliwa (18000 litrów). S. Madeyski.

105\* 629.13.015.142 ILOt  
Bazzocchi E.: **Metoda obliczania amortyzatorów olejowych i porównanie z wynikami prób**. „Metodo di calcolo degli ammortizzatori oleopneumatici e confronti coi risultati ottenuti alle prove“. Aeronautica, t. 35, nr 3, czerw. 55, s. 111; A4, 14 str., 5 rys., 11 wykr., 2 tabl., 3 poz. bibl. — Podczas badań szeregu podwozi stwierdzono częste występowanie oscylacji reakcji ziemi, na skutek złego wymiarowania dyszki olejowej. Podano metodę obliczania wymiarów poszczególnych części amortyzatora, w szczególności otworu dyszki. J. Rolinski.

106\* 629.13.05 ILOt  
Wiszniewieckij A.: **Przyrządy pilotażowe (prędkościomierz, wysokościomierz i wariometr)**. „Pilotażnyje pribory (ukazatelii skorosti, wysotomier i wariometr)“. Krylja Rodiny, r. 5, nr 12, grud. 54, s. 5; A4, 3 str., 6 rys. — Objaśnienie wzorów i sposobów określania wysokości lotu, prędkości i prędkości pionowego wznoszenia. Opis stosowanych do tego celu przyrządów, wytwarzanych w Związku Radzieckim: prędkościomierza, wysokościomierza oraz wariometru. Schematy działania oraz szkice konstrukcji tych przyrządów. S. Madeyski.

107\* 629.135.2:629.138.5 ILOt  
Schliekelmann R. J.: **Konstrukcyjne cechy samolotu Fokker Friendship**. „Structural features of the Fokker Friendship“. Aircr. Engng., t. 27, nr 319, wrzes. 55, s. 313; A4, 3 str., 20 fot., 1 rys. — W konstrukcji dwusilnikowego samolotu pasażerskiego Fokker Friendship szeregi elementów nośnych zostało rozwiązanych jako odkuwki ze stopu aluminiowo-cynkowego o składzie odpowiadającym angielskiemu 75S-T. Przy produkcji pokryć kadłuba i skrzydeł zastosowano do łączenia profiliów usztywniających z blachą, oraz poszczególnych warstw blachy ze sobą — klejenie Reduxem. Również pasy i ścianki dźwigarów są klejone. Przednia część kadłuba, przejścia: skrzydło-kadłub i stateczniki-kadłub, część noskowa skrzydła środkowego oraz szereg innych elementów zostało wykonanych z tworzywa sztucznego. J. Sandauer.

Niniejszy Przegląd Dokumentacyjny zawiera jedynie część analiz dokumentacyjnych publikacji z zakresu lotnictwa. Pełna dokumentacja ukazuje się w postaci kart dokumentacyjnych wydawanych przez Centralny Instytut Dokumentacji Naukowo-Technicznej (Warszawa, al. Niepodległości 188). CIDNT przyjmuje prenumeratę kart dokumentacyjnych, która może obejmować zarówno całą dokumentację naukowo-techniczną, jak i oddzielne jej działy lub poszczególne zagadnienia i tematy techniczne. Cena karty dokumentacyjnej wynosi w prenumeracie 20 groszy. CIDNT wykonuje (za zwrotem kosztów) fotokopie i mikrofilmy publikacji objętych zarówno Przeglądem Dokumentacyjnym, jak i kartami dokumentacyjnymi.

