

4

TECHNIKA LOTNICZA

**DWUMIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH**

LIPIEC • 1959 • SIERPIEŃ

TREŚĆ ZESZYTU

	Str.
J. SANDAUER: Statystyczna metoda określania obciążeń samolotu w burzliwej atmosferze	97
E. OHLMER: Badania nad możliwościami zastosowania tworzyw sztucznych do budowy skrzydeł szybowców	102
W. BŁOCKI: Oznaczenia amerykańskie w lotniczych układach energetycznych	108
P. KIJKOWSKI: Praktyczne sposoby wyznaczania parametrów przepływu gazu ściśliwego w przewodach, część I	113
Ludzie i zdarzenia — W. GIBAŁKA: Polacy w przemyśle lotniczym Rumunii (1939—1940)	123
Przeglądamy usprawnienia S. M.	124
Przegląd Dokumentacyjny Lotnictwa	127
Pomoce konstruktorskie — T. WIŚLICKI: Obróbka skrawaniem stopów lekkich i tytanu	okł.

Pomoce konstruktorskie „Techniki Lotniczej”

Obróbka skrawaniem stali lekkich i tytanu

zebrał i opracował mgr inż. T. Wiślicki

Właścive pod względem technicznym i ekonomicznym ustalenie parametrów obróbki skrawaniem stali lekkich i tytanu jest utrudnione brakiem odpowiedniej literatury, w związku z czym zebrano został materiał z tej dziedziny dla konstruktorów i technologów zakładów lotniczych.

Pomijając już nawet względy ekonomiczne obróbki, należy stwierdzić, że dla optymalnych materiałów dobór odpowiednich parametrów skrawania w zależności od rodzaju obrabianego stopu decyduje o dokładności wymiarów i gładkości powierzchni w stopniu znacznie wyższym, niż dla innych materiałów. Wiąże się to ściśle z ich własnościami fizycznymi.

Materiały

Z uwagi na obrabialność metodami skrawania można stopy lekkie stosowane w lotnictwie podzielić na grupy (tabela 1), dla których obowiązująac będą określone warunki obróbki.

Tabela 1. Klasyfikacja stopów lekkich z uwagi na ich obrabialność metodami obróbki wiórowej

Grupa materiałowa	Rodzaj materiału	Stan	Uwagi	Własności z uwagi na obrabialność metodami skrawania
I	Al	Stopy walcowane	Czyste	Materiały miękkie o twardości poniżej 70 kg/mm ² wykazują tendencję do „smarowania” wymagają narzędzi o dużym kącie skrawania; dają wiór ciągliwy nieoformiony, w związku z czym nie nadają się do robót automatycznych
	AlMn			
	AlMgMn			
	AlMg ₂			
	AlMgSi			
II	AlMg ₂	Stopy automatone	Twarde	Stopy o twardości powyżej 70 kg/mm ² oraz nieulepszane termicznie stopy odlewnicze o mniejszej twardości nie wykazują tendencji „smarowania” dając wiór krotki i łamliwy
	AlMgSi			
	AlCuMg			
	AlMgSiPb			
	AlCuMgPb			
	AlMgMn			
	AlMg ₂			
III	AlSi	Stopy lane	Stopy lane	Do prac automatowych stosuje się stopy z dodatkiem dwiwi
	AlCu			
	AlSiMg			
	AlSiMgCu			
IV	MgAl	Stopy walcowane, kule i lane	Czysty i stopy	Najtwardsze stopy aluminiowe, z uwagi na większe opory skrawania obrabiają się najkorzystniej narzędziami z ostrzem ze spieków twardych
	MgMn			
	MgZn			
	MgAlZn			
V	Ti			Warunki obrabialności stopów z tej grupy są zbliżone do obowiązujących dla siluminów. Z uwagi na łatwą zapalność wymagają dodatkowych warunków dla zabezpieczenia przed zapaleniem.

Obrabialność stopów z Ti z uwagi na charakter struktury metalograficznej powodującej zwiększenie chemicznych warunków skrawania od orientacji kryształów metalu obrabianego przedmiotu. Niski współczynnik przewodzenia ciepła i występowanie wysokich nacisków przy skrawaniu powodują zwiększenie siły sprężenia i utrudniają pracę narzędzi. Szczególnie trudna jest obróbka cienkim wiórem nawet stopów lekkich; najtwardsze są stopy z domieszką magno.

Dalszy ciąg obok

Narzędzia

Warunki doboru materiału i geometrii ostrza narzędzi do obróbki podległone są względom prawidłowego kształtowania wióra (rys 1), wysokiej dokładności i jakości obrabianej powierzchni i trwałością narzędzia.

Rys 1. Położone zależności geometryczne ostrzy skrawających z uwagi na kształtowanie wióra:
 a - prawidłowe warunki skrawania b - wiór następnym c - wiór schodkowy d - wiór odpryskowy e - nieprawidłowe warunki skrawania

Rys 2. Zależność twardości materiałów stosowanych na narzędzia skrawające od temperatury.

Rys 2. Zależność twardości materiałów stosowanych na narzędzia skrawające od temperatury.

Tabela 2. Własności fizyczne materiałów stosowanych na narzędzia do obr. wiórowej

Materiał narzędzia	Oznaczenie	Wytrzymałość czysta na ścisnięcie, kg/cm ²	Twardość, HRC	Przewodność cieplna, kcal/cm ² ·sek·°C	Zastosowanie
Stal narzędziowa wysokonapiętna	SN	16000	62	0,11	Mogą być stosowane do obróbki materiałów z grupy I do IV, nie dają jednak możliwości osiągnięcia wysokich prędkości skrawania, o więc również gładkości obrabianej powierzchni, trwałości ich jest niska, dopuszczalna temp. ostrza 200-300°C
Stal szybko-tnąca	SS	42000	64	0,06	Korzystniejsze warunki obróbki (temp. ostrza do 600°C). Prędkość skrawania 3-4 większa niż dla stali narzędziowych, większa trwałość, trudne do obróbki
Stopy typu „Stellite”	S	24000	60	niska	Do obróbki stopów twardych, wykazują dużą trwałość i odporność na ścieranie, wykorzystują temp. do 1100°C, dobra przewodność cieplna nie dopuszcza do sprężenia temp. narzędzi. Spiek pozwalają na stosowanie dużych prędkości skrawania i osiągnięcia gładkości powierzchni. Nadają się do cieżkich warunków pracy, do obróbki stopów krzemowych i tytanu
Spieki węglaki spiekane	ST	55000	80	0,11	Oznaczają się wysoką twardością i trwałością ostrza dopuszczając duże prędkości skrawania (temp. 1200-1500°C). Powierzchnie obrabiane ostrzem o dużym kącie cechuje duża dokładność i jakość nie wymagająca obróbki szlifowania i polierowania.
Diamen	D	-	10 (w skali Mohsa)	-	Szczególnie do dokładnej obróbki stopów lekkich, kolorowych, tworzyw sztucznych i papirnych gumy i minerałów

Dalszy ciąg na str. III ok.

СОДЕРЖАНИЕ

Авторы	Стр.
J. Sandauer: Статистический метод определения нагрузки самолета в вихревой атмосфере	97
E. Ohlmer: Опыты над возможностями применения искусственных материалов при строении крыльев планеров	102
W. Błocki: Американские обозначения в авиационных системах	108
P. Kijkowski: Практические способы определения параметров течения сжимаемого газа в трубах, часть I	113
Люди и события — W. Gibalka: Поляки в авиационной промышленности Румынии (1939—1940)	123
Обзор новаторских предложений S. M.	124
Документационный обзор авиации	127
Конструкторские пособия — T. Wiślicki: Обработка резкой легких сплавов и титана	обложки

CONTENTS

Author	Page
J. Sandauer: Statistical method of determining aeroplane loads in stormy atmosphere	97
E. Ohlmer: Research into the potential use of synthetic materials for constructing glider wings	102
W. Błocki: American notation in aircraft energetic systems	108
P. Kijkowski: Practical methods of determining parameters of compressible gas flow in ducts, part I	113
Men and events — W. Gibalka: Poles in Rumanian aircraft industry (1939—1940)	123
Review of Rationalisation Projects S. M.	124
Aviation Documentation Review	127
Designer's Data Sheets — T. Wiślicki: Machining of light alloys and titanium	on cover

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

Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT. Redaguje Komitet Redakcyjny.

Redaktor naczelny — mgr inż. Stefan Sulikowski, Redaktor techniczny: Mieczysław Dojowy, Sekretarz redakcji Jarosław Berżyński

Adres Redakcji: Warszawa, Czackiego 3/5, tel. 674-61

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

Cena pojedynczego zeszytu 12.— zł.

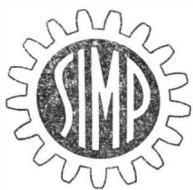
Prenumerata roczna 72.— zł.

Półroczna 36.— zł.

Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT, Warszawa 1959 r. Ark. wyd. 9. Ark. druk. 4. Format A4. Nakład 750 egz. Papier druk. sat.

kl. V, 80 g 61×86/8. Cena egzemplarza 12 zł

Druk. im. Rewolucji Październikowej, Warszawa, Zam. 208/59. W-24.



Mgr inż. J. SANDAUER

Statystyczna metoda określania obciążeń samolotu w burzliwej atmosferze

Stosowana dotychczas metoda obliczania obciążeń samolotu w burzliwej atmosferze opierała się wyłącznie na analizie zjawisk zachodzących przy napotkaniu pojedynczego podmuchu, a więc przyjmowała bardzo uproszczony model turbulencji atmosferycznej; wyniki uzyskane tą drogą mają wartość bardziej porównawczą niż bezwzględną. Najbardziej przydatna do rozważania obciążeń samolotu w burzliwej atmosferze jest metoda statystyczna, oparta na analizie harmonicznej i rachunku prawdopodobieństwa. Jej zastosowanie w omawianym zagadnieniu datuje się zaledwie od kilku lat i jest w dużej mierze związane z wynikami badań nad turbulencją atmosferyczną. Opisywana metoda znalazła już uprzednio szerokie zastosowanie w zagadnieniach lotniczych, przede wszystkim w radiotechnice i automatyce — przydatność do wyznaczenia obciążeń samolotu w burzliwej atmosferze jest jeszcze jednym świadectwem jej uniwersalności.

ROZWIĄZANIA OGÓLNE

Zagadnienie obciążeń samolotu w burzliwej atmosferze stanowi od wielu lat przedmiot badań doświadczalnych i teoretycznych. Do niedawna badania te opierały się wyłącznie na analizie wielkości obciążenia oraz jego przebiegu w czasie w przypadku napotkania pojedynczego podmuchu o założonej strukturze strefy przejściowej [ut. l.]. Postęp w tej dziedzinie szedł dwiema równoległymi drogami — poprzez badanie intensywności, częstości i struktury podmuchów oraz poprzez uwzględnianie wpływu szeregu drugorzędnych czynników, jak zapasu stateczności statycznej samolotu, sztywności giętej i skrętnej skrzydła i in. Niestety postęp w obu dziedzinach nie był bynajmniej równomierny. Poglębionej analizie wpływu szeregu parametrów samolotu na wielkość obciążenia od podmuchu towarzyszyło tylko nieznaczne wzbogacanie wiedzy meteorologicznej, zwłaszcza na odcinku znajomości struktury strefy przejściowej i jej powiązania z intensywnością podmuchu. Wprawdzie przy założonej długości strefy przejściowej i intensywności podmuchu struktura strefy przejściowej — t. zn. charakter rozkładu prędkości (sinusoidalny, liniowy ew. paraboliczny) — posiada stosunkowo niewielki wpływ na wielkość obciążenia samolotu, ale fakt ten nie zmienia sytuacji, że wszelkie obliczenia nie oparte na dokładnej znajomości obu podstawowych parametrów podmuchu posiadają wartość bardziej porównawczą niż bezwzględną.

Pomiary intensywności podmuchów oraz długości strefy przejściowej są prowadzone przy pomocy przyspieszeniemiery rejestrujących, montowanych na samolotach doświadczalnych i użytkowych. Redukowanie danych pomiarowych na równoważne podmuchy „znormalizowane”, tj. podmuchy o znormalizowanym rozkładzie prędkości i znormalizowanej długości strefy przejściowej, powodujące obciążenie samolotu równoważne obciążeniu spowodowanemu przez podmuch rzeczywisty, jest oparte na założeniach upraszczających, nie uwzględniających wpływu szeregu parametrów samolotu na pomierzoną wielkość obciążenia. Stosowanie tych założeń upraszczających jest jednak konieczne i tak długo nie budzi zastrzeżeń, jak długo samolot pomiarowy, dostarczający danych na temat burzliwości atmosfery, różni się tylko nieznacznie od samolotu, dla którego te dane są przeznaczone. W takim przypadku obliczone obciążenia będą oczywiście zgodne z rzeczywistymi. Odwrotnie jednak przedstawia się sprawa wartości obliczeń, gdy układy aerodynamiczne obu samolotów nie są do siebie podobne. W takim przypadku zarówno obliczenie obciążeń maksymalnych, warunkujących doraźną wytrzymałość samolotu, jak i określenie wielkości obciążeń najczęściej występujących, warunkujących jego wytrzymałość zmęczeniową, posiada wartość nader problematyczną.

Niedoskonałość metody wyznaczania obciążeń samolotu w burzliwej atmosferze, opartej wyłącznie na analizie zjawisk zachodzących przy napotkaniu pojedynczego podmuchu, spowodowała w ostatnich latach zwiększenie zainteresowania

metodą opartą na analizie statystycznej, jako najbardziej przydatną do rozpatrywania skutków turbulencji czyli zjawiska o charakterze przypadkowym. Metoda statystyczna pozwala na rozszerzenie analizy obciążeń w burzliwej atmosferze z dotychczas rozważanego przypadku pojedynczego podmuchu na cały obszar turbulencji ciągłej. Powyższe stwierdzenie, pomimo że dotykające tylko najogólniej fizykალnej strony zagadnienia, wydaje się być już wystarczającym uzasadnieniem celowości rozwijania metody statystycznej. Jej zastosowanie do zagadnienia obciążeń samolotów w burzliwej atmosferze datuje się zaledwie od kilku lat i jest w dużej mierze związane z wynikami badań prowadzonymi nad turbulencją atmosferyczną w Massachusetts Institute of Technology, NACA, Cornell Aeronautical Laboratory oraz przez firmę Douglas. Bardzo przydatne narzędzie matematyczne w tej metodzie stanowi uogólniona analiza harmoniczna umożliwiająca traktowanie turbulencji atmosferycznej jako sumy nieskończonej ilości podmuchów sinusoidalnych o częstości od zera do nieskończoności.

W tym miejscu jednak trzeba zaznaczyć, że badanie i opanowanie zjawisk przypadkowych przy pomocy metody statystycznej i uogólnionej analizy harmonicznej znalazło już uprzednio szerokie zastosowanie między innymi w zagadnieniach lotniczych, a przede wszystkim w radiotechnice i automatyce — co za tym idzie zagadnienie obciążeń samolotu w burzliwej atmosferze stanowi jeszcze jedną dziedzinę rozszerzającą zakres stosowalności omawianej metody.

Pomiary burzliwości atmosfery wykonane w ostatnich latach przy pomocy samolotów, balonów oraz z wież meteorologicznych potwierdziły hipotezę określającą turbulencję powietrza jako zjawisko przypadkowe, odpowiadające w odpowiednio dobranych, ograniczonych obszarach geograficznych oraz okresach czasu prawu Gaussa dla procesów ustalonych. Cechy charakterystyczne procesu przypadkowego ustalonego — spełnione w przypadku turbulencji atmosferycznej — są następujące:

1. Średnie wartości zmiennej y

$$\bar{y} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n y_i; \quad \bar{y^2} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n y_i^2; \quad \bar{y^k} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n y_i^k$$

pomierzone w tej samej chwili w dowolnych n punktach odpowiednio dobranego ograniczonego obszaru mają wartość stałą, tzn. nie są funkcjami czasu

$$\bar{y}(t) = \text{const}_1; \quad \bar{y^2}(t) = \text{const}_2; \quad \bar{y^k}(t) = \text{const}_k$$

2. te same stałe $\text{const}_1, \text{const}_2, \text{const}_k$ otrzymuje się jako średnie wartości zmiennej y mierzone w dowolnym punkcie x danego obszaru w ciągu odpowiednio długiego okresu

czasu, przy czym wartości średnie nie zależą od tego, w której chwili ten okres czasu zaczął być mierzony:

$$\bar{y}(x) = \frac{1}{T} \int_0^T y(t) dt = \text{const}_1$$

$$\bar{y}^2(x) = \frac{1}{T} \int_0^T y^2(t) dt = \text{const}_2$$

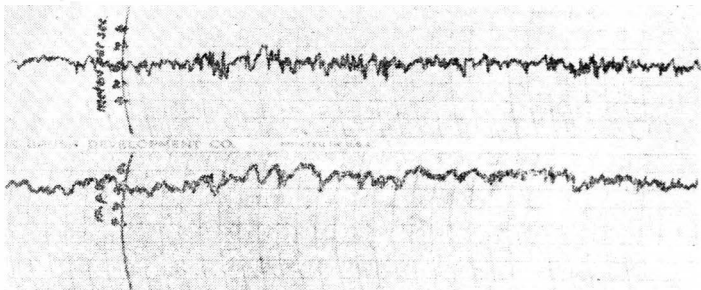
$$\bar{y}^k(x) = \frac{1}{T} \int_0^T y^k(t) dt = \text{const}_k$$

Jest rzeczą charakterystyczną, że ograniczenie obszaru oraz okresu czasu, w którym turbulencja atmosferyczna ma charakter ustalony, bynajmniej nie neguje faktu, że poza tymi ograniczeniami ma ona nadal charakter przypadkowy, zgodny z prawem Gaussa — zmianie ulega jedynie jej intensywność. Stwierdzono również, że pomimo zmiany intensywności turbulencji w różnych warunkach atmosferycznych i w różnych okresach czasu nie ulega zasadniczej zmianie jej funkcja gęstości mocy, tzn. udział poszczególnych częstotliwości w mocy całkowitej.

Wyprowadzenie pojęcia funkcji gęstości mocy łączy się ściśle z zastosowaniem uogólnionej analizy harmonicznnej, co wymaga nieco szerszego omówienia.

FUNKCJA GĘSTOŚCI MOCY TURBULENCJI ATMOSFERYCZNEJ

Rozważmy w dowolnie długim okresie czasu $2T$ wykres prędkości pionowej powietrza $w(t)$ w dowolnym punkcie. Ze zrozumiałych względów średnia wartość $\bar{w}(t)$ jest równa zero; natomiast średnia kwadratowa $\bar{w}^2(t)$ jest wartością stałą — co tłumaczy się ustalonym charakterem zjawiska — i jest miarą intensywności turbulencji w rozważanym przedziale czasu.



TL-14/59-R1

Rys. 1. Typowy zapis składowej pionowej i poziomej prędkości powietrza

Dla zjawiska o charakterze ustalonym można zastosować całkę Fouriera:

$$w(t) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_{-\infty}^{+\infty} F(i\omega) e^{i\omega t} d\omega \dots [1]$$

gdzie:

$$F(i\omega) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_{-T}^{+T} w(t) e^{-i\omega t} dt \dots [2]$$

Sens fizyczny całki Fouriera polega na wyrażeniu turbulencji $w(t)$ przez nieskończoną sumę składowych okresowych $e^{i\omega t}$, przy czym amplituda oddzielnych składowych jest proporcjonalna do funkcji $F(i\omega)$ zwanej widmem.

Moduł funkcji $F(i\omega)$ spełnia następującą zależność:

$$\int_{-\infty}^{+\infty} |F(i\omega)|^2 d\omega = \int_{-\infty}^{+\infty} w^2(t) dt \dots [3]$$

a więc:

$$\bar{w}^2(t) = \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{2T} \int_{-\infty}^{+\infty} |F(i\omega)|^2 d\omega = \lim_{T \rightarrow \infty} \int_0^{\infty} \frac{|F(i\omega)|^2}{T} d\omega [4]$$

Ponieważ dla zjawiska turbulencji atmosferycznej średnia kwadratowa prędkości pionowej ma wartość stałą więc istnieje granica wyrażenia podcałkowego $\frac{|F(i\omega)|^2}{T}$; granicę tę, zwaną funkcją gęstości mocy lub gęstością widmową mocy, można oznaczyć jako:

$$\Phi(\omega) = \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{|F(i\omega)|}{T}$$

Funkcja $\Phi(\omega)$ jest funkcją rzeczywistą o wartości dodatniej, a ponieważ jej całka w granicach od 0 do ∞ jest równa \bar{w}^2 więc wyrażenie $\Phi(\omega)d\omega$ przedstawia udział częstotliwości ω w całkowitej mocy turbulencji wyrażonej przez \bar{w}^2 .

Funkcja gęstości mocy jest ściśle związana z funkcją autokorelacyjną, której znajomość pozwala łatwo wyznaczyć $\Phi(\omega)$. Funkcję autokorelacyjną $\psi(\tau)$ określa się jako:

$$\psi(\tau) = \overline{w(t) \cdot w(t + \tau)} = \frac{1}{2T} \int_{-T}^{+T} w(t) \cdot w(t + \tau) dt [5]$$

a ponieważ dla zjawiska o charakterze ustalonym i odpowiednio dużej wartości T wartość średnia nie jest zależna od t , funkcja autokorelacyjna jest wyłącznie zależna od odstepu czasu τ . Funkcja $\psi(\tau)$ jest zatem miarą stopnia korelacji, czyli związku między wartościami, jakie przyjmuje zmienna przypadkowa w punktach t i $t + \tau$. Związek ten wyraża się jako wartość średnia iloczynu wartości $w(t) \cdot w(t + \tau)$. Funkcję autokorelacyjną można również określić jako miarę szybkości zmian zmiennej przypadkowej.

W zależności (5) wynikają następujące wartości funkcji autokorelacyjnej:

$$\psi(0) = \bar{w}^2; \quad \psi(\tau) = \psi(-\tau)$$

Łatwo można dowiedzieć, że $\psi(0) = \bar{w}^2$ jest maksymalną wartością funkcji $\psi(\tau)$, a ponieważ $w = 0$, więc:

$$\lim_{\tau \rightarrow \infty} \psi(\tau) = 0$$

Obliczanie wartości funkcji autokorelacyjnej na podstawie wykresu zmiennej przypadkowej drogą planimetrywania całki

$$\int_{-T}^{+T} w(t) \cdot w(t + \tau) dt$$

jest zajęciem bardzo żmudnym. Do obliczania i zapisywania powyższej całki służą specjalne maszyny matematyczne, tzw. korelatory, w których wykres zmiennej przypadkowej podlega odpowiedniemu całkowaniu, przy czym poszczególne typy korelatorów różnią się między sobą zarówno budową jak i zasadą działania.

Posługując się całką Fouriera można wykazać, że funkcja autokorelacyjna i funkcja gęstości mocy są ze sobą ściśle powiązane następującymi zależnościami:

$$\psi(\tau) = \int_0^{\infty} \Phi(\omega) \cos \omega\tau \cdot d\omega \dots [6]$$

$$\Phi(\omega) = \frac{2}{\pi} \int_0^{\infty} \psi(\tau) \cos \omega\tau \cdot d\tau \dots [7]$$

Zależności [6] i [7] pozwalają obliczyć funkcję gęstości mocy przy znanej funkcji autokorelacyjnej lub odwrotnie.

Badania prowadzone w Massachusetts Institute of Technology [lit. 2 i 6] wykazały, że funkcje autokorelacyjne turbulencji atmosferycznej w różnorodnych warunkach meteorologicznych posiadają bardzo podobny charakter, różnią się między sobą w zasadzie tylko intensywnością. Ich ogólna postać

odpowiada funkcji autokorelacyjnej, uzyskanej z pomiarów turbulencji w tunelach aerodynamicznych:

$$\psi(\tau) = \psi(0) e^{-\tau U/L} \left(1 - \frac{U}{2L} \tau\right) \dots \dots \dots [8]$$

W celu uwolnienia się w powyższym równaniu od prędkości lotu U można wprowadzić zamiast odstępu czasu τ odległość $r = U \cdot \tau$ i wówczas:

$$\psi(r) = \psi(0) e^{-r/L} \left(1 - \frac{r}{2L}\right) \dots \dots \dots [9]$$

Stała L , zwana miarą turbulencji*), przedstawia średnią wartość średnicy podmuchu i może być obliczona ze wzoru:

$$L = \int_0^{\infty} \frac{\psi(r)}{\psi(0)} dr \dots \dots \dots [10]$$

Wstawiając zależność [8] do wzoru [7] otrzymuje się następujący wzór na funkcję gęstości mocy turbulencji atmosferycznej:

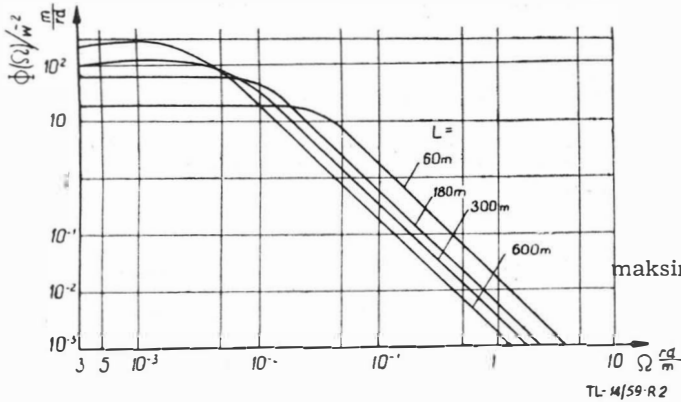
$$\Phi(\omega) = \frac{\psi(0)}{w^2} \frac{1 + 3\xi^2}{(1 + \xi^2)^2} \dots \dots \dots [11]$$

gdzie:

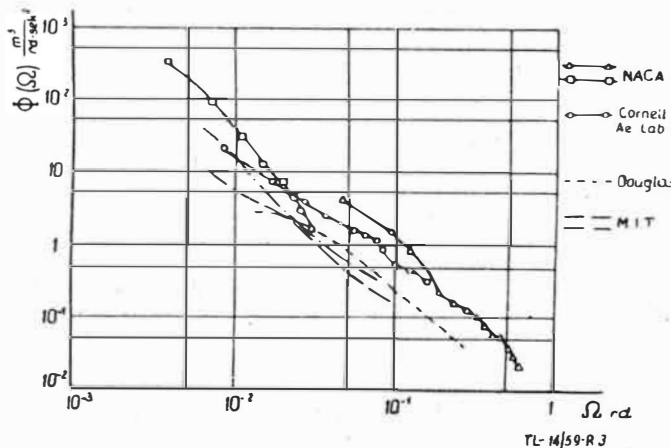
$$\xi = \frac{\omega L}{u}$$

W celu wyeliminowania prędkości lotu można wprowadzić zredukowaną częstotliwość Ω :

$$\Omega = \frac{\omega}{u} = \frac{2\pi}{\lambda}$$



Rys. 2. Wykres $\frac{\Phi(\Omega)}{w^2}$ turbulencji atmosferycznej dla różnych wartości L



Rys. 3. Wyniki pomiarów funkcji gęstości mocy turbulencji atmosferycznej

*) scale of turbulence

gdzie λ jest długością fali; wówczas:

$$\Phi(\Omega) = \frac{\psi(0)}{w^2} \frac{L}{\pi} \frac{1 + 3\Omega^2 L^2}{(1 + \Omega^2 L^2)^2} \dots \dots \dots [12]$$

Wykres $\Phi(\Omega)$ dla różnych wartości L przedstawia rys. 2. Rys. 3 przedstawia dane pomiarowe cytowane poprzednio. Porównanie obu rysunków wskazuje, że dla turbulencji atmosferycznej wartość L jest rzędu 300 m.

FUNKCJA GĘSTOŚCI MOCY WSPÓŁCZYNNIKA OBCIĄŻENIA

Dalszym etapem określenia obciążeń samolotu w burzliwej atmosferze przy pomocy uogólnionej analizy harmonicznej jest obliczenie funkcji gęstości mocy współczynnika obciążenia Δn .

W układzie liniowym, tj. dopuszczającym superpozycję, funkcja gęstości mocy wejściowej $\Phi_o(\omega)$ — w tym przypadku turbulencji — oraz funkcja gęstości mocy wyjściowej — w przypadku współczynnika obciążenia — są powiązane między sobą przepustowością widmową układu*) $T(i\omega)$. Zależność ta ma postać następującą:

$$\Phi_n(\omega) = \Phi_o(\omega) |T(i\omega)|^2 \dots \dots \dots [13]$$

Funkcja $T(i\omega)$ jest określona w ten sposób, że $T(i\omega)e^{i\omega t}$ jest reakcją układu na sinusoidalne wzbudzenie $e^{i\omega t}$; moduł $|T(i\omega)|$ jest stosunkiem wartości amplitudy wyjściowej do wejściowej, a jego kwadrat stanowi miarę ilości energii, którą układ wytwarza przy sinusoidalnym wzbudzeniu o różnej częstotliwości.

Wniosek: wartość $T(i\omega)$ jest w tym przypadku sinusoidalnym podmuchem o jednostkowej amplitudzie. Najprostsza przybliżona metoda obliczania funkcji $T(i\omega)$ uwzględ-

nia tylko podstawowe czynniki, które wpływają na wielkość przeciążenia, tj. zmianę kąta natarcia wywołaną pionową prędkością powietrza, oraz zmianę kąta natarcia wywołaną składową pionową ruchu samolotu pod wpływem przyrostu siły nośnej. Zwiększenie dokładności obliczenia wymaga uwzględnienia takich czynników drugorzędnych, jak opływ nieustalony (efekt wiatru) oraz obrót samolotu dokoła osi poprzecznej, wywołany zakłóceniem równowagi momentów po-

Typowy przebieg funkcji $|T(i\omega)|^2$ dla samolotu o skrzydle całkowicie sztywnym i skrzydle giętkim pokazuje rys. 4. Jak widać, odpowiadające podstawowej częstotliwości drgań swobodnych jedno maksimum, odpowiadające częstotliwości krótkookresowych wahań samolotu dokoła osi poprzecznej; przy uwzględnieniu elastyczności giętkiej skrzydła wykres posiada drugie

złych skrzydło — kadłub.

Przy obliczeniu funkcji $T(i\omega)$ można zastąpić podmuch sinusoidalny podmuchem — „ostrym”, czyli odwzorowującym funkcję jednostkową skokową, lub też jednostkowym impulsem odwzorowującym funkcję δ Diraca i skorzystać z zależności:

$$T(i\omega) = i\omega \int_0^{\infty} B(t) e^{-i\omega t} dt \dots \dots \dots [14]$$

lub

$$T(i\omega) = \int_0^{\infty} W(t) e^{-i\omega t} dt \dots \dots \dots [15]$$

gdzie $B(t)$ jest reakcją samolotu na jednostkowy podmuch ostry wyrażoną w postaci $\Delta n = f(t)$, zaś $W(t)$ jest reakcją samolotu na jednostkowy impuls, wyrażoną w postaci $\Delta n = f(t)$.

Obliczony moduł funkcji $T(i\omega)$ wstawiony do zależności [13] pozwala wyznaczyć funkcję gęstości mocy współczynnika ob-

*) Funkcja $T(i\omega)$ bywa również nazywana funkcją przenoszenia, co może jednak dezorientować czytelnika, ponieważ w literaturze angielskiej i rosyjskiej przez „transfer function” ew. „pieriodatocznaja funkcia” oznacza się funkcją $T(p)$, gdzie p jest zmienną zespoloną z przekształcenia Laplace’a.

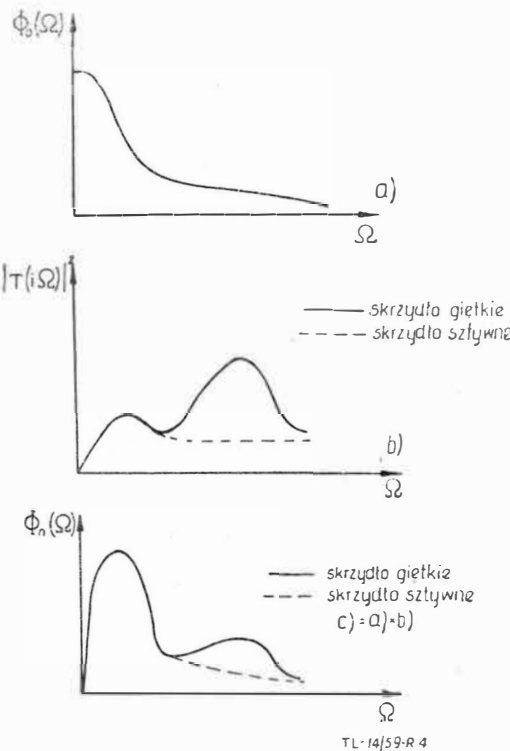
ciążenia (rys. 4) i jego średnią kwadratową:

$$\overline{\Delta n^2} = \int_0^\infty \Phi_n(\omega) d\omega = \int_0^\infty \Phi_o(\omega) \cdot |T(i\omega)|^2 d\omega \dots [16]$$

Zależność (16) można zapisać również w postaci:

$$\overline{\Delta n^2} = \overline{A^2} \overline{w^2} \rightarrow A^2 = \frac{\int_0^\infty \Phi_o(\omega) |T(i\omega)|^2 d\omega}{\int_0^\infty \Phi_o(\omega) d\omega} \dots [17]$$

przy czym dla stałego charakteru funkcji gęstości mocy turbulencji atmosferycznej oraz danej funkcji $T(i\omega)$ określającej własności dynamiczne samolotu wartość A^2 jest stała, tzn. $\overline{\Delta n^2}$ jest jedynie liniową funkcją $\overline{w^2}$. Wyznaczenie wartości $\overline{\Delta n^2}$ jest podstawą statystycznego określenia obciążeń samolotu w burzliwej atmosferze.



Rys. 4. Wyznaczanie funkcji $\Phi_n(\Omega)$ jako iloczynu $\Phi_o(\Omega) \cdot |T(i\Omega)|^2$

W tym miejscu należałoby jeszcze podkreślić fakt, że przez przepustowość widmową samolotu $T(i\omega)$ można oznaczać nie tylko maksymalną wartość obciążenia wywołanego jednostkowym podmuchem o zmiennej częstotliwości, lecz również dowolną inną reakcję samolotu na jakiegokolwiek sinusoidalne wzbudzenie. Pozostając jeszcze przy interesującym nas wzbudzeniu przez podmuch, można np. rozpatrywać przepustowość widmową układu samolot — pilot automatyczny w zrozumieniu maksymalnego odchylenia od zadanych parametrów lotu, jakie dopuści automatyczny pilot pod wpływem jednostkowego podmuchu o różnej częstotliwości. Powyższe zagadnienie jest zresztą jak najbardziej aktualne przy projektowaniu urządzeń do automatycznego sterowania; od charakterystyki pilota automatycznego wymaga się bowiem między innymi, aby przy napotykanym w locie zakłóceniu jego błąd był jak najmniejszy. Ponieważ jednak zakłócenia te, spowodowane turbulencją atmosfery, mają charakter przypadkowy, rozpatrywanie zagadnienia błędu układu nie powinno odbywać się w oderwaniu od ich widma, tzn. zadaniem konstruktora jest minimalizacja średniej kwadratowej błęd $\overline{\Delta^2}$. Tok postępowania przy wyznaczaniu wartości $\overline{\Delta^2}$ jest oczywiście identyczny jak w rozważanym przypadku współczynnika obciążenia $\overline{\Delta n^2}$, jedynie przepustowość widmowa $T(i\omega)$ dotyczy innej wielkości wyjściowej.

Powyższy przykład ilustruje jedynie szerokość zakresu stosowalności omawianej metody w zagadnieniach lotniczych.

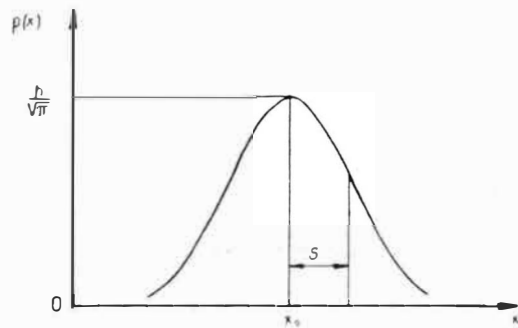
STATYSTYCZNE OKRESLENIE OBCIĄZEŃ SAMOLOTU W BURZLIWEJ ATMOSFERZE

Opierając się na poprzednio omówionym założeniu, że turbulencja atmosferyczna jest zjawiskiem przypadkowym o rozkładzie prawdopodobieństwa odpowiadającym prawu Gaussa można udowodnić, że rozkład współczynnika obciążenia również odpowiada prawu Gaussa. Twierdzenie powyższe jest oczywiste, ponieważ dla określonego samolotu istnieje bezpośrednia zależność liniowa między amplitudą sinusoidalnych podmuchów, na które można rozłożyć wykres turbulencji, a amplitudą odpowiadających im reakcji samolotu. Zgodność rozkładu prawdopodobieństwa obciążeń, jakim podlega samolot w burzliwej atmosferze, z prawem Gaussa została również sprawdzona doświadczalnie.

Rozkład normalny zmiennej przypadkowej x (rys. 5) odpowiadający prawu Gaussa:

$$p(x) = \frac{h}{\sqrt{\pi}} e^{-h^2(x-x_0)^2} \dots [18]$$

ma kształt symetryczny; x_0 jest wartością oczekiwanej zmiennej x , a h współczynnikiem dokładności. Charakterystyczną wielkością rozkładu normalnego jest jego średnie odchylenie



TL-14/59 R 5

Rys. 5. Rozkład normalny

czyli dyspersja s , której kwadrat jest równy nadziei matematycznej kwadratu różnicy zmiennej przypadkowej i wartości oczekiwanej:

$$s^2 = E[(x - x_0)^2] = \int_{-\infty}^{+\infty} (x - x_0)^2 p(x) dx = \frac{h}{\sqrt{\pi}} \int_{-\infty}^{+\infty} (x - x_0)^2 e^{-h^2(x-x_0)^2} dx = \frac{0,5}{h^2} \dots [19]$$

Konstrukcję krzywej Gaussa można poprowadzić mając liczny zbiór x_1, x_2, \dots, x_n zmiennej przypadkowej x . Odpowiednikiem wartości oczekiwanej jest wówczas wartość średnia:

$$x_0 = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^{i=n} x_i \dots [20]$$

a dyspersja wynosi:

$$s = \sqrt{\frac{0,5}{h^2}} = \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^{i=n} (x_i - x_0)^2} \dots [21]$$

W rozważanym przez nas przypadku obciążeń samolotu w burzliwej atmosferze wartość oczekiwana, równa wartości średniej, wynosi 0, więc rozkład gęstości prawdopodobieństwa przyjmuje postać:

$$p(\Delta n) = \frac{h}{\sqrt{\pi}} e^{-h^2 \Delta n^2} \dots [22]$$

a dyspersja:

$$s^2 = \frac{0,5}{h^2} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^{i=n} \Delta n^2 = \overline{\Delta n^2} \dots [23]$$

Jak widać, średnia kwadratowa współczynnika obciążenia obliczona poprzednio jako całka funkcji gęstości mocy jest zarazem kwadratem dyspersji rozkładu gęstości prawdopodobieństwa. Zastępując w zależności [22] h przez $\sqrt{\frac{0,5}{\Delta n^2}}$

otrzymuje się ostateczny wzór na rozkład gęstości prawdopodobieństwa współczynnika obciążenia:

$$p(\Delta n) = \sqrt{\frac{0,707}{\pi \cdot \Delta n^2}} e^{-\frac{\Delta n^2}{2 \Delta n^2}} \dots \dots \dots [24]$$

Prawdopodobieństwo P , że dowolna kolejna wartość współczynnika obciążenia będzie zawarta w przedziale $(-\Delta n, +\Delta n)$ oblicza się przy pomocy całki Gaussa; tabela 1 zawiera wartości prawdopodobieństwa P dla różnych wartości.

$\Delta n / \sqrt{\Delta n^2}$	P
0	0
0,68	0,5
1,28	0,8
2,33	0,98
2,88	0,996
3,09	0,998
3,29	0,999

Klasyczny rachunek prawdopodobieństwa pozwala więc z dużą dokładnością oceniać prawdopodobieństwo występowania różnych wielkości obciążeń Δn ; informacja ta nie jest jednak jeszcze kompletna, ponieważ nie daje odpowiedzi odnośnie częstości ich występowania, mającej podstawowe znaczenie dla oceny zarówno wytrzymałości zmęczeniowej samolotu, jak i możliwości wystąpienia podczas całego okresu użytkowania obciążenia przekraczającego jego wytrzymałość dożną.

Zagadnienie częstości występowania maksimów w zjawiskach przypadkowych odpowiadających prawu Gaussa zostało opracowane w r. 1944 przez S. O. Rice'a [lit. 6]. Rice wykazał, że częstość z jaką wykres funkcji opisującej takie zjawiska przecina oś odciętych przy dodatnim kącie nachylenia wynosi:

$$N_o = \frac{1}{2\pi} \left[\frac{\int_0^\infty \omega^2 \Phi(\omega) d\omega}{\int_0^\infty \Phi(\omega) d\omega} \right]^{1/2} \dots \dots \dots [25]$$

Częstość, z jaką funkcja przecina oś odciętych z nachyleniem równym lub większym od a , wynosi:

$$N_a = N_o e^{-a^2/s^2} \dots \dots \dots [26]$$

Zależność [26] określa jednocześnie przybliżoną częstość, z jaką funkcja przekracza wartość a przy dodatnim kącie nachylenia.

Zależność [26] zastosowana do rozważanego przypadku obciążeń przyjmuje postać:

$$N_{\Delta n} = \frac{1}{2\pi} \left[\frac{\int_0^\infty \omega^2 \Phi_n(\omega) d\omega}{\int_0^\infty \Phi_n(\omega) d\omega} \right]^{1/2} e^{-\frac{\Delta n^2}{2 \Delta n^2}} = N_o e^{-\frac{\Delta n^2}{2 \Delta n^2}} \dots \dots [27]$$

gdzie $N_{\Delta n}$ jest częstością, z jaką przyrost współczynnika obciążenia wywołany burzliwością atmosfery o intensywności \bar{W}^2 przekracza wartość Δn . Zależność [27] pozwala więc uchwycić zagadnienie obciążeń zmęczeniowych i ekstremalnych (niszczących) nie tylko od strony rozkładu prawdopodobieństwa ich występowania, lecz również w sposób ilościowy, tzn. pozwala obliczyć częstość, z jaką będą one występowały podczas pewnego okresu użytkowania samolotu.

Wszystkie dotychczasowe rozważania dotyczące statystycznego określania obciążeń samolotu ograniczały się do turbulencji o charakterze ustalonym, tzn. do określonego obszaru

i okresu czasu, w którym jej intensywność wyrażona wielkością w^2 mogła być traktowana jako stała. Powyższe ograniczenie neguje oczywiście możliwość analizy obciążeń, jakim podlega samolot w przeciągu dłuższego czasu użytkowania, a tym bardziej w czasie swego całego życia. W świetle tego stwierdzenia zależność [27] nie może być podstawą do wysnuwania jakichkolwiek wniosków o bardziej „długofalowym” charakterze i wymaga rozszerzenia, tzn. uwzględnienia wpływu zmian intensywności turbulencji, na jaką napotyka samolot w czasie użytkowania.

Poprzednio omówione wyniki badań turbulencji wykazały, że jej przypadkowość i zgodność z prawem Gaussa nie są warunkowane jakimkolwiek ograniczeniem obszaru lub czasu; to samo dotyczy również rozkładu funkcji gęstości mocy — zmianie ulega jego moc całkowita. Wobec powyższego można założyć, że intensywność turbulencji w^2 jest również zjawiskiem przypadkowym, przybierającym różne wartości w różnych okresach czasu, a więc podlegającym jakiemś rozkładowi prawdopodobieństwa $p = \varphi(w^2)$. Zgodnie z zależnością [17]:

$$\overline{\Delta n^2} = \overline{A^2} \cdot \overline{w^2}$$

więc przyjmując dla $\overline{w^2}$ rozkład prawdopodobieństwa $p = \varphi(w^2)$ można napisać, że rozkład prawdopodobieństwa dla $\overline{\Delta n^2}$ ma postać:

$$p = f(\overline{\Delta n^2}) = \overline{A^2} \cdot \varphi(\overline{w^2}) \dots \dots \dots [28]$$

Opierając się na podstawowym założeniu jednakowego charakteru gęstości mocy turbulencji we wszystkich obszarach i okresach czasu wzór na częstość występowania obciążeń większych lub równych Δn na trasie składającej się z pewnej ilości (k) obszarów o różnych intensywnościach turbulencji atmosferycznej przedstawia się następująco:

$$N_{\Delta n} = N_o \sum_{i=1}^k t_i e^{-\frac{\Delta n^2}{2 \Delta n_i^2}} \dots \dots \dots [29]$$

gdzie t_i jest stosunkiem czasu przelotu przez obszar i do całkowitego czasu lotu. Przechodząc od ograniczonej ilości obszarów do ciągłej zmiany intensywności turbulencji w czasie użytkowania samolotu i wprowadzając funkcję rozkładu prawdopodobieństwa dla $\overline{\Delta n^2}$ zależność [29] zamienia się w

$$N_{\Delta n} = N_o \int_0^\infty f(\overline{\Delta n^2}) e^{-\frac{\Delta n^2}{2 \Delta n^2}} d(\overline{\Delta n^2}) \dots \dots \dots [30]$$

Korzystanie z zależności [30], umożliwiającej statystyczną ocenę obciążeń samolotu w burzliwej atmosferze zarówno z punktu widzenia efektów zmęczeniowych, jak i możliwości występowania w czasie użytkowania samolotu obciążeń większych od dopuszczalnych, wymaga znajomości rozkładu prawdopodobieństwa $\varphi(w^2)$ względnie $f(\overline{\Delta n^2})$.

Funkcje te są oczywiście związane z trasą, na której lata samolot i wymagają wyznaczenia na drodze doświadczalnej. Prace w dziedzinie zbierania danych doświadczalnych oraz ich interpretacji są obecnie prowadzone w wielu ośrodkach; wyniki tych prac niewątpliwie doprowadzą do pełnego praktycznego wykorzystania omawianej metody w szerokim zakresie wytrzymałościowych zagadnień lotniczych.

LITERATURA

1. J. Sandauer — Obciążenia skrzydła płatowca w burzliwej atmosferze. Technika Lotnicza, nr 6, 1954.
2. Y. C. Fung — The theory of aeroelasticity. J. Wiley, New York, 1955.
3. J. Houbolt, E. Kordes — Structural response to discrete and continuous gusts of an airplane having wing — bending flexibility and a correlation of calculated and flight results. NACA. Rep. 1181.
4. H. Press, B. Mazelsky — A study of the application of power spectral methods of generalized harmonic analysis to gust loads on airplanes. NACA. Rep. 1172.
5. H. Press, M. Meadows, I. Hadlock — A reevaluation of data on atmospheric turbulence and airplane gust loads for application in spectral calculations. NACA. Rep. 1272.

Inż. Eggert OHLMER

Badania nad możliwościami zastosowania tworzyw sztucznych do budowy skrzydeł szybowców*)

W powyższej pracy przedstawiono zwięzłe rozwinięcie nowego sposobu budowy powierzchni nośnych szybowców, polegającego na zastosowaniu etoksylinowych żywic wzmocnionych włóknem szklanym, jako materiałem przenoszącym wysokie obciążenia. Aby usunąć groźbę utraty stateczności, zastosowano podparcie cienkiego pokrycia skorupowego za pomocą nowoczesnych lekkich materiałów o budowie plastra miodu. Materiały piankowe użyto jako wypełniacz lekkich elementów kształtowych.

W ramach prac doświadczalnych sporządzono wykresy zależności naprężeń od odkształceń dla kilku materiałów wzmacniających o różnych ciężarach właściwych. Przebadano własności wytrzymałościowe i sprężyste etoksylinowej żywicy wzmocnionej włóknem szklanym oraz poddano planowemu próbom obciążenia wycinki skrzydeł w naturalnych wymiarach. Uzyskane doświadczenia wskazują na podaną wyżej możliwość budowy skrzydeł o konstrukcji skorupowej.

Dwuletnia praca rozwojowa została przeprowadzona w ramach „Akademickiego Zespołu Lotniczego Darmstadt” na zlecenie Federalnego Ministerstwa Komunikacji. Wykonano ją w Katedrach Materiałoznawstwa i Techniki Lotniczej Politechniki w Darmstadt, w ramach prac studenckich i dyplomowych. Kierownikiem grupy tworzyw sztucznych Akademickiego Zespołu Lotniczego Darmstadt był inż. A. Puck.

Już przy budowie pierwszej powojennej konstrukcji Akademickiego Zespołu Lotniczego Darmstadt, szybowca D-34, zastosowano tworzywo sztuczne w postaci lekkiej pianki z materiału „polystrol” do podparcia cienkiego sklejkowego pokrycia skrzydła. Konstruktorzy nasi wykazywali jednak już wówczas żywe zainteresowania tworzywami sztucznymi wzmocnionymi włóknem szklanym, co należy przede wszystkim przypisać coraz szerszemu zastosowaniu w ostatnich latach profili laminarnych.

Profile laminarne wykazują niezwykle niskie wartości współczynnika oporu, ale jedynie wówczas, gdy profil wykonanego płata jest bardzo zbliżony do profilu teoretycznego. Jeszcze ważniejsze jest nieprzekroczenie, zależnej od liczby Reynoldsa, granicznej wartości dopuszczalnego sfałowania powierzchni skrzydła. Spełnienie powyższych żądań związanych z użyciem profili laminarnych jest trudne przy tradycyjnej budowie z drewna, a w każdym razie dotychczas było to związane ze znacznym zwiększeniem ciężaru. Można wprawdzie otrzymać drewnianą powierzchnię nośną bardzo gładką drogą wielokrotnego spachlowania. Jakierowania i nolerowania, trwałość takiej powierzchni jest jednak ograniczona, ponieważ przy zmianach temperatury i wilgotności powietrza sklejka ulega wypaczeniu. Stwierdzono, że nawet lekki polistyrenowy, piankowy wypełniacz skrzydeł szybowca D-34 nie może zapobiec nieznacznej „pracy” sklejkowego pokrycia. Dodatkowa trudność wynika stąd, że klej do drewna kurczy się mniej lub więcej podczas utwardzania, przez co naklejone pokrycie z drewna ściga się na żebrawach i krzywiznach dźwigara. Najbardziej celowe dla osiągnięcia najwyższej jakości powierzchni okazuje się użycie sztucznych żywic, które wykazują wielką trwałość kształtu i przede wszystkim odporność na zmiany atmosferyczne.

Powyższe fakty były już znane, kiedy zaprojektowano pierwsze płyty nośne szybowca D-34. Również technika nakładania cienkich warstw żywicy na rdzeń piankowy była tak dalece opracowana, że można już było myśleć o pokryciu skrzydeł D-34 sztucznym tworzywem. Musiano z tego jednak zrezygnować, wyłącznie z powodu ograniczenia ciężaru.

Aby otrzymać tę samą odporność pokrycia skrzydła na uszkodzenia podczas transportu i montażu, należy stosować prawie te same grubości ścianek bądź ze sklejki, bądź ze sztucznego tworzywa, ponieważ moduły sprężystości tych obydwóch materiałów mają wartości zbliżone. Ze względu na to, że ciężar właściwy tworzywa wzmocnionego włóknem szklanym wynosi, zależnie od zawartości szkła, około 1,5 do 2,0 G/cm³, natomiast sklejki około 0,9 G/cm³, pokrycie z tworzywem sztucznym będzie około dwukrotnie cięższe od pokrycia sklejka o tej samej grubości ścianki.

Na podstawie powyższych rozważań jasne jest, że jeśli już zdecydowaliśmy się zastosować sztuczne tworzywo jako materiał pokryciowy, należy ten ciężki w porównaniu z drewnem materiał zmusić do przenijowania obciążeń mechanicznych. Możliwości tego rodzaju wydają się już na pierwszy rzut oka korzystne przy porównaniu wytrzymałości tworzy-

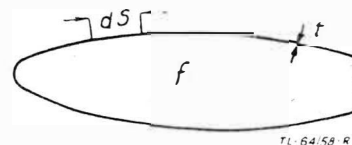
Tabela 1

Porównanie własności wytrzymałościowych drewna i tworzywa z włóknem szklanym

Material	Ciężar właściwy γ [G/cm ³]	Wytrzym. na rozciąg. σ_r [KG/cm ²]	Stosunek wytrzymałości na rozciąg. do cięż. właściwego σ_r/γ [cm]	Wytrzym. na ściskanie Q [KG/cm ²]	Stosunek wytrzymałości na ściskanie do ciężaru właściwego σ_c/γ [cm]
Sklejka	9,9	700	$0,78 \cdot 10^6$	480	$0,53 \cdot 10^6$
Drewno sosnowe	0,55	1100	$2,00 \cdot 10^6$	550	$1,00 \cdot 10^6$
Zywica etoksylinowa wzmocniona włóknem szklanym	1,7	4500	$2,65 \cdot 10^6$	2600	$1,53 \cdot 10^6$

wa wzmocnionego włóknem szklanym z wytrzymałością stosowanych materiałów z drewna.

W tabeli 1 zestawiono dla porównania kilka tych wartości. Dla drewna podano wytrzymałość w kierunku włókien, dla tworzywa w kierunku nici osnowy, przy czym dla tworzywa podano nie wartości najwyższe, lecz takie jakie możemy dziś z pewnością uzyskać. W oparciu o te dane wytrzymałościowe widzimy, że pokrycie z tworzywa sztucznego — zastosowane względem na możliwość osiągnięcia gładkich powierzchni — może i powinno przyjmować na dużej rozpiętości skrzydła zewnętrznego obciążenia gnące i skręcające. Tak więc, przynajmniej dla tego obszaru, narzuca się konieczność zastosowania budowy skorupowej. Również innego rodzaju rozwiązanie przemawia za konstrukcją skorupową. Sztwność na skręcanie cienkościennego, zamkniętego, pustego wewnątrz profilu jest proporcjonalna do wielkości $4 f^2/\Phi \frac{ds}{t}$ (patrz rys. 1); aby otrzymać możliwie dużą powierzchnię zamknię-



Rys. 1 — Wielkości określające sztywność na skręcanie cienkościennego, zamkniętego, pustego wewnątrz profilu (oznaczenia).

ta, materiał nośny należy rozmieścić możliwie jak najbardziej na zewnątrz względem siebie. Wyrażenie $\Phi \frac{ds}{t}$ osiąga

najmniejszą wartość wtedy, gdy grubość ścianki wzdłuż całego obwodu jest stała, co można wykazać przy pomocy rachunku wariacyjnego. (Zakłada się przy tych rozważaniach stały, proporcjonalny do wartości $\Phi \frac{ds}{t}$ ciężar całkowity,

*) Artykuł niniejszy jest rozszerzeniem pracy Autora, przedstawionej na VII Kongresie OSTIV, Leszno 1958. Pracę otrzymaliśmy bezpośrednio z Niemieckiej Republiki Federalnej w wyniku kontaktów nawiązanych podczas Kongresu OSTIV.

zmienną grubość ścianek oraz przyjmuje się wszędzie stały moduł odkształcenia postaciowego).

Przy konstrukcji skorupowej tworzywo sztuczne wzmocnione włóknem szklanym przynosi szczególnie duże korzyści technologiczne w porównaniu z innymi materiałami, jak drewno lub metal. Umożliwia ono wykonanie skorupy o dowolnie i prawidłowo stopniowanej zmianie grubości ścianki w jednym cyklu technologicznym. Zmianę grubości ścianki, np. w kierunku największej rozpiętości skrzydła, osiąga się w prosty sposób przez stopniowanie liczby warstw tkaniny szklanej w laminacie.

Przed omówieniem przykładów konstrukcyjnych podamy kilka opracowań materiałów wzmacniających i kompozycji dwuskładnikowych. Kompozycja dwuskładnikowa polega na połączeniu materiału wzmacniającego, nadającego odpowiednią wytrzymałość produktowi końcowemu, z materiałem wiążącym, którym jest żywica. Warunki, jakie musi spełniać materiał wzmacniający, to przede wszystkim duża wytrzymałość i duży moduł sprężystości. Moduł sprężystości materiału wzmacniającego musi być znacznie wyższy niż żywicy, aby przy tym samym wydłużeniu obydwóch związanych z sobą materiałów, główną część obciążenia przejmował materiał wzmacniający.

Tekstylne włókno szklane (tak nazywane są włókna szklane o średnicy mniejszej od 0,013 mm) przewyższają pod tym względem wszystkie inne materiały wzmacniające. Moduł sprężystości E tekstylnego włókna szklanego wynosi około 600 000 kG/cm². Wytrzymałość na rozciąganie dla zwykłych gatunków szkła z przeciętną grubością włókien wynosi około 15 000 kG/cm² i wzrasta (na ogół) z malejącą grubością poszczególnych włókien. Zwykle utwardzalne sztuczne żywice, które służą jako materiał wiążący tkaninę szklaną, mają wytrzymałość na rozciąganie około 700 kG/cm² i nieco wyższą wytrzymałość na ściskanie, zaś moduł sprężystości E wynosi przeciętnie od 30 000 do 40 000 kG/cm².

Nielatwo jest dokonać najbardziej właściwego wyboru spośród tak wielkiej obfitości możliwych kombinacji włókna z żywicą. Trudność wynika stąd, że z jednej strony producenci oferują setki gatunków tkanin szklanych i kilkadziesiąt rodzajów sztucznych żywic, z drugiej zaś — poglądy specjalistów w tej sprawie są różne. Dla nas, z powodu ograniczonych możliwości warsztatowych, wchodzi w rachubę tylko takie żywice, które twardnieją bez użycia ciśnienia lub podwyższonych temperatur. Zdecydowaliśmy się na żywice etoksylinowe i epoksydowe, chociaż są one dwa do trzech razy droższe od szeroko stosowanych żywic poliestrowych. Wysoka cena etoksylinowej żywicy nie odgrywa decydującej roli, ponieważ koszty żywicy stanowią jedynie drobną część ogólnych kosztów sztywca.

Etoksylinowe żywice wykazują w stosunku do poliestrowych następujące zalety.

— Lepsza przyczepność do większości materiałów, między innymi do szkła. Wysoka przyczepność pozwala na dobre związanie powłoki przenoszącej obciążenie z usztywniającym wypełniaczem.

— Ograniczone kurczenie się podczas utwardzania (około 1‰; dla żywic poliestrowych 4—7‰), a zatem mniejsze naprężenia wewnętrzne w danym elemencie. Silnie kurczące się żywice oddzielają się podczas procesu utwardzania od włókna szklanego, tak że wokół poszczególnych włókien szklanych powstają mikroskopijne puste przestrzenie, do których może wnikać wilgoć, stanowiąca największe niebezpieczeństwo dla włókna szklanego. Wytrzymałość w stanie namoczonego, czyli wartość wytrzymałości, jaką wykazuje materiał warstwowy po przetrzymaniu go przez dłuższy czas w wodzie, jest na ogół wyższa dla żywic etoksylinowych.

— Wytrzymałość warstwowych materiałów etoksylinowych na obciążenia przemienne jest też na ogół wyższa niż dla poliestrowych.

— Mechaniczne własności żywicy etoksylinowej, jak również odporność na podwyższone temperatury, są względnie dobre.

Nie mniej ważny od wyboru żywicy jest dobór odpowiedniego wzmocnienia szklanego. Tkanina otrzymana z włókien wytworzonych ze szkła wolnego od związków alkalicznych metodą wyciskania przez filiry wydaje się najodpowiedniejsza do użycia dla wysoko obciążonych elementów.

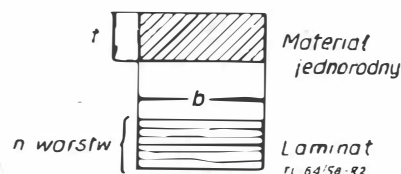
Przy pokryciu wielowarstwowym wykonywanym metodą ręcznego nakładania, co często zdarza się w przypadku elementów o dużych powierzchniach, należy zwrócić uwagę na to, by przędza i nici nie wykazywały zbyt silnego skręcenia, a tkanina nie była zbyt ścisła, gdyż utrudnia to dobre nasycenie jej żywicą. Dobrze nasycają się tkaniny wykonane z nici typu „Fachseide” i typu „Roving”.

Tkaniny ze wzmocnioną osnową wydają się szczególnie odpowiednie do budowy skrzydeł, zwłaszcza na rozciąganą stronę zginanego układu. Wyróżniają się one tym, że w kierunku nici osnowy leży znacznie więcej włókien niż w prostym kierunku do tego kierunku nici wątku. Znana z amerykańskiej literatury tkanina 143 (w Niemczech 38/19K) jest tak sporządzona, że liczba szklanych nici osnowy jest 9-krotnie wyższa od liczby nici poprzecznych (wątku). Przy pomocy takiej tkaniny można wykonać właściwe pod względem przejmowania obciążenia materiały warstwowe, co jest szczególnie cenne w odniesieniu do skrzydeł, w których główne naprężenia występują w kierunku rozpiętości (dla przejścia obciążeń skracających kładzie się warstwę tkaniny wątkowej z diagonalnym, w stosunku do rozpiętości skrzydła, kierunkiem włókien). Materiały warstwowe z tkaniną o wzmocnionej osnowie osiągają w kierunku głównych włókien wytrzymałość na rozciąganie ponad 5000 kG/cm², a na ściskanie około 3000 kG/cm², przy module sprężystości $E = 250\,000 - 280\,000$ kG/cm². W porównaniu z powyższymi danymi wytrzymałość materiału warstwowego (laminatu) na przemienne rozciąganie i ściskanie jest niska — wynosi 550—650 kG/cm². W rzeczywistości jednak wydaje się, że jest ona dostateczna, tym bardziej, że próbki, które wytrzymały 10 milionów zmian obciążenia wynoszącego 550—600 kG/cm², wykazały przy próbie na zerwanie tę samą wytrzymałość, co próbki nie poddane uprzednio zmiennym obciążeniom.

W tym miejscu musimy zrobić kilka uwag dotyczących wytrzymałości materiałów warstwowych. Podawane w literaturze wartości wytrzymałości na rozciąganie i ściskanie, oraz moduły sprężystości i odkształcenia postaciowego, są bardzo różne i wskazują na silną zależność tych wielkości od zawartości szkła w laminacie. Poza tym wskazują one na to, że nie należy stosować do dwuskładnikowych materiałów warstwowych wielkości naprężeń, definiowanych w zwykły sposób dla materiałów jednorodnych (izotropowych). W naszych doświadczeniach mogliśmy stwierdzić, że rozrzut wartości wytrzymałościowych, uwarunkowany różną zawartością szkła, może być prawie całkowicie wyeliminowany, jeżeli określili się naprężenia nie według wzoru:

$$\sigma = P/b \cdot t \quad \text{lecz} \quad \sigma^* = P/b \cdot n$$

gdzie n jest liczbą warstw tkaniny szklanej w przekroju materiału warstwowego. Wielkości wytrzymałościowe określa się więc nie przez odniesienie do powierzchni przekroju, która dla materiału warstwowego może być różna dla tej samej liczby warstw tkaniny szklanej (zależnie od ilości żywicy), lecz do 1 cm szerokości warstwy tkaniny. W analogiczny sposób określa się naprężenia ścisające, moduł sprężystości i moduł odkształcenia postaciowego.



Rys. 2 — Wielkości, służące do zdefiniowania naprężenia w materiale jednorodnym oraz w warstwowym materiale z tworzywa z włóknem szklanym

Znane z wytrzymałości materiałów równania mogą być dalej stosowane, z tym, że zamiast grubości ścianki t należy wstawić liczbę warstw n w materiale warstwowym.

Takie ujęcie zagadnienia jest wielkim ułatwieniem dla konstruktora, gdyż może on przy pomocy wyżej określonych wielkości obliczać z większą pewnością i nie musi brać pod uwagę zawartości tkaniny szklanej w gotowym elemencie. Podaje on jedynie warsztatowi żądaną liczbę warstw tkaniny.

ny. Dotrzymanie warunku określonej grubości ścianki i żądanej zawartości szkła staje się w tym przypadku zbędne, zresztą warsztat nie mógłby tego całkowicie zapewnić, jeśli wykonawstwo oparte jest na metodzie ręcznego nakładania.

Decydującą wielkością przy wyborze tkaniny jest zatem wartość σ^*/g , przy czym g jest ciężarem jednego m^2 tkaniny w G/m^2 . Wartość σ^*/g jest wielkością stałą dla każdej tkaniny innej. Na przykład dla tkaniny ze wzmocnioną osnową jest ona około dwukrotnie wyższa niż dla tkaniny wątkowej. Dla tkaniny ze wzmocnioną osnową 38/19K12V o ciężarze 302 G/m^2 określiliśmy wartość wytrzymałości na rozciąganie $\sigma_r = 200$ (kG/cm warstwę) i na ściskanie $\sigma_c^* = 110$ kG/cm i warstwę. Mając do dyspozycji te wartości można przystąpić do określenia wymiarów skrzydła. Otrzymuje się przy tym dla warstwowego pokrycia bardzo cienkie ścianki.

Przy zginającym obciążeniu skrzydła występują na dolnej części skorupowego pokrycia prawie wyłącznie naprężenia rozciągające, a na górnej części — ściskające. Cienkościenne elementy mogą pod wpływem ściskania pękać lub fałdować się. Aby zapobiec utracie stateczności cienkiego pokrycia skorupowego, trzeba je podeprzeć materiałem usztywniającym. W poszukiwaniu odpowiedniego materiału podpierającego sporządzono wykresy zależności naprężeń od odkształceń

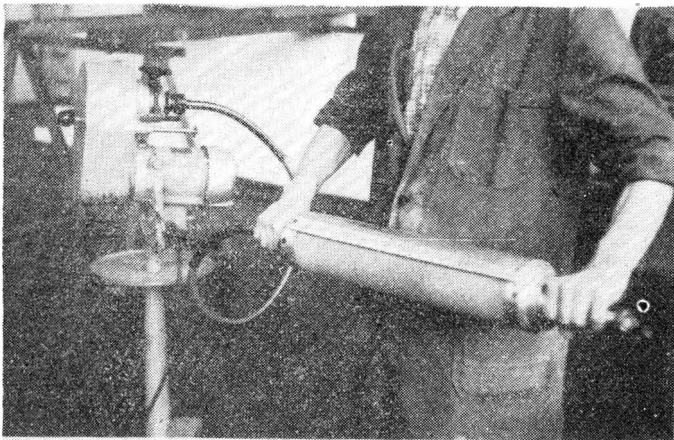
Tabela 2

Stosunek modułu sprężystości E do ciężaru właściwego γ dla różnych materiałów wypełniaczy

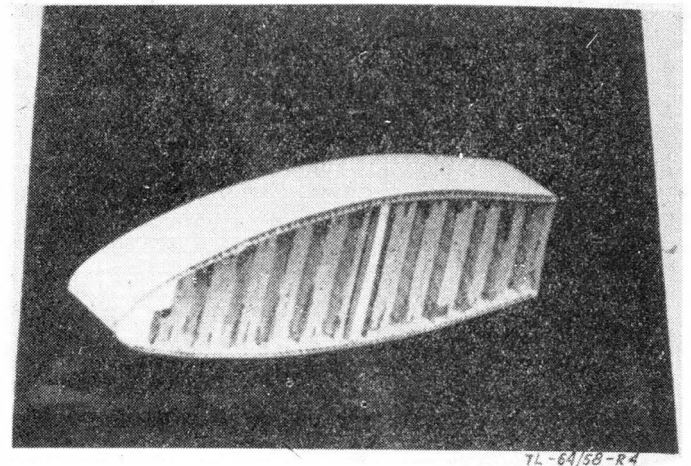
Materiał	Kierunek ściskania	E/γ [10^6 cm]
Moltopran	dowolny	0,9
Styropor	dowolny	1,4 ÷ 2,8
Drewno balsa	⊥ do włókien do włókien	2,0 ÷ 2,9 38
Plaster papierowy	do osi komórki plastra	54 ÷ 86

przy próbie ściskania dla materiałów piankowych o różnych ciężarach właściwych i drewna balsa. W tabeli 2 zebrano średnie wartości rezultatu tych badań.

Styropor, materiał piankowy z polystyrenu („polystrolu”), może posiadać różne ciężary właściwe od 20 kG/m^3 w górę. Wytrzymałość tego materiału przy mniejszym ciężarze nie jest jednak wystarczająca, aby go można było zastosować jako wypełniacz w wysoko obciążonych elementach skorupowych wykonanych z tworzywa sztucznego wzmocnionego włóknem szklanym. Nadaje się on szczególnie jako wypełniacz nie pracujących elementów kształtowych, jako noski skrzydeł, owiewki końców skrzydeł itp. Szczególnie cenną jego własnością jest bardzo łatwa obróbka za pomocą pił, skrobaków, szlifowania papierem ściernym. Materiały piankowe PVC nie mogły być zastosowane ze względu na znaczny spadek ich własności wytrzymałościowych w temperaturach powyżej 40°C. Musieliśmy również zrezygnować z materiału Syntactic-Foam, któ-



Rys. 3 — Walec do szlifowania, wykonany do obróbki plastra papierowego na dokładny kształt profilu



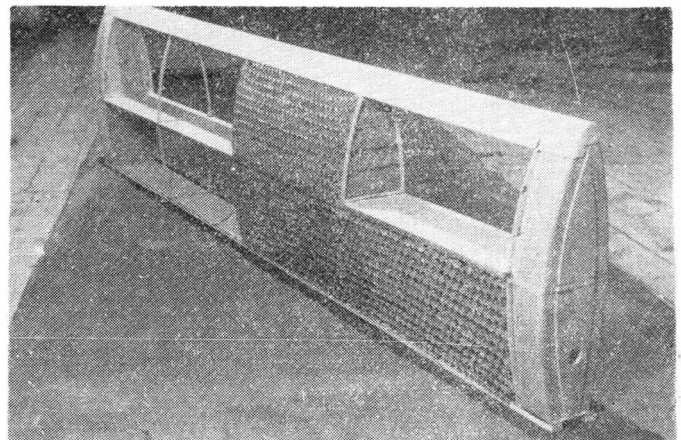
Rys. 4 — Próbkę skrzydła składającego się z plastrów papierowych jako wypełniacza i pokrycia o konstrukcji przekładkowej

ry rokował duże nadzieje jako wypełniacz konstrukcji przekładkowych (Sandwich). Materiał ten składający się z mieszaniny pustych wewnątrz kuleczek z żywicy fenolowej ($\Phi 5-90\mu$) i spoiwa żywicznego może być wytwarzany we własnym zakresie, gdyż jest masą utwardzającą się w temperaturze otoczenia. Daje się on też szpachlować. Okazało się jednak, że jego wydłużenie przy rozerwaniu jest zbyt małe. Kruchłość wzrasta wraz ze spadkiem ciężaru właściwego. Najmniejszy ciężar właściwy, jaki można otrzymać, wynosi dla tego materiału 350 kG/m^3 .

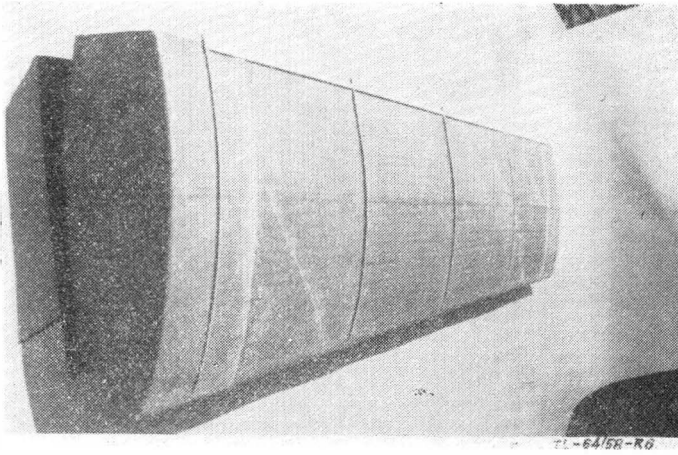
Zaczynaliśmy już tracić nadzieję znalezienia lekkiego, ale wystarczająco sztywnego materiału na wypełniacz do skrzydeł, gdy rozpoczęliśmy doświadczenia z plasterami papierowymi.

W trakcie prób stwierdzono, że można otrzymać plastry papierowe o ciężarze 10-60 kG/m^3 . Przy ciężarze plastra 20 kG/m^3 moduł sprężystości E w kierunku osi komórki plastra jest 50 razy większy niż dla materiału piankowego z polystyrenu o równym ciężarze. Ciężar właściwy plastra zależy od grubości użytego papieru i od wielkości komórek. Lekkie plastry papierowe zapewniają jeszcze bardzo wysokie wartości modułu sprężystości E , przy czym korzystniej jest zmniejszać ciężar właściwy plastra przez stosowanie cieńszego papieru, niż przez zwiększanie komórek. Mniejsze komórki zapewniają lepsze łączenie plastrów z pokryciem skorupy. Graniczną grubość papieru, z którego wykonuje się plastry, warunkuje wytrzymałość plastra na obciążenia przemienne.

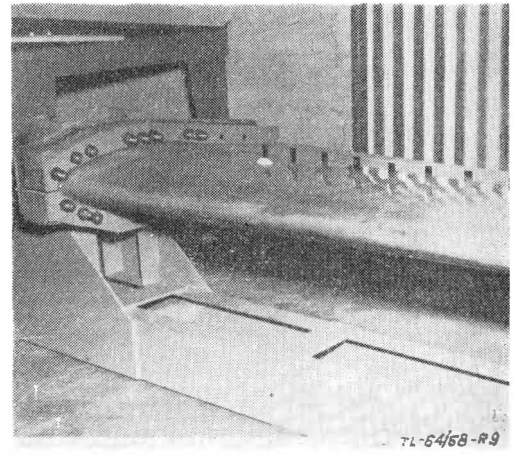
Metoda obróbki plastrów przedstawia się następująco. Plastry w stanie sprasowanym (w tym stanie są one dostarczane) wycina się zgrubnie piłą na żądany kształt. Bloki plastrów rozciąga się następnie aż do momentu osiągnięcia przez komórki przejściowych wymiarów, po czym papier nasycza się żywicą fenolową i suszy się w piecu w temperaturze 140°C



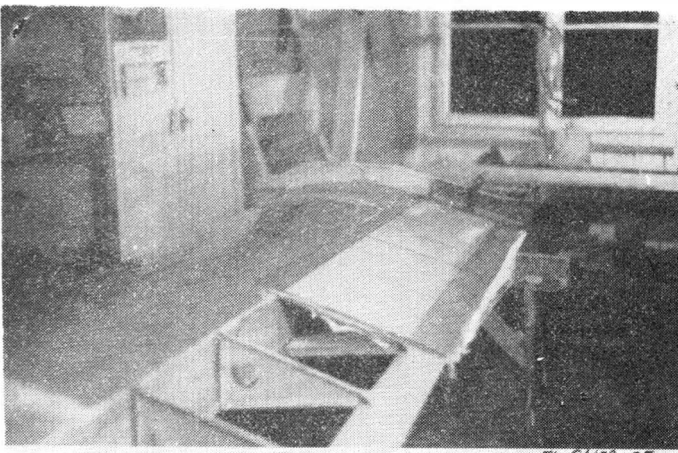
Rys. 5 — Szkielec złożony z dwóch dźwigarów, noska i żebra, rozstawionych w dużych odległościach. Między żebrowaniami znajdują się bloki papierowych plastrów



Rys. 6 — Skrzydło z nałożonym wewnętrznym pokryciem skorupy przekładkowej



Rys. 9 — Skrzydło podczas próby na skręcanie. Widoczne lusterka pomiarowe, zamocowane na górnej powierzchni



Rys. 7 — Mocowanie części spływowej do pozostałej części skrzydła

w ciągu 1/4 godz. Po wysuszeniu plastry nie dają się już formować. Dalsza dokładna obróbka na właściwy kształt odbywa się za pomocą szlifowania. W tym celu skonstruowaliśmy sami walec do szlifowania, który jest napędzany przez silnik za pośrednictwem wałka giętkiego (rys. 3).