**Tabela 8** Twardość elektrolitycznej powłoki chromowej (stopnie Vickersa) skład elektrolitu: CrO<sub>3</sub>-250g/l; H<sub>2</sub>SO<sub>4</sub> 2,5g/l

Gęstość prądu A/dcm <sup>2</sup>	Temperatura elektrolitu °C							
	20	30	40	50	60	70	80	80
10	900	1050	1100	910	760	450	435	
20	695	670	1190	1000	895	570	430	
30	670	660	1145	1050	940	755	435	
40	670	690	1030	1065	985	755	440	
60	695	690	840	1100	990	780	520	
80	695	700	725	1190	1010	955	570	
120	750	705	700	1190	990	990	630	
140	-	795	795	1280	1160	970	-	
200	810	-	950	-	-	1010	-	

**IIb Przeznaczenie i grubości stosowanych powłok**

Materiały, które można stosować w rozmaitych środowiskach i warunkach.

**Tabela 9**

Środowisko	Temperatura	Stosowane materiały
Atmosfera zewnętrzna	zwyčajna	Cynk, żelazo pokryte cynkiem, kadmem, ołowiem, aluminium, oraz lakierami olejnymi i asfaltowymi. Stal miedziana typu DS.
	b. wysoko	Stale nierdzewne typu X18H9, specjalne stale żaroodporne.
Gazy spalinowe	wysoka	Żelazo, stop Monela, stal wysokochromowa (20-30% Cr) Stal chromoniklowa (do 700°C) Stal chromokrzemowa (do 900°C).
	zwyčajna	Jak wyżej: bakelit.
Woda destylowana i miękka		Cyna, nikiel, srebro, platyna, aluminium, stop Monela, stal nierdzewna typu X18H9T*
Woda rzeczna i studzienna		Cynk, ołów, cyna, aluminium, nikiel, stop Monela, stal nierdzewna.

\* Oznaczenia wg 60ST.

**Tabela 10** Minimalna grubość powłok µ, w zależności od warunków użytkowania.

Warunki użytkowania	Miedz-nikiel lub nikiel-miedz-nikiel			Chrom	Cynk	Kadm	Ołów
	grubość całkowita	grubość zewnętrznej warstwy nikielu	grubość zewnętrznej warstwy nikielu				
Lekkie	12	15	5	1	7	1	30
Średnie	24	30	10	1	15	1	30
Ciężkie	36	45	15	1	30	1	100

**Tabela 11** Przeznaczenie i grubości powłoki cynkowej

Przeznaczenie powłoki	Środowisko	Warunki użytkowania	Grubość powłoki µ
		S	18 <sup>-3</sup>
		C	35 <sup>-3</sup>
Ochrona drobnych części gwintowanych *	-	L	10 <sup>-3</sup>
Ochrona przewodów benzynowych, zbiorników benzynowych i paliwowych.	Benzyna, nafta	-	20-50
Ochrona zbiorników wodnych i przewodów instalacji wodnej	Woda wodociągowa i deszczowa Woda do 70°C	C	50 <sup>-10</sup>
Produkcja blachy	Atmosfera	S	30 <sup>-10</sup>
	Woda	C	50 <sup>-10</sup>
Ochrona gwoździ, zasun i innych drobnych wyrobów	Atmosfera	-	3 <sup>-1</sup>

\* Stosuje się także grubsze warstwy w zależności od warunków użytkowania.

**Tabela 12** Przeznaczenia i grubości powłoki kadmowej

Przeznaczenie powłoki	Środowisko	Warunki użytkowania	Grubość powłoki µ
		S	18 <sup>-3</sup>
		C	35 <sup>-3</sup>
Ochrona przed korozją specjalnych (morskich) aparatów i przyrządów.	Woda morską i roztwory podobne	C	50 <sup>-10</sup>
Ochrona przed korozją części precyzyjnych ściśle przylegających.	Wilgotna atmosfera bez gazów agresywnych	-	7-15
Ochrona przed korozją przedmiotów gwintowanych.	Wilgotna atmosfera bez gazów agresywnych	L	10 <sup>-3</sup>
Ochrona przed korozją cienkościennych wyrobów stalowych.	Atmosfera magazynów fabrycznych	L	3 <sup>-1</sup>
Ochrona przed korozją kontaktów elektrycznych.	-	-	10-15