Łączenie plastrowego wypełniacza ze skorupą pokrycia to nowy, decydujący o właściwej pracy cienkiego pokrycia, problem. Na podstawie naszych doświadczeń możemy stwierdzić, że połączenie nie będzie zadowalające, gdy gęsta tkanina z jedwabiu szklanego będzie nałożona bezpośrednio na plaster. W przypadku rzadkich tkanin łączenie jest lepsze. Dobre wyniki osiąga się również, gdy jako najbliższą warstwę łączącą się z plastrzem kładzie się tkaninę wzmacniającą



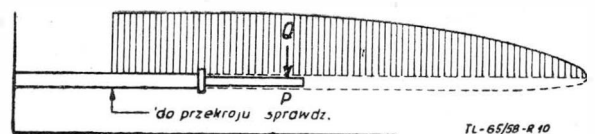
Rys. 8 — Skrzydło zamocowane do próby na skręcanie

czą z włókna szklanego lub papier. Badań zagadnienia łączenia jeszcze nie zakończyliśmy.

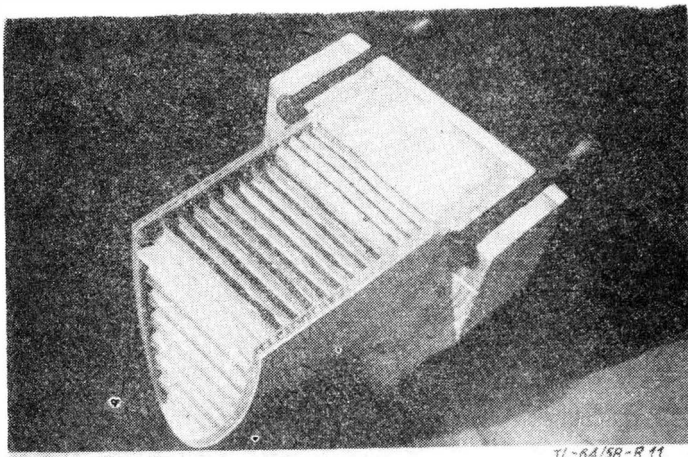
Przy projektowaniu przeznaczanej do badań próbki skrzydła (rys. 4) ograniczono, na podstawie analizy optymalnego wykorzystania materiału, układ przenoszący obciążenia do zakresu od 0 do 60% ciężary profilu. Środkowy i tylny dźwigar przenoszący siły poprzeczne został wykonany ze sklejki ułożonej pod kątem 45°. Aby utrata stateczności pokrycia nastąpiła na pewno powyżej obciążenia w pełni wykorzystującego wytrzymałość materiału, zastosowano nie tylko plastry wypełniacz o ciężarze właściwym 20 kG/m³, lecz i samą skorupę wykonano jako przekładkową. Warstwę wypełniającą między pokryciem wewnętrznym i zewnętrznym stanowi plaster papierowy o małych komórkach.

Budowa przebiega w następujący sposób. Szkielet skrzydła składa się z obu dźwigarów sklejkowych, żeber sklejkowych ustawionych w odstępach półmetrowych i noska wykonanego z balsy. Bloki plastrów w stanie sprasowanym zostają zgrubnie wycięte na profil, rozciągnięte do długości równej odstępowi między żebrami i utwardzone za pomocą sztucznej żywicy. Następnie wkleja się tak otrzymane bloki w szkielet skrzydła (rys. 5) i szlifuje dokładnie na profil walcem szlifierskim, przy czym żebra służą jako szablon dla walca. W ten sposób powierzchnie między dwoma żebrami można szlifować w ciągu 3 do 5 minut. Na tak przygotowany wypełniacz nakłada się matę z włókna szklanego przesyconego żywicą. Po jej utwardzeniu nakleja się pokrycie wewnętrzne. Następnie mocuje się żebra o wysokości warstwy wypełniającej (rys. 6). Na powstałych w ten sposób polach nakleja się matę z wąskiego papierowego plastra, które łatwo dopasowują się do krzywizny profilu. Po szlifowaniu warstwy wypełniającej nakłada się warstwę łączącą, a na nią pokrycie zewnętrzne. Następnie powierzchnię natryskuje się żywicą, nakłada się na nią grubą folię oddzielającą z octanu celulozy, przez którą wygląda się powierzchnię skrzydła. W ten sposób można otrzymać gładką powierzchnię, która wymaga już tylko niewielkiej obróbki wykańczającej. Po wykonaniu części pracującej wykonuje się zewnętrzne zakończenia skrzydła oraz części położone przy krawędzi spływu z tworzywa piankowego oraz cienkiego pokrycia warstwowego (rys. 7).

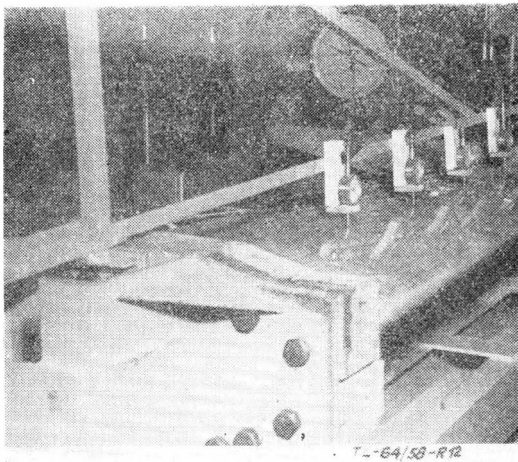
Próbkę konstrukcji poddano początkowo stopniowemu obciążeniu skręcającemu. Bardzo małe kąty skręceń dokładnie zmierzono za pomocą specjalnego urządzenia. Zasada działania tego urządzenia (rys. 8 i 9) polega na tym, że lustro umieszczone na próbce odbija promień świetlny lampy łukowej i skierowuje się go na tablicę pomiarową oddaloną o 10 m od próbki.



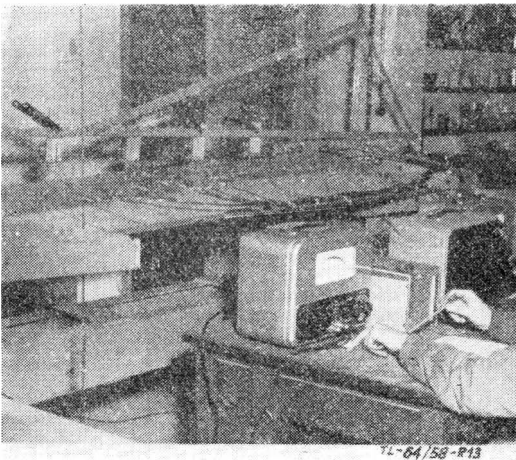
Rys. 10 — Sposób obciążenia skrzydła podczas próby na zginanie



Rys. 11 — Sposób zamocowania pracującej skorupy podczas prób wytrzymałościowych



Rys. 12 — Czujniki zegarowe wskazujące ugięcia w różnych miejscach skrzydła



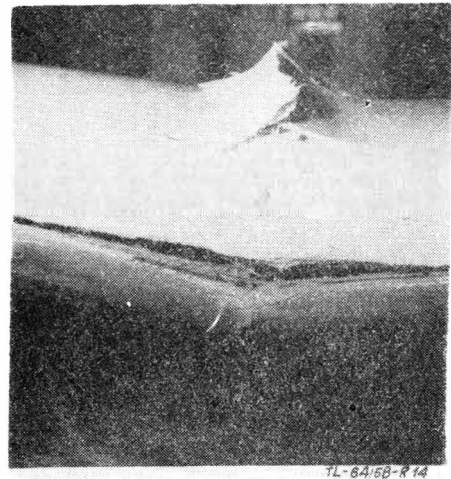
Rys. 13 — Pomiar odkształceń za pomocą tensometrów i mostków pomiarowych

Wiadomo, że decydującym dla skrzydła obciążeniem nie jest obciążenie skręcające, lecz zginające od sił poprzecznych. Z tego powodu we wszystkich następnych próbach, również w próbach na skręcanie, przyjęto układ obciążeń, który jest widoczny na rys. 10. Próbkę jest z jednej strony umocowana, a w punkcie *P* obciążana zmieniającą się w sposób ciągły siłą poprzeczną *Q*. Punkt *P* odpowiada punktowi przyłożenia wypadkowej siły aerodynamicznych, działających na odcinku od badanego przekroju do końca skrzydła. Przyjęcie tego układu zapewnia taki sam wzajemny stosunek momentu zginającego i siły poprzecznej podczas próby, jaki istnieje na rzeczywistym skrzydle poddanym w locie temu samemu przypadkowi obciążenia. Wskaźniki przekroju na zginanie zostały tak do-

brane wzdłuż długości próbki, że największe naprężenie występuje stale w przekroju badanym.

Wiele uwagi poświęcono sposobowi zamocowania skorupy, który można zobaczyć na rys. 11. Przebieg momentu zginającego określono przy pomocy odczytów zegara pomiarowego (rys. 12). Rozkład wydłużeń wzdłuż rozpiętości i wzdłuż jednego przekroju zmierzono przy pomocy tensometrów i mostka pomiarowego wysokiej częstotliwości (rys. 13).

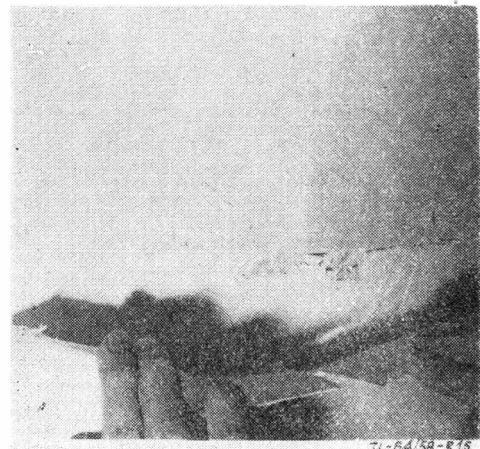
Badania przeprowadzono według następującego programu: próba na skręcanie, następnie obciążenie siłami poprzecznymi i pozostawienie przez około 5 minut pod obciążeniem dopuszczalnym = 4 g (4-krotne przyśpieszenie ziemskie), przez 10 godzin — pod obciążeniem stałym, równym 2,5 g, po czym ponowna próba na gięcie przez 5 minut — pod obciążeniem 4 g. Dopiero wówczas przeprowadzono właściwą próbę łamiącą, przy czym starano się, aby cała próba trwała nie dłużej niż jedną minutę. Gdy próbka przeniosła pierwsze obciążenia bez uszkodzeń, przyłożono obciążenie niszczące, które osiągnęło wartość 15,3 g. Ciężar konstrukcji był przy tym równy ciężarowi porównywalnej powierzchni nośnej drewnianego skrzydła szybowca D-34, które jest zaprojektowane na przeciążenia 10 g. Sztywność na zginanie wynosi przy tym 0,6 sztywności na zginanie drewnianej powierzchni nośnej, a sztywność na skręcanie — 1,4 sztywności na skręcanie drewnianej powierzchni nośnej. Złamanie nastąpiło w sposób nagły, wyraźnie na skutek przekroczenia wytrzymałości pokryw warstwowych. Na stronie ściskanej złamanie wystąpiło wzdłuż całego przekroju, po obu stronach linii złamania pokrycie zewnętrzne wybrzuszyło się (rys. 14) przy czym widać,



Rys. 14 — Pęknięcie pokrycia warstwowego skorupy przekładkowej skrzydła po stronie ściskanej

że zewnętrzne warstwy oddzieliły się od wewnętrznych, które trzymały się jeszcze silnie warstwy wypełniającej (rys. 15).

Pełzanie tworzyw sztucznych pod obciążeniem pozostaje w dopuszczalnych granicach. Bezpośrednio po obciążeniu odkształcenia znikają w stosunkowo krótkim czasie.



Rys. 15 — Fragment pęknięcia pokrycia z rys. 14

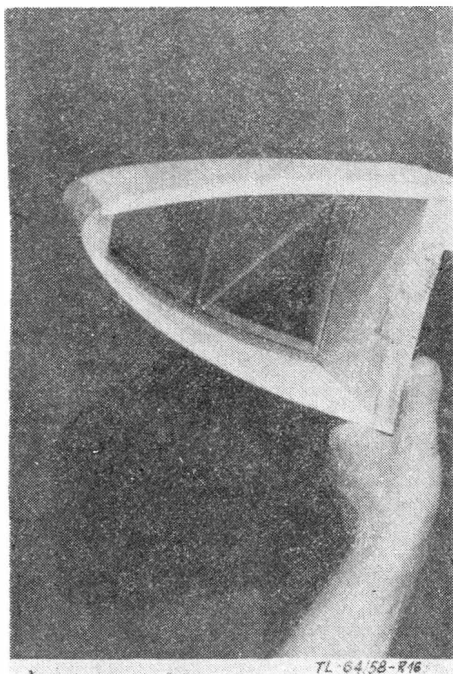
Doświadczenie zdobyte podczas badań nad tworzywami sztucznymi będzie wykorzystane przy konstrukcji i badawie dwuosobowego szybowca o rozpiętości 20 m i o wydłużeniu 20. Skrzydła mają być wykonane w opisany wyżej sposób, udoskonalony przez uwzględnienie nowych zdobyczy wiedzy. Płaski będą służyć jako wypełniacz elementów pracujących.

Część pracująca skrzydła (keson) będzie dwuprzegrodowa, w celu właściwego wykorzystania przegrod przy przenoszeniu obciążeń skręcających. Szerokość kesonu określa się na podstawie analizy wpływu różnych czynników: Szywność na skręcanie elementu skrzynekowego, wykonanego z materiału o określonym ciężarze i mającego ścianki o stałej grubości, wyraża się wzorem:

$$I_{skr} = C (F/U)^2$$

gdzie F jest polem zamkniętym przez ścianki elementu, a U długością linii ograniczającej pole F . Należałoby więc dążyć, zgodnie ze wzorem, do uzyskania przy konstruowaniu możliwie jak największego stosunku F/U skrzynekowego elementu pracującego. Trzeba jednak jeszcze wziąć pod uwagę wpływ ciężaru tworzywa, które wypełnia wnętrze elementu skrzynekowego i ma zapobiegać wyoboczeniu cienkiego pokrycia skorupowego. Ciężar wypełniacza jest proporcjonalny do F . Stosunek ciężaru wypełniacza do ciężaru pracującego pokrycia staje się niekorzystny, gdy szerokość pracującego kesonu określa się jedynie z punktu widzenia uzyskania największej sztywności I_{skr} . Z drugiej strony, w przypadku bardzo smukłego przekroju kesonu, to jest korzystnego stosunku ciężaru wypełniacza do ciężaru pracującego pokrycia, wzrasta udział ciężarowy elementów kształtowych, które muszą wypełniać keson, w celu nadania skrzydłu wymaganego profilu. Przy uwzględnieniu wpływu wszystkich tych czynników można, znając obciążenie skrzydła, znaleźć optymalną szerokość kesonu. Położenie jego w przekroju skrzydła wybiera się w ten sposób, aby przy określonym ciężarze materiału skorupy otrzymać największy wskaźnik na skręcanie, to znaczy keson umieszcza się w miejscu największej grubości profilu. Wynika stąd konieczność uzupełnienia zarysu powierzchni nosnej w części noskowej i w części tylnej elementami kształtowymi.

Elementy kształtowe na część noskową i tylną profilu można wykonać w łatwy sposób. Pokrycie tych elementów musi być zabezpieczone przed wyoboczeniem tylko w zakresie obciążeń dopuszczalnych, a nie aż do obciążeń niszczących. Bardzo sztywne elementy kształtowe można sporządzić ze skorup przekładkowych, składających się z wypełniacza ze „Styroporu” (40 kGm³) o grubości 1 cm i pokrycia warstwowego z jedną warstwą tkaniny szklanej 32(16)16 (rys. 16). Taka sko-



Rys. 16 — Nosek profilu wykonany jako konstrukcja przekładkowa składająca się z pokrycia i pianowego wypełniacza

rupa przekładnikowa waży tyle samo, co sklejka 1,2 mm. Tkanina jest ułożona w pokryciu elementu kształtowego pod kątem 45°, w celu uzyskania mniejszego modułu sprężystości E tworzywa sztucznego w kierunku rozpiętości.

W przypadku mniejszego modułu E mniejsze jest niebezpieczeństwo utraty stateczności przez skorupę przy ugięciu skrzydła pod obciążeniem. Wynika to z porównania wzorów na naprężenia wyobczające σ_w i na naprężenia rzeczywiste występujące przy odkształceniu σ_{rz} :

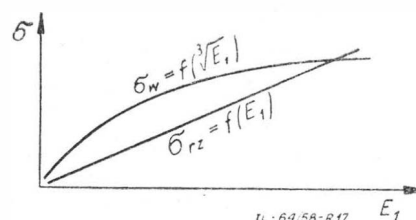
$$\sigma_w = 0,65 \sqrt[3]{E_1 \cdot E_2^2}$$

$$\sigma_{rz} = E_1 \cdot \varepsilon$$

gdzie ε jest określone przez odkształcenie skrzydła; E_1 — moduł sprężystości pokrycia; E_2 — moduł sprężystości wypełniacza.

Moduł sprężystości E tworzywa warstwowego z tkaniną 38(16)16, ułożoną pod kątem 45°, wynosi tylko 14 modułu E tworzywa warstwowego z tkaniną 38/19K12, z którego jest wykonana część pracująca. Przy jednakowym odkształceniu ε naprężenie pokrycia elementu kształtowego pozostaje do naprężenia pokrycia elementu pracującego w stosunku 1:4. Poza tym ułożona pod kątem 45° tkanina elementu kształtowego zwiększa sztywność na skręcanie całego skrzydła. Wyszoka sztywność na skręcanie jest szczególnie ważna, dla zabezpieczenia konstrukcji przed flatterem, ponieważ sztywność na zginanie skrzydła wykonanego z tworzywa sztucznego jest stosunkowo niska.

Na odcinku zewnętrznych partii skrzydła, gdzie siły i momenty są małe, z obliczenia wypadają bardzo małe grubości ścianek skorupy elementu pracującego. Ze względów wytrzymałościowych wystarczyłoby zastosować w tworzywie warstwowym pokrycia przekładkowego tylko jedną warstwę tkaniny. Jest to niedogodne, gdyż po pierwsze na powierzchni skrzydła odznaczałaby się wówczas budowa „plastra” wypełniającego (spadek gładkości powierzchni), a po drugie wytrzymałość tworzy warstwowym wzmocnionych włókien szklanych maleje, gdy grubość tworzywa jest mniejsza niż 1 mm. Z tego powodu na odcinkach zewnętrznych partii skrzydła zrezygnowano z pokrycia przekładkowego i zastąpiono go pojedynczym pokryciem, składającym się z wielu



Rys. 17 — Wykres porównawczy naprężenia wyobczającego i rzeczywistego w funkcji modułu sprężystości pokrycia skorupy

warstw tkaniny; wypełniacz skrzydła stanowi plaster o drobnych komórkach.

Szczególnie ciężki problem, jakkolwiek możliwy do rozwiązania, przedstawia zamocowanie skrzydła. Części metalowe trudno jest łączyć ze sztucznym tworzywem, z powodu różnych modułów sprężystości E obu materiałów. Trzeba szukać specjalnych rozwiązań konstrukcyjnych. Dla ułatwienia zadania skrzydło zostanie wykonane jako trzyczęściowe. Rozwiązanie to ma następujące zalety: w miejscach podziału, leżących dalej od kadłuba, występują znacznie mniejsze siły i momenty niż w środku skrzydła; okucia połączenia stanowiące dodatkowy ciężar w przypadku skrzydła 3-częściowego znajdują się bliżej końca skrzydła i działają odciążająco, budowa i obsługa skrzydła 3-częściowego jest prostsza.

Wykonanie skrzydła opisaną metodą w żadnym przypadku nie jest bardziej pracochłonne niż skrzydła drewnianego.

Wykonanie skorupy w formie negatywowej okazuje się w naszym przypadku ze względu na produkcję jednostkową zbyt kosztowne. Zaletą wykonania skrzydła „od wewnątrz” jest przede wszystkim możliwość łatwej kontroli wszystkich połączeń klejonych podczas budowy.

Mgr inż. WALDEMAR BŁOCKI

Oznaczenia amerykańskie w lotniczych układach energetycznych

W artykule omówiono system oznaczeń stosowany przez przemysł amerykański w schematach lotniczych układów energetycznych jako jeden z przykładów do dyskusji nad stworzeniem lub przyjęciem podobnego systemu w polskim lotnictwie. System ten odnosi się do hydraulicznych i pneumatycznych układów napędowych stosowanych w budowie maszyn i używany jest obecnie w Polsce przez dział konstrukcji pras i urządzeń hydraulicznych Centralnego Biura Aparatury Chemicznej i Urządzeń Chłodniczych w Krakowie.

WSTĘP

W dziedzinie oznaczeń stosowanych w schematach hydraulicznych samolotu panowała do niedawna duża dowolność. Wprawdzie podejmowane były przez niektóre wytwórnie sprzętu hydraulicznego próby ujednoczenia oznaczeń, jednak w ogólnej praktyce przyjęła się szeroko metoda „obrazkowa” polegająca na umieszczaniu w schematach rysunekzków poszczególnych jednostek w formie maksymalnie uproszczonej, lecz zgodnej z wyglądem rzeczywistym. Schemat musiał być opatrzony symbolami cyfrowymi lub literowymi oraz obszernym opisem wyjaśniającym ich znaczenie. Metoda taka w przypadku skomplikowanych układów energetycznych nie daje przejrzystego ich obrazu i w obecnych warunkach wymaga już wielu udoskonaleń.

Spośród kilku systemów oznaczeń opracowanych przez różne organizacje przemysłowe największą popularność uzyskał system amerykański zalecany przez Zjednoczoną Radę Przemysłową JIC (Joint Industrial Council), który mimo wprowadzenia znacznych uproszczeń rysunkowych zapewnia łatwość zrozumienia schematu pod względem funkcjonalnym. System JIC odnosi się zarówno do układów hydraulicznych, jak i pneumatycznych i oparty jest na następujących zasadach:

1. Symbole poszczególnych jednostek nie są uproszczonym rysunkiem ich rzeczywistej konstrukcji, lecz obrazują jedynie ich działanie.

2. Jednostki złożone, łączące w sobie funkcje kilku elementarnych jednostek, przedstawiane są za pomocą symboli zespolonych, ujmujących we wspólnej ramce kilka odpowiednich symboli podstawowych.

3. W schematach nie rysuje się linii odprowadzenia cieczy do zbiornika wprowadzając symboliczne oznaczenie zbiornika w odpowiednich punktach instalacji. W przypadku instalacji pneumatycznych stosuje się symbol oznaczający odprowadzenie gazu do atmosfery.

Celem niniejszego artykułu jest zapoznanie Czytelników „Techniki Lotniczej” z głównymi oznaczeniami systemu JIC, odnoszącymi się do jednostek stosowanych w konstrukcjach lotniczych. Znaczenie poszczególnych symboli wyjaśniają zestawienia zgrupowane w tabeli 1 oraz uproszczone rysunki i krótki opis działania różnych elementów układów hydraulicznych.

Oznaczenia literowe stosowane w symbolach systemu JIC, stanowiące skróty pewnych amerykańskich określeń technicznych nie zostały w niniejszym artykule wymienione na odpowiadające im skróty w języku polskim, pozostając jako materiał dyskusyjny do ewentualnego projektu ujednoczonego systemu oznaczeń dla potrzeb naszego przemysłu.

Oprócz przemysłu amerykańskiego, w którym zresztą dotychczas nie wszystkie wytwórnie przyjęły omawiany system jako normę, spotykane są oznaczenia JIC, oczywiście z pewnymi zmianami, również w literaturze technicznej radzieckiej i niemieckiej. Z tego też powodu, mając na względzie ułatwienie w korzystaniu przez konstruktorów z technicznej literatury zagranicznej, nazwy podstawowych oznaczeń omawianych w niniejszym artykule podane są dodatkowo w trzech językach obcych: angielskim, niemieckim i rosyjskim.

STEROWANIE KIERUNKU PRZEPŁYWU

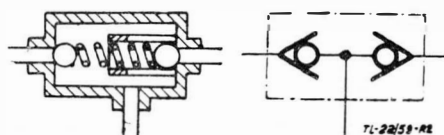
Zawory zwrotne

Zawory zwrotne umożliwiają swobodny przepływ cieczy w jednym kierunku. Zawór składa się z kulki lub grzybka utrzymywanego na swym gnieździe przez nacisk miękkiej sprężyny. Ciecz przepływająca unosi kulkę z gniazda przy nieznacznej stracie ciśnienia. Przy zmianie kierunku przepływu kulka osiada w gnieździe i zatrzymuje ciecz. Najprostszym zaworem tego typu przedstawiony jest na rys. 1. Dwustronny zawór zwrotny pokazany na rys. 2 umożliwia jednokierunkowy przepływ z dwóch gałęzi układów hydraulicznych do wspól-

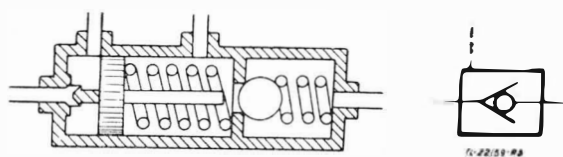
nej linii roboczej. Zawór zwrotny sterowany spełniający rolę zamka hydraulicznego zapewnia dodatkowo możliwość przepływu odwrotnego, gdy nastąpi wzrost ciśnienia w określo-



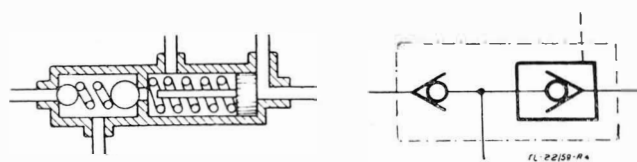
Rys. 1. Zawór zwrotny jednostronny
Check valve, single
Rückschlagventil
Запорный клапан



Rys. 2. Podwójny zawór zwrotny
Check valve, double
Doppelrückschlagventil
Удвоенный запорный клапан



Rys. 3. Zamek hydrauliczny
Pilot operated check valve
Entsperrbares Rückschlagventil
Гидравлический замок



Rys. 4. Zamek hydrauliczny z łącznikiem linii zasilania awaryjnego
Pilot operated check valve with emergency line connector
Entsperrbares Rückschlagventil
Гидравлический замок со штуцером аварийной системы

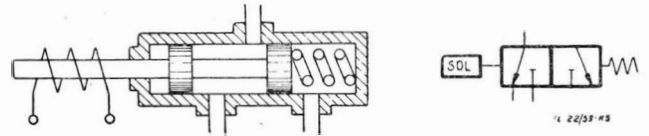
nym punkcie instalacji. Ciśnienie to powoduje przesunięcie się tłoczka, który unosi kulkę na gnieździe zaworu zwrotnego powodując jego otwarcie. Na rys. 3 pokazany jest zawór tego typu stosowany jako zamek hydrauliczny przy dźwigniku podwozia. W przypadku, gdy musi być zapewnione awaryjne uruchomienie dźwignika stosuje się w zamku hydraulicznym dwustronny zawór zwrotny, jak przedstawiono na rys. 4.

Zawory rozdzielcze

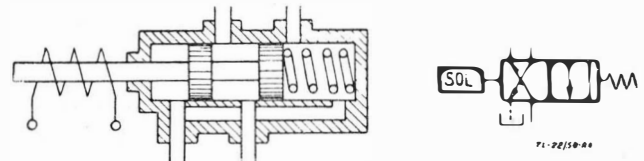
Zawory rozdzielcze służą do zmiany kierunku przepływu w różnych częściach instalacji hydraulicznej, przy czym mogą być 2-, 3-, lub 4-drogowe, zależnie od liczby linii, jakie obsługują. Element sterujący zaworu rozdzielczego może posiadać 2, 3 lub kilka położeń dając tym samym różnorodne kombinacje połączeń pokazane na schematycznym oznaczeniu zaworu za pomocą strzałek. Zawory rozdzielcze mogą być jedno- lub dwustopniowe. W tym drugim przypadku elektryczny lub mechaniczny sygnał wejściowy o małej mocy służy do pośrednictwa energii cieczy lub sprężonego powietrza dokonuje przesunię-

Tabela 1 Oznaczenia podstawowe				
Nazwa elementu			Symbol	
Linia robocza	Line working	Druckleitung	Рабочая линия	—
Linia sterująca	Line pilot	Steuerleitung	Управляющая линия	---
Linia zlewu	Line drain	Ausbläuelitung	Сливная линия	---
Przewód giętki	Line flexible	Flexibie Leitung	Гибкий шланг	
Złącze	Connector	Anschluss	Соединение	•
Kierunek przepływu	Direction of flow	Strömungsrichtung	Направление течения	→
Skrzyżowanie linii	Line passing	Leitungskreuzung	Пересечение линий	→
Połączenie linii	Line joining	Leitungsverbindung	Соединение линий	↓
Zbiornik	Reservoir	Behälter	Бак	⌈
Odprowadzenie do zbiornika	Line to reservoir	Abfluss in den Behälter	Отвод в бак	⌋
Odprowadzenie do atmosfery	Manifold vented	Entlüftungsstelle	Отвод в атмосферу	
Słownik o działaniu zależnym od lepkości	Restriction fixed viscous	Drassel	Дроссель вязкостный	
Słownik o działaniu niezależnym od lepkości	Restriction fixed non-viscous	Blende	Дроссельла квадратного типа	
Zaslepka	Plug or plugged connection	Stopfen	Заглушка	x
Sprężarka o stałym wydatku	Compressor fixed displacement	Verdichter nicht regelbar	Компрессор постоянной производительности	(CF)
Sprężarka o zmiennym wydatku	Compressor variable displacement	Verdichter regelbar	Компрессор переменной производительности	(CV)
Pompa o stałym wydatku	Pump fixed displacement	Pumpe nicht regelbar	Насос постоянной производительности	(PF)
Pompa o zmiennym wydatku	Pump variable displacement	Pumpe regelbar	Насос переменной производительности	(PV)
Silnik o stałym obrotach i stałej objętości skokowej	Motor rotary fixed displacement	Motor rotierend nicht regelbar	Ротативный мотор постоянной производительности	(MF)
Silnik o stałym obrotach i zmiennym obrotach skokowej	Motor rotary variable displacement	Motor rotierend regelbar	Ротативный мотор переменной производительности	(MV)
Silnik elektryczny	Motor drive electric	Elektrischer Antriebsmotor	Электрический двигатель	(ECS)
Wzmacniacz	Intensifier	Verstärker	Усилитель	(INT)
Akumulator hydrauliczny	Accumulator	Druckluftspeicher	Гидравлический аккумулятор	(ACC)
Wymiennik ciepła	Heat exchanger	Wärmeaustauscher	Теплообменник	(HE)
Filtr	Filter	Filter	Фильтр	(FLT)
Wyłącznik ciśnieniowy	Pressure switch	Druckschalter	Автомат давления	(PSW)
Manometr	Manometer	Druckmesser	Манометр	(M)
Ręczny zawór odcinający	Manually operated shut off valve	Absperrventil von Hand zu schliessen	Запорный клапан ручной	
Zbiornik sprężonego gazu do pomiaru	Compressed gas bottle	Druckluftbehälter	Баллон сжатого воздуха	
Dźwigniki o działaniu dwustronnym	Cylinder piston type double acting	Druckzylinder doppelwirkend	Силловые цилиндры двустороннего действия	
Dźwigniki o działaniu jednostronnym	Cylinder piston type single acting	Druckzylinder einwirkend	Силловые цилиндры одностороннего действия	
Sprężyna	Springs	Feder	Пружина	
Obwładka oznaczająca jednostkę złożoną				
Symbol oznaczający element sterowania				
Sterowanie z kompensacją ciśnienia				(PR COMP)
Sterowanie z kompensacją temperatury				(TEMP COMP)
Sterowanie ręczne				(MAN)
Sterowanie mechaniczne				(MECH)
Sterowanie za pomocą silnika elektrycznego				(ELEC MTR)
Sterowanie hydrauliczne				(HYD)
Sterowanie pneumatyczne				(AIR)
Sterowanie za pomocą elektromagnesu				(SOL)
Serwosterowanie				(SERVO)
Sterowanie ciepłe				(THERM)
Sterowanie za pomocą krzywki lub zderzaka				(CAM)

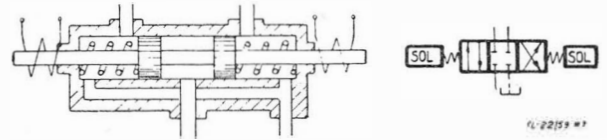
Niezależnie od wielkiej różnorodności rozwiązań konstrukcyjnych stosowane są jednakowe symbole zarówno dla zaworów suwakowych, jak i obrotowych oraz przybkwowych. Na zamieszczonych obok rysunkach podane są przykłady najbardziej typowych zaworów rozdzielczych. Na rys. 5 pokazany jest w dużym uproszczeniu trójdrogowy zawór rozdzielczy



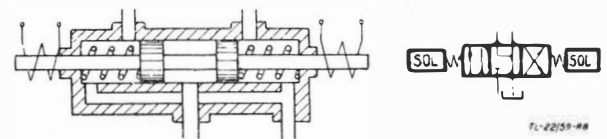
Rys. 5. Trójdrogowy zawór rozdzielczy sterowany elektrycznie
Solenoid operated 3-way valve
3-Wegeventil mit elektrischer Betätigung
Трехходовой распределитель с электромагнетическим управлением



Rys. 6. Czterodrogowy zawór rozdzielczy sterowany elektrycznie
Solenoid operated 4-way valve
4-Wegeventil mit elektrischer Betätigung
Четырехходовой распределитель с электромагнетическим управлением



Rys. 7. Zawór trójpołożeniowy, czterodrogowy o zamkniętym położeniu neutralnym
Three position, 4-way valve, closed center
4-Wegeventil mit 3 Stellungen (4/3-Wegeventil). Im Nullstellung alle Anschlüsse gesperrt
Четырехходовой трехпозиционный распределитель. В нейтральном положении все каналы перекрыты



Rys. 8. Zawór trójpołożeniowy, czterodrogowy odcinający pompę w położeniu neutralnym
Three position, 4-way valve. In neutral position supply connector closed
4/3-Wegeventil. Im Nullstellung Zulauf gesperrt
Четырехходовой, трехпозиционный распределитель с закрытым подводом жидкости в нейтральном положении

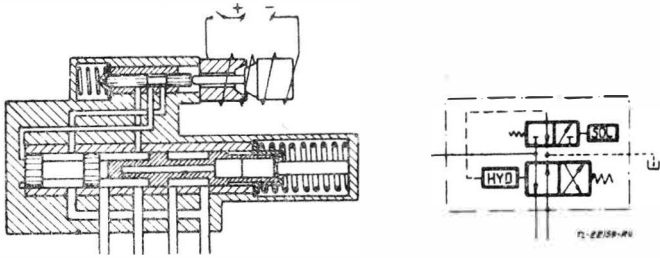
sterowany za pomocą elektromagnesu. Czterodrogowy elektromagnetyczny zawór rozdzielczy przedstawiony jest na rys. 6. W obu podanych przykładach suwak zaworu może się ustawiać tylko w dwóch położeniach. W przypadkach, gdy wymagane jest jednoczesne zatrzymanie dopływu cieczy do obu linii obsługiwanych przez zawór rozdzielczy, stosuje się zawór trójpołożeniowy. Na rys. 7 pokazany jest zawór tego typu, który w przypadku wyłączenia obu elektromagnesów (położenie neutralne) zatrzymuje przepływ we wszystkich liniach, z którymi jest połączony. Rys. 8 przedstawia również trójpołożeniowy zawór rozdzielczy, stosuje się od poprzedniego tym, że w położeniu kontrolnym odcina od tyłu tylko linię doprowadzenia cieczy do zaworu. Obie linie robocze połączone są wtedy ze zbiornikiem.

Szerokie zastosowanie w lotnictwie znalazły dwustopniowe elektromagnetyczne zawory rozdzielcze ze względu na małe zapotrzebowanie mocy potrzebnej do ich sterowania. Na rys. 9 podany jest przykład zaworu dwupołożeniowego, a na rys. 10 trójpołożeniowego zaworu dwustopniowego. W układzie hydraulicznym kłap ładowania samolotu uruchomianych przez dźwignik o trzech położeniach stosowany jest często pięcio-

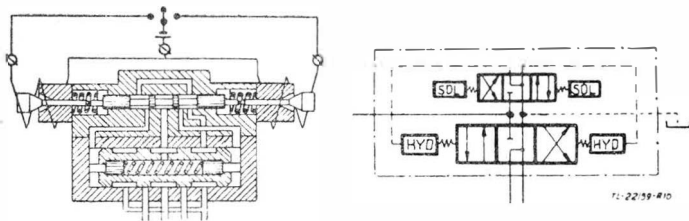
cia głównego elementu rozdzielczego. Rodzaj energii użytej do zmian położenia zaworu oznaczony jest na schemacie odpowiednim symbolem literowym.

drogowy zawór rozdzielczy typu obrotowego o trzech położeniach. Zawór taki sterowany ręcznie przedstawiony jest na rys. 11.

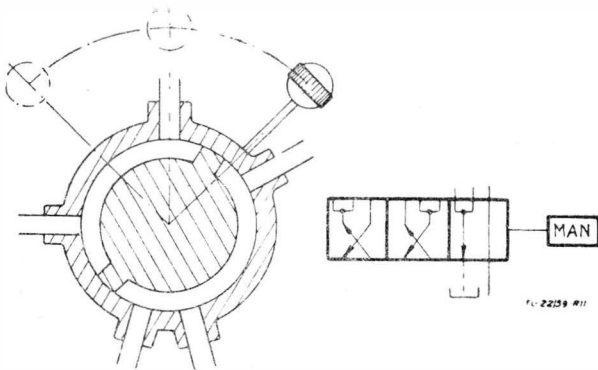
Przykładem złożonego zaworu rozdzielczego jest zamiesz-



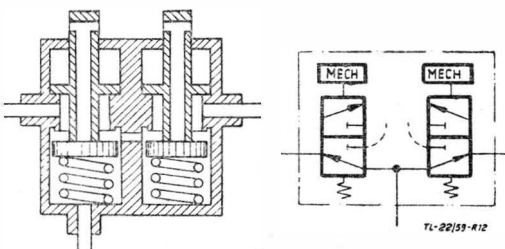
Rys. 9. Zawór czterodrogowy, dwustopniowy sterowany elektrycznie
Solenoid controlled, pilot operated 4-way valve
4/2-Wegeventil elektrisch vorgesteuert
Четырехходовой, двухпозиционный распределитель с электромагнетическим управлением



Rys. 10. Zawór czterodrogowy, trójpołożeniowy, dwustopniowy sterowany elektrycznie
Solenoid controlled, pilot operated three position 4-way valve
4/3-Wegeventil elektrisch vorgesteuert
Четырехходовой, трехпозиционный распределитель с электромагнетическим управлением



Rys. 11. Zawór trójpołożeniowy, pięciodrogowy sterowany ręcznie
Three position 5-way valve manually operated
5/3-Wegeventil, handbetätigt
Пятиходовой, трехпозиционный распределитель с ручным управлением

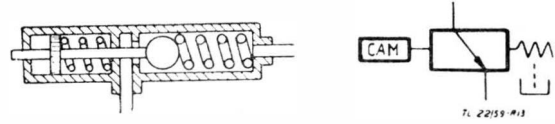


Rys. 12. Rozdzielacz pneumatycznego układu hamulców
Directional valve of pneumatic brake system
Steuerventil der pneumatischen Bremsanlage
Клапанное устройство управления пневмотормозами колес

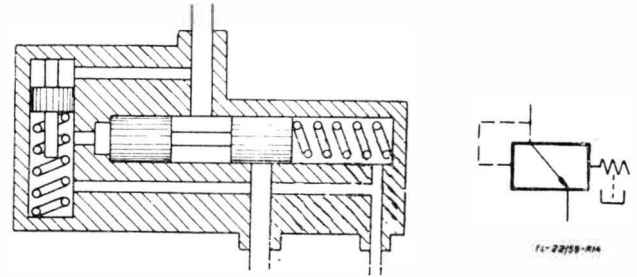
czony na rys. 12 tzw. „dyferencjał” układu hamulców samolotu umożliwiając pracę hamulców obu kół w czasie kołowania. Składa się on z dwóch trójdrogowych zaworów rozdzielczych zasilanych ze wspólnej linii wysokiego ciśnienia i uruchomianych niezależnie za pomocą mechanicznego sprzężenia z układem sterowania steru kierunkowego.

Zawory kolejności

Zawory kolejności stosowane są w układach hydraulicznych wtedy, gdy wymagane jest, aby pewna część instalacji rozpoczynała pracę w momencie, kiedy ciśnienie w innej części instalacji osiągnie określoną wielkość. Swobodny przepływ cieczy przez zawór kolejności może być otwierany mechanicznie



Rys. 13. Zawór kolejności sterowany mechanicznie
Cam operated sequence valve
Druckknopfbetätigtes Folgeventil
Клапан последовательности операций с ручным управлением



Rys. 14. Zawór kolejności (sterowany hydraulicznie)
Sequence valve
Folgeventil
Клапан последовательности операций с гидравлическим управлением

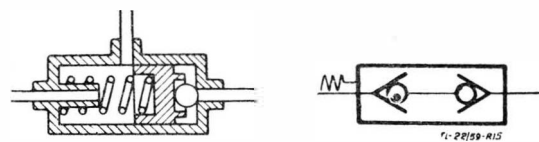
za pomocą zderzaka (rys. 13) lub hydraulicznie (rys. 14). W tym przypadku ciśnienie sterujące musi pokonać siłę sprężyny zaworu sterującego. W stanie otwartym zapewniony jest swobodny przepływ, dopóki ciśnienie sterujące utrzymuje się powyżej określonej wielkości. Działanie zaworu kolejności jest jednokierunkowe.

Przy wielokrotnym działaniu przecieki do komory sprężyny głównej i sterującej mogą powodować zakłócenia w pracy zaworu i dlatego powinny być odprowadzane do zbiornika osobnym przewodem zlewowym.

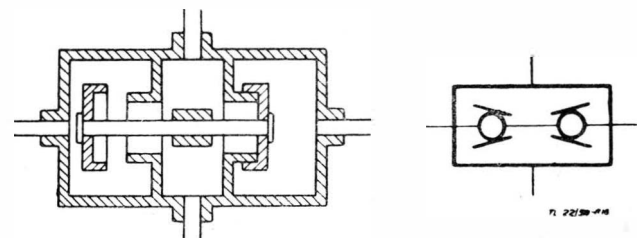
Zawory przełączające

Zawory przełączające umieszczone są w miejscu łączenia się dwóch linii energetycznych użytych do zasilania tego samego odbiornika mocy. Zawory tego typu umożliwiają pracę jednej linii przy równoczesnym wyłączeniu drugiej. Przykładem zastosowania są zawory awaryjne odcinające główną linię zasilania w przypadku jej uszkodzenia i włączające jednocześnie obwód zasilania awaryjnego.

Ze względu na działanie zaworów przełączających dzieli się je na dwa rodzaje.



Rys. 15. Zawór przełączający obwodu awaryjnego
Shuttle-valve of emergency system
Doppel — Steuerventil
Аварийный клапан



Rys. 16. Zawór przełączający układu rewersyjnego
Shuttle-valve of reversible system
Doppel — Steuerventil
Двойной перепускной клапан реверсивной системы

Rodzaj pierwszy umożliwia swobodny przepływ w tej linii, gdzie panuje wyższe ciśnienie i stosowany jest w obwodach awaryjnych. Zawór tego typu przedstawiony jest na rys. 15.

Rodzaj drugi, o zasadzie działania pokazanej na rys. 16, umożliwia przepływ cieczy w tej linii, gdzie panuje niższe ciśnienie i stosowany jest w układach zasilanych przez pompę o zmiennym kierunku obrotów (układy rewersyjne). Odpowiednio do zasady działania stosuje się dwa rodzaje oznaczeń zaworów przełączających.

REGULACJA CIŚNIENIA

Zawory maksymalnego ciśnienia

Zawory maksymalnego ciśnienia lub zawory bezpieczeństwa stosuje się w celu zabezpieczenia pompy hydraulicznej lub części instalacji przed nadmiernym wzrostem ciśnienia. Działanie zaworu polega na odprowadzeniu części cieczy z instalacji do zbiornika, gdy ciśnienie w układzie przekroczy określoną wielkość. W schematach układów hydraulicznych używa się tego samego oznaczenia do zaworów z bezpośrednim działaniem sprężyny (rys. 17) i do zaworów różnicowych.

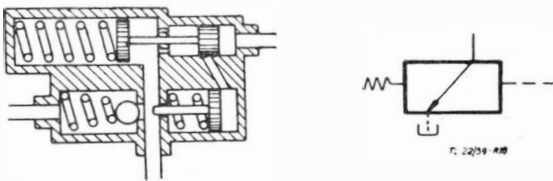


Rys. 17. Zawór maksymalnego ciśnienia
Relief valve
Ueberdruckventil
Предохранительный клапан

lacji do zbiornika, gdy ciśnienie w układzie przekroczy określoną wielkość. W schematach układów hydraulicznych używa się tego samego oznaczenia do zaworów z bezpośrednim działaniem sprężyny (rys. 17) i do zaworów różnicowych.

Zawory rozładowania pompy

Zawory tego typu stosowane są w układach hydraulicznych w celu odprowadzenia do zbiornika całego wydatku pompy przy ciśnieniu bliskim zera, w czasie braku zapotrzebowania energii przez układ. Na rys. 18 przedstawiony jest schematyczny przekrój zaworu ilustrujący jego działanie. W czasie cyklu roboczego upust do zbiornika jest zamknięty tak długo,

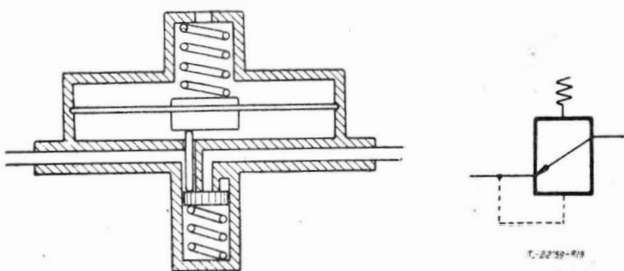


Rys. 18. Zawór rozładowania pompy
Pump unloading valve
Pumpe — Entlastungsventil
Клапан автоматической разгрузки насоса

dopóki ciśnienie w określonym punkcie instalacji nie osiągnie wymaganej wielkości. W tym momencie zawór rozładowania otwiera bezpośrednie połączenie pompy ze zbiornikiem, które pozostaje otwarte dopóki ciśnienie w odciętej instalacji nie spadnie poniżej określonej wielkości.

Zawory redukcyjne

Zawory redukcyjne stosowane są w tych częściach instalacji, gdzie ciśnienie pracy powinno być niższe od ciśnienia wytwarzanego przez źródło energii. Zasada działania zaworu redukcyjnego polega na ciągłym utrzymywaniu równowagi



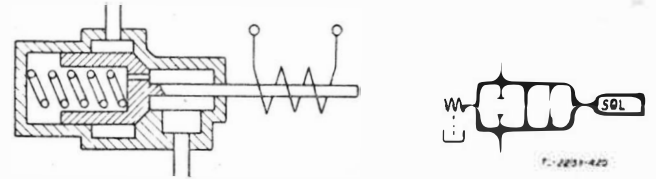
Rys. 19. Zawór redukcyjny
Pressure reducing valve
Druckminderventil
Редукционный клапан

między siłą sprężyny i ciśnieniem cieczy w linii wyjściowej, co zostało uwidocznione w schematycznym oznaczeniu zaworu przedstawionym na rys. 19.

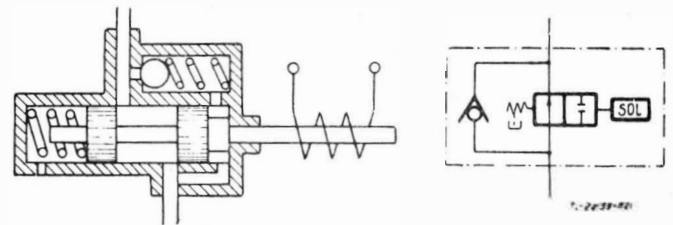
REGULACJA PRZEPŁYWU

Zawory odcinające

Zadaniem zaworów odcinających jest zamykanie i otwieranie przepływu w określonych częściach układu. Zawór może być uruchomiony mechanicznie lub elektrycznie. Przykład za-



Rys. 20. Zawór odcinający sterowany elektrycznie
Shut off valve, solenoid operated
Absperrventil mit elektrischer Betätigung
Запорный клапан с электрическим управлением

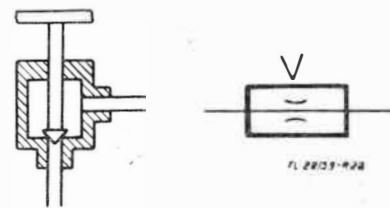


Rys. 21. Zawór odcinający o jednokierunkowym działaniu
Shut-off / check valve
Absperr — Rückschlagventil
Запорный клапан с ручным управлением, одностороннего действия

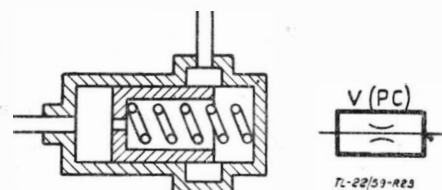
woru odcinającego, przełączanego za pomocą elektromagnesu pokazany jest na rys. 20. W przypadku, gdy potrzebne jest zapewnienie swobodnego przepływu w jednym kierunku niezależnie od położenia zaworu, łączy się go z zaworem zwrotnym (rys. 21).

Zawory dławiące

Prędkość ruchu mechanizmów hydraulicznych reguluje się przez zmianę natężenia przepływu (wydatku) cieczy za pomocą zaworów dławiących (zaworów regulacji przepływu). Najprostszym typem zaworu dławiącego jest zawór igłowy z regulowaną wielkością otworu przelotowego pokazany na rys. 22.



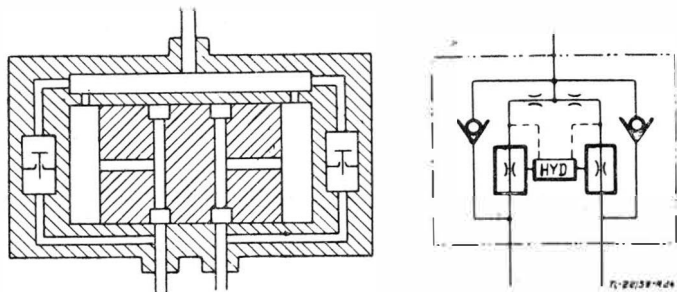
Rys. 22. Zawór dławiący (zawór regulacji przepływu)
Flow control valve
Drosselventil
Дроссельный клапан



Rys. 23. Zawór dławiący z kompensacją ciśnieniową
Flow control valve pressure compensated
Drosselventil mit Druck — Ausgleichsteuerung
Дроссельный клапан с компенсацией давления

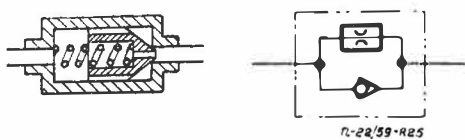
Ponieważ ilość przepływającej cieczy przez zawór zależy nie tylko od wielkości otworu, lecz również od ciśnienia, dlatego zawory dławiące są często połączone z urządzeniem kompensacyjnym zapewniającym stały wydatek przy danej wielkości

otworu niezależnie od ciśnienia. Jeżeli symbol zaworu dławiącego opatrzony jest literą „V” oznacza to zmienną wielkość otworu przelotowego. Litery „PC” (pressure compensated) oznaczają kompensację ciśnieniową. Zawór tego rodzaju przedstawia rys. 23.



Rys. 24. Synchronizator ruchu dźwigników
Synchronizing valve
Gleichlaufventil

Синхронизатор движения силовых цилиндров



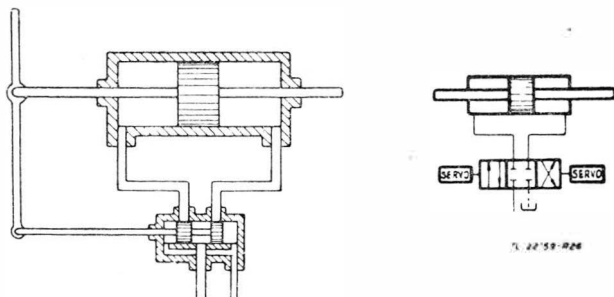
Rys. 25. Dławik jednokierunkowy
Check-flow control valve
Drossel-Rückschlagventil
Дроссель одностороннего действия

Na połączeniu równoległym dwóch zaworów regulacji przepływu oparta jest konstrukcja synchronizatora ruchu dwóch dźwigników pokazana na rys. 24. Synchronizator zaopatrzony jest w dwa dodatkowe zawory zwrotne i zapewnia równy rozdział cieczy do obu dźwigników tylko przy jednym kierunku przepływu.

W niektórych przypadkach pożądanym jest ograniczanie wydatku w linii hydraulicznej przy jednym tylko kierunku przepływu. Stosuje się wtedy połączenie zaworu zwrotnego z dławikiem, czyli tzw. dławik jednokierunkowy, przedstawiony na rys. 25.

SERWOMOTORY HYDRAULICZNE

Serwomotory hydrauliczne stosowane są w sterowanych układach napędowych jako urządzenia pomagające, które dzięki wykorzystaniu zewnętrznego źródła energii hydraulicznej zdolne są przetwarzać małą energię sygnału sterującego (mechaniczną lub elektryczną) w sygnał wyjściowy o dużej



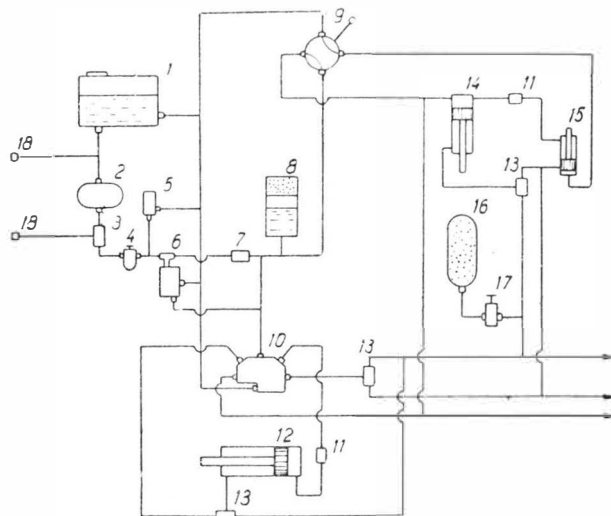
Rys. 26. Serwomotor hydrauliczny z mechanicznym sprzężeniem zwrotnym
Hydraulic servomotor with mechanical feedback
Hydraulischer Servomotor mit mechanischer Rückführung
Гидравлический сервомотор с механической обратной связью

mocy. Dzięki urządzeniu tak zwanemu sprzężeniu zwrotnego w serwomotorze zapewniona jest duża zgodność ruchu członu wyjściowego z wartością sygnału sterującego. Przykład typowego serwomotoru z mechanicznym sprzężeniem zwrotnym pokazany jest na rys. 26.

WNIOSKI

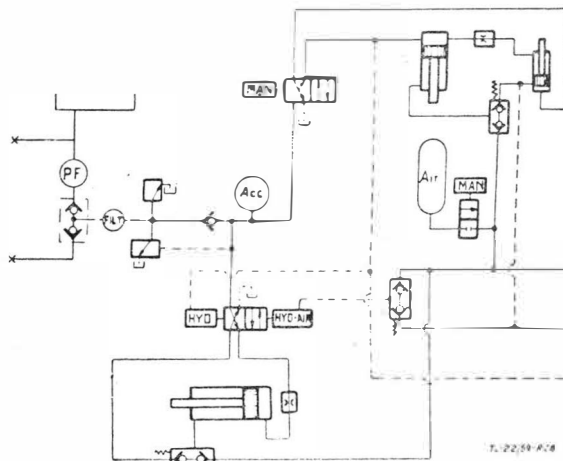
Uwzględniając korzyści wynikające z wprowadzenia, przynajmniej w skali krajowej, ujednoczonego systemu oznaczeń w schematach hydraulicznych i pneumatycznych układów na-

pędowych, normalizacja taka staje się warunkiem dalszego postępu technicznego w wielu dziedzinach budowy maszyn, w tej liczbie i w lotnictwie. Wydaje się więc słuszne przede



O z n a c z e n i a		
1 Zbiornik	7 Zawór zwrotny	13 Zawór awaryjny
2 Pompa	8 Akumulator hydrauliczny	14 Dźwignik podw. przedn.
3 Podwójny zawór zwrotny	9 Zawór rozdzielczy	15 Dźwignik zamka przedn.
4 Filtir	10 Przekaznik hydrauliczny	16 Zbiornik powietrzny
5 Zawór bezpieczeństwa	11 Dławik	17 Zawór odcinający
6 Zawór odcinający	12 Wciągnik podw. główny	18 Łącznik osmy nożemne

Rys. 27. Schemat hydrauliczny układu chowania podwozia samolotu wykonany metodą stosowaną obecnie w Polsce



Rys. 28. Schemat hydrauliczny układu chowania podwozia samolotu jak na rys. 27, wykonany za pomocą oznaczeń systemu JIC.

wszystkim rozpatrzenie możliwości adaptacji dla naszych potrzeb jednego z opracowanych już systemów z uwzględnieniem kilku podstawowych warunków, jakie przyjęty system powinien spełniać, a mianowicie:

- 1) maksymalne uproszczenie rysunkowe,
- 2) obrazowość funkcjonalna przedstawianego układu,
- 3) jednoznaczność symboli,
- 4) możliwość tworzenia symboli dla nowych rozwiązań konstrukcyjnych przy równoczesnym posługiwaniu się ograniczoną liczbą znaczeń podstawowych.

System JIC spełnia te warunki w bardzo znacznym stopniu. Zalety systemu JIC można łatwo ocenić porównując dwa schematy tego samego układu hydraulicznego. Jeden (rys. 27) wykonany jest z zachowaniem całkowitej dowolności symboli, drugi (rys. 28) zaś zgodnie z oznaczeniami zalecanymi przez JIC.

LITERATURA

1. Applied Hydraulics, January, 1954.
2. Applied Hydraulics, January, 1957.
3. Oelhydraulik und Pneumatik, Nr 1, 5, 7, 1958.
4. Litwin Siedoj, Gidrawliczeskij priwod w sistemach awtomatiki, Maszgit, 1956.

Mgr inż. P. KIJKOWSKI

Praktyczne sposoby wyznaczania parametrów przepływu gazu ściśliwego w przewodach*)

Część I

WPROWADZENIE

Jak wiadomo, prędkości przepływu płynu nieściśliwego, to znaczy cieczy lub gazu, którego gęstość można traktować jako stałą, oblicza się w prosty sposób. Wydatek objętościowy $Q = uA$ jest stały, dzieląc więc wydatek objętościowy przez powierzchnię poprzecznego przekroju przewodu otrzymamy

przybliżony przepływ gazu ($u = \frac{Q}{A}$). Okazuje się, że podczas gdy przy niezbyt dużych prędkościach gaz zachowuje

prawie stałą gęstość, to przy prędkościach rzędu $\frac{1}{3}$ prędkości dźwięku błąd wywołany zmianami gęstości zaczyna rosnąć. Przy zbliżeniu się prędkości przepływu do prędkości dźwięku nie można pominąć wpływu ściśliwości. Wówczas wydatek masowy musi pozostać stały $Q = uA\rho$. Prędkość przepływu wówczas nie może być wyrażona bezpośrednio z wydatku. Należy dodatkowo uwzględnić równanie prądu i energii, zależności znacznie się komplikują, zwłaszcza wówczas, gdy do gazu jest doprowadzane lub odprowadzane ciepło oraz jest wykonywana praca mechaniczna.

Do szybkiego określania parametrów jednowymiarowego ustalonego przepływu gazu służyć mogą wykresy omówione w 1 i 3 rozdziale niniejszej pracy. Może to mieć zastosowanie przy obliczeniach tuneli aerodynamicznych o dużych prędkościach przepływu powietrza, tuneli naddźwiękowych, przy obliczeniach wypływu ze zbiorników sprężonego powietrza, przy przybliżonych obliczeniach (z założeniem jednowymiarowości przepływu) pracy silników lub części silników (na przykład dyfuzorów, konfuzorów, komór spalania itp.) o ciągłym charakterze pracy.

W przewodach mogą również wystąpić przepływy nieustalone. Słabe zakłócenia przepływu (to znaczy niewielkie zmiany ciśnienia prędkości i gęstości) rozchodzą się w gazie z prędkością dźwięku, nie powodując zmiany entropii. Przyrost entropii — jak wiadomo — charakteryzuje nieodwracalność procesu, to znaczy bezpowrotną zamianę energii mechanicznej gazu w ciepło. Słabe zakłócenia zgęszczeniowe mają tendencję do doganiania się (nakładania), tworząc tak zwaną falę uderzeniową stanowiącą — praktycznie rzecz biorąc — powierzchnię poruszającą się względem gazu, powodującą nieciągłą (skokową) zmianę parametrów przepływu.

W układzie odniesienia związanym z czołem fali, prędkość gazu dopływającego do fali jest zawsze większa od lokalnej prędkości dźwięku, prędkość zaś gazu odpływającego jest mniejsza od lokalnej prędkości dźwięku. Silnym falom uderzeniowym towarzyszy duży wzrost entropii. Innym typem silnej nieciągłości dotyczącej jednakże tylko temperatury, entropii, gęstości — jest tak zwana płynna powierzchnia nieciągłości posuwająca się z prędkością równą prędkości gazu. Może ona powstać w wyniku spotkania i rozejścia się dwóch fal uderzeniowych.

Jeżeli chcemy wiedzieć, co będzie się działo w przewodzie po zmianie parametrów gazu wlatującego do tego przewodu (np. wskutek przymknięcia zaworu), musimy uwzględnić wejście do przewodu pewnej fali, jej przejście i odbicie od wszystkich miejsc zmiany poprzecznego przekroju przewodu, odbicie od wylotu przewodu i wzajemne oddziaływanie wszystkich powstałych fal. Po pewnym czasie fale się wytłumią, zanikną i wytworzy się nowy ustalony przepływ w przewodzie.

W rozdziale 4 omówiono nomogramy, które pozwalają rozwiązywać wykreslnie przypadki wzajemnego oddziaływania różnorodnych układów fal, łącznie z silnymi falami uderzeniowymi. Analogiczną wykreslną metodę podano dla rozwiązywania wzajemnego oddziaływania układów fal skośnych rozrzedzeniowych, zgęszczeniowych i uderzeniowych w płaskim naddźwiękowym przepływie gazu doskonałego (naddźwiękowe: tunele, opływ płatów, przepływy w silnikach).

W rozdziale 5 omówione jest określanie przejścia (z odbiciem częściowym) fal uderzeniowych przez miejsca raptownej zmiany powierzchni poprzecznego przekroju przewodu.

Łącznie wykresy omówione w rozdziałach 4 i 5 pozwalają na obliczenie przejść, odbić i oddziaływań fal w przewodach o zmiennym przekroju. Podobnie metoda omówiona w rozdziale 2 pozwala obliczać przejścia, odbicia i oddziaływania fal w przewodach z tym ograniczeniem, że fale nie mogą być zbyt silne, za to pozwala ona łatwo uwzględnić dodatkowo zmianę wydatku, doprowadzenie ciepła i wykonanie pracy przez gaz.

Powyższe metody mogą mieć zastosowanie przy obliczaniu tuneli aerodynamicznych o nieciągłym, chwilowym działaniu, rur uderzeniowych, instalacji i urządzeń pneumatycznych o nieciągłym działaniu oraz przy przybliżonej (z założeniem jednowymiarowości przepływu) analizie pracy silników pulsacyjnych, itp.

Przy układaniu wykresów oparto się na pewnej idealizacji przebiegu zjawisk. W rzeczywistości nigdy nie spotykamy w rurach przepływów jednowymiarowych, zawsze w pobliżu ścianki prędkość przepływu maleje. Zjawisko związane z tarciem i dysypacją energii uwzględniono w obliczeniach tylko przez wzrost entropii.

Przy korzystaniu z wykresów musimy pamiętać, że im bardziej przebieg zjawiska będzie odbiegał od wyidealizowanych schematów, tym większe odchyłki wykażą wyniki obliczeń w porównaniu z doświadczeniami.

Ważniejsze oznaczenia

a	— prędkość dźwięku	m/sek
a_*	— prędkość krytyczna	m/sek
ρ	— gęstość	kG sek ² /m ⁴
u	— prędkość przepływu	m/sek
v	— prędkość względem czoła fali	m/sek
A	— powierzchnia przekroju przewodu	m ²
D	— średnica przewodu	m
x	— współrzędna drogi	m
t	— współrzędna czasu	sek
f	— współczynnik tarcia	bezwymiarowy
r, s	— niezmienniki Riemanna	m/sek
S	— entropia	m ² /sek ² °K
T	— temperatura	°K
k	— wykładnik izentropy	bezwymiarowy
i	— entalpia	m ² /sek ²
c_v	— ciepło właściwe przy stałej objętości	m ² /sek ² °K
c_p	— ciepło właściwe przy stałym ciśnieniu	m ² /sek ² °K
q	— ciepło	} odniesione do jednostki masy gazu
L	— praca	
p	— ciśnienie	kG/m ²
G_m	— wydatek masowy	kG sek/m
R	— stała gazowa	m ² /sek ² °K
\bar{a}	— prędkość dźwięku	bezwymiarowa
\bar{u}	— prędkość	bezwymiarowa
\hat{a}	— stosunek prędkości dźwięku do prędkości krytycznej	
$\hat{u} = \lambda$	— stosunek prędkości do prędkości krytycznej	
$\bar{q} = \frac{q}{a_0^2 dn}$	— ciepło	bezwymiarowe
$\bar{L} = \frac{L}{a_0^2 dn}$	— praca	bezwymiarowa
A^*, B^*	— wielkości bezwymiarowe, określone wzorami [15] i [16]	
M	— liczba Macha	bezwymiarowa
Θ	— kąt odchylenia prędkości od kierunku początkowego w przepływie dwuwymiarowym	
U	— prędkość czoła fali uderzeniowej	m/sek
V	— prędkość przepływu gazu mierzona względem czoła fali uderzeniowej	m/sek
L_{tr}	— praca tarcia	m ² /sek ²

*) Praca wykonana w Katedrze Aerodynamiki W. L. Politechniki Warszawskiej.

UŁOŻENIE NOMOGRAMÓW DO OKREŚLANIA JEDNOWYMIAROWYCH PRZEPŁYWÓW NIEUSTALONYCH I USTALONYCH PŁYNU ŚCISLIWEGO Z UWZGLĘDNIENIEM ZMIAN PRZEKROJU PRZEWODU, WYDATKU MASOWEGO, ENTROPII ORAZ DOPROWADZENIEM CIEPŁA I WYKONANIEM PRACY

1. Ogólny wykres dla jednowymiarowych przepływów ustalonych w powietrzu.

Przy obliczaniu przepływów nieustalonych bardzo często traktujemy przepływ w pewnych obszarach jako quasi-ustalony (tam, gdzie występują duże przyspieszenia konwekcyjne w stosunku do lokalnych). Korzystamy wtedy z zależności słusznych dla przepływów ustalonych.

Równania wyjściowe do obliczania jednowymiarowych przepływów ustalonych (wszystko piszemy w jednostkach mechanicznych).

$$G_m = \rho u A - \text{zasada zachowania masy} \dots [1]$$

$$d\left(\frac{u^2}{2}\right) + \frac{dp}{\rho} + dL_{tr} + dL = 0 \text{ zasada zachowania pędu} \dots [2]$$

$$dq = di + d\left(\frac{u^2}{2}\right) + dL - \text{zasada zachowania energii} \dots [3]$$

$$\frac{p}{\rho} = RT - \text{równanie stanu gazu termodynamicznie doskonałego} \dots [4]$$

Równanie energii [3] daje się scałkować i przedstawić w postaci przyrostów

$$di + d\left(\frac{u^2}{2}\right) = d(q - L)$$

Natomiast równanie pędu nie daje się tak łatwo scałkować, gdyż funkcje w nim występujące $\frac{dp}{\rho}$ i dL_{tr} zależą od różnych dodatkowych warunków.

Zasadnicza myśl przekształcenia będzie więc taka, aby z równań [1], [3], [4] bez użycia równania [2] otrzymać wzory pozwalające wykonać nomogram. Każdy przypadek przepływu będzie wtedy można rozwiązać przy użyciu nomogramu i dodatkowych zależności wynikających z zasady [2]. Unikniemy w ten sposób wielu skomplikowanych i uciążliwych obliczeń.

1.1. Wyprowadzenie wzorów, które pozwolą wykonać nomogram.

Aby wykonać nomogram na płaszczyźnie we wzorach muszą występować tylko dwie zmienne niezależne. We wzorach [1], [3], [4] występuje zbyt wiele zmiennych. Będziemy tak porządkowali te wzory, aby porównać dwa dowolne miejsca przepływów oznaczone 1 i 2.

$$G_{m1} = \rho_1 u_1 A_1$$

$$G_{m2} = \rho_2 u_2 A_2$$

$$\frac{G_{m1}}{G_{m2}} = \frac{\rho_1}{\rho_2} \cdot \frac{u_1}{u_2} \cdot \frac{A_1}{A_2} \dots [5]$$

$$\left(i_2 + \frac{u_2^2}{2}\right) - \left(i_1 + \frac{u_1^2}{2}\right) = (q - L)_2 - (q - L)_1 \dots [6]$$

zamiast i oraz q stawiamy wyrażenia z termodynamiki:

$$i = c_v \frac{a^2}{R} = \frac{a^2}{k - 1}$$

$$\frac{\rho_1}{\rho_2} = \frac{a_1}{a_2} \cdot e^{\frac{s_2 - s_1}{c_p - c_v}}$$

otrzymamy

$$\frac{G_{m1}}{G_{m2}} = \left(\frac{a_1}{a_2}\right)^{\frac{2}{k-1}} \cdot e^{\frac{s_2 - s_1}{c_p - c_v}} \cdot \frac{u_1}{u_2} \cdot \frac{A_1}{A_2} \dots [7]$$

$$\left(\frac{a_2^2}{k-1} + \frac{u_2^2}{2}\right) - \left(\frac{a_1^2}{k-1} + \frac{u_1^2}{2}\right) = (q - L)_2 - (q - L)_1 \dots [8]$$

Z zależności (4) nie będziemy więcej korzystać. Zamiast niej wykorzystaliśmy inne zależności termodynamiczne jej równoważne.

Potraktujemy wielkości u_2 i a_2 jako zmienne zależne, u_1 i a_1 jako parametry, pozostałe wielkości traktować będziemy jako zmienne niezależne połączwszy je w dwie grupy.

$$\left(\frac{a_1}{a_2}\right)^{\frac{2}{k-1}} \cdot \frac{u_1}{u_2} = \left[\frac{G_{m1}}{G_{m2}} \cdot \frac{A_2}{A_1} \cdot e^{\frac{s_1 - s_2}{c_p - c_v}}\right] = A^{**} \dots [9]$$

$$\left(\frac{a_2^2}{k-1} + \frac{u_2^2}{2}\right) - \left(\frac{a_1^2}{k-1} + \frac{u_1^2}{2}\right) = [(q - L)_2 - (q - L)_1] = B^{**} \dots [10]$$

Dla zadanych wielkości w nawiasach kwadratowych możemy rozwiązać ten układ równań względem (u_2, a_2) .

Dla zadanych parametrów w pkt. 1 (u_1, a_1) możemy wykreślić nomogram, gdzie na osiach współrzędnych będziemy odkładać wielkości A^{**} i B^{**} .

Każdemu punktowi płaszczyzny możemy przyporządkować pewne wartości u_2 i a_2 . Najwygodniej będzie nanieść na ten wykres krzywe:

$$a_2 = \text{const}; \quad u_2 = \text{const}$$

Dla każdej pary zmiennych niezależnych otrzymamy dwie pary rozwiązań u_2 i a_2 . Jedno z tych rozwiązań odpowiada przepływowi poddźwiękowemu, drugie — naddźwiękowemu. Aby uniknąć nadmiernego skomplikowania wykresu, najwygodniej będzie go rozbić na dwa osobne wykresy: naddźwiękowy i poddźwiękowy.

1.2. Uogólnienie nomogramu dla dowolnych warunków początkowych.

Z poprzedniego omówienia wykresu wynikałoby, że nomogram można wykonać tylko dla określonych warunków początkowych. Korzystanie z niego byłoby wtedy bardzo ograniczone. Można jednak zauważyć, że wzory [9] i [10] niczym nie wyróżniają punktu początkowego układu współrzędnych, osie współrzędnych możemy przesunąć w dowolne położenie. Uznając na przykład punkt o parametrach u_3 i a_3 za początek układu współrzędnych i obliczając wielkości u_1 i a_1 w punkcie 1 i u_2, a_2 w punkcie 2 otrzymamy wzory podobne do [9] i [10].

$$\left(\frac{a_3}{a_1}\right)^{\frac{2}{k-1}} \cdot \frac{u_3}{u_1} = \left[\frac{G_{m3}}{G_{m1}} \cdot \frac{A_1}{A_3} \cdot e^{\frac{s_3 - s_1}{c_p - c_v}}\right] \dots [11]$$

$$\left(\frac{a_1^2}{k-1} + \frac{u_1^2}{2}\right) - \left(\frac{a_3^2}{k-1} + \frac{u_3^2}{2}\right) = [(q - L)_1 - (q - L)_3] [12]$$

$$\left(\frac{a_3}{a_2}\right)^{\frac{2}{k-1}} \cdot \frac{u_3}{u_2} = \left[\frac{G_{m3}}{G_{m2}} \cdot \frac{A_2}{A_3} \cdot e^{\frac{s_3 - s_2}{c_p - c_v}}\right] \dots [13]$$

$$\left(\frac{a_2^2}{k-1} + \frac{u_2^2}{2}\right) - \left(\frac{a_3^2}{k-1} + \frac{u_3^2}{2}\right) = [(q - L)_2 - (q - L)_3] \dots [14]$$

Dzieląc stronami równanie [13] przez [11] otrzymamy [9]. Odejmując stronami równanie [12] od równania [14] otrzymamy: [10]

Dowodzi to, że możemy wykonać wykres dla dowolnych warunków początkowych i będzie on słuszny dla wszystkich innych warunków początkowych.

1.3. Aby nomogram miał na obu osiach najwygodniejszą skalę, to znaczy liniową, zlogarytmujemy równanie [9]. Przedstawimy równania [9] i [10] w postaci bezwymiarowej.

$$\frac{2}{k-1} \ln \frac{\bar{a}_2}{\bar{a}_1} + \ln \frac{\bar{u}_2}{\bar{u}_1} = \left[\left(\ln \frac{G_m}{A} + \frac{S}{c_p - c_v} \right)_2 - \left(\ln \frac{G_m}{A} + \frac{S}{c_p - c_v} \right)_1 \right] = A^* \dots [15]$$

$$\left(\frac{\bar{a}_2^2}{k-1} + \frac{\bar{u}_2^2}{2}\right) - \left(\frac{\bar{a}_1^2}{k-1} + \frac{\bar{u}_1^2}{2}\right) = [(\bar{q} - \bar{L})_2 - (\bar{q} - \bar{L})_1] = B^* \dots [16]$$

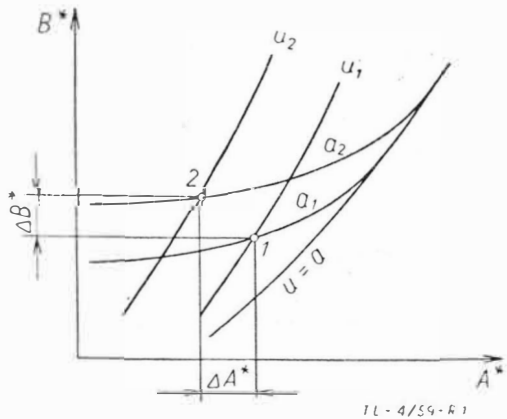
Wyrażenia w nawiasach kwadratowych stanowią nowe zmienne niezależne. Odkładając te zmienne na osiach otrzymujemy wykresy W1 i W2 dla prędkości większych i mniejszych od prędkości dźwięku.