**Tabela 13** Przeznaczenia i grubości powłoki cynowej

Przeznaczenie powłoki	Materiał podłoża	Grubość powłoki µ
Ochrona przed korozją koflor, zbiorników itp.	Stal, miedź i stopy miedzi	25 <sup>-5</sup>
Pokrywanie części przyrządów, mechanizmów i styków elektrycznych w celu lutowania.	stal, miedź i stopy miedzi	2-5
Ochrona styków elektrycznych przed utlenieniem	miedź i jej stopy	10 <sup>-2</sup>
Ochrona przewodów elektrycznych przed działaniem siarki występującej w wulkanizowanej gumie.	miedź	5 <sup>-2</sup>
Ochrona części powierzchni przed azotowaniem.	stal	10 <sup>-2</sup>
Ochrona przed działaniem siarkowodoru.	stal	10 <sup>-2</sup>
Docieranie pierścieni tłokowych.	żeliwo	Wg War Techn.
Docieranie tłoków	aluminium	Wg War Techn.

**Tabela 14** Przeznaczenia i grubości powłoki ołowiowej

Przeznaczenie powłoki	Środowisko	Warunki	Grubość powłoki µ
Ochrona części maszyn, mechanizmów, aparatów i przyrządów.	atmosfera zawierająca tlenki siarki	S	30-50 100-150

**Tabela 15** Przeznaczenia i grubości powłoki żelazowej

Przeznaczenie powłoki	Grubość powłoki µ
Odtworzenie rozmiarów wyrobów stalowych (z późniejszym nawęglaniem powłoki).	do 1000 i więcej
Żelazowanie wyrobów żeliwnych przed cynowaniem lub cynkowaniem w celu uzyskania lepszej przyczepności powłoki.	5-15
Pokrywanie wyrobów stalowych przed czernieniem	5-10

**Tabela 16** Przeznaczenia i grubości powłoki miedzianej

Przeznaczenie powłoki	Średnia grubość powłoki µ
Miejszyna ochrona przed nawęglaniem (powłoka nie powinna zawierać por).	20-40
Nadanie własności ślizgowych powierzchni części maszyn i mechanizmów.	5-15
Nadanie własności ślizgowych kołom zębatym w celu zmniejszenia hałasu podczas torcia	5-25
Jako podwarstwa przy galanteryjnym niklowaniu i chromowaniu	3-40
Odtworzenie rozmiarów części	do 3000
W celu utleniania lub barwienia chemicznego	15-25
Ochrona przed korozją cienkościennych wyrobów stalowych.	5-2
W celu zwiększenia przewodnictwa elektrycznego żelaza w produkcji przewodników bimetalicznych.	10-2000

\* W razie nawęglania gazowego, warstwa miedzi powinna wynosić co najmniej 35-40 µ, gdyż w procesie cementacji, miedź utlenia się i wypala

**Tabela 17** Przeznaczenia i grubości powłoki niklowej

Przeznaczenie powłoki	Materiał podłoża	Grubość powłoki µ
Ochrona aparatury chemicznej przed działaniem ługów.	stal	20-150
Pokrywanie przyrządów optycznych.	stal, miedź, i jej stopy	5-25
Pokrycia galanteryjne.	stal	10-15

**Tabela 18** Przeznaczenia i grubości powłoki chromowej (chromowane techniczne)

Przedmioty chromowane	Grubość powłoki przedmiotów µ
Przyrządy pomiarowe	10-50 do 120
Formy do prasowania mas plastyczn.	40-60 do 100
Części maszyn i mechanizmów. (szuki walów, wałki)	10-50 do 500
Odtworzenie wymiarów. (gniazda łożysk kulkowych)	- do 1000
Chromowanie wymiarowe	2-20 -
Mikroporowate chromowanie pierścieni tłokowych i cylindrów silników	120-250 -

z tabeli 19 \* Operacja miedziowania, której przeznaczeniem jest zwiększenie przyczepności niklu nie jest obowiązkowa.

**Tabela 19** Grubość powłok przy galanteryjnym chromowaniu i niklowaniu

Dla przedmiotów niklowanych i chromowanych galanteryjnie podział warunków użytkowania na lekkie, średnie i ciężkie rozbiła się na podgrupy w zależności od kształtu i przeznaczenia przedm. pokrywanych. Do I podgrupy zalicza się przedm. o prostych kształtach geometrycznych, dla których wymagana jest wysokąkosiowa lustrowana powłoka. Przedmioty te nie są poddawane tarciu i nie są dotykane rękoma. Do II podgrupy zalicza się przedm. o rozwiniętych kształtach geom. z głębokimi otworami. Przedmiotów stalowych zaliczonych do tej podgrupy nie należy miedziować w elektrolitach kwasnych. Do III podgrupy zalicza się przedm. o bardzo rozwiniętych kształtach. W tym przypadku wymagane jest b. dokładne przygotowanie powierzchni metalu. Do IV podgrupy zalicza się przedm. stalowe lub z miedzi i jej stopów, które chromuje się lub nikluje bez podwarstwy miedzi. Do V podgrupy zalicza się przedm. pokrywane chromem „miedzynym”. Przedmioty te mają proste kształty (pręty, tury itp), sciera się podczas użytkowania i są dotykane rękoma (poręcze, rączki itp).

Materiał podłoża	Warunki	Podgrupa	Średnia grubość powłoki µ					Minimalna grubość µ	
			Miedz					Chrom	Miedz + nikiel bez chromu
			z elektrolitu cyjankowego	z elektrolitu kwasnego	z osadu	Nikiel	Chrom		
Żelazo i jego stopy	C	I	4-8	29-25	33 <sup>±3</sup>	22 <sup>±2</sup>	1	44	~1
		II	33 <sup>±3</sup>	-	33 <sup>±3</sup>	22 <sup>±2</sup>	1	44	~1
		III	7 <sup>-1</sup>	-	7 <sup>-1</sup>	35 <sup>±5</sup>	1	38	~1
		IV	3 <sup>-1</sup>	-	3 <sup>-1</sup>	40 <sup>±4</sup>	1	36	~1
		V	-	-	-	-	40 <sup>±4</sup>	-	35
	S	I	4-8	21-17	25 <sup>±3</sup>	15 <sup>±2</sup>	1	30	~1
		II	25 <sup>±3</sup>	-	25 <sup>±3</sup>	15 <sup>±2</sup>	1	30	~1
		III	7 <sup>-1</sup>	-	7 <sup>-1</sup>	22 <sup>±2</sup>	1	25	~1
		IV	3 <sup>-1</sup>	-	3 <sup>-1</sup>	27 <sup>±2</sup>	1	24	~1
		V	-	-	-	-	15 <sup>±2</sup>	-	12
L	III	7 <sup>-1</sup>	-	7 <sup>-1</sup>	10 <sup>±1</sup>	1	14	~1	
	IV	3 <sup>-1</sup>	-	3 <sup>-1</sup>	15 <sup>±2</sup>	1	12	~1	
	V	-	-	-	-	8 <sup>±1</sup>	-	6	
	III	7 <sup>-1</sup>	-	7 <sup>-1</sup>	22 <sup>±2</sup>	1	20	~1	
	V	-	-	-	-	15 <sup>±2</sup>	-	12	
Stop cynkowy	C	IV	3 <sup>-1</sup>	-	3 <sup>-1</sup>	15 <sup>±2</sup>	1	12	~1
		V	-	-	-	-	10 <sup>±2</sup>	-	8
	S	IV	-	-	-	-	10 <sup>±1</sup>	1	8
		V	-	-	-	-	5 <sup>±1</sup>	-	4
		L	IV	-	-	-	-	7 <sup>±1</sup>	1
Stal nierdzewna	I	-	-	-	-	-	3 <sup>-1</sup>	-	2
		-	-	-	-	-	-	1-5	-
		-	-	-	-	-	-	-	Wg War Techn.
		-	-	-	-	-	-	-	-
		-	-	-	-	-	-	-	-