1.4. Korzystając z wykresu W1 (lub W2) będziemy w następujący sposób:

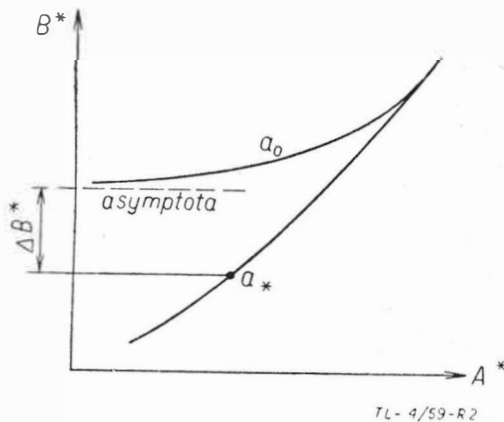
Mając dane początkowe u_1 i a_1 wyszukujemy odpowiedni punkt między krzywymi $u = \text{const}$ i $a = \text{const}$. Następnie od tego punktu w odpowiednich kierunkach równoległe do osi odkładanych ΔA^* i ΔB^* . Otrzymujemy nowy punkt, w którym odczytujemy nowe parametry gazu u_2 i a_2 (rys. 1).

Nomogramy W1 i W2 nadają się do określania zmienności parametrów u i a , gdy założymy, że zmienia się tylko jedna

z następujących wielkości Gm, A, S, q, L . W przypadku, gdy zmienia się kilka z tych wielkości, należy na ten nomogram nanieść dodatkowe krzywe lub skorzystać z dodatkowych zależności.



Przykładem zastosowania nomogramów W1 i W2 może być obliczenie wypływu ze zbiornika przez przewód o zmiennym przekroju. Jeżeli w najwyższym miejscu przewodu osiągnięta zostanie prędkość krytyczna, obliczenia zaczniemy od tego przekroju. Na wykresach W1 i W2 przepływ krytyczny odpowiada punktom leżącym na granicznej krzywej. Właściwy punkt znajdziemy z wykresu W2 odkładając od punktu początkowego (w którym $u = 0$, zaś a_0 jest wielkością znaną) wielkość B^* w górę lub w dół i rysując równoległą do osi A^* aż do przecięcia z krzywą $u = a$ (rys. 2).



Jeżeli prędkość krytyczna nie zostanie osiągnięta, będziemy posługiwać się tylko wykresem W2. Dla przepływu izentropowego możemy określić zmianę parametrów gazu w funkcji zmiany przekroju przewodu. Dla przepływu ze zmianą entropii możemy z grubsza określić zmianę parametrów jak dla przepływu izentropowego, następnie obliczyć zmianę entropii i określić jej wpływ metodą kolejnych przybliżeń.

Początkowe założenia izentropowości przepływu pozwala obliczyć stosunek $\frac{a_2}{a_1}$ w funkcji stosunku $\frac{p_2}{p_1}$.

Na wykresach W1 i W2 prędkości \bar{a} i \bar{u} są to prędkości bezwymiarowe, odniesione do dowolnej stałej prędkości. Położenie zera na osiach A^* i B^* nie ma żadnego znaczenia, ważne są tylko przyrosty tych wielkości.

2. Wykres w układzie (\bar{u}, \bar{a}) do rozwiązywania przepływów ustalonych i nieustalonych.

Na wykresie W3 przedstawiono zależności [15] i [16] we współrzędnych \bar{u}, \bar{a} . Naniesione są krzywe $A^* = \text{const}$ i $B^* = \text{const}$.

Wykres W3 dobrze nadaje się do obliczania przepływów nieustalonych, gdyż nanieść można proste $r = \text{const}$ i $s = \text{const}$ (r i s są to niezmienniki Riemanna). Naniesione są wielkości bezwymiarowe \bar{r} i \bar{s} odniesione do dowolnej stałej prędkości.

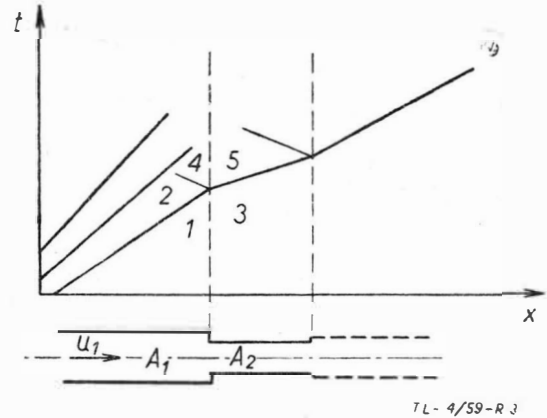
2.1. Jako przykład damy obliczenie przepływu nieustalonego przez przewód o zmiennym przekroju bez uwzględnienia

zmian entropii. Przykładem takiego przepływu może być słaba fala uderzeniowa lub fala prosta.

Stosując metodę różnic skończonych można każdy obszar nieustalonego ciągłego przepływu zastąpić w przybliżeniu szeregiem nieciągłości parametrów przepływu gazu.

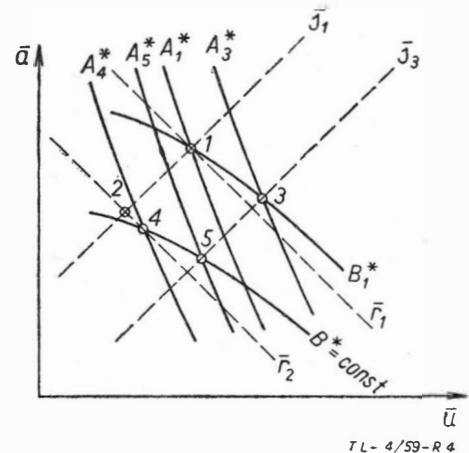
Również każdą ciągłą zmianę przekroju możemy zastąpić szeregiem drobnych nieciągłości powierzchni przekroju.

Założmy, że pewna fala prosta dochodzi do miejsca zmiany przekroju. Po dojściu powstaje fala przechodząca i fala odbita (rys. 3).



Możemy płaszczyznę (x, t) podzielić na pewne obszary oznaczone cyframi. Znany jest stosunek przekrojów $\frac{A_2}{A_1}$ i wielkości charakteryzujące stan gazu przed falą: a_1, u_1 . Znana jest też wielkość r_2 charakteryzująca falę.

Przechodzimy teraz do płaszczyzny (\bar{u}, \bar{a}) . Punkt 1 znajdziemy odkładając \bar{u}_1 i \bar{a}_1 na osiach wykresu W3 (rys. 4).



Parametry gazu w punkcie 2 znajdziemy idąc wzdłuż linii $\bar{s}_1 = \text{const}$, aż do przecięcia z linią \bar{r}_2 . Parametry gazu w punkcie 3 znajdziemy idąc wzdłuż linii $B_1^* = \text{const}$ aż do punktu, w którym:

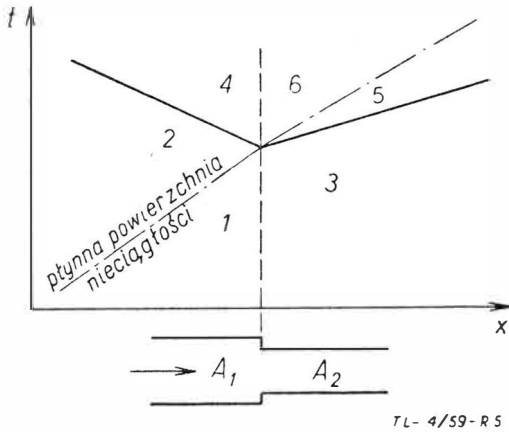
$$A_3^* - A_1^* = \ln \frac{A_1}{A_2}$$

Wiemy, że od punktu 2 do punktu 4 musimy poruszać się po linii prostej $\bar{r} = \text{const}$, zaś od punktu 3 do punktu 5 po prostej $\bar{s} = \text{const}$. Od punktu 4 do punktu 5 przejdziemy po linii $B^* = \text{const}$. Odszukanie punktów 4 i 5 polega więc na odszukaniu takich dwóch punktów na prostych $\bar{r}_2 = \text{const}$ i $\bar{s}_3 = \text{const}$ między którymi $A_5^* - A_4^* = \ln \frac{A_1}{A_2}$, czyli różnica

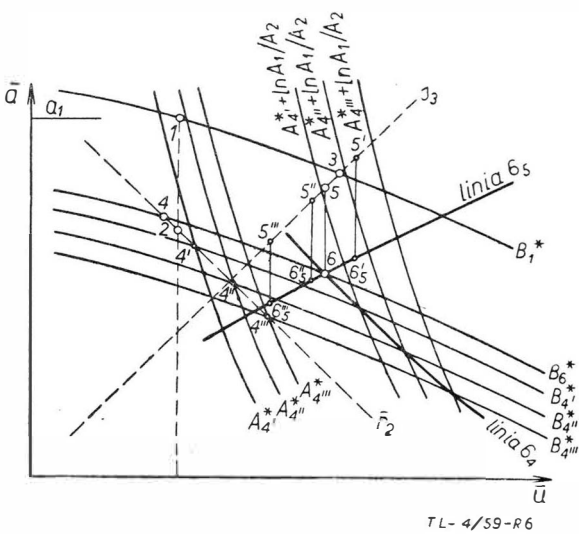
wielkości A^* jest znaną nam wielkością obliczoną uprzednio. Jeżeli będziemy mieli kilka kolejno po sobie następujących nieciągłości parametrów gazu i kilka zmian przekroju, jako rozwiązanie otrzymamy dwie siatki: jedną na płaszczyźnie (x, t) i drugą na płaszczyźnie (\bar{u}, \bar{a}) . Tę drugą najwygodniej jest narysować na kalce uprzednio nałożonej na wykres W3, aby nie mazać wykresu.

2.2. Drugim przykładem niech będzie przejście płynnej powierzchni nieciągłości gęstości, temperatury i entropii przez miejsce zmiany przekroju przewodu.

Dojście tej powierzchni do miejsca zmiany przekroju wywoła dwie fale poruszające się w przeciwnych kierunkach. Jedna z tych fal może być falą uderzeniową, ale zakładając, że są to fale niezbyt silne możemy pominąć zmianę entropii spowodowaną przez falę.



Zakładamy również, że przepływ gazu przez miejsce zmiany przekroju odbywa się bez zmiany entropii. Podobnie jak poprzednio podzielimy płaszczyznę (x, t) (rys. 5) na pewne obszary oznaczone cyframi; każdemu z tych obszarów będzie odpowiadał jeden punkt płaszczyzny (\bar{u}, \bar{a}) (rys. 6).



Znanymi wielkościami niech będą parametry gazu z dwu stron nadbiegającej płynnej powierzchni nieciągłości.

Przechodzimy do płaszczyzny (u, a) i znajdujemy punkt 1 o współrzędnych u_1, a_1 oraz punkt 2 o współrzędnych $u_2 = u_1$ i a_2 (współrzedną a_2 obliczymy przy użyciu danych).

Punkt 3 znajdziemy idąc wzdłuż linii $B_1^* = \text{const}$ aż do przecięcia linią $A_3^* = \text{const}$, przy czym $A_3^* - A_1^* = \ln \frac{A_1}{A_2}$.

Punkt 4 musi leżeć na prostej r_2 , punkt 5 musi leżeć na prostej s_3 . Zakładając kilka położen punktu 4 na prostej r_2 : $4', 4'', 4'''$ możemy znaleźć linię 6_4 , na której musi leżeć punkt 6. Punkty tej linii znajdziemy na przecięciu krzywych $B_4^{*'} = \text{const}$, $B_4^{*''} = \text{const}$ i $B_4^{*'''} = \text{const}$ odpowiednio z krzywymi $A_4^{*'} + \ln \frac{A_1}{A_2}$, $A_4^{*''} + \ln \frac{A_1}{A_2}$, $A_4^{*'''} + \ln \frac{A_1}{A_2}$.

Zakładając kilka położen punktu 5 na prostej s_3 : $5', 5'', 5'''$ możemy znaleźć linię 6_5 to znaczy drugą linię, na której powinien leżeć punkt 6. Punkty krzywej 6 znajdziemy na prostych pionowych $u_{6,5}' = \text{const}$, $u_{6,5}'' = \text{const}$, $u_{6,5}''' = \text{const}$,

obliczając prędkość dźwięku ze wzoru: $a_6 = a_5 \cdot \frac{a_2}{a_1}$.

Wzór powyższy jest słuszny przy założeniu, że oprócz różnicy entropii z dwu stron płynnej powierzchni nieciągłości żadna inna zmiana entropii nie zachodzi.

Wtedy:

$$S_1 = S_5$$

$$S_2 = S_6$$

Odejmujemy od siebie stronami powyższe równania:

$$S_2 - S_1 = S_6 - S_5$$

ponieważ $p_1 = p_2$ i $p_5 = p_6$

$$\frac{a_1}{a_2} = 1 \cdot e^{c(S_2 - S_1)}$$

$$a_2$$

$$\frac{a_5}{a_6} = 1 \cdot e^{c(S_6 - S_5)}$$

$$a_6$$

dzieląc stronami, otrzymamy:

$$\frac{a_1}{a_2} = \frac{a_5}{a_6}$$

Na przecięciu więc linii oznaczonych 6_5 i 6_4 znajdziemy punkt 6. Od niego idąc pionowo w górę wzdłuż linii $\bar{u} = \text{const}$ na przecięciu z prostą s_3 znajdziemy punkt 5. Idąc zaś wzdłuż linii $B_6^* = \text{const}$ znajdziemy punkt 4 na przecięciu z prostą r_2 .

2.3. Tak więc widzimy, że na wykresie W3 fala prosta lub niezbyt silna uderzeniowa odpowiada prostym $\bar{r} = \text{const}$ i $\bar{s} = \text{const}$; zmiana przekroju odpowiada krzywej $B^* = \text{const}$, przy czym wielkość tej zmiany mierzymy krzywymi $A^* = \text{const}$. Płynna powierzchnia nieciągłości odpowiada prostej $\bar{u} = \text{const}$:

Moglibyśmy jeszcze rozwiązywać przepływy ze zmianą innych parametrów, na przykład z doprowadzeniem ciepła, lecz wtedy do wykreślenia odpowiednich linii na płaszczyźnie (u, a) musielibyśmy mieć dodatkową zależność między zmianą q i zmianą S . Zmiana q odpowiadałaby przesunięciu wzdłuż linii $A^* = \text{const}$, zaś zmiana entropii S odpowiadałaby przesunięciu wzdłuż linii $B^* = \text{const}$.

3. Ogólne wykresy w układzie $\frac{u}{a_*}, \frac{a}{a_*}$ dla różnych gazów w.

Teraz postaramy się tak złączyć zmienne A^{**} i B^{**} , aby występowały tylko jedna zmienna niezależna.

W tym celu wykorzystamy prędkość krytyczną a_* .

$$\frac{a^2}{k-1} + \frac{u^2}{2} = \frac{a_*^2}{k-1} + \frac{a_*^2}{2} = a_*^2 \frac{k+1}{2(k-1)}$$

Wstawiamy do wzoru [10]

$$\left(\frac{a_2^2}{k-1} + \frac{u_2^2}{2} \right) - \left(\frac{a_1^2}{k-1} + \frac{u_1^2}{2} \right) = \frac{k+1}{2(k-1)} (a_{*2}^2 - a_{*1}^2) = [(q-L)_2 - (q-L)_1] \dots \dots \dots [17]$$

Oznaczając $\frac{a}{a_*} = \hat{a}; \frac{u}{a_*} = \hat{u}$ mamy:

$$\frac{\hat{a}^2}{k-1} + \frac{\hat{u}^2}{2} = \frac{k+1}{2(k-1)}$$

a stąd

$$\left(\frac{\hat{a}_2^2}{k-1} + \frac{\hat{u}_2^2}{2} \right) - \left(\frac{\hat{a}_1^2}{k-1} + \frac{\hat{u}_1^2}{2} \right) = 0 \dots \dots \dots [18]$$

Otrzymaliśmy jednoznaczną zależność między \hat{u}_2 i \hat{a}_2 dla danych \hat{u}_1 i \hat{a}_1 . Przekształcimy tak wzór [15], aby zamiast zmiennych u i a występowały tam zmienne \hat{u} i \hat{a} .

$$\frac{2}{k-1} \ln \frac{\hat{a}_2}{\hat{a}_1} + \ln \frac{\hat{u}_2}{\hat{u}_1} + \frac{k+1}{k-1} \ln \frac{a_{*2}}{a_{*1}} = \left[\left(\ln \frac{G_m}{A} + \frac{S}{c_p - c_v} \right)_2 - \left(\ln \frac{G_m}{A} + \frac{S}{c_p - c_v} \right)_1 \right] \dots [19]$$

Zostawiamy po lewej stronie tylko zmienne \hat{u} i \hat{a}

$$\frac{2}{k-1} \ln \frac{\hat{a}_2}{\hat{a}_1} + \ln \frac{\hat{u}_2}{\hat{u}_1} = \left[\ln \frac{G_m}{A} + \frac{S}{c_p - c_v} - \frac{k+1}{k-1} \ln a_* \right]_1^2 = A' \dots [20]$$

W układzie równań [18] i [20] otrzymamy tylko jedną zmienną niezależną A' . Dla dowolnych parametrów porządkowych u_1 i a_1 możemy dla każdej wartości zmiennej niezależnej rozwiązać ten układ względem u_2, a_2 .

3.1. Rozwiązanie układu [18], [20] jest przedstawione na wykresach (W6, W7, W8, W9) w postaci krzywych zależności:

$$\hat{u}_2 = \hat{u}_2(A') \quad \hat{a}_2 = \hat{a}_2(A')$$

Wykresy W6 i W7 odpowiadają przekrojom większym od przekroju krytycznego (to znaczy przekroju, w którym $u = a$). W przypadkach, gdy nie ma doprowadzenia ciepła i pracy wykresy W8 i W9 odpowiadają przekrojom mniejszym od przekroju krytycznego, nie odpowiadają więc rzeczywistości.

W przypadkach jednoczesnej zmiany przekroju i doprowadzania ciepła lub wykonywania pracy może zostać osiągnięty przepływ krytyczny wcale nie w najwyższym przekroju przewodu i mimo dalszego zężenia przewodu prędkość będzie malała w przepływie poddźwiękowym i będzie rosła w przepływie naddźwiękowym.

Wykresy W6 i W7 wykonane dla różnych stałych $k = \frac{c_p}{c_v}$ licząc od przekroju krytycznego odpowiadają warunkowi:

$$\Delta \left(\ln G_m - \ln A + \frac{S}{c_p - c_v} \right) > \Delta \left(\frac{k+1}{k-1} \ln a_* \right)$$

Wykresy W8 i W9 wykonane również dla różnych stałych $k = \frac{c_p}{c_v}$ odpowiadają prawej stronie wykresu W5, a więc licząc od przekroju krytycznego odpowiadają warunkowi:

$$\Delta \left(\ln G_m - \ln A + \frac{S}{c_p - c_v} \right) < \Delta \left(\frac{k+1}{k-1} \ln a_* \right)$$

Wykresy W6 i W8 odpowiadają przepływowi naddźwiękowym, a wykresy W7 i W9 przepływowi poddźwiękowym.

Nomogram wykonany na podstawie wzorów [18], [20] jest bardzo wygodny w użyciu, bo nie wymaga interpolacji, iec po wyszukaniu wartości u_1 i a_1 możemy po odłożeniu A' odczytać u_2 i a_2 bezpośrednio za pomocą krzywej.

Położenie początku układu współrzędnych na wykresie W5 może być przesunięte wzdłuż osi poziomej dlatego, że zmienna niezależna A' przedstawia sobą tylko pewien przyrost funkcji parametrów G_m, A, S, a_* niezależny od początkowych wartości parametrów.

Jeżeli założymy, że zmienia się tylko jedna ze zmiennych G_m, A, S, a , to możemy korzystać z nomogramu w dowolnym kierunku zastępując zmianę A' zmianą jednego z powyższych parametrów.

Gdy znamy zmianę B^{**} możemy ze wzoru [17] obliczyć zmianę parametru a_* .

3.2. Różne przypadki przepływów.

W ogólnym przypadku przepływu jednowymiarowego ustalonego zmieniają się wszystkie spośród wielkości: G_m, A, S, q, L . Ale zwykle można podzielić przepływ na pewne obszary w ten sposób, że w każdym z tych obszarów zmianie podlegają najwyższej dwie spośród powyższych wielkości. Wtedy wiążąc ze sobą te dwa parametry dodatkowym wzorem możemy korzystać z poprzednio omówionej krzywej. W przypadku gdy ten dodatkowy wzór jest zależnością skomplikowaną, uwikłaną, zawierającą parametry u_1, a_1, u_2, a_2 , możemy wtedy wykonać nomogram na płaszczyźnie. Na osiach współrzędnych odkładamy dwie zmienne spośród G_m, A, S, q, L , nanosimy siatkę $\hat{a} = \text{const}$; $\hat{u} = \text{const}$ otrzymany wzorów (18) i (20) i na tle tej siatki nanosimy krzywe otrzymane z nowej zależności.

W przypadku przepływów z doprowadzeniem ciepła zmieniają się wielkości q i S . Zależności między zmianami tych wielkości należy wziąć z termodynamiki. Są one podane w podręcznikach w postaci wykresów i tabel dla różnych przemian. Na przykład w układzie $(T, S), (i, S)$.

W przypadku przepływu z wykonaniem pracy zmieniają się wielkości L i S . Zależność między nimi będzie różna dla różnych sposobów wykonania pracy. $S = f(L)$ będzie zależne przede wszystkim od sprawności urządzenia.

Praca tarcia nie wchodzi do układu wzorów [9], [10] dlatego, że występuje tam wyraz $(q - L)$, który nie zmienia się, gdy gaz wykonuje pracę tarcia. O ile przyrasta q , o tyle przyrasta L . Praca tarcia wpłynie na zmianę parametrów tylko za pośrednictwem S (zmiany entropii).

3.3. Bliżej zajmiemy się rozwiązaniem przepływów przez przewody o skokowo zmieniającym się przekroju z uwzględnieniem strat.

Zmianie podlegają wielkości A i S ($a_* = \text{const}, G_m = \text{const}$).

W przypadku gdy przekrój zmienia się łagodnie, tak że nie następuje oderwanie, musimy uwzględnić jedynie straty tarcia.

Dla gwałtownych zmian przekroju przewodu możemy wykonać nomogram. Na osiach odkładamy będziemy $\ln A$ i S .

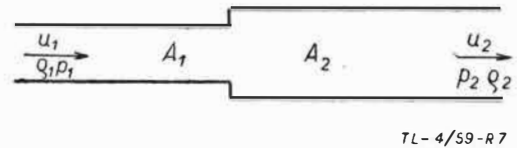
Aby wykonać obliczenie do nomogramu obieramy pewne parametry gazu u_1 i a_1 jako początkowe i parametry u_2 i a_2 jako końcowe.

Między tymi parametrami mamy związek określony równaniami [15] i [16], gdzie wstawimy:

$$\Delta \left(\frac{S}{c_p - c_v} - \ln A \right) = \Delta A^*; \quad \Delta B^* = 0$$

Aby określić dodatkową zależność między $\ln A$ i S musimy wykorzystać równanie pędu.

3.3.1. Dla rozszerzenia przewodu (rys. 7), w przepływie poddźwiękowym założymy, że ciśnienie na ścianie poprzecznej



równie jest ciśnieniu przed rozszerzeniem przewodu (według [lit. 1] *) 3.5.7.). Równanie pędu wyrazi się wtedy wzorem:

$$p_1 A_1 + \rho_1 u_1^2 A_1 + p_1 (A_2 - A_1) = p_2 A_2 + \rho_2 u_2^2 A_2$$

Przekształcimy to równanie tak, aby występowały w nim zmienne \hat{u}, \hat{a}, A i S potrzebne do wyżej opisanego wykresu.

$$\rho_1 u_1^2 A_1 + p_1 A_2 = p_2 A_2 + \rho_2 u_2^2 A_2$$

Dzielimy obie strony przez $p_1 A_2$

$$\frac{A_1}{A_2} \frac{\rho_1}{p_1} u_1^2 + 1 = \frac{p_2}{p_1} + \frac{\rho_2}{p_1} u_2^2$$

Podstawiamy zależności:

$$\frac{p_2}{p_1} = \left(\frac{a_2}{a_1} \right)^{\frac{2k}{k-1}} \cdot e^{\frac{s_1 - s_2}{c_p - c_v}}; \quad k \frac{p}{\rho} = a^2$$

otrzymujemy:

$$k \frac{A_1}{A_2} \frac{u_1^2}{a_1^2} + 1 = \left(\frac{a_2}{a_1} \right)^{\frac{2k}{k-1}} \cdot e^{\frac{s_1 - s_2}{c_p - c_v}} \cdot \left(1 + k \frac{u_2^2}{a_2^2} \right)$$

dzieląc prędkości przez a_* otrzymamy równanie:

$$k \frac{A_1}{A_2} \frac{\hat{u}_1^2}{\hat{a}_1^2} + 1 = \left(\frac{\hat{a}_2}{\hat{a}_1} \right)^{\frac{2k}{k-1}} \cdot e^{\frac{s_1 - s_2}{c_p - c_v}} \cdot \left(1 + k \frac{\hat{u}_2^2}{\hat{a}_2^2} \right) \quad [21]$$

Do obliczeń do wykresu W10 wprowadzona jest jeszcze wielkość c_1 , stała dla określonych warunków początkowych.

$$\ln c_1 = - \ln \frac{A_2}{A_1} + \frac{s_2 - s_1}{c_p - c_v}$$

Podstawiamy powyższe do [21]

$$k \frac{A_1}{A_2} M_1^2 + 1 = \frac{1}{c_1} \frac{A_1}{A_2} \left(\frac{\hat{a}_2}{\hat{a}_1} \right)^{\frac{2k}{k-1}} \cdot (1 + k M_2^2)$$

obliczenia do wykresu wykonujemy według wzoru:

$$\frac{A_1}{A_2} = \frac{1}{c_1} \left(\frac{\hat{a}_2}{\hat{a}_1} \right)^{\frac{2k}{k-1}} \cdot (1 + k M_2^2) - k M_1^2$$

3.3.2. Dla gwałtownego zężenia przewodu (rys. 8), przez który płynie powietrze z prędkością mniejszą od prędkości dźwięku założymy, że ciśnienie na ścianie poprzecznej równe jest:

$$p_0 = \rho_1 u_1^2 + p_1$$

Pomijamy wpływ dodatkowego przewężenia przewodu wywołanego układem linii prądu.

W tym przypadku równanie pędu będzie miało postać:

$$p_1 A_1 + \rho_1 u_1^2 A_1 = p_0 (A_1 - A_2) + p_2 A_2 + \rho_2 u_2^2 A_2$$

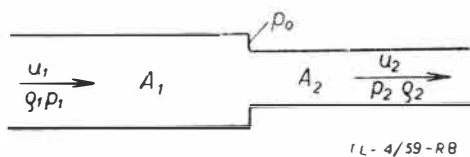
wstawiamy: p_0

$$p_1 A_1 + \rho_1 u_1^2 A_1 = \rho_1 u_1^2 (A_1 - A_2) + p_1 (A_1 - A_2) + p_2 A_2 + \rho_2 u_2^2 A_2$$

*) I. Rościszewski „Aerodynamika Stosowana”, 1957 r.

po uporządkowaniu otrzymamy:

$$p_1 + \rho_1 u_1^2 = p_2 + \rho_2 u_2^2$$



dzielimy obie strony przez p_1

$$\frac{\rho_1}{p_1} u_1^2 + 1 = \frac{p_2}{p_1} + \frac{\rho_2}{p_1} \cdot \frac{\rho_2}{p_2} \cdot u_2^2$$

podstawiamy: $\frac{p_2}{p_1} = \left(\frac{a_2}{a_1}\right)^{\frac{2k}{k-1}} \cdot e^{\frac{s_1-s_2}{c_p-c_v}}$; $k \frac{p}{\rho} = a^2$

$$k \frac{u_1^2}{a_1^2} + 1 = \left(\frac{a_2}{a_1}\right)^{\frac{2k}{k-1}} \cdot e^{\frac{s_1-s_2}{c_p-c_v}} \cdot \left(k \frac{u_2^2}{a_2^2} + 1\right)$$

wprowadzamy wielkości bezwymiarowe odniesione do a_*

$$k M_1^2 + 1 = \left(\frac{\hat{a}_2}{\hat{a}_1}\right)^{\frac{2k}{k-1}} \cdot e^{\frac{s_1-s_2}{c_p-c_v}} \cdot (k M_2^2 + 1) \quad [22]$$

Otrzymaliśmy równanie, w którym występują tylko zmienne \hat{u} , \hat{a} i S , a więc równanie nadające się do wykreślenia krzywych na nomogramie W11.

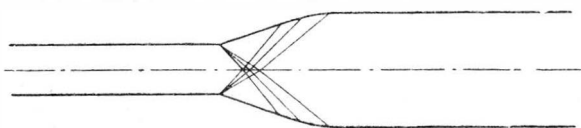
Do obliczeń bierzemy wzór [22] w postaci:

$$\frac{s_1 - s_2}{c_p - c_v} = \ln \left[\frac{k M_1^2 + 1}{k M_2^2 + 1} \cdot \left(\frac{\hat{a}_1}{\hat{a}_2}\right)^{\frac{k}{k-1}} \right]$$

3.3.3. Przepływ naddźwiękowy przez miejsce gwałtownego rozszerzenia przewodu.

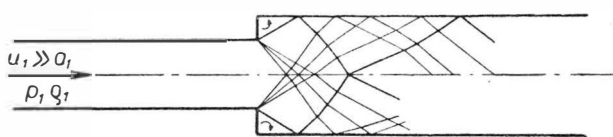
Gdy przewód ma kołowy przekrój poprzeczny, wytworzy się pewien przestrzenny przepływ osiowo-symetryczny, przypominający przepływ Prandtla-Meyera.

Jeżeli przejście od mniejszej do większej średnicy zostanie prawidłowo ukształtowane dla danych początkowej i końcowej liczb Macha, to straty przepływu są bardzo małe i można przyjąć, że przepływ jest izentropowy (rys. 9).



TL-4/59-R9

W przypadku, gdy przejście jest pod większym kątem, albo nawet prostopadłe do osi przewodu, fale proste, wychodzące z naroża, odbijają się od ścianki przewodu (rys. 10). Wytwarza się skomplikowany układ stojących fal skośnych rozprzeczonych i uderzeniowych, który wytlumia się dopiero w pewnej odległości od miejsca zmiany przekroju przewodu.



TL-4/59-R10

Straty energii strumienia są tutaj duże. Występują one przede wszystkim w miejscu tuż za poprzeczną ścianką oraz w skośnych falach uderzeniowych. Jest bardzo trudno przewidzieć teoretycznie, co będzie się działo za ścianką poprzeczną i jaki będzie układ fal.

W naszych rozważaniach upraszczamy ten przepływ zastępując go przepływem jednowymiarowym.

W równaniu pędu uwzględnimy straty przez zmniejszenie ciśnienia na ścianie poprzecznej aż do takiej wartości, żeby odpowiadała ona stratom nie tylko przy samej ścianie, ale i w dalszych falach uderzeniowych.

Określmy ciśnienie zastępcze na ścianie jako:

$$p_z = p_2 + \pi(p_1 - p_2)$$

gdzie p_1 — ciśnienie przed rozszerzeniem przewodu
 p_2 — ciśnienie daleko za rozszerzeniem przewodu

π — pewien współczynnik możliwy do określenia tylko na drodze doświadczalnej, w funkcji kształtu poprzecznego przekroju przewodu, kształtu przejścia, stosunku $\frac{A_2}{A_1}$ i ewentualnie innych parametrów.

Napiszemy równanie pędu:

$$p_1 A_1 + \rho_1 u_1^2 A_1 + p_z (A_2 - A_1) = p_2 A_2 + \rho_2 u_2^2 A_2 \quad [23]$$

podstawimy:

$$p_z = \pi p_1 + (1 - \pi) p_2$$

Rozwiążemy równanie (23) względem $\frac{A_2}{A_1}$.

$$(1 - \pi) p_1 A_1 + \pi p_1 A_2 + \rho_1 u_1^2 A_1 = \pi p_2 A_2 + (\pi - 1) p_2 A_1 + \rho_2 u_2^2 A_2$$

dzielimy obie strony przez $p_1 A_1$

$$(1 - \pi) + \pi \frac{A_2}{A_1} + \frac{\rho_1}{p_1} u_1^2 = \frac{p_2}{p_1} \left(\pi \frac{A_2}{A_1} + 1 - \pi + \frac{\rho_2}{p_2} \frac{A_2}{A_1} u_2^2 \right)$$

podstawiamy: $k \frac{p}{\rho} = a^2$

oraz:

$$\frac{p_2}{p_1} = \left(\frac{a_2}{a_1}\right)^{\frac{2k}{k-1}} \cdot e^{\frac{s_1-s_2}{c_p-c_v}} = \left(\frac{a_2}{a_1}\right)^{\frac{2k}{k-1}} \cdot \frac{A_1}{A_2} \cdot \frac{1}{c_1} = \frac{A_1}{A_2} c_2$$

gdzie:

$$\ln c_1 = \frac{s_2 - s_1}{c_p - c_v} - \ln \frac{A_2}{A_1}$$

otrzymamy zależność:

$$\pi \left(\frac{A_2}{A_1}\right)^2 + \frac{A_2}{A_1} (1 - \pi + k M_1^2 - c_2 \pi - c_2 k M_2^2) - (1 - \pi) c_2 = 0 \quad [24]$$

Otrzymaliśmy równanie kwadratowe względem niewiadomej $\frac{A_2}{A_1}$.

Rachunki wykazały, że dla założonych $M_2 > M_1 > 1$ oraz π równa się 0, równanie [24] nie ma rozwiązań z dziedziny liczb rzeczywistych. Dolną granicę wielkości można otrzymać przyrównując do zera wyznacznik $\Delta = b^2 - 4ac$ równania [24]

$$\left[a \left(\frac{A_2}{A_1}\right)^2 + b \left(\frac{A_2}{A_1}\right) + c = 0 \right]$$

Na wykresie W12 narysowane są przykładowe krzywe dla $\pi = 0,4$.

Przypadek naddźwiękowego przepływu przez miejsce gwałtownego zwężenia przewodu nie ma odpowiednika w rzeczywistości, nie będziemy go więc tu rozpatrywać. Jeżeli nawet gaz dojdzie do takiego miejsca z prędkością naddźwiękową, powstanie fala uderzeniowa przed miejscem zwężenia przekroju i pobiegnie w kierunku przeciwnym do ruchu gazu. W szczególnym przypadku może się wytworzyć nieruchoma fala uderzeniowa. Powyższa uwaga odnosi się do dużych zmian przekroju $\frac{A_2}{A_1} \ll 1$.

Korzystając z wykresów W10, W11 i W12 będziemy mając dane \hat{u}_1 i $\Delta \ln A$, znajdziemy zmianę entropii określającą straty przepływu.

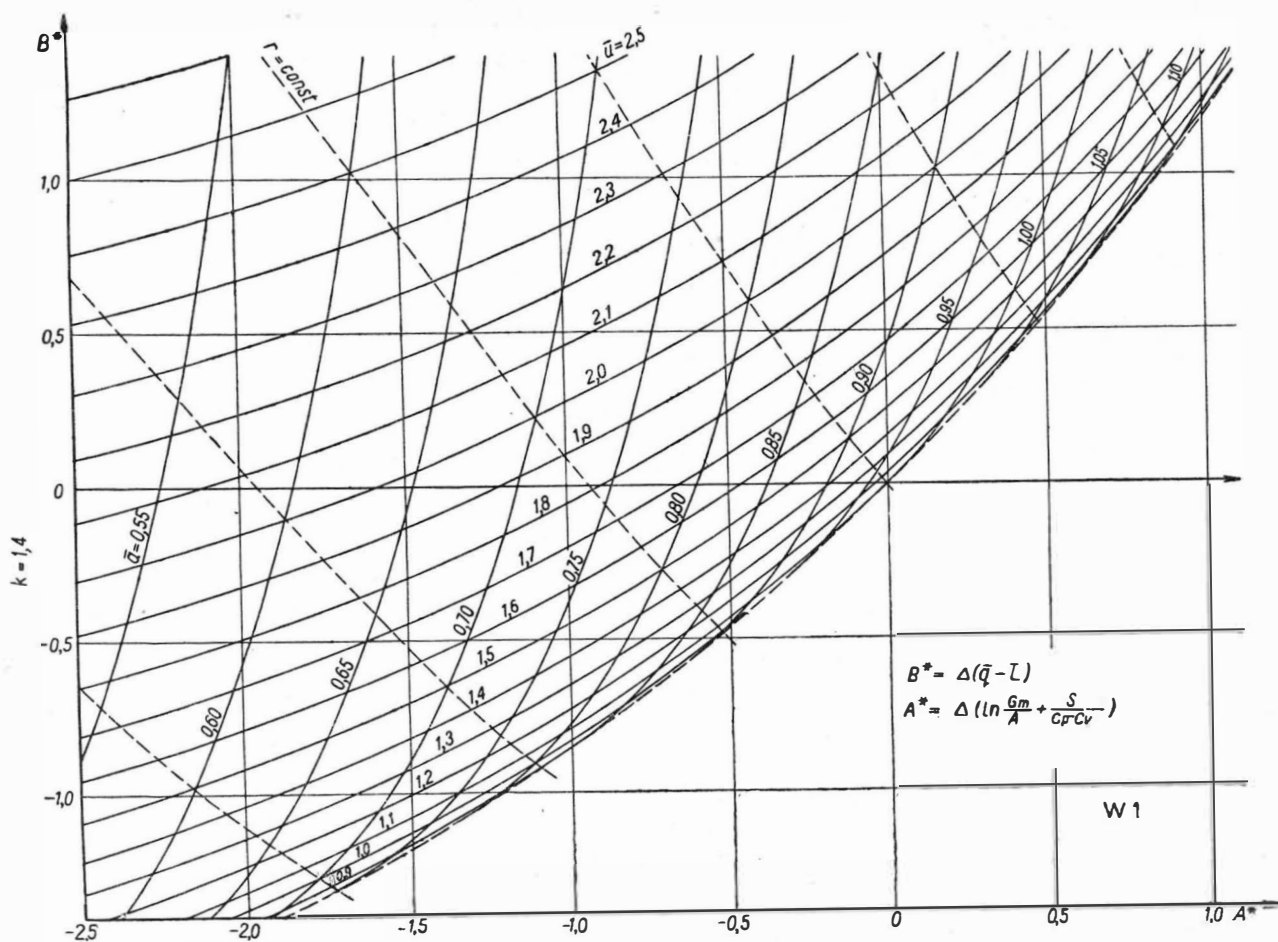
Mając już określoną zależność między zmianą entropii i zmianą przekroju możemy uogólnić przepływy rozwiązywane w rozdziale 3 również na przypadki, kiedy zmiana entropii przy przejściu gazu do odcinka przewodu o innej średnicy nie jest pomijalnie mała. Rozwiązania bardzo niewiele się zmieniają, bo zarówno przy zmianie przekroju, jak i przy zmianie entropii (również przy zmianie obu jednocześnie) poruszamy się po krzywej $B^* = const$ na wykresie W3. Jedyną występującą tam wielkość $\ln \frac{A_1}{A_2}$ musimy uzupełnić o wyraz $\frac{S_2 - S_1}{c_p - c_v}$,

który określimy za pomocą nomogramu W10 lub innego wykresu tego typu.

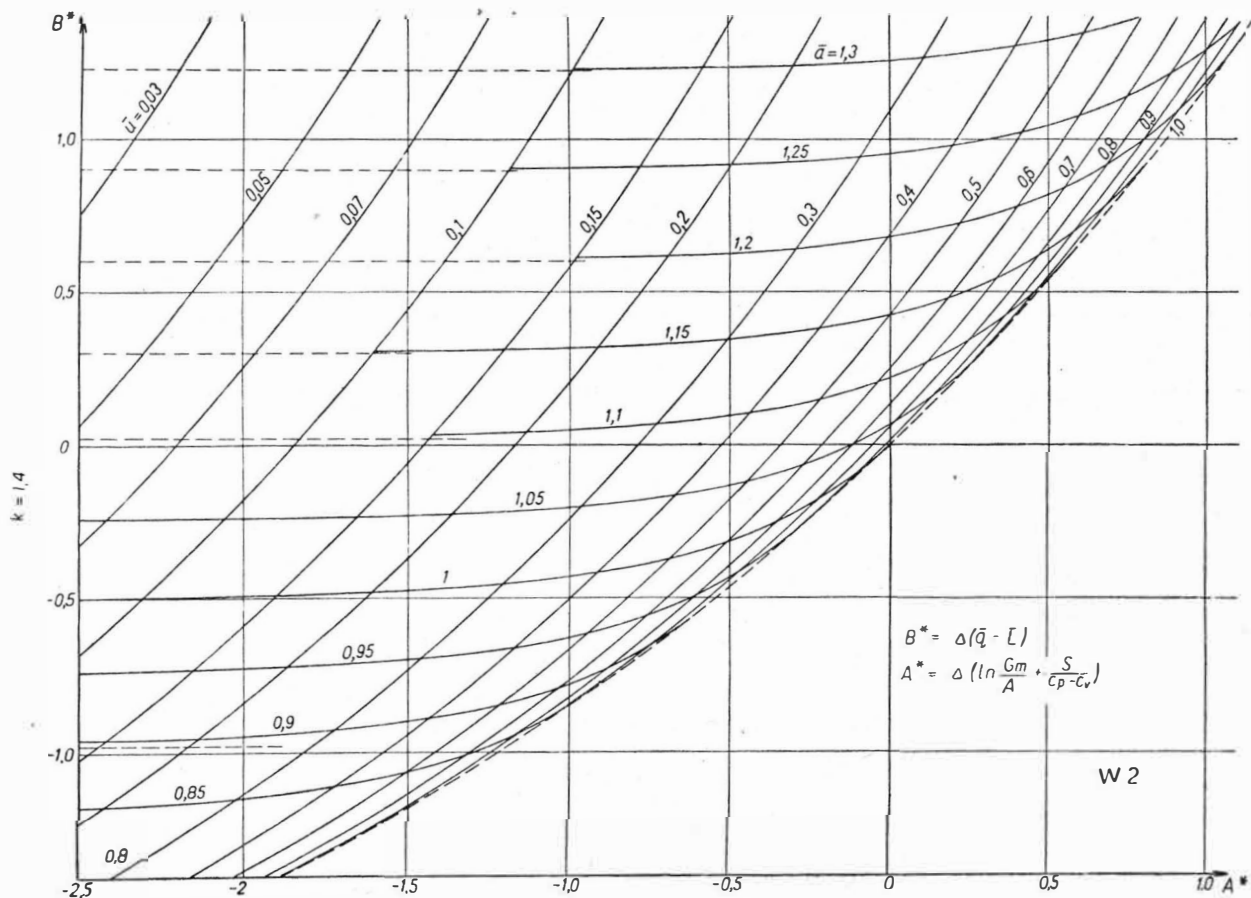
Tak więc:

$$\Delta A^* = \ln \frac{A_1}{A_2} + \frac{s_2 - s_1}{c_p - c_v}$$

Wykres W4-5 przedstawiający zależność $Ma(\hat{u})$ i $\hat{a}(\hat{u})$ jest wykresem pomocniczym.



Rys. W1. Jednowymiarowy nadźwźwiękowy ustalony przepływ powietrza

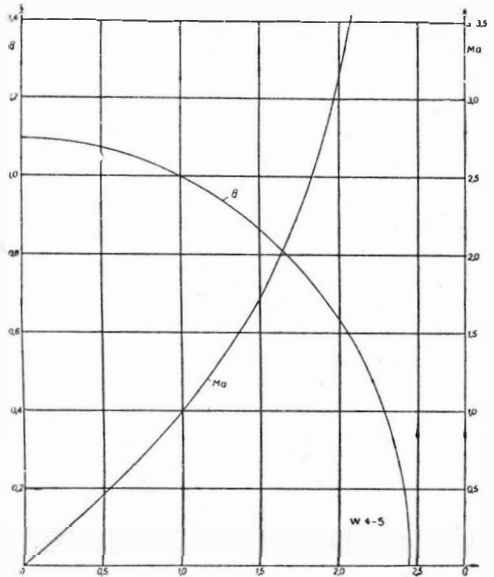
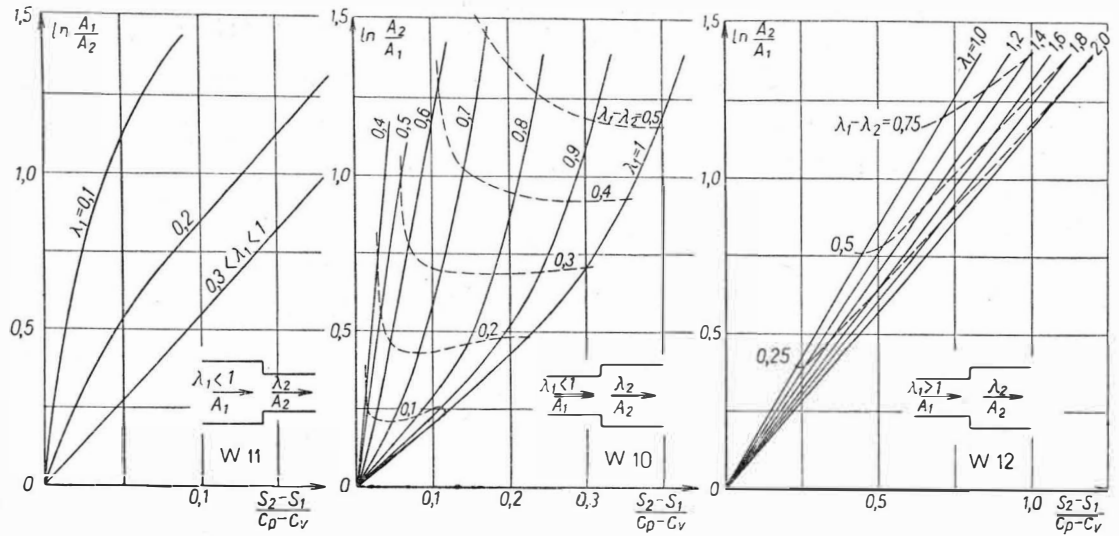


Rys. W2. Jednowymiarowy podźwźwiękowy ustalony przepływ powietrza

Rys. W10. Wykres wzrostu entropii przy poddźwiękowym przepływie przez miejsce raptownego rozszerzenia przewodu

Rys. W11. Wykres wzrostu entropii przy poddźwiękowym przepływie powietrza przez miejsce raptownego zwężenia przewodu

Rys. W12. Wykres wzrostu entropii przy naddźwiękowym przepływie powietrza przez miejsce raptownego rozszerzenia przewodu (wykres jest przykładowy, odpowiada obliczeniom wykonanym dla pewnego szczególnego przypadku)



Rys. W4-5. Zależność między współczynnikiem prędkości a stosunkiem prędkości dźwięku do prędkości krytycznej oraz między współczynnikiem prędkości a liczbą Macha dla powietrza

PRZYKŁADY **

Przykład 1. Obliczenie wypływu ze zbiornika przez przewód o zmiennym przekroju

Niech przewód o długości l_1 ma początkowym odcinku średnicę $D_1 = 0,076$ m, a na odcinku o długości $l_2 = 20$ m, następnie ma przewężenie D_{min} o średnicy $D_2 = 0,0914$ m. Zakładamy, że przejścia od jednego do drugiego przekroju są tak ukształtowane, że straty są małe. Dane parametry gazu w zbiorniku: $u_0 = 0$; $a_0 = 391$ m/sek;

$\frac{p_0}{p_a} = 0,8$. Aby mieć prędkości bezwymiarowe odnosimy je do pewnej stałej prędkości, na przykład $a_{odn} = 340$ m/sek.

Stosunek ciśnienia atmosferycznego do ciśnienia w zbiorniku jest bliski jedności, przypuszczamy więc, że wypływ będzie poddźwiękowy. Zakładając, że przepływ jest izentropowy, możemy określić prędkość dźwięku na wylocie do atmosfery w funkcji stosunku ciśnień

$$\bar{a}_{wyl} = \bar{a}_0 \left(\frac{p_{wyl}}{p_0} \right)^{\frac{k-1}{2k}} = 1,15 \cdot (0,8)^{1/7} = 1,115$$

Punkt wykresu W2, odpowiadający parametrom gazu na wylocie z przewodu do atmosfery, znajdziemy na przecięciu linii $\bar{a}_{wyl} = 1,115$ z linią poziomą, odpowiadającą $B^* = const$, styczną do linii $a_0 = 1,15$. Odczytujemy w tym punkcie $\bar{u}_{wyl} = 0,605$.

Od punktu odpowiadającego parametrom gazu na wylocie odkładamy w prawo na linii $B^* = const$ wielkość:

$$\Delta A^* = -\Delta \ln A = \ln \frac{D_2^2}{D_{min}^2} = 2,3 \lg \frac{D_2^2}{D_{min}^2} = 1,204$$

w celu znalezienia parametrów przepływu w punkcie o najmniejszej średnicy. Okazuje się, że wyszliśmy poza obszar możliwych przepływów — więc zrobione przez nas założenie, że wypływ jest poddźwiękowy, jest fałszywe.

Zakładamy wobec tego, że w najmniejszym przekroju została osiągnięta prędkość dźwięku. Przekrój ten jest przekrojem krytycznym. Parametry gazu w tym przekroju znajdziemy na przecięciu linii poziomej $B^* = const$ stycznej do $\bar{a}_0 = 1,15$ z linią (kreskowaną) ograniczającą obszar rzeczywistych przepływów, odpowiadającą przepływowi krytycznemu. Odczytujemy: $\bar{a}_* = \bar{u}_* = 1,0535$.

Prędkość przepływu przed przewężeniem przewodu znajdziemy odkładając na wykresie W2 na linii $B^* = const$ na lewo od punktu $\bar{u}_* = \bar{a}_* = 1,0535$ wielkość:

$$\Delta A^* = -\Delta \ln A = \ln \frac{A_*}{A} = -0,602$$

otrzymujemy: $\bar{u}_1 = 0,386$; $\bar{a}_1 = 1,136$

Za przewężeniem przepływ przechodzi w naddźwiękowy. Prędkość przepływu za przewężeniem znajdziemy z wykresu W1, odkładając od punktu $\bar{u}_* = \bar{a}_* = 1,0535$ na lewo na linii $B^* = const$ wielkość:

$$\Delta A^* = -\Delta \ln A = \ln \frac{A_*}{A_2} = -1,204$$

Otrzymujemy: $\bar{u}_2 = 1,995$; $\bar{a}_2 = 0,7243$.

Teraz obliczymy parametry gazu we wlocie ze zbiornika do przewodu i na wylocie do atmosfery, uwzględniając straty tarcia na długości. Pracę tarcia odniesioną do jednostki masy gazu obliczamy ze wzoru

$$dL_{tr} = f \frac{dl}{D} \cdot \frac{u^2}{2}$$

Zakładamy, że cała praca tarcia zamienia się na ciepło.

Zmianę entropii określamy ze wzoru: $dS = \frac{dq}{T} = \frac{dL_{tr}}{T}$

Dla niezbyt długiego odcinka rury można założyć, że $u = const$, czyli tarcie powoduje niewielką zmianę parametrów gazu. Możemy więc różniczkę zastąpić przyrostami:

$$\Delta S = f \frac{1}{T} \cdot \frac{\Delta l}{D} \cdot \frac{u^2}{2}$$

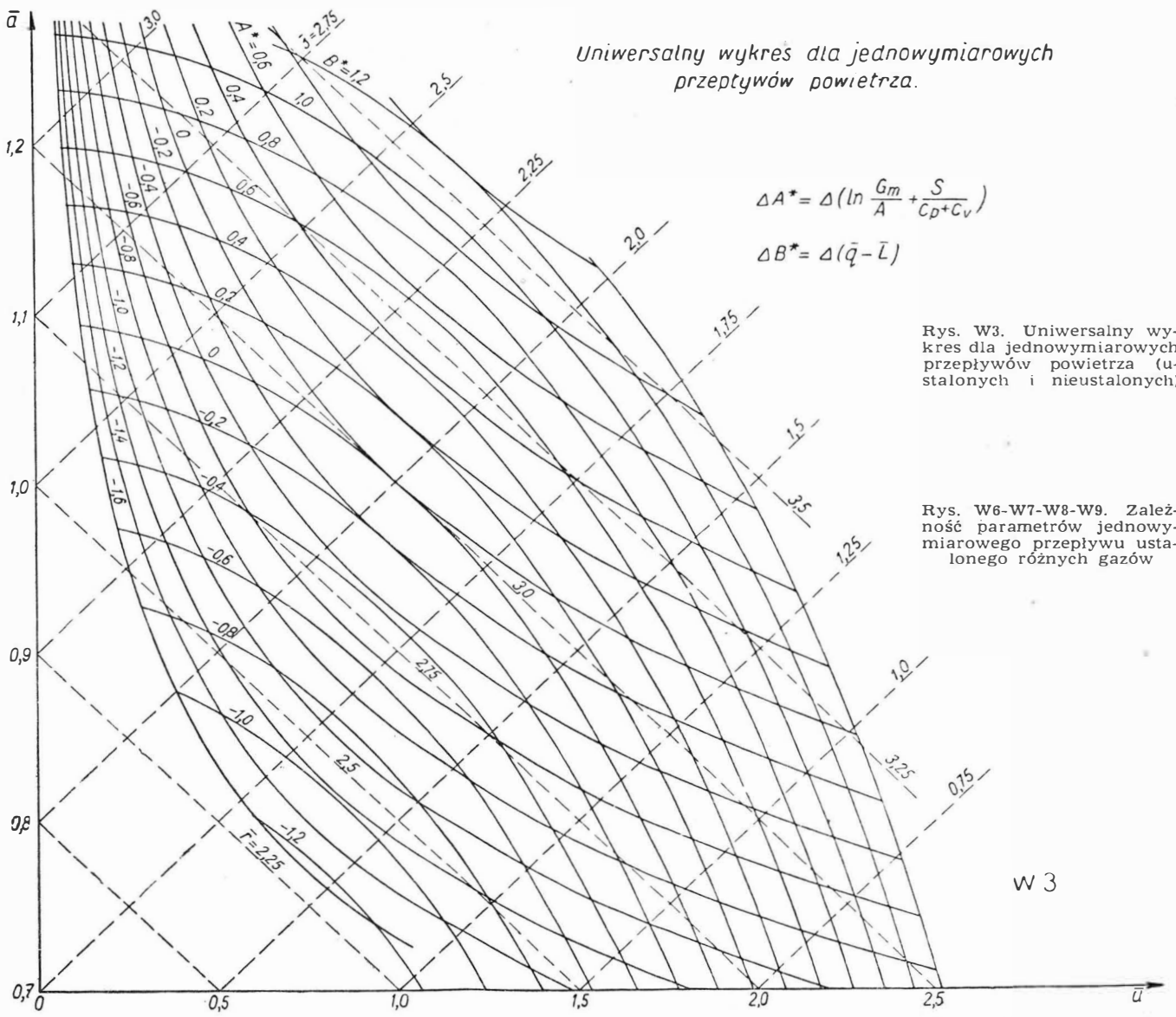
Wstawiamy: $T = \frac{a^2}{k\gamma}$

Otrzymujemy: $\frac{\Delta S}{c_p - c_v} = f \cdot \frac{k}{2} \cdot \frac{u^2}{a^2} \cdot \frac{\Delta l}{D}$

Podobnie dla straty lokalnej można by obliczyć: $\frac{\Delta S}{c_p - c_v} = \zeta \frac{k}{2} \cdot \frac{u^2}{a^2}$

** Wykresy W1 — W12 (cz. I artykułu) oraz W13 — W16 (cz. II artykułu) można zamówić (w formacie A2) w Katedrze Aerodynamiki Politechniki Warszawskiej (tel. 825-87)

Uniwersalny wykres dla jednowymiarowych przepływów powietrza.



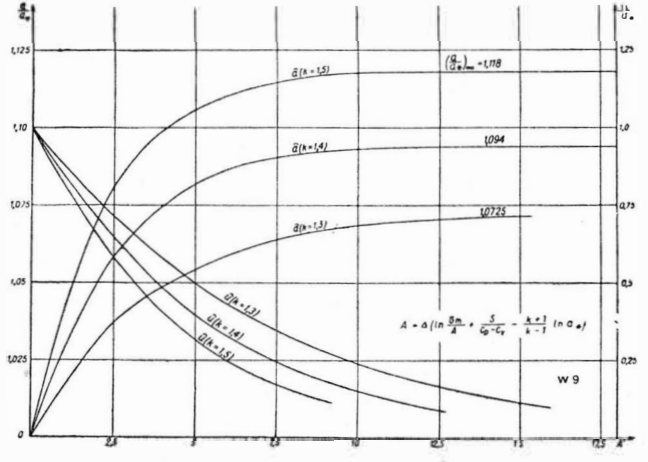
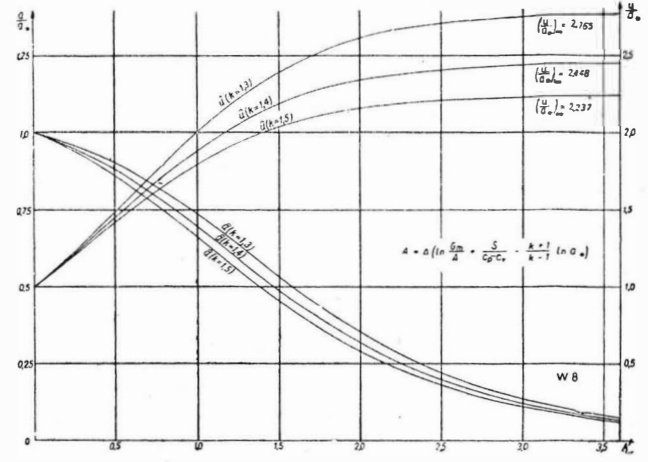
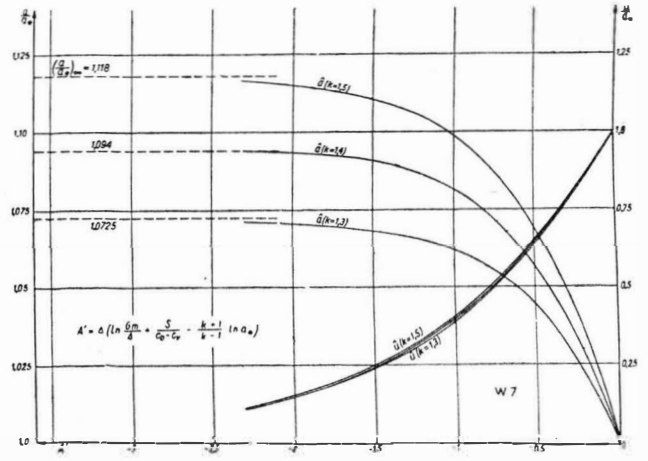
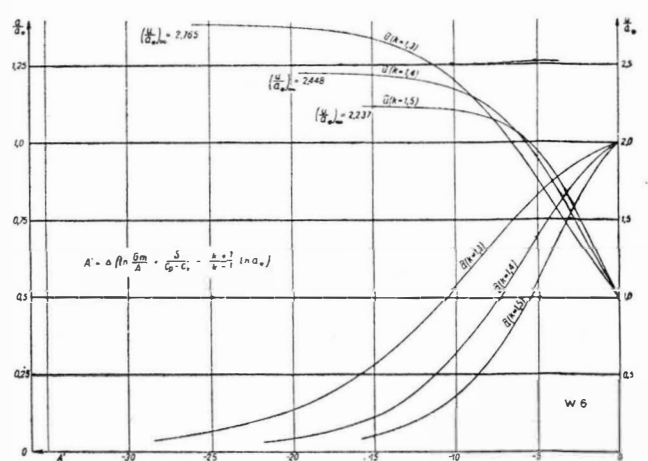
$$\Delta A^* = \Delta \left(\ln \frac{G_m}{A} + \frac{S}{C_D + C_V} \right)$$

$$\Delta B^* = \Delta (\bar{q} - \bar{L})$$

Rys. W3. Uniwersalny wykres dla jednowymiarowych przepływów powietrza (ustalonych i nieustalonych)

Rys. W6-W7-W8-W9. Zależność parametrów jednowymiarowego przepływu ustalonego różnych gazów

w 3



f zależy od liczby Reynolds'a i względnej chropowatości wewnętrznej powierzchni ścianki rury. Wielkość f bierze się z wykresów doświadczalnych Nikuradze. Zakładając $f_1 = 0,01$ przed przewężeniem będziemy mogli cofając się obliczyć parametry gazu we wlocie do przewodu ze zbiornika

$$\frac{\Delta S_1}{c_p - c_v} = 0,01 \cdot \frac{1,4}{2} \cdot \left(\frac{0,386}{1,136}\right)^3 \cdot \frac{20}{0,0676} = 0,239$$

Tarcie nie powoduje zmiany $\Delta B^* = A(q - L)$ dlatego, że jaka wykonana zostaje praca, tyle samo wywiązuje się ciepła. Wzrasta jedynie entropia. Cofając się w kierunku przeciwnym do przepływu, a więc odkładając wzrost entropii

$$\frac{\Delta S_1}{c_p - c_v} = 0,239 \text{ w lewo od pkt. 1 o parametrach } \bar{u}_1 = 0,386;$$

$\bar{a}_1 = 1,136$ znajdziemy na wykresie W2 punkt odpowiadający parametrom gazu we wlocie do przewodu. Otrzymujemy: $\bar{u}_{1w} = 0,297$; $\bar{a}_{1w} = 1,136$.

Zakładając $f_2 = 0,008$ za przewężeniem znajdziemy parametry gazu w wylocie z przewodu do atmosfery.

$$\frac{\Delta S_2}{c_p - c_v} = 0,008 \cdot \frac{1,4}{2} \cdot \left(\frac{1,995}{0,7243}\right)^2 \cdot \frac{2}{0,0944} \text{ Znajdujemy: } \bar{u}_3 = 0,92; \bar{a}_3 = 1,196$$

Odkładamy na wykresie W1 $\Delta A^* = 0,932$ w prawo od punktu $\bar{u}_2 = 1,995$; $\bar{a}_2 = 0,7243$ po linii poziomej $B^* = \text{const}$. Odczytujemy: $\bar{u}_{2w} = 1,55$; $\bar{a}_{2w} = 0,9187$. Aby obliczyć straty dokładniej, należałoby prowadzić obliczenie kolejnymi krokami. Tak samo należałoby postępować, gdyby przewód był bardzo długi.

Przykład 2. Obliczenie przewodu z pompą.

Załóżmy, że chcemy zamontować pompę w przewodzie o średnicy początkowej $D_1 = 0,1$ m, średnicy za pompą $D_2 = 0,1$ m i dalszej średnicy początkowej $D_3 = 0,0895$ m i potrzebujemy, żeby prędkość gazu w początkowym odcinku wynosiła na przykład 150 m/sek. Ciśnienia przed wlotem do przewodu i na wylocie są równe ciśnieniu atmosferycznemu. Pomiedzy przekrojem wlotowym a przekrojem wylotowym następuje zmiana powierzchni poprzecznego przewodu, odpowiadająca ΔA^* oraz doprowadzenie pracy, odpowiadające ΔB^* .

Jeżeli założymy, że straty na tarcie są małe, zmiana entropii jest mała, to prędkość dźwięku na wylocie będzie równa prędkości dźwięku przed wlotem według wzoru:

$$\frac{p_3}{p_0} = \left(\frac{a_1}{a_0}\right)^{\frac{2k}{k-1}} \cdot e^{\frac{s_0 - s_3}{c_p - c_v}}$$

Aby przejść do wielkości bezwymiarowych dzielimy prędkości przez dowolną prędkość odniesienia, która niech będzie równa $a_{odn} = 340$ m sek

Zaczynamy na wykresie W2 od punktu odpowiadającego warunkom atmosferycznym przy $u_0 = 0$, więc od poziomej stycznej (asymptoty) do krzywej $\bar{a}_0 = 1$. Na przecięciu tej poziomej prostej z linią $\bar{u}_1 = \frac{156}{340} = 0,441$ odnajdujemy parametry gazu w rurze przed pompą. Otrzymujemy: $\bar{a}_1 = 0,9794$.

Aby znaleźć parametry gazu w wylocie musimy znaleźć przecięcie linii $\bar{a}_1 = 0,9794$, (prędkość dźwięku na wylocie równa jest w przybliżeniu prędkości dźwięku przed wlotem) z linią pionową odległą od punktu 1 o wielkość:

$$\Delta A^* = \ln \frac{A_2}{A_3} = 2 \cdot 2,3 \cdot \lg \frac{D_2}{D_3} = 0,2226$$

Znajdujemy: $u_3 = 0,548$; $a_3 = 0,9794$; $B^* = 0,054$.

Nad każdą jednostką masy gazu przepływającego przez przewód pompa musi wykonać pracę: $0,054 \cdot a_{odn}^2 = 0,054 \cdot 340^2 = 6250 \text{ m}^2/\text{sek}^2$; mnożąc to przez wydatek masowy otrzymamy moc pompy.

$$\text{Gęstość: } \rho_1 = \rho_0 \left(\frac{a_1}{a_0}\right)^{\frac{2}{k-1}} = 0,125 \left(\frac{0,9794}{1}\right)^5 = 1,10 \frac{\text{kg sek}^2}{\text{m}^4}$$

$$\text{Powierzchnia przekroju: } A_1 = \frac{\pi D_1^2}{4} = \pi \cdot \frac{0,01}{4} = 0,00785 \text{ m}^2$$

$$\text{Wydatek masowy: } G_m = \rho u A = 1,1 \cdot 150 \cdot 0,00785 = 1,294$$

$$\text{Moc pompy: } N_p = \frac{G_m \cdot \Delta B^*}{75 \cdot \eta} = \frac{1,294 \cdot 6250}{75 \cdot \eta} = \frac{107,9}{\eta} \text{ KM}$$

Aby układ mógł pracować tak jak założyliśmy, przy pominięciu strat tarcia, pompa powinna mieć moc: $N_p = \frac{107,9}{\eta} \text{ KM}$

przy wydatku masowym: $G_m = 1,294 \text{ kg sek}^2/\text{m}$.

Przykład 3. Przejście fali słabej (izentropowej) przez miejsce łagodnej zmiany przekroju przewodu.

Po dojściu fali padającej z miejsca zmiany przekroju wychodzi fala przechodząca i fala odbita (rys. 3).

Założmy, że przed dojściem fali do miejsca zmiany przekroju panują warunki przepływu: $\bar{u}_1 = 0,656$; $\bar{a}_1 = 1,2304$. Niech za nadchodzącą falą prędkość przepływu będzie równa $\bar{u}_3 = 0,92$ znajdujemy parametry za falą, przechodzącą przez punkt 3.

Niech nadchodząca fala napotka wzmianę przekroju punkt 4. Niech nadchodząca fala napotka wzmianę przekroju punkt 4. $\bar{u}_1 = 1,2304$, $\bar{u}_1 = 0,656$ wykresu W3 z linią pionową u_2 rys

w stosunku $\frac{A_2}{A_1} = 0,8$.

Przed nadejściem fali przepływu był ustalony. Parametry za zmianą przekroju znajdziemy idąc od punktu 1 po linii $B^* = \text{const}$, aż do przecięcia z linią: $A_3^* = A_1^* + \Delta A^* = 0,61 + 0,2 = 0,81$.

Parametry gazu za falą odbitą muszą leżeć gdzieś na linii $r = \text{const}$, przechodzącej przez punkt 2. Parametry zaś gazu za falą przechodzącą muszą leżeć na linii $s = \text{const}$, przechodzącej przez punkt 3. Wyszukujemy taką parę punktów 4 i 5 leżących na jednej krzywej $B^* = \text{const}$ (spełniających powyższe warunki), między którymi $A_5^* - A_4^* = \Delta \ln A = 0,2$. Punkty te znajdujemy przesuwając ekiemkę równolegle do stycznej do krzywych rodziny $B^* = \text{const}$ w przewidywanym miejscu rozwiązania. Znajdujemy: $\bar{a}_4 = 1,121$; $\bar{u}_4 = 0,398$; $\bar{a}_5 = 1,1128$; $\bar{u}_5 = 0,507$.

Przykład 4. Zrobimy to samo zadanie co poprzednio z tą różnicą, że zmiana przekroju nie będzie łagodna, lecz skołkowa. Parametry gazu w obszarze 1 i 2 (rys. 3) będą takie same jak poprzednio. Parametry w obszarze 3 będą inne, gdyż między obszarami 1 i 3 wystąpi zmiana entropii.

Małac liczbę Macha przed zmianą przekroju $M = \frac{u}{a} = \frac{0,656}{1,2304} = 0,534$ znajdziemy z wykresu W4 współczynnik

prędkości $\lambda = \frac{u}{a_*} = 0,570$. Z wykresu W11 znajdziemy zmianę entropii przy przejściu gazu przez zmianę przekroju na krzywej $\lambda > 0,3$ dla $\Delta \ln A = 0,2$.

Odczytujemy: $\frac{\Delta S}{c_p - c_v} = 0,037$.

Aby odnaleźć punkt 3 na wykresie W3 musimy iść do linii $B^* = \text{const}$, przechodzącej przez punkt 1, aż ta linia przetnie się z linią:

$$A_2^* = A_1^* - \Delta \ln A + \frac{\Delta S}{c_p - c_v} = 0,61 + 0,2 + 0,037 = 0,843$$

Odczytujemy: $\bar{a}_3 = 1,1746$; $\bar{u}_3 = 1,047$.

Punkt 5 musi leżeć na prostej $s = \text{const}$, przechodzącej przez punkt 3. Wyszukujemy taką parę punktów 4 i 5 leżących na jednej krzywej $B^* = \text{const}$, między którymi:

$$A_5^* - A_4^* = -\Delta \ln A + \frac{S}{c_p - c_v} = 0,237$$

Znajdujemy: $\bar{u}_4 = 0,460$; $\bar{a}_1 = 1,1085$; $\bar{u}_5 = 0,630$; $\bar{a}_5 = 1,0918$. Małac parametry gazu w obszarze 4 możemy teraz określić zmianę entropii między obszarami 4 i 5' (według wykresu W11), czyli w miejscu zmiany przekroju. Pomiedzy obszarami 5' i 5'' będzie linia płynnej nieciągłości parametrów gazu, odpowiadająca:

$$\frac{S_5'' - S_5'}{c_p - c_v} = \frac{S_3 - S_1}{c_p - c_v} - \frac{S_5' - S_4}{c_p - c_v}$$

W naszym przypadku ta zmiana entropii wychodzi równa zeru.

LUDZIE ZDARZENIA

Inż. WILHELM GIBAŁKA

Polacy w przemyśle lotniczym Rumunii (1939-1940)

Inż. Wilhelm Gibałka, autor pracy p.t. „Polskie myśliwce PZL-24 produkowane w Turcji”, zamieszczonej w zeszycie nr 2 z 1939 r. „Techniki Lotniczej” w dziale „Ludzie i zdarzenia”, po wrześniu 1939 r. znalazł się w Rumunii wraz z grupą pracowników technicznych, pochodzących z różnych rozbitych polskich lotniczych instytucji i zakładów wytwórczych. Poniżej zamieszczamy Jego wspomnienia z okresu lat 1939—1940 z pracy w Zakładach Regia Autonoma Industria Aeronautica Romana w Braszov.

W umowie licencyjnej między Państwowymi Zakładami Lotniczymi (PZL) w Warszawie a Rumuńskimi Zakładami Regia Autonoma Industria Aeronautica Romana (IAR) w Braszov był przewidziany wyjazd do Rumunii instruktorów z PZL do uruchomienia produkcji samolotów myśliwskich PZL P 11. Rumuni woleli raczej wysłać swoich kilkunastu ludzi (w tym było kilku warsztatowców) do Warszawy na praktykę z inż. Timoszencu na czele. Odbywało to się w latach 1934—1935. Praktyka trwała około pół roku, przy czym część tych praktykantów odesłano do Rumunii jeszcze przed upływem tego okresu. Całością praktyki kierowali i organizowali rumuńscy inżynierowie. Jak się później okazało rumuńscy praktykanci w PZL w Warszawie nie wykorzystali należycie swej praktyki i nie zapoznali się dobrze nawet z podstawowymi czynnościami. Nic też dziwnego, że praca na budowie licencyjnego polskiego myśliwca szła bardzo powoli.

Od czasu pierwszego zakupu przez Rumunów licencji na budowę pościgowców PZL 11b, tj. od 1935 roku do końca roku 1939, zakłady IAR wybudowały ogółem około 120 samolotów PZL-11c i PZL-24e. Przeciętnie licząc wielkość rocznej produkcji wynosiła około 40 samolotów. Było to zbyt mało, ażeby personel warsztatowy mógł się dobrze wyćwiczyć w tego rodzaju pracy, toteż zdolność wytwórcza zakładów w momencie wybuchu II wojny światowej była bardzo skromna. Robotnicy zakładów IAR składali się z następujących narodowości: Rumunów około 60%, Węgrów około 30%, Rosjan — 8%, Niemców — 2%. Co do jakości fachowej na pierwszym miejscu byli Węgrzy, na ostatnim zaś miejscu Rumuni. Stanowiska mistrzów i brygadzystów były zajęte w większości przez Węgrów. Inżynierowie i technicy w biurach i warsztatach byli w 50% — Rumuni, 40% — Rosjanie, 10% — Niemcy. Z miejscowych siedmiogrodzkich Sasów i Szwabów. Między nimi nie było zupełnie Węgrów. Ogólnie można powiedzieć, że czołowymi pracownikami byli Węgrzy i Rosjanie, element zaś średni i niższy składał się z Rumunów.

W końcu września 1939 r. duża liczba pracowników polski wyjazd do Anglii. Ale nie wszystkim to się udało. Ogólnie biorąc policyjne władze rumuńskie nie dawały zezwolenia na wyjazd z Rumunii uchodźcom mężczyznom w wieku wojskowym, ale naszym spryciarzom udawało się jakoś ten zakaz obchodzić. Po opanowaniu tej trudności narastały nowe trudności — Ambasadę wydając wiza na wyjazd do Anglii i przejazd przez Jugosławię, Włochy i Francję dawały te zezwolenia tylko osobom pracującym w lotnictwie na stanowiskach samodzielnych. Wiele osób nie mogło też z tego powodu uzyskać zezwolenia na wyjazd do Anglii i czekało beznadziejnie na okazję wydostania się z Rumunii. Około mnie zebrało się dwudziestu paru ludzi, przeważnie mechaników lotniczych z różnych wojskowych oddziałów lotniczych i pomocniczych przemysłu lotniczego, przy czym mechanicy wojskowi przebrali się w cywilne ubrania. Wszyscy oni nie mogli dostać wizy angielskiej i mieli jedyną możliwość powrotu do kraju, toteż bardzo mnie prosili o wyszukanie im pracy na tamtejszym terenie.