**IIIa Dane fizyko-chemiczne**

**Tabela 20** Równoważniki elektrochemiczne

Dla wydzielenia 1g równoważnika substancji zużywa się 96494C (kulombów), 96494-tłczba Faradaya), lub 26,84good 1gramorównoważnikacząst. atomowej wartościowości

Wg prawo Faradaya  $m = \frac{A \cdot Q}{n \cdot F}$  ly g. gdzie: m - masa substancji wydzielona na elektrodach; A - ciężar atomowy; Q - ładunek prądu w A; n - czas w sek; F - wartościowość; F - liczbą Faradaya (96494) w A·sek, Rzeczywista wielkość m' tylko wyjątkowo równa się teoretycznej. Stosunek  $\frac{m'}{m}$  nazywamy wydajnością prądową, (w procentach).

Pierwiastek	Ciężar atomowy	Wartość ciowa	m/g	c/mg	g/A godz	A/good/g
Chlor	35,457	1	0,367	2,722	1,323	0,756
Chrom	52,01	6	0,0898	11,132	0,324	3,092
Chrom	52,01	3	0,180	5,566	0,647	1,546
Cyna	118,70	4	0,307	3,252	1,107	0,903
Cyna	118,70	2	0,615	1,626	2,214	0,452
Cynk	65,38	2	0,339	2,952	1,220	0,820
Ina	114,8	3	0,339	2,782	1,429	0,699
Kadm	112,41	2	0,582	1,717	2,097	0,477
Mangan	54,93	7	0,0813	12,297	0,293	3,416
Mangan	54,93	3	0,190	5,270	0,684	1,463
Miedz	63,57	2	0,329	3,036	1,186	0,843
Miedz	63,57	1	0,658	1,518	2,372	0,422
Nikiel	58,69	3	0,203	4,933	0,730	1,370
Nikiel	58,69	2	0,304	3,289	1,0948	0,913
Ołów	207,22	2	1,074	0,931	3,865	0,258
Platyna	195,29	4	0,506	1,977	1,821	0,549
Platyna	195,29	2	1,016	0,989	3,642	0,275
Rtęć	200,61	2	1,039	0,962	3,742	0,267
Rtęć	200,61	1	2,079	0,481	7,484	0,134
Srebro	107,88	1	1,118	0,894	4,025	0,249
Tlen	16,00	2	0,0829	12,062	0,298	3,350
Wodór	1,008	1	0,010	95,760	0,0376	26,597
Złoto	197,2	3	0,681	1,468	2,452	0,408
Złoto	197,2	1	2,0436	0,489	7,357	0,136
Żelazo	55,84	3	0,193	5,184	0,694	1,441
Żelazo	55,84	2	0,289	3,456	1,0416	0,960

**Tabela 21** Normalne potencjały elektrodowe. (szereg napięciowy metali)

Potencjał metali zanurzonego do roztworu zawierającego gramo-jon danego metalu, nazywa się potencjałem normalnym. Przy przechodzeniu prądu przez elektrolit, zawierający mieszaninę soli kilku metali, wydzielenie ich zaczyna się od posiadających potencjał bardziej dodatni, a rozpuszczanie od metali o potenc. bardziej ujemnym.