Wybrałem się do zakładów IAR w Braszov. Dyrektor naczelny Grossu Visiru i szef oddziału montażowego inż. Timoszencu przyjęli mnie serdecznie i zgodzili się zatrudnić kandydatów, przy czym prosili mnie, abym ja wyznaczył polskim pracownikom stawki zarobkowe bez udziału rumuńskiej administracji. Z takiego załatwienia sprawy byłem niezmiernie zadowolony. Wtedy zapytano mnie, co ja myślę zrobić z sobą. Ponieważ miałem już wizę angielską w kieszeni odpowiedziałem, że jadą zaraz z moją żoną i córką do Anglii.

Wtedy zaczęto mnie namawiać ażeby pozostał w Braszov, że to jest ładna miejscowość (rumuńskie Zakopane). Nie mogłem się jednak zgodzić co do wynagrodzenia i wyjechałem do Bukaresztu.

W przedzień mojego wyjazdu do Anglii przybył do mnie do Bukaresztu inż. Timoszencu z listem angażującym mnie do IAR na warunkach płacy odpowiadających tym, jakie mieli w zakładzie IAR rumuńscy starsi kierownicy wydziałów. W ten sposób zostałem w Rumunii. Razem ze mną zostali zaangażowani z PZL, Wytwórni Płatowców w Warszawie starszy mistrz Władysław Turowski oraz technicy warsztatowi Artur Szpakowski i Polikarp Wróblewski.

W październiku i grudniu roku 1939 zakłady IAR przyjęły do pracy ogółem 26 Polaków, pracowników z polskiego przemysłu lotniczego. W tej liczbie było 11 inżynierów i techników oraz 15 mistrzów i rzemieślników. Stosunek do Polaków dyrekcji i administracji zakładów IAR, jak również i robotników był bardzo życzliwy. Zarobki wyznaczano w granicach przyjętych w zakładach, były one stosunkowo dobre.

Wraz z mistrzem Turowskim i technikiem Szpakowskim utworzyłem na życzenie dyrekcji zakładów IAR grupę instruktorską. Dyrekcja IAR знаła wyniki mojej pracy instruktorskiej w Turcji.

Otrzymałem zadanie zorganizowania i uruchomienia produkcji pościgowców metalowych rumuńskiej konstrukcji IAR-80; był to dalszy rozwój konstrukcji PZL-24e. W końcu roku 1939 w IAR nie budowano już więcej polskich pościgowców metalowych PZL-11c i PZL-24. Z samolotu PZL-24e był zachowany kadłub z kompletnym wewnętrznym urządzeniem, nowe były: przód kadłuba, dolne skrzydło z chowanym podwoziem i usterzenie. Gdy polska grupa fachowców rozpoczęła swe prace, tj. dnia 3 listopada 1939 roku, przez Rumunów był wykonany prototyp IAR-80. Z dalszej roboty dla serii były rozpoczęte zaledwie dźwigary pierwszych 3 samolotów, przy czym pracowało zaledwie około 20 robotników i mistrz — Węgier. Dyrekcja zakładów IAR postanowiła, ażeby w roku 1940 wybudować 100 samolotów IAR-80, w roku 1941 zaś — 250 tych samolotów.

Zadanie postawione grupie polskiej ze względu na jej małą wielkość oraz na słabe przygotowanie personelu rumuńskiego do tego rodzaju pracy, było bardzo trudne, ale pomimo tak ciężkich warunków wzięto się z zapałem do pracy. Dyrekcja postawiła dodatkowe żądanie, ażeby wypuszczanie gotowych samolotów odbyło się jak najprędzej, nawet w małych seriach po 6—8 samolotów miesięcznie.

Na samym początku pracy okazało się, że nie były wykonane najważniejsze prace przygotowawcze. Nie wykonano na przykład spisów części samolotu obrabianych mechanicznie, b. ważne z powodu wykonywania tych części w niezależnym oddziale mechanicznym. Nie było również spisów części wykonywanych przez ślusarzy, blacharzy, spawaczy itp. Nie istniał również plan, w jakich terminach, jakie grupy samolotu dostarczą biuro konstrukcyjne, jakie grupy i w jakich terminach opracuje biuro przyrządowe oraz jakie instrukcje robocze i kiedy wykona biuro przygotowawcze. Jedynie tylko było wiadome, że materiałów do budowy jest na 100 samolotów, a niektórych — na przykład taśmy duralowej na dźwigary skrzydeł — jest tylko na 50 samolotów. Zakłady IAR w tym czasie zatrudniały około 1200 pracowników. Jako kierownik grupy PZL otrzymałem polecenie od dyrekcji dokładnego zbadania stanu przygotowania budowy serii IAR-80. Stan ten — jak już wyżej wspominałem — był bardzo zły, toteż dyrekcja przyjęła chętnie postawiony przeze mnie wniosek utworzenia odrębnego oddziału budowy pościgowców meta-

lowych wraz z niezbędnymi biurami; projektowania trudniejszych przyrządów, planowania pracy i rozdzielni pracy. Tylko po takiej reorganizacji można było przewidywać, że rozwój produkcji pójdzie według ustalonych przez dyrekcję terminów. Na czele tego nowego oddziału zostałem postawiony jako kierownik. Poza tą reorganizacją ogólną należało wykonać jeszcze cały szereg prac organizacyjnych i pokonać wiele rozmaitych zagadnień wewnątrzno-warsztatowych, jak na przykład nauczenie mistrzów i instruktorów obróbki cieplnej duralu (czego dotychczas dokładnie nie znali), stosowania narzędzi pneumatycznych, co również do tego czasu nie było znane zupełnie, utworzenie odpowiedniej liczby mistrzów i brygadzystów, przyuczenie około 600 robotników, przy czym starych dobrych robotników było zaledwie około 60.

W czerwcu roku 1940 produkcja wynosiła już 12 samolotów IAR-80 miesięcznie.

Takie wielkie przyspieszenie pracy Polacy osiągnęli dzięki zaprowadzeniu przez nich nowoczesnych rozwiązań przyrządowych, ułatwiających w znakomity sposób wykonanie samej pracy tak, że można było zatrudnić względnie surowych robotników.

Należało sprawdzić stan przyrządów zaprojektowanych, będących w robocie i gotowych. Około 20% przyrządów należało poprawić, ale najtrudniejsze przyrządy nie były nawet zaprojektowane, np. przyrząd do montażu szkieletu skrzydła. Pomimo zakończonej budowy prototypu, z pierwszym samolotem seryjnym Rumuni mieli dużo trudności z wykonaniem dźwigarów skrzydłowych, które były dwa razy dłuższe od dźwigarów naszych myśliwców PZL-11c, przy czym dźwigary prawy i lewy stanowiły jedną sztukę. Odchylenia od rysunku u końca dźwigara stanowiły 150 mm. Trudność tę opanował mistrz Turowski, który ustalił metodę nitowania dźwigarów.

Na początku pracy Polaków w IAR dyrekcja zakładów chciała ustalić, jaki należy stosować typ przyrządu do montażu szkieletu skrzydła, czy poziomy — typu starego stosowanego pierwotnie w PZL, czy pionowy nowoczesny typu amerykańskiego. Przeciwno pionowemu wypowiadał się prawie cały personel techniczny. Za projektem grupa polska i dyrekcja IAR. Zwyciężyła grupa polska.

Wykonanie rysunków warsztatowych powierzono technikowi Szpakowskiemu, wykonanie przyrządów na warszta-

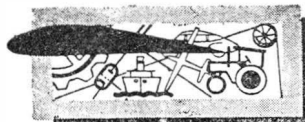
cie — mistrzowi Turowskiemu. Przyrząd ten, o wymiarach 11 m X 6,4 m, stanowił sztywną konstrukcję z rur żelaznych \varnothing 200 mm stojącą swobodnie na podłodze; przyrząd ważył około 8 ton. Przy budowie skrzydła na tym przyrządzie nie potrzeba było posługiwać się żadnymi przyrządami mierniczymi tak, że każdy pomocnik ślusarski mógł na nim pracować zupełnie samodzielnie, przy czym robotę można było wykonywać dużo szybciej i dokładniej niż przy dawnych starych sposobach. Takie przyrządy były zastosowane w Państwowych Zakładach Lotniczych na Okęciu — Paluch pod Warszawą dopiero w latach 1938—1939 przy budowie bombowców typu Sum i pościgowców typu Jastrząb. Gdy się zaczęła wojna — seryjna budowa tych samolotów była dopiero w rozpoczęciu. Ten nowy przyrząd był wielką sensacją techniczną w Rumunii, toteż dyrekcja zakładów IAR z dumą pokazywała ją zwiedzającym fabrykę wysoko postawionym osobom.

Zaprojektowałem również specjalny przyrząd do wyginania szerokich taśm duralowych do dźwigarów skrzydłowych w płaszczyźnie taśmy. Dało to oszczędność w materiale 4%, gdyż taśmy wycinano proste, a potem je wyginano; pierwotnie zaś taśmy wycinano od razu jako krzywe. W podobny sposób nie wyginano taśm jeszcze w Polsce, w Państwowych Zakładach Lotniczych.

Poza tym wprowadzono w zakładach IAR sposób nitowania jednostronnego bez przyporu nitowniczego oraz opracowano fabrykację specjalistów nitów i narzędzi do tego sposobu. Ten system nitowania był stosowany już w PZL według mego pomysłu i projektu.

Na wiosnę 1940 roku Władysław Turowski i Artur Szpakowski opuścili IAR oraz Rumunię i wrócili do kraju.

Sytuacja polityczna w Rumunii zaczęła się psuć. Niemcy bez wojny zaczęli opanowywać Rumunię. Zakłady IAR wymówiły pracę wszystkim Polakom, stało się to pod naciskiem Niemców; obóz nie był wykluczony, należało więc opuścić Rumunię. W tym czasie nadeszła przez Turecką Ambasadę w Bukareszcie wiadomość o angażowaniu przez Turecką Ligę Obrony Powietrznej grupy polskich specjalistów lotniczych. W październiku 1940 roku wyjechałem z Rumunii wraz z inż. Janem Tuszyńskim, mgr Jerzym Osińskim i Polikarpem Wróblewskim, udając się do Turcji.



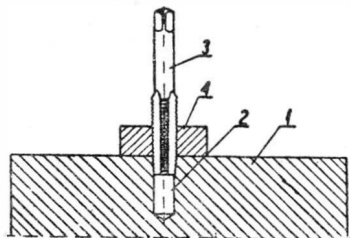
PRZEGLĄDAMY USPRAWNIENIA

Narząd pomocniczy do ręcznego nacinania gwintów

(Kl. 49 e; nr 0-3096; Z. nr 39) Kurt Kreissig (NRD)

Ręczne nacinanie gwintów jest wykonywane przeważnie przez pracowników przyuczonych. Gwinty wychodzą wobec tego często krzywe, śruby wyginają się przy wkręcaniu i wskutek tego podlegają dodatkowym obciążeniom.

Według usprawnienia można tego uniknąć stosując pomocniczy narząd w sposób uwidoczniiony na rysunku. W półfabrykacie 1 wywierca się otwór 2 pod nacinany gwint, a gwintownik 3 wkręca się na jeden obrót (gwintownik nr 1). Następnie nagwintowany i zahartowany pierścień prowadniczy 4 nakręca się na gwintownik tak, by przylegał ściśle do powierzchni nacinanego przedmiotu 1.



Przy dalszym nacinaniu gwintu pierścień 4 dociska się sam do powierzchni i zabezpiecza przez to dokładnie osiowe nacinanie gwintu.

W ten sam sposób gwintuje się gwintownikiem nr 2 i nr 3. Jako pierścień prowadniczy można wykorzystać stary sprawdzian gwintowy.

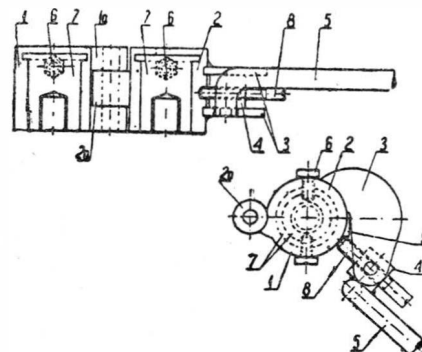
Przy opisanym nacinaniu gwintu wszelkie poprawki nacinanego gwintu stały się zbędne.

Uchwyty do wkręcania śrub dwustronnych

(Kl. 87 a; nr OU-1111; Z. nr 39) Heinz Baumgart (NRD)

W celu wkręcania śrub dwustronnych w głowice cylindrowe posługiwano się dotychczas przyrządem, wymagającym pełnego wkręcenia w niego śruby (do oporu) i następnego odkręcenia przyrządu.

Przy zastosowaniu uchwytu według udoskonalenia unika się wkręcania i odkręcania, ponieważ uchwyt jest dwudzielny, łączony na zawiasach. Na rysunku uwidoczniiono uchwyt w położeniu otwartym oraz zamkniętym. Uchwyt składa się z połówki 1 z uszkami 1a zawiasu oraz połówki 2 z uszkiem



2a zawiasu. Do połówki 2 są przypawane dwa uszka 3, między którymi znajduje się nakrętka 4 z przypawaną rączką 5.

Do powierzchni półcylindrycznej każdej z połówek uchwytu zamocowuje się śrubami 6 odpowiednio nagwintowane

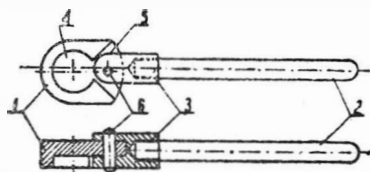
wymienne wkładki 7, co umożliwia wykorzystywanie jednego uchwytu do śrub dwustronnych o kilku zbliżonych średnicach.

W celu wkręcenia śruby dwustronnej do głowicy wkłada się ją do połówki otwartego uchwytu, zamyka uchwyt zabezpieczając go wkrętem 8, wkręcanym w nakrętkę 4. Końcówka wkrętu 8 opiera się wtedy częściowo o płaszczyznę połówki 1 i częściowo o występ 9, w który jest zaopatrzona ta połówka. Po wkręceniu śruby dwustronnej wystarczy, po lekkim zluźnieniu wkrętu 8, otworzyć uchwyt by był gotowy do włożenia następnej śruby dwustronnej.

Klucz do przykręcania okrągłych nakrętek

(Kl. 87 a; nr OU-1112; Z. nr 39) Rolf Heinze (NRD)

Do przykręcania okrągłych nakrętek moletowanych używa się przeważnie kleszczy, co często powoduje uszkodzenie nakrętek, a nawet ich całkowite zniszczenie, o ile są wykonane z tworzyw sztucznych. W produkcji masowej, gdzie czynności montażowe wykonują przeważnie kobiety, ciągła manipulacja kleszczami jest bardzo męcząca.



W celu polepszenia warunków i wydajności tej pracy wykonano według udoskonalenia prosty przyrząd, uwidoczony na rysunku. Przyrząd składa się z łba 1 i rękojeści 2, wkręconej do końcówki 3. W łbie 2 wykonano okrągłe wycięcie 4, odpowiadające średnicy i wysokością rozmiarom przykręcanych nakrętek, a rozszerzone na jednym końcu do kształtu segmentu 5, w którym mieści się końcówka 3, zamocowana za pomocą sworzni 6 nieco mimośrodowo względem łba 1.

Nasadzając klucz na okrągłą nakrętkę można łatwo wahadłowym ruchem rękojeści 2 zacisnąć nakrętkę w kluczu, powodując dostateczne do przykręcania nakrętki tarcie między końcówką 3 a nakrętką.

Klucz ten, stosunkowo łatwy do wykonania, okazał się w eksploatacji bardzo praktyczny.

Sposób miękkiego lutowania przewodów aluminiowych

(Kl. 21 c; nr OU-1119; Z. nr 40) mgr Rudolf Cieniela i Emil Prymus

Udoskonalenie dotyczy sposobu lutowania lutem miękkim aluminiowych drutów, linek lub blachy — między sobą lub z innymi elementami, jak końcówkami kablowymi, zaciskami itp. Przebieg lutowania według udoskonalenia jest podany poniżej.

Końce pojedynczych drutów aluminiowych lub linek, które mają być lutowane za pomocą lutu miękkiego, oczyszcza się wstępnie przez zanurzenie w 10—20% gorącym roztworze sody kaustycznej (NaOH) na przeciąg 3—5 sekund. Następnie płucze się je w wodzie, a potem w denaturacie, w celu usunięcia z ich powierzchni wody. Tak przygotowane przewody zanurza się w płynnej papce chlorowodoru trójetyloaminy (C₂H₅)₃N·HCl, a następnie w roztopionym stopie Sn-Pb-Zn. Przewodniki wprowadza się do roztopionego stopu wolno i najlepiej pod kątem prostym do lustra kąpieli, na czas około 5 sekund. Otrzymuje się w ten sposób dobrze pobielenne końce przewodów aluminiowych, które można lutować za pomocą cyny znanymi sposobami, np. przy użyciu kalafonii rozpuszczonej w alkoholu.

Papkę chlorowodoru trójetyloaminy sporządza się w poniżej podany sposób. Krystaliczny chlorowodorek trójetyloaminy uciera się dokładnie na proszek i następnie dolewa się alkoholu aż do uzyskania konsystencji płynnej papki.

W skład stopu do pobielenia wchodzi następujące składniki: Pb — 30÷35%, Zn — 15÷20% i reszta Sn. Temperatura stopu podczas pobielenia powinna wynosić co najmniej 350°C.

Sposób łączenia metali za pomocą klejów z żywicy sztucznych

(Kl. 22 i; nr 0-3098; Z. nr 40) Heinz Kretzschmar (NRD)

Klejenie części żeliwnych, stalowych lub z metali lekkich stosuje się coraz częściej, ponieważ takie łączenie nie ustępuje, a niekiedy nawet przewyższa pod względem wytrzymałości łączenie przez nitowanie lub spawanie punktowe.

W myśl usprawnienia sposób klejenia metali powinien być jednak szerzej stosowany w przemyśle budowy maszyn, gdzie jest dotychczas mało używany, tym bardziej, że klejenie wymaga warstwy kleju o grubości maksimum 0,15 mm i stosunkowo słabszkiem powierzchni klejonych.

Łączenie metali przez klejenie wykazuje następujące zalety, mianowicie mogą być stosowane większe tolerancje, a tym samym zgrucone orobki powierzchniowe, co pozwala na wyeliminowanie orobki wykonującej, szlifowania itp.; często wystarczy tolerancja materiałów ciągnionych, co daje duże oszczędności na orobce skrawaniem; obniżone wymagania odnośnie tolerancji orobki zezwalają na zastosowanie mniej dokładnych obrabiarek oraz mniej kwalifikowanych pracowników, co daje duże oszczędności i oszczędza liczących pracowników.

Można łączyć przez klejenie różne części metalowe podlegające obciążeniu statycznemu, np. tulejki łożyskowe, dotychczas zaprasowywane i zaoznaczane wkrętami. Tulejka nie wymaga w tym przypadku zewnętrznego szlifowania, więc może być wykonana z mniejszą tolerancją, tak samo jak otwór do osadzenia tulejki. Odpada potrzeba zaoznaczania końcówki, bęgonów itp. dotychczas stosowane w postaci nitów lub sworzni gwintowanych mogą być wklejane i nie wymagają zabezpieczenia. Nie wymagają również zabezpieczenia pierścieni i inne części okrągłe, np. łożyska przedmiotów cylindrycznych, części z tworzyw sztucznych, jak przyciski na dźwigniach itp. Odpada konieczność zakotkowania lub przysrobowywania tulejek smarowniczych, okładzin hamulcowych i różnych tarcz. Odporność na korozję gwoździ, wkrętów do drewna można znacznie polepszyć przez pokrycie ich klejem syntetycznym, przyczepność w tym przypadku powinna być większa o 50%.

Części podlegające obciążeniu siłami dynamicznymi można łączyć przez klejenie jednak tylko po przeprowadzeniu odpowiednich prób, gdyż należy przyjąć, że wytrzymałość warstwy klejącej wynosi w tym przypadku tylko 35% wytrzymałości przy obciążeniu statycznym.

Ulepszone spoiwo do mas rdzeniowych

(Kl. 31 c; nr OU-1122; Z. nr 40) inż. Stefan Kowal i Zenon Nowakowski

Masy rdzeniowe na spoiwie dotychczas stosowanym wykazywały nienależyte właściwości fizyczne. Spoiwo posiadało gęstą, kaszowatą konsystencję z dużym osadem, więc posługiwanie się nim było uciążliwe, a zużycie duże.

W myśl udoskonalenia opracowywano nowe spoiwo o następującym składzie:

Olej lniany surowy	40%
Kalafonia	25%
Żywica sztuczna „Baltol”	13%
Benzyna lakowa	20%
Sykatywa	2%

Spoiwo przygotowuje się w kotłach ogrzewanych elektrycznie lub też opalanych koksem albo gazem.

Do kotła nalewa się jedną czwartą porcji oleju lnianego i dodaje całą porcję żywicy i kalafonii. Kocioł podgrzewa się do temperatury 140—170°C, aż do całkowitego rozpuszczenia się kalafonii i żywicy; potem ogrzewanie wylacza się i nalewa do kotła pozostałą część porcji oleju lnianego, mieszając zawartość. Następnie temperaturę obniża się do około 100°C i wlewa benzynę lakową oraz sykatywę. Po wymieszaniu zawartość kotła można rozlewać do beczek.

Nowe spoiwo posiada klarowny wygląd i prawie nie wykazuje osadu. Do przygotowania go stosuje się mniej oleju lnianego, ponieważ stosuje się olej surowy zamiast odbiałzonego.

Masa rdzeniową przygotowuje się na nowym spoiwie w taki sam sposób, jak przy użyciu znanych spoiw, tylko ilość dodawanego spoiwa jest mniejsza i wynosi 0,8%. Również zmniejsza się ilość dodawanej do mas dekstryny. Suszenie rdzeni dokonuje się normalnie. Masy rdzeniowe na tym nowym spoiwie mogą być używane do rdzeni do odlewów aluminiowych, jak też i żeliwnych. Wykazują one równomierne i dobre właściwości fizyko-mechaniczne. Ich wytrzymałość na rozerwanie wynosi 14—17 kG/cm² przy 2% spoiwa i 9—11 kG/cm² przy 1,5% spoiwa, podczas gdy wytrzymałość na rozerwanie mas przygotowanych na dotychczasowym spoiwie wynosiła 7—9 kG/cm² przy 2% spoiwa i 5—6 kG/cm² przy 1,5% spoiwa.

S. M.

Przyrząd do elektrycznego lutowania końcówek przewodów elektrycznych

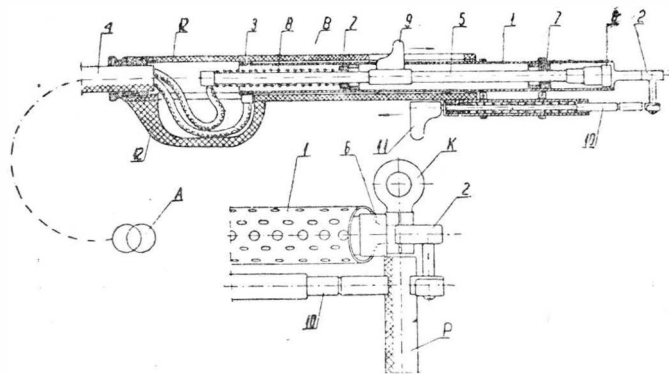
(Kl. 21 h; Nr OU-1141; Z. Nr 41) Rudolf Kuczera, Alojzy Płócieniok, Bernard Fleiszer

Przyrząd do elektrycznego lutowania cyną końcówek przewodów elektrycznych według udoskonalenia zastępuje stosowane dotychczas lampy benzynowe lub elektryczne lutownice oporowe. Przyrząd został zastosowany do lutowania końcówek przewodów miedzianych instalacji elektrycznej suwnic i innych urządzeń, przez co wyeliminowano całkowicie wypadki poparzenia oraz zanieczyszczenia powietrza spalinami, a jednocześnie skrócono czas lutowania końcówek z trzech minut do około jednej minuty.

Przyrząd składa się z dwóch zasadniczych części, z przewoźnego transformatora A oraz właściwej lutownicy elektrycznej B.

Pierwotne uzwojenie transformatora jest połączone w szeregu z dławikiem o zaczepekach włączanych za pomocą przełącznika, w pięciu stopniach. Całość zabezpieczona jest wyłącznikiem samoczynnym.

Końce uzwojenia wtórnego transformatora wyprowadzone są do listwy zaciskowej, do której można dołączyć trzy lutownice elektryczne za pomocą przewodu oponowego (OW).



Lutownica elektryczna jest wykonana tak, aby pracownik mógł ją obsługiwać jedną ręką. Jedną jej elektrodę stanowi rura miedziana 1, do której przypawany jest zaczepek 2, dostosowany do wielkości promienia nasadki lutowanej końcówki K przewodu. Do drugiego końca rury 1 przymocowany jest pierścień 3, do którego dołączona jest jedna z żył przewodu oponowego 4, doprowadzającego prąd o obniżonym napięciu (np. 6 V) z transformatora A. W celu lepszego odprowadzenia ciepła, rura 1 na jej części nie osłoniętej zaopairzona jest w otwory.

Wewnątrz rury 1 osadzona jest przesuwnie miedziana iglica 5, zakończona uchwytem, w którym znajduje się elektroda węglowa 6, do drugiego zaś końca iglicy przymocowana jest druga żyła przewodu 4. Iglica jest ułożyskowana w dwóch pierścieniach izolacyjnych 7, które oddzielają ją elektrycznie od rury 1. Sprężyna śrubowa 8, osadzona na iglicy, powoduje jej ruch powrotny (przerwywając tym obwód elektryczny).

Na środkowej części iglicy umocowany jest uchwyt 9 z materiału izolacyjnego, który służy do przesuwania iglicy w celu zamknięcia obwodu prądu elektrycznego, rozgrzewającego lutowaną końcówkę przewodową.

Do przedniej części rury 1 przymocowany jest sprężynujący przycisk 10, który po odciągnięciu go za pomocą uchwyty 11 i założeniu żyły przewodu P wraz z lutowaną końcówką K przytrzymuje przewód, uwalniając od tej czynności jedną ręką pracownika.

Części metalowe lutownicy osłonięte są osłoną 12, wykonaną z materiału izolacyjnego i uformowaną w kształcie rękojści pistoletu.

Przyrząd do wykonywania rowków

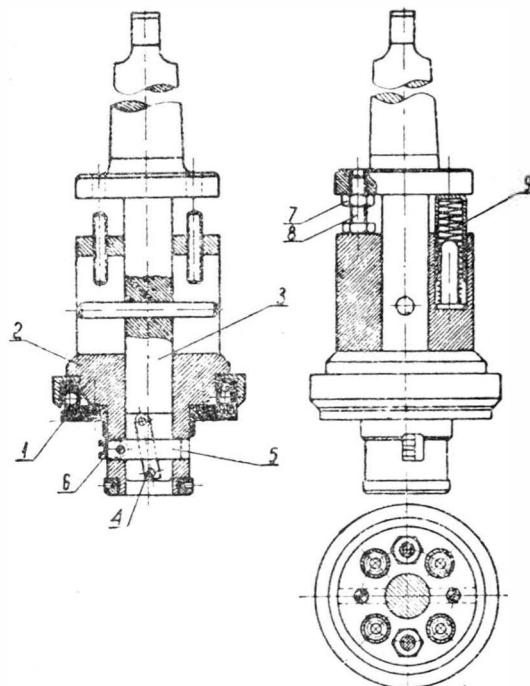
(Kl. 49 a; Nr OU-1152; Z. Nr 41) Herbert Sławisch (NRD)

Dotychczasowy sposób wykonywania rowków w przedmiotach obrabianych wymagał każdorazowego wyłączania urządzenia w celu ponownego nastawienia noża do wykonywania rowków oraz wyjęcia go z rowka.

W myśl udoskonalenia zastosowano przyrząd, który umożliwia wykonywanie rowków i wyjęcie z powrotem noża bez

konieczności wyłączania przyrządu. Zamocowuje się go stożkowym chwytem w gnieździe wrzeciona wiertarki i wprowadza do otworu w podstawie pierścienia oporowego 1. Pierścień oporowy 1 jest wymienny, zależnie od głębokości wykonywania rowków.

W podstawie pierścienia oporowego 1 osadzona jest tulejka kierownicza 2, a trzpień prowadzący 3 wprowadzany jest w ruch w dół przez posuw wrzeciona wiertarki. Ruch ten po-



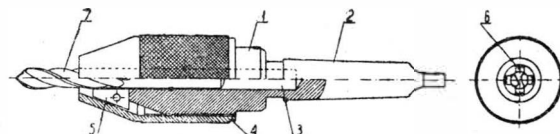
woduje wypychanie na zewnątrz uchwyty 5 z nożem 6, za pomocą ukośnie umieszczonego klina 4. W ten sposób wysuwający się nóż wykonuje rowek. Nastawna nakrętka 7 na śrubie 8 ogranicza średnicę wykonywanego rowka, którą przed rozpoczęciem obróbki nastawia się odpowiednio do wymaganej głębokości rowka.

Po zakończeniu obróbki trzpień prowadzący 3 zostaje odepchnięty sprężyną 9 z powrotem i w ten sposób uchwyt 5 pod działaniem klina 4 wraca w położenie wyjściowe, a cały przyrząd może być swobodnie wyciągnięty z otworu w przedmiocie obrabianym.

Uchwyt czteroszczękowy do wiertel krętych

(Kl. 49 a; Nr OU-1231; Z. Nr 44) Jan Hawel

Wiertła krete z ułamanym uchwytem dotychczas oddawano na złom, ponieważ wiertła te, mocowane w uchwytach trójszczękowych, ustawiają się pod kątem względem osi wrzeciona wiertarki i nie nadają się do użytku. W celu wykorzystania złamanych wiertel zastosowano przedstawiony na rysunku uchwyt czteroszczękowy, różniący się konstrukcyjnie od znanego uchwyty trójszczękowego.



Uchwyt czteroszczękowy według udoskonalenia składa się z trzonu 1, zaopatrzonego przy jednym końcu w sworzeń stożkowy 2, a przy drugim końcu posiada otwór osiowy 3, nagwintowanie zewnętrzne oraz nakrętkę 4, cztery szczęki 5 i cztery sprężyny 6 rozsuwające szczęki. Mocowanie lub luzowanie wiertła w uchwycie odbywa się przez obrót nakrętki 4. Uchwyt umożliwia współosiowe mocowanie nawet krótkich wiertel złamanych oraz krótkie uchwycenie wiertel nowych 7, które przy nieumiejętnym wierceniu ulegają złamaniu.

PRZEGLĄD DOKUMENTACYJNY LOTNICTWA

OPRACOWANY PRZEZ OŚRODEK DOKUMENTACJI I WYDAWNICTW INSTYTUTU LOTNICTWA

DODATEK DO DWUMIESIĘCZNIKA „TECHNIKA LOTNICZA”

ROCZNIK IX

WARSZAWA, LIPIEC – SIERPIEŃ 1959 r.

Z E S Z Y T 3

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

PRODUKCJA LOTNICZA

- 55* 629.13.012.1 ILot.
Metallic sandwich construction. Konstrukcje przekładkowe. Aeroplane, 1958, t. 94, nr 2442, A4, s. 858—860, 861—862, rys. 10.
Podano szereg danych dotyczących własności mechanicznych i cieplnych konstrukcji przekładkowych, dane dotyczące ciężaru jednostki powierzchni konstrukcji w zależności od wymiarów blachy i wymiarów komórek oraz opisano proces technologiczny wytwarzania konstrukcji w różnych jego odmianach. Na płatowcu Aero 720 zastosowano 85% materiału w postaci konstrukcji pr. ektadkowych. T. Vorbrodt
- 56* 629.13.002 ILot.
Gdfrey, W. H.: New techniques and processes. Nowe procesy technologiczne. Aeroplane, 1958, t. 94, nr 2442, A4, s. 863—865, rys. 5.
W artykule omówiono ogólnie wady i zalety nowych metod technologicznych takich jak: klejenie metali np. klejem „Redux” w konstrukcji płatowców, zgrzewanie, obciążanie, kucie z uwzględnieniem zastosowania na foremniki mas plastycznych. Obróbka konstrukcji integralnych. Frezowanie chemiczne pokryć i zastosowanie tytanu. T. Vorbrodt
- 57* 629.13.014.3:666.189.2:678.5 ILot.
Ohlemer E.: Untersuchungen über die Verwendungsmöglichkeit von Glasfaser-Kunststoff für Segelflugzeug-Tragflügel. Badania nad możliwością zastosowania laminatów z włókien szklanych do skrzydła szybowca. Luftfahrttechnik, 1958, t. 4, nr 9, s. 252—257, rys. 17.
Ze względu na około dwukrotnie większy ciężar właściwy laminatu szklanego w porównaniu ze sklejką, zastąpienie sklejkowego pokrycia skrzydła pokryciem z laminatu jest celowe jedynie w przypadku pełnego wykorzystania wysokich własności wytrzymałościowych laminatu, co może mieć miejsce tylko w skrzydle o konstrukcji skorupowej. W celu sprawdzenia przydatności laminatu szklanego do skorupowej konstrukcji skrzydła szybowca wykonano na politechnice w Darmstadzie doświadczalny fragment skrzydła o konstrukcji przekładkowej i poddano go próbom. Próba fragmentu na zginanie wykazała znacznie wyższą sprawność tego typu konstrukcji w porównaniu z drewnianą konstrukcją szybowca D-34. W oparciu o uzyskane doświadczenia przystąpiono obecnie do projektowania dwumiesięcowego szybowca o rozpiętości 20 m, którego skrzydło zostanie wykonane w podobny sposób. J. Sandauer

J. Sandauer

- 58* 621.794.4:629.13.002 ILot.
Contour-Etching. Frezowanie chemiczne. 1958, t. 20, nr 7, s. 264—269, rys. 9.
W artykule opisano i uzupełniono fotografiami (6 zdjęć) proces technologiczny frezowania chemicznego stopów lekkich stosowanych w lotnictwie. Wyszczególniono zalety procesu, z których najważniejszą jest możliwość frezowania po obróbce plastycznej, oraz podano tolerancje możliwe do otrzymania na głębokości ($\pm 0,075$ mm) i na wymiarach długościowych ($\pm 0,75$ mm). Proces frezowania chemicznego stosuje się obecnie w każdym zakładzie produkcji lotniczej w Anglii. Najtrudniejszą rzeczą w opanowaniu procesu jest dobór odpowiedniego pokrycia ochronnego. Do trawienia stosuje się 10% roztwór wodny NaOH, do którego przed rozpoczęciem trawienia dodaje się sproszkowane aluminium. Trawienie przeprowadza się przy temperaturze $80^\circ\text{C} \pm 3^\circ\text{C}$ automatycznie regulowanej. Rozwój metody frezowania chemicznego ogranicza się obecnie do budowy dużych zbiorników przeznaczonych dla dużych elementów integralnych. T. Vorbrodt
- 59* 621.923:629.13.002 ILot.
Pearson H. J.: Band-grinding. Szlifowanie taśmą. Aircr. Prod., 1958, t. 20, nr 8, s. 298—306, rys. 14.
Artykuł zawiera opis szlifierko-kopiarki taśmowej do wykonywania profilu łopatek. Podane są w nim dane charakterystyczne oraz parametry i osiągi tego sposobu obróbki. A. Gołędzinowski

HYDROAEROMECHANIKA

- 60* 621.454:533.697.4 ILot.
Rao G. V. R.: Exhaust nozzle contour for optimum thrust. Kształt dyszy wylotowej, zapewniający uzyskanie optymalnego ciągu. Jet propulsion, 1958, t. 28, nr 6, s. 377—382, rys. 6, tabl. 3, poz. bibl. 6.
W artykule podano metodę analityczną, za pomocą której można określić profil części rozbieżnej dyszy naddźwiękowej, dającej suumień o równoległych liniach prądu. Odnosne równania, służące do praktycznych obliczeń, otrzymuje się metodą warilacyjną. Znajomość warunków pracy dyszy i parametrów gazu przed dyszą, oraz przyjęcie liczby Macha i kąta nachylenia ścianki na krawędzi wylotu dyszy pozwalają wyznaczyć pola charakterystyk przepływu i kontur dyszy. W pracy nie uwzględniono lepkości gazu. A. Kowalewicz
- 61* 533.697.4:621.455 ILot.
Dillaway R. B.: A philosophy for improved rocket nozzle design. Rozważania nad ulepszeniem konstrukcji dyszy rakiety. Jet Propulsion, 1957, t. 27, nr 10, A4, s. 1088—1093, rys. 8, poz. bibl. 16.
Artykuł omawia trójwymiarową analizę kształtu naddźwiękowej dyszy raketowej. Celem pracy jest otrzymanie krótkiej symetrycznej dyszy o osiowym wylocie gazów i zapewniającej odpowiednie osiągi przy mniejszym ciężarze i zmniejszonym momencie bezwładności w stosunku do typowej dyszy stożkowej. Założenia i rozwiąza-

nia podanych równań przedyskutowano łącznie z metodą stosowania charakterystycznych metod analizy przepływu dla wyznaczenia właściwego zarysu dyszy. Podano również szereg wykresów i rysunków objaśniających podane w tekście wywody. W pracy nie wprowadzono żadnych nowych zasad. Opisana metoda nadaje się szczególnie do dysz o dużych wymiarach. J. Werpchowski.