Reakcje powodujące powstanie potencjału

Li	Li <sup>+</sup> +e	-3,02	Fe	Fe <sup>3+</sup> +3e	-0,04
K	K <sup>+</sup> +e	-2,92	H <sub>2</sub>	2H <sup>+</sup> +2e	0,00
Na	Na <sup>+</sup> +e	-2,71	Sn	Sn <sup>4+</sup> +4e	+0,05
Mg	Mg <sup>2+</sup> +2e	-2,38	Sb	Sb <sup>3+</sup> +3e	+0,20
Al	Al <sup>3+</sup> +3e	-1,66	Bi	Bi <sup>3+</sup> +3e	+0,23
Mn	Mn <sup>2+</sup> +2e	-1,10	As	As <sup>3+</sup> +3e	+0,30
Zn	Zn <sup>2+</sup> +2e	-0,76	Cu	Cu <sup>2+</sup> +2e	+0,34
Cr	Cr <sup>2+</sup> +2e	-0,56	Cu	Cu <sup>+</sup> +e	+0,52
Fe	Fe <sup>2+</sup> +2e	-0,44	Rh	Rh <sup>3+</sup> +3e	+0,67
Cd	Cd <sup>2+</sup> +2e	-0,40	Ag	Ag <sup>+</sup> +e	+0,80
In	In <sup>3+</sup> +3e	-0,35	Pd	Pd <sup>2+</sup> +2e	+0,82
Tl	Tl <sup>+</sup> +e	-0,34	Hg	Hg <sup>2+</sup> +2e	+0,86
Co	Co <sup>2+</sup> +2e	-0,26	Pt	Pt <sup>4+</sup> +4e	+0,88
Ni	Ni <sup>2+</sup> +2e	-0,25	Au	Au <sup>3+</sup> +3e	+1,38
Sn	Sn <sup>2+</sup> +2e	-0,14	Au	Au <sup>+</sup> +e	+1,50
Pb	Pb <sup>2+</sup> +2e	-0,13			

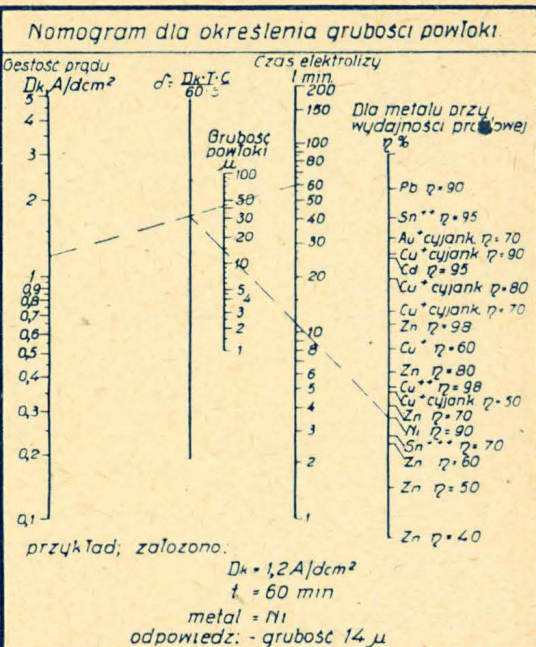
**Tabela 22** Potencjały elektrodowe niektórych metali w roztworach NaCl.

Metal	3%-owy roztwór wodny NaCl				3%-owy roztwór wodny NaCl+0,1H <sub>2</sub> O <sub>2</sub>				
	potencjał	potencjał	potencjał	potencjał	potencjał	potencjał	potencjał	potencjał	
Aluminium	-0,63	-0,63	-0,52	-0,52	Miedź	+0,02	+0,05	+0,20	+0,05
Antymon	-0,12	-0,09			Magnez	-1,45		-1,40	
Bismut	-0,15	-0,18			Mangan	-1,05	-0,91		
Chrom	-0,02	+0,23	+0,40	+0,60	Nikiel	-0,13	-0,02	+0,20	+0,05
Cyna	-0,25	-0,25	-0,09	+0,10	Ołów	-0,39	-0,26	-0,35	-0,24
Cynk	-0,83	-0,93	-0,77	-0,77	Srebro	+0,24	+0,20	+0,23	+0,23
Kadm	-0,58	-0,52	-0,50	-0,50	Żelazo	-0,34	-0,54	-0,25	-0,50
Kobalt	-0,17	-0,45							

**III b Nakładanie powłok**

**Tabela 23** Grubość osadów otrzymywana w c.l.godz przy gęstości prądu 1A/dcm<sup>2</sup> i 100%-owej wydajni.

Metal	Grubość μ	Metal	Grubość μ
Chrom	46	Mosiądz (60%Cu;40%Zn)	24
Cyna kwasnej z kąpieli alkalicznej	30	Ołów	33
Cynk	17	Pallad	17
Ind	19	Platyna	9
Kadm	24	Rod	5
Miedź kwasnej z kąpieli cyjankowej	26	Srebro	37
		Złoto	37
		Żelazo	13



**Tabela 24** Czas osadzania warstwy metalu grubości 10 μ/min w zależności od gęstości prądu Dk, i wydajności 100%.

Dk A/dcm <sup>2</sup>	Cynk	Kadm	Ołów	Cyna w postaci Si <sup>2+</sup>	Cyna w postaci Si <sup>4+</sup>	Miedź w postaci Cu <sup>2+</sup>	Miedź w postaci Cu <sup>+</sup>	Nikiel	Żelazo	Srebro	Złoto	Mosiądz 40%Zn-60%Cu	Chrom (wydajność prądowa 139%)
0,1	355	247	176	200	400	451	226	485	452	157	160	252	
0,25	142	99	70	80	160	180	90	192	182	63	64	102	
0,5	70	50	36	40	79	90	45	97	92	31	32	51	
1,0	35	25	18	20	40	45	23	49	46	16	16	25	
2,0	18	13	9	10	20	23	12	25	23	8	8	13	
3,0	12	9	6	7	13	15	8	16	15				
4,0	9	6	4,5	5	10	11		12	11				
5,0	7	5	4	4	8	9		10	9			200	
10,0	4	3	2	2		5		5	5			100	
15,0												67	
20,0	2		1	1	2							50	
30,0												34	
40,0												25	
50,0												20	

**III c Przygotowanie powierzchni**

**Tabela 25** Fizyczne dane rozpuszczalników organicznych używanych w galwanostegii i wody.

Nazwa rozpuszczalnika	Wzór chemiczny	Ciepota wrzenia °C	Gęstość (15°C)	Temperatura wrzenia °C	Temperatura topnienia °C	Ciepło właściwe (20°C)	Przewodność pary przy 20°C	Ciepło ulatowania	cal/g
Trajchloroetylen (Tri)	C <sub>2</sub> HCl <sub>3</sub>	131,4	1,471	87	-86	0,223	56	56	
Czterochloroetan	C <sub>2</sub> H <sub>2</sub> Cl <sub>4</sub>	167	1,601	146,74	-36	0,268	11	54,4	
Chloroform	CHCl <sub>3</sub>	119,38	1,49	61	-63,3	0,236	160	71	
Czterochlorek węgla	CCl <sub>4</sub>	152	1,605	76,4	-23	0,205	89,5	46,35	
Woda	H <sub>2</sub> O	18	0,9989	100	0	0,9987	17,39	539	
Benzen	C <sub>6</sub> H <sub>6</sub>	78	0,895	80	+6	0,419	76	92,91	
Aceon	C <sub>3</sub> H <sub>6</sub> O	58	0,79	56,1	-94,3	50			
Alkohol etylowy	C <sub>2</sub> H <sub>5</sub> OH	46	0,789	78,5	-117,3				
Benzyna		85-140	0,69-0,74	<-100					

**Tabela 27** Skład i warunki pracy roztworów do chemicznego trawienia metali żelaznych.

Nazwa odczynników i warunki pracy	Wzór chemiczny	Zawartość g/l					
		1	2	3	4	5	6
Kwas siarkowy ciężar w.l. 1,84	H <sub>2</sub> SO <sub>4</sub>	75		100	230		125
Kwas solny ciężar w.l. 1,19	HCl	125	125		270	450	
Kwas azotowy ciężar w.l. 1,40	HNO <sub>3</sub>					50	
Chlorek sodu	NaCl						225
Inhibitor organiczny		3	3		3	3	3
Temperatura roztworu °C		30-40	30-40	40-60	40-50	50	50-60
Czas trawienia min.		Do usunięcia tlenków		60	3-5	Do usunięcia tlenków	

Uwaga: Roztwory 1+3 przeznaczone są do trawienia stali węglowej; roztwory: 4- do wstępnego, a 5- do zasadniczego trawienia stali nierdzewnej; roztwór 6- do trawienia stali niskowęglowej

**Tabela 26** Skład (g/l) i warunki pracy roztworów do elektrochemicznego odłuszczenia.

Nazwa odczynników i warunki pracy	Wzór chemiczny	Przedmioty o niedokładnie przygotowanej, zafuszczonej powierzchni				Przedmioty o dobrze przygotowanej, nieznacznie zafuszczonej powierzchni				
		1	2	3	4	5	6	7	8	9
Ług sodowy lub potasowy	NaOH/KOH	50	150	5-10			10-20	50		10
Soda	Na <sub>2</sub> CO <sub>3</sub>	100					50	30		
Fosforan sodu	Na <sub>3</sub> PO <sub>4</sub>				100				30	10-20
Szklko wodne	Na <sub>2</sub> SiO <sub>3</sub>						2-3			30
Mydło										10-20
Wapno (polone)						30-50				
Temperatura roztworu °C		60-80	60-80	60-80	60-80	18-25	70-90	60-80	80-90	50-60
Gęstość prądu A/dcm <sup>2</sup>		3-10	3-10	3-10	3-10		3-10	3-10		3-10

Uwaga: Roztwory 1+4; i 6;7 można także używać do odłuszczenia chemicznego; w tym przypadku należy wprowadzić do roztworów emulgatory, Szklko wodne (5-15g/l) lub mydło (3-5g/l).

**Tabela 28** Skład i warunki pracy roztworów do elektrochemicznego trawienia metali żelaznych.

Nazwa odczynników i warunki pracy	Wzór chemiczny	Zawartość g/l						
		1	2	3	4	5	6	7
Kwas siarkowy ciężar w.l. 1,84	H <sub>2</sub> SO <sub>4</sub>	15	225	175		150		20
Kwas solny ciężar w.l. 1,19	HCl				40			30
Chlorek sodu	NaCl	40		40		50		20
Siarczan żelazowy	FeSO <sub>4</sub> ·7H <sub>2</sub> O	250						
Wodorotlenek sodu	NaOH					85		
Fosforan sodu	Na <sub>3</sub> PO <sub>4</sub>					30		
Temperatura °C		18-25	40-60	40-60	40-60	60-80	80-90	50-60
Gęstość prądu A/dcm <sup>2</sup>		5-10	5-10	5-10	5-100	100-200	5-8	8-10
Czas trawienia min.		15-30			do 0,5	do 0,1	10-15	10-15

Uwaga: Roztwory 1+6 przeznaczone są do trawienia anodowego, jako katody stosuje się w nich blachy ołowiane lub żelazne. W roztworze 4- trawi się blachy, a w 5- drut. Roztwór 7 przeznaczony jest do trawienia katodowego; jako anody służą blachy ołowiane.

**Tabela 29** Czas trawienia żelaza w kwasach, solnym i siarkowym w zależności od ich stężenia.

Stężenie HCl %	Czas trawienia min	Stężenie H <sub>2</sub> SO <sub>4</sub> %	Czas trawienia min
2	90	2	135
5	55	5	135
10	18	10	120
15	15	15	95
20	10	20	80
25	9	25	65
30		30	75
40		40	95