- 62* 533.6.07 ILot.
Neuer Windkanal für Überschallflugzeug-Modelle. Nowy tunel aerodynamiczny dla modeli samolotów naddźwiękowych. Weltraumfahrt, 1958, r. 9, nr 3, s. 73—76, rys. 5.
W Stanach Zjednoczonych (Los Angeles) uruchomiono nowy typ tunelu aerodynamicznego, który umożliwia badanie modeli samolotów przy prędkościach od małych aż do naddźwiękowych ($Ma = 3$). Tunel jest typu wdmuchowego, krótko działającego, posiada specjalną uszłą stalową, elastyczną, o regulowanej wysokości strefy pomiarowej (105+180 cm). Pomiary, przeliczanie i rejestracja wyników są zautomatyzowane. A. Jakubowski

63* 533.695.6 ILot.
Hafters x.: Windkanalergebnisse zum Interferenzproblem moderner Hochleistungsflugzeuge. Badania tunelowe zagadnień interferencji w nowoczesnych samolotach. Z. Flugwissenschaften, 1958, nr 1, A4, s. 20—28, rys. 14, poz. bibl. 6.
W tunelu aerodynamicznym o średnicy 1,3 m i prędkości 40 m/sk przeprowadzono badania nad własnościami lotnymi 2 modeli samolotów przy małych liczbach Macha. Badane modele stanowiły 2 warianty jednego samolotu, wariant pierwszy przedstawiał układ delta, drugi zaś posiadał skrzydło skośne. Dla obu wariantów została przeprowadzona analiza najkorzystniejszego usytuowania skrzydła i usterzenia wysokości. Pozostałe badania przeprowadzono wyłącznie dla układu delta. Obejmowały one analizę wpływu kadłuba i skrzydła na skuteczność usterzenia kierunku, zagadnienie polepszenia własności lotnych samolotu przez zastosowanie grzebieni skrzydłowych oraz zbaczanie wpływu ziemi na współczynnik wyporu maksymalnego i stateczność podłużną. Przeprowadzono również dodatkowe badania obu modeli w tunelu przydźwiękowym. Badania te dotyczyły wędrowki punktu neutralnego w funkcji liczby Macha oraz wpływu kształtu tyłu kadłuba na skuteczność usterzenia kierunku. J. Sandauer

MECHANIKA LOTU

- 64* 533.6.015.1:629.136.3 ILot.
Andrienko G. I.: Wzlot samolota s odsklonionou strujej gazow reaktywnowo dwigatiela. Start samolotu z odchylnym strumieniem gazów wylotowych silnika odrzutowego. Izv. Wys. Uczeb. Zaw. MWO SSSR, Seria Awiac. Technika, 1958, nr 3, s. 8—15, rys. 8.
Dla samolotu wyposażonego w urządzenie do odchylenia strumienia gazów wylotowych silników odrzutowych zabudowanych na skrzydle wprowadzono zależności między długością poszczególnych faz startu a kątem odchylenia strumienia. Wyniki obliczeń przeprowadzonych dla dwusilnikowego samolotu o obciążeniu powierzchni równym 300 kg/m^2 i różnych wartościach ciągu wykazują, że istnieje optymalny kąt odchylenia strumienia odpowiadający najkrótszemu startowi. Wyniki obliczeń zostały zilustrowane przejrzystymi wykresami. J. Sandauer
- 65* 629.135.4:073:533.6.013.4 ILot.
Peress K. E.; Kaufman, L.: A simplified simulation of the helicopter in automatic stabilization analysis. Uprozczone przedstawienie śmigłowca w analizie samoczynnego ustalenia. J. Amer. Helicopter Soc., 1958, t. 3, nr 2, s. 25—32, rys. 4.
Rozpatrzenie możliwości uważania śmigłowca przy analizie zagadnienia ustalenia automatycznego za prosty układ bezwładnościowy. Wyprowadzone są proste wyrażenia na współczynniki stateczności w funkcji fizycznych i aerodynamicznych wielkości śmigłowca. R. Witkowski
- 66* 629.135.4:681.14 ILot.
Fuchs, H.: Investigations of ground resonance in helicopters with an analogue computer. Analiza rezonansu ziemnego śmigłowców za pomocą analogowej maszyny matematycznej. J. Helicopter Ass. Great Britain, 1957, t. 11, nr 5, s. 263—290, rys. 22, tab. 2, poz. bibl. 6.
Zjawiskiem ściśle związanym z przegubowym zawieszeniem łopat nośnych w głowicy wirnika śmigłowca jest tzw. rezonans ziemny. Artykuł omawia pewną metodę analityczną badania tego zjawiska przy wykorzystaniu analogowej maszyny matematycznej. Metoda oparta jest na prostej teorii rezonansu ziemnego opracowanej przez Colemana. Zgodność wyników otrzymanych na drodze ścisłych obliczeń i za pomocą maszyny jest bardzo wysoka — różnice nie przekraczają 1%. Wynikiem operacji wykonanych na maszynie jest wykres tłumienia drgań śmigłowca w funkcji prędkości obrotowej wirnika. Oprócz zarysu metody zawiera artykuł również krótkie omówienie zasad pracy maszyny analogowej i konkretnego rozwiązania dla śmigłowca Skeeter. R. Witkowski
- 67* 629.135.15.072:533.6.013.67 ILot.
Nowakowski W.: Wplyw parametrów konstrukcyjnych szybowca wyczynowego na jego własności przelotowe przy wykorzystywaniu kominów termicznych. Techn. Lotn., r. 13, nr 5, A4, s. 127—130, rys. 4.
Próba analitycznego ujęcia projektu szybowca wyczynowego, w celu uzyskania najlepszych wyników podczas przelotów przy prędkościach. Praca była przedstawiona na VII. Kongresie OSTIV, Leszno 1958 r. (a).

ZAGADNIENIA WYTRZYMAŁOŚCIOWE W KONSTRUKCJACH LOTNICZYCH

- 68* 539.41:629.13.012 ILot
Hackman E.: Loss of torsional stiffness under load. Zmniejszenie się sztywności na skręcanie pod wpływem obciążenia. Aero Space Engng., 1958, t. 17, nr 10, s. 53—57, rys. 8, tabl. 2, poz. bibl. 4.
Omówiono i podano metody uwzględniające zmniejszenie się sztywności na skręcanie i zginanie na skutek przyłożenia obciążenia do konstrukcji oraz wyobczone lokalnego poszczególnych części samolotu. Obliczanie prędkości flatteru bez uwzględnienia zmniejszenia się sztywności na skręcanie i zginanie prowadziło do znacznych błędów. Przeprowadzono doświadczenia na statecznikach poziomych istniejącego samolotu. Wyniki doświadczeń z wynikami uzyskanymi z podanych metod obliczeniowych wykazują dobrą zgodność i błąd jest w granicach stosowanych obliczeń inżynierskich. Z. Łapiński
- 69* 539.433:629.13.012.24 ILot
Stankiewicz E.: Wpływ małych zmian konstrukcyjnych na częstość drgań własnych. Techn. Lotn., 1958, r. 13, nr 1, A4, s. 2—6, rys. 3, poz. bibl. 2.
Metoda za pomocą której najłatwiej można obliczyć zmianę częstości drgań własnych belki prostej, spowodowaną niezbyt dużymi zmianami sztywności i masy bieżącej. Metoda ta zwana „rachunkiem zaburzeń” pozwala uniknąć ponownego rozwiązywania równania różniczkowego, o nieco zmienionych („zaburzonych”) współczynnikach, gdyż wykorzystuje już istniejące rozwiązanie równania o współczynnikach pierwotnych — „niezaburzonych”. W szczególności, jeśli sztywność i masa bieżąca belki mają przebieg zmienny, lecz ta zmienność jest dość ograniczona, użyć można rachunku zaburzeń wprost do bezpośredniego obliczenia częstości własnych takiej belki, gdyż dla belki o stałej sztywności i stałej masie bieżącej rozwiązanie jest znane (a).
70* 533.662.6:533.6.013.42 ILot
Loewy R. G.: Yntema R. T.: Some aeroelastic problems of tilt-wing VTOL aircraft. pewne zagadnienia z dziedziny aeroprężystości związanych z samolotami pionowego startu z przekręcanym skrzydłem. J. American Helicopter Soc., 1958, t. 3, nr 1, A4, s. 35—37, rys. 14.
Przeгляд problemów z dziedziny aeroprężystości, jakie wywołują się przed konstruktorem w czasie prac projektowych nad samolotami PVL (VTOL) z przekręcanym skrzydłem. Specjalnie zwrócono uwagę na nowe warunki pracy wirnika śmigła, następstwa nieciągłości sztywności skrzydła wynikającej z obrotowego zamocowania w kadłubie i wreszcie na efekt oddziaływania wirnika na skrzydło. W wyniku przeprowadzonych rozważań autorzy precyzują szereg wniosków, m.in. że uniknięcie zjawiska flatteru w elementach rozpatrywanego układu będzie znacznie trudniejsze niż w elementach aparatów konwencjonalnych (samolotów i śmigłowców). Artykuł jest uzupełniony dwoma przykładami zastosowania do przeliczeń zagadnień z aeroprężystości metody Holzera. R. Witkowski
- 71* 533.6.013.42:539.433 ILot
Chawla J. P.: Aeroelastic instability at high Mach number. Niestabilność aeroprężysta przy dużych wartościach liczby Ma. J. of the Aeronaut. Scienc., 1958, t. 25, nr 4, s. 246—258, rys. 15, tab. 2, poz. bibl. 13.
Dla przepływu dwuwymiarowego dla cienkich profili przy założeniu $Ma \gg 1$ rozpatrzone siły aerodynamiczne występujące na drgających płatach. Rozpatrzono profile podwójnie symetryczne oraz krawędzie ostre. Podane są zależności umożliwiające określenie prędkości, przy której zachodzi zjawisko flatteru w zależności od: grubości i kształtu profilu, początkowego kąta natarcia, kształtu skrzydła, zmian pod wpływem obciążenia we własnościach sprężystych i bezwładnościowych skrzydła oraz wysokości lotu. Wyniki z przeprowadzonych doświadczeń i obliczeń teoretycznych podane są w tabelach i wykresach. Wynika z nich, że prędkość flatteru może być znacznie podniesiona przez zmniejszenie momentu bezwładności w kierunku podłużnym, podczas gdy sztywność na skręcanie pozostaje bez zmian. Z. Łapiński

SPRZĘT LATAJĄCY

- 72* 533.661:629.135.4.001.57 ILot
Hooper M. S.: On the wind tunnel testing of helicopter models. O badaniach tunelowych modeli śmigłowców. J. Helicopter Ass. Great Britain, 1958, t. 12, nr 3, s. 91—110, rys. 9, poz. bibl. 36.
Omówienie podstaw i zakresu użyteczności badań tunelowych nad modelami wirników i kompletnych śmigłowców. Autor wylicza warunki podobieństwa dynamicznego modeli i śmigłowców naturalnej wielkości oraz wskazuje, które parametry w określonych warunkach można zaniedbać. Artykuł zawiera przegląd tematyki wszystkich niemal badań modelowych nad wiropłatami, jakie zrealizowano na Zachodzie. Dokładnie omówione i zilustrowane wykresami są wyniki badań modelu 1:15 śmigłowca kombinowanego Fairey „Rotodyne” w zakresie małych prędkości lotu ($\mu = 0 + 0,1$). R. Witkowski
- 73* 629.135.9.07 ILot
Lichten, R. L.: Some performance and operating characteristics of convertiplanes. Pewne osiągiowe i użytkowe cechy zmiennołatwo. J. Amer. Helicopter Soc., 1958, t. 3, nr 2, s. 13—24, rys. 14, poz. bibl. 6.
Krótkie omówienie wyników analizy przeprowadzonej w f-mie Bell Helicopter Corp. (USA) dla hipotetycznego zmiennołata o ciężarze 11 300 kg zdolnego do wykonywania zawisu na wysokości 1500 m przy temperaturze +35°C. Analiza została przeprowadzona dla czterech różnych obciążeń tarczy: 48,5 — 194 — 388 — 775 kg/m², odpowiadających rozwiązaniom układu nośnego — od typowego wirnika śmigłowcowego do wielopłatowego śmigła tunelowego. Wyniki analizy wskazują na brak ekonomicznego uzasadnienia stosowania obciążeń ≥ 388 kg/m². R. Witkowski
- 74* 629.138.98:623.746.48 ILot
The navy's pilotless aircraft. Samolot marynarki wojennej bez pilota (zdalnie sterowany). Aeroplane, 28 listopada 1958, t. 95, nr 2465, s. 800—801, rys. 3.
Samoloty Firefly U.9 będące zdalnie sterowaną wersją samolotów Firefly 5 służą angielskiej marynarce wojennej do prób nad latającymi celami dla pocisków sterowanych klasy ziemia-powietrze i powietrze-powietrze. Oprócz urządzeń do zdalnego sterowania oraz przekazywania parametrów lotu do stanowiska naziemnego samolot Firefly U.9 został wyposażony w 10 kamer filmowych umieszczonych w zasobnikach na końcach skrzydła i służących do rejestrowania pocisków, które nie trafiły w cel. Oprócz samolotów Firefly przewiduje się również zastosowanie zdalnie sterowanej wersji samolotu odrzutowego Meteor jako latających celów dla pocisków sterowanych. J. Sandauer
- 75* 533.6.013.622 ILot
Davis, R. A.: The response of a bisymmetric aircraft to small combined pitch, yaw, and roll control actions. Reakcja dwusymetrycznego samolotu (rakiety) na małe złożone działania sterowania wokół trzech osi symetrii. J. Aeronaut. Scienc., 1957, t. 24, nr 12, A4, s. 905—910, rys. 4, poz. bibl. 11.
Wyprowadzenie równań w uproszczonym przypadku dla złożonych działań sterowania. Z. Brodzki
- 76* 533.691.11 ILot
Truckenbrodt E.: Arbeitsmethoden zur Behandlung aerodynamischer Probleme im Flugzeugbau. Metody rozwiązywania zagadnień aerodynamicznych w budowie samolotów. Luftfahrttechnik, 1958, t. 4, nr 6, s. 169—177, rys. 27.
Zagadnienia aerodynamiczne występujące podczas projektowania samolotu mogą być rozwiązywane na drodze statystycznej, doświadczalnej lub teoretycznej. Metody statystyczne i pomiarowe zostały omówione w artykule bardzo pobieżnie. Omówienie metod teoretycznych obejmuje przede wszystkim teorię skrzydła w opływie poddźwiękowym, przydźwiękowym i naddźwiękowym, ze szczególnym uwzględnieniem skrzydła delta. Artykuł zawiera dużą ilość wykresów ilustrujących wyniki obliczeń teoretycznych oraz ich zgodność z danymi doświadczalnymi. J. Sandauer
- 77* 629.13.014.34:539.41 ILot
Semonian J. W.: Crawford, R. F.: Some methods for the structural design of wings for application either at ambient or elevated temperatures. Wskaźniki do projektowania konstrukcji skrzydeł aktualne zarówno w normalnych, jak i w podwyższonych temperaturach. Transactions of the ASME, 1958, t. 80, nr 2, s. 419—426, rys. 19, poz. bibl. 11.
Teoretyczna analiza sprawności 3 typów konstrukcji skrzynekowych dźwigarów skrzydłowych poddanych zginaniu parą sił przy podwyższonej temperaturze:
1) dźwigara o wielu ściankach wzdluznych,
2) dźwigara o wielu żebrach poprzecznych,
3) dźwigara z wypełniaczem ulowym.
Wpływ podwyższonej temperatury (200°C) uwzględniono wyłącznie przez odpowiednie obniżenie własności wytrzymałościowych rozważanych materiałów — duralu, tytanu i stali — wpływ obciążeń cieplnych można było przy przyjętych schematach konstrukcyjnych pominać. Pomimo że przyjęte schematy konstrukcyjne mają charakter wyidealizowany, ponieważ nie uwzględniają zagadnienia połączeń poszczególnych elementów oraz związanego z tym wzrostu ciężaru i trudności technologicznych, wyniki analizy wyraźnie nasuwają wpływ wielkości obciążenia na dobór optymalnego typu konstrukcji, a zwłaszcza odpowiedniego materiału. J. Sandauer

SILNIKI LOTNICZE

- 78* 629.135.07:621.431.75 ILot
Beans E. W.: Comparing aircraft engines by mission requirement and aircraft performance. Porównanie silników lotniczych za pomocą założonych wymagań i osiągow samolotu. Aero/Space Engng., 1959, t. 18, nr 1, s. 32—36, rys. 6.
Przeprowadzono analizę silników lotniczych w oparciu o tzw. współczynnik napędu przy założeniu stałej charakterystyki aerodynamicznej płatowca. W końcowej części artykułu omówiono wpływ zbiorników podwieszonych — na osiągi lotne samolotu. Wyniki analizy ujęto w szereg wykresów. R. Łapucha
- 79* 621.454:533.6.07 ILot
Coleman F.: U.S.A.F. test jet engine in wind tunnel. Lotnictwo wojskowe USA przeprowadza próby silników odrzutowych w tunelu aerodynamicznym. Amer. Helicopter, 1958, t. 49, nr 3, A4, s. 10—11, rys. 2.
Krótki opis użytkowanego w badawczym ośrodku lotnictwa wojskowego USA w okolicy Tullahoma (Tennessee) dużego tunelu transmisyjnego umożliwiającego badania pracujących silników odrzutowych wraz z fragmentami konstrukcji samolotu. Zakres prędkości realizowano w omawianym tunelu: 564 + 1770 km/h przy zapewnieniu zmienności temperatur i ciśnień odpowiadających wysokościami od poziomu morza do 30 000 m. W stadium projektowania znajduje się podobny tunel naddźwiękowy o zakresie prędkości w przestrzeni pomiarowej 1600 + 5300 km/h. W obu tunelach przestrzeń pomiarowa ma przekrój kwadratowy 4,9 × 4,9 m i długość 12 m. R. Witkowski
- 80* 621.454 ILot
Beeton A.B.P.: A simplified method for estimating the performance of supersonic ram — jets. Uproszczona metoda oceny osiągow naddźwiękowego silnika strumieniowego. Aeronautical Qu., 1958, t. 9, nr 3, (part 3) s. 195—212, rys. 8.
Za pomocą wykresów i wzorów podanych w pracy w szybki i prosty sposób można określić jednostkowe zużycie paliwa i współczynnik ciągu naddźwiękowego silnika strumieniowego w zakresie liczby Macha $Ma = 1 + 3$. Danymi, na podstawie których określa się powyższe wielkości są: liczba Macha lotu, temperatura sprężenia strumienia powietrza, charakterystyczne stosunki pól przekroju komory spalania i dyszy, współczynnik nadmiaru powietrza, sprawność spalania oraz współczynniki strat ciśnienia na statecznikach i odzyskania ciśnienia w dyfuzorze. A. Kowalczyk

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 ok. 20 gr. CIDNT wykonuje (za zwrotem kosztów) fotokopie i mikrofilmy publikacji objętych zarówno Przeglądem Dokumentacyjnym, jak i kartami dokumentacyjnymi.

Dalszy ciąg ze str. II okł.

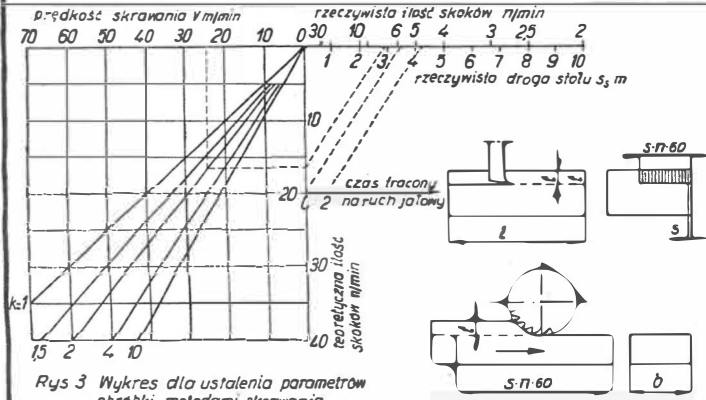
Dobór parametrów obróbki

W zastosowaniu do konkretnych przypadków obróbki dla poszczególnych jej sposobów zachodzi konieczność ustalenia podstawowych parametrów do których należą: prędkość skrawania (v), a w odniesieniu do obrabiarki liczba obrotów, lub skoków (n), oraz posuw (s). Dane te można wyliczyć z prostych wzorów (tabela 3), lub za pomocą specjalnych suwaków. W praktyce jednak najczęściej korzysta się z wykresów, które dla różnych sposobów obróbki przedstawione są na rysunkach od 3 do 11.

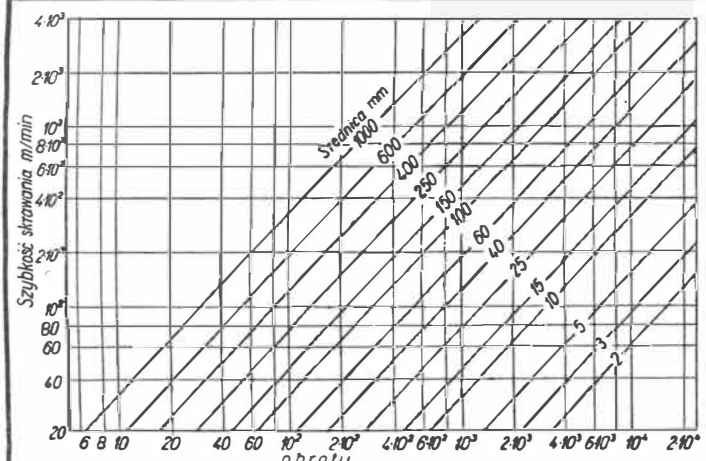
Tabela 3 Obliczenie podstawowych parametrów obróbki metodami skrawania

	Struganie i dłutowanie	Toczenie	Frezowanie	Wiercenie pogłębianie i rozwiercanie	Gwintowanie	Cięcie piła tańczową
Szybkość skrawania	$V = \frac{V_a \cdot V_r}{V_a + V_r}$	$V = \frac{D \cdot \pi \cdot n}{1000}$	$V = \frac{D \cdot \pi \cdot n}{1000}$	$V = \frac{D \cdot \pi \cdot n}{1000}$	$V = \frac{D \cdot \pi \cdot n_r}{1000}$	$V = \frac{D \cdot \pi \cdot n}{1000}$
Obroty	$n = \frac{V \cdot 1000}{\pi \cdot D}$	$n = \frac{318 \cdot V}{D}$	$n = \frac{318 \cdot V}{D}$	$n = \frac{318 \cdot V}{D}$	$n_r = \frac{318 \cdot V}{D}$ $n = \frac{z \cdot s_r \cdot n_r}{D \cdot \pi}$	$n = \frac{318 \cdot V}{D}$
Posuw	$s = \frac{F}{z \cdot n}$	$s = s \cdot n$	$s = z \cdot s_r \cdot n$	$s = s \cdot n$	$s = s \cdot n_p$	$s = 10^3 \cdot s_r \cdot V$
Przekrój wióra	$F = a \cdot s$	$F = a \cdot s$		$F = \frac{D \cdot s}{2}$		
Objętość wióra	$Q = \frac{F \cdot L \cdot a \cdot s \cdot l}{10^6}$	$Q = F \cdot V = \frac{D \cdot \pi \cdot s \cdot a}{10^3}$		$Q = \frac{F \cdot V \cdot D \cdot s \cdot V}{2}$		
Podstawowy czas maszynowy	$t = \frac{B \cdot l}{s \cdot n}$ $t = \frac{L \cdot n}{s \cdot n}$	$t = \frac{l}{s \cdot n}$		$t = \frac{L \cdot l}{s \cdot n}$		

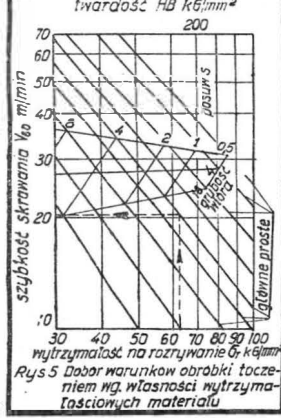
Oznaczenia: v_m - średnia szybkość skrawania, v_a - szybkość ruchu skrawającego, v_r - szybkość ruchu powrotnego (jalowego), n_d - ilość podwójnych skoków na min (dla strugarek i dłutownic), n_r - obroty freza, n_p - obroty przedmiotu, s_r - posuw na jeden ząb, D - średnica przedmiotu, D_f - średnica freza, D_g - średnica gwintu, a - głębokość skrawania, l - długość obrabiania, L - długość skoku narzędzia, B - szerokość skrawania, l - ilość skoków narzędzia.



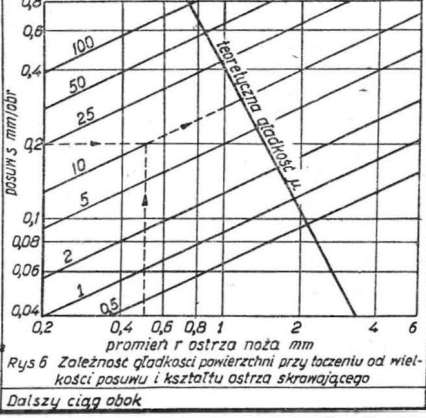
Rys 3 Wykres dla ustalenia parametrów obróbki metodami skrawania



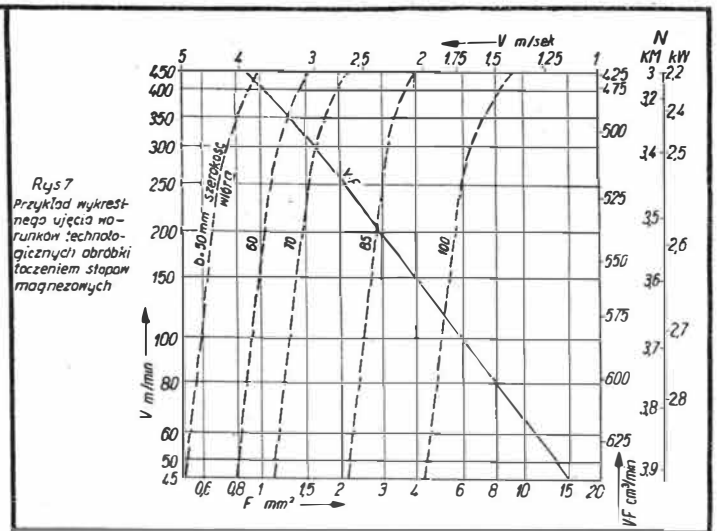
Rys 4 Podstawowy wykres zależności obrotów od szybkości skrawania dla różnych średnic obrabianego przedmiotu i ułtowanego narzędzia



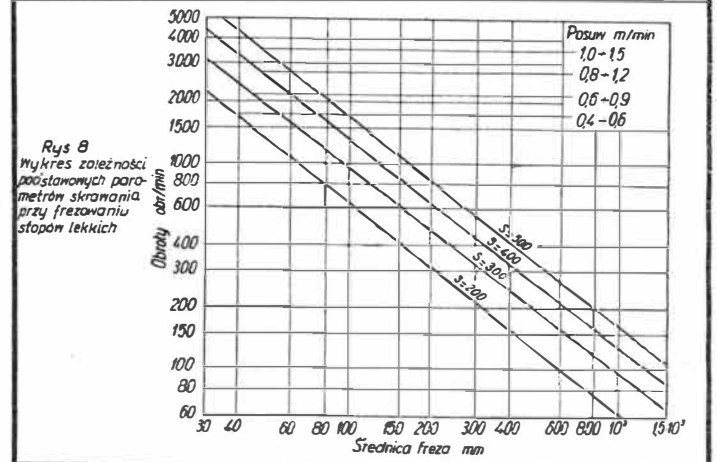
Rys 5 Dobór warunków obróbki tocznieniem wg. własności wytrzymałościowych materiału



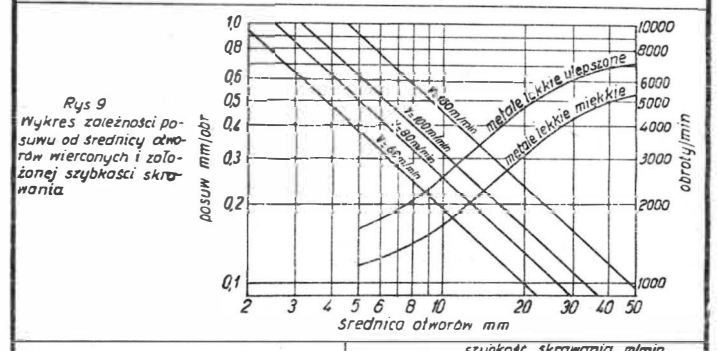
Rys 6 Zależność gładkości powierzchni przy toczeniu od wielkości posuwu i kształtu ostrza skrawającego



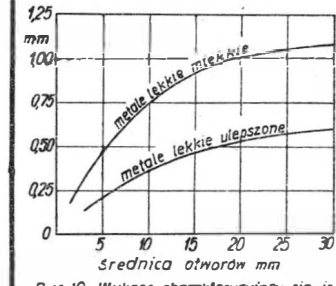
Rys 7 Przykład wykresu technologicznego ujęcia warunków technologicznych obróbki tocznieniem stopów magnezowych



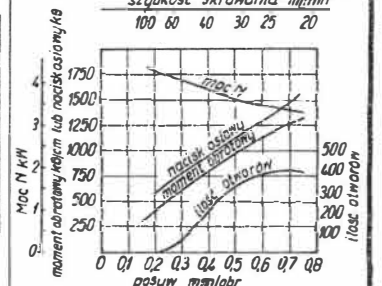
Rys 8 Wykres zależności podstawowych parametrów skrawania przy frezowaniu stopów lekkich



Rys 9 Wykres zależności posuwu od średnicy otworów wierconych i założonej szybkości skrawania



Rys 10 Wykres charakteryzujący zjawisko „rozbijania” otworów przy wierceniu stopów lekkich



Rys 11 Wykres dla określenia warunków technologicznych obróbki przez wiercenie

Szczegółowe określenie warunków skrawania dla poszczególnych metod obróbki wiórowej

Struganie i dłutowanie

Struganie i dłutowanie jest najmniej ekonomiczną metodą skrawania z uwagi na niemożność stosowania dużych szybkości skrawania i straty ruchu jalowego narzędzia. W związku z powyższym struganiem następuje się najczęściej frezowaniem, zaś dłutowanie przeciąganiem. Szczegółowe warunki obróbki tymi metodami zebrane są w tabeli 4.

Tabela 4 Warunki obróbki stopów lekkich struganiem i dłutowaniem

Rodzaj obróbki	Kąty narzędzia			Posuw mm/stok	Przeciętna szybkość skrawania m/min	Schemat zabiegu.
	α°	δ°	λ°			
Zgrubna	7-9	23-35	10-20	2,5	6-20	
Wykarczująca	0-5	35-50	35-50	0,3	20-60	

Dane obowiązują dla stopów grupy 1, 2, 3, 4.

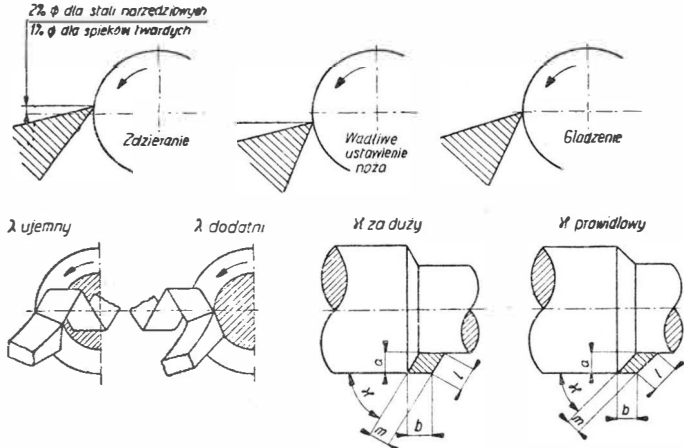
Dalszy ciąg na str. IV okł.

Dalszy ciąg ze str. 101

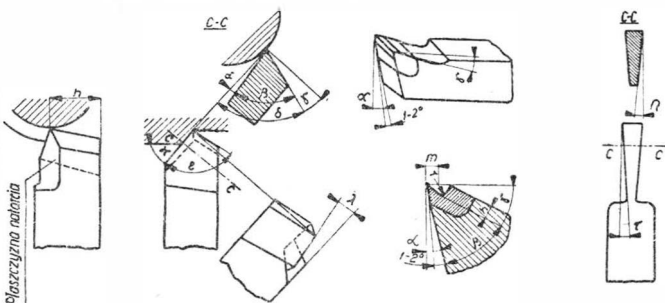
Toczenie

Toczenie posiada największy zakres zastosowań jako obróbka skrawaniem. Z uwagi na bardzo duże prędkości skrawania toczenie słabych wymaga tokarek szybkoobrotowych. Toczenie tytanu i jego stopów wymaga natomiast ze względu na ich budowę krystaliczną i wynikające stąd tendencje do drgań, obrabiarek bardzo sztywnych i specjalnie sztywnego zamocowania narzędzia. Ogólnie biorąc prędkość skrawania czystego tytanu mogą być dwukrotnie większe, niż dla jego stopów. Zaleca się przy tym obróbkę przy stosunkowo dużej głębokości wióra i dużym posuwie. Ekonomia obróbki toczeniem i jakość powierzchni zależą nie tylko od doboru odpowiednich parametrów obróbki, ale również od sposobu jej prowadzenia (rys 12), geometrii noża (rys 13) i jakości ostrza.

Szczegółowe wytyczne odnośnie obróbki toczeniem zebrane są w tabeli 5.



Rys 12 Zasady toczenia słabych

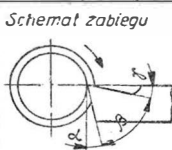


Rys 13 Geometria noża tokarskiego

a - charakterystyczne kąty noża tokarskiego b - ukształtowanie płaszczyn przyłożenia i natarcia c - specjalne zaszlifowanie typu schodkowego uwzględniące warunki kształtowania wióra d - geometria noża typu przecinak e - kąt przyłożenia f - kąt ostrza g - kąt natarcia h - kąt skrawania i - kąt nierzeczywisty j - kąt oszczepienia k - kąt przystawienia l - kąt pochylenia krawędzi tnącej m - kąt tylnego odchylenia

Tabela 5 Warunki obróbki metodą toczenia

Grupa materiałowa	Narzędzie	Kąty narzędzia			Posuw mm/obr		Przeciętna szybkość skrawania m/min.	
		α°	β°	K°	zdzieranie	wykańczanie	zdzieranie	wykańczanie
1	SS	10-15	35-40	30-50	0,1-0,2	0,05-0,25	200-400	400-800
	ST	8-10	25-30	30-50	0,1-0,2	0,05-0,25	400-1000	1500
	D	10	0	18-45	-	0,02-0,10	-	400-600 (2000)
2	SS	10-12	10-14	30-50	0,1-0,2	0,05-0,25	100-250	200-300
	ST	6-8	10-12	30-50	0,1-0,2	0,05-0,25	200-400	300-800
3	SS	10-12	12-16	30-50	0,1-0,2	0,05-0,25	60-150	100-260
	ST	6-8	12-16	30-50	0,1-0,2	0,05-0,25	100-300	200-350
	D	10	0	18-45	-	0,02-0,09	-	200-500 (2000)
4	SS	10	18-25	35	0,5-5	1	100-600	150-1200
	ST	5-12	8-15	35	1	0,1	1000	2000
5	ST	7-10	8-15	15-45	0,35-0,65	0,12-0,25	75-18	90

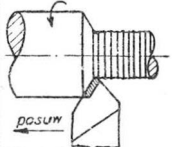


Uwagi 1-głęb. wióra g ≤ 10mm dla zdzierania i do narzędzi g ≤ 1 mm dla wykańczania ze stali SS } dla grup mat 1+4
g ≤ 2mm dla zdzierania } dla narzędzi ze stali ST }
g ≤ 0,5mm dla wykańczania }
g ≤ 3 mm dla zdzierania } dla narzędzi dla grupy }
g ≤ 0,4-0,6mm dla wykańczania ze stali ST } mat 5

2 - A = 6° dla grup materiałowych 1-4

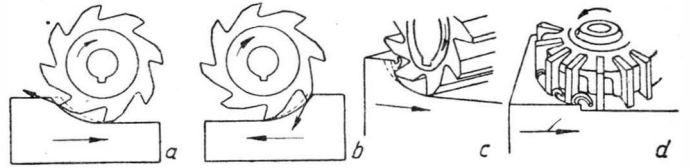
3 - dla porównania można dodać, że przy obróbce niemetali zwraca się następujące wytyczne:

guma twarda α = 6-8° β = 54-59° λ = 5-10°
bakality i tekstylity α = 6-8° β = 52-59° λ = 5-10°
gumoidy i papier utwardzony α = 10-12° β = 43-50° λ = 5-10°
szybkość skrawania 100-300 m/min



Frezowanie

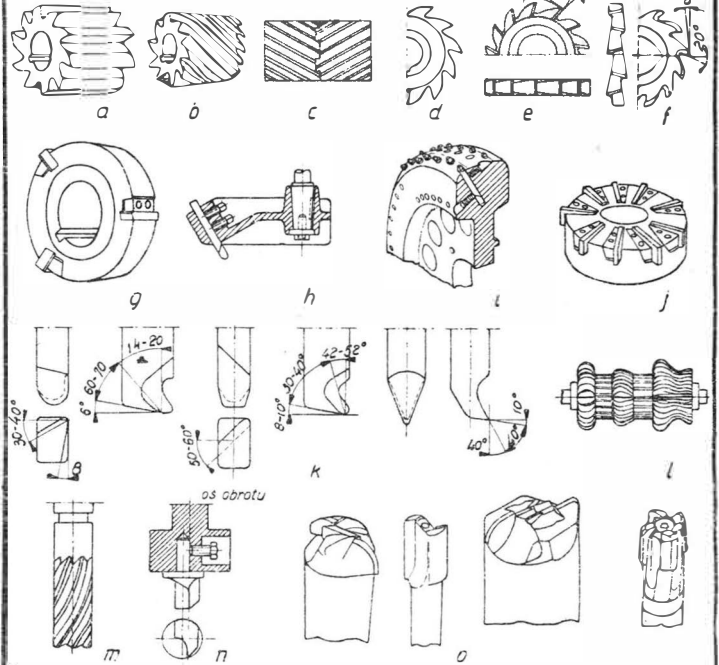
Frezowanie opiera się na tych samych zasadach skrawania co struganie i toczenie z tym, że odbywa się za pomocą narzędzia wirującego. Wyróżniają się tu dwie podstawowe metody (rys 14).



Rys 14 Metody i sposoby frezowania
a-frezowanie przeciębne b-frezowanie współbieżne
c-skrawanie walcowe d-skrawanie czolone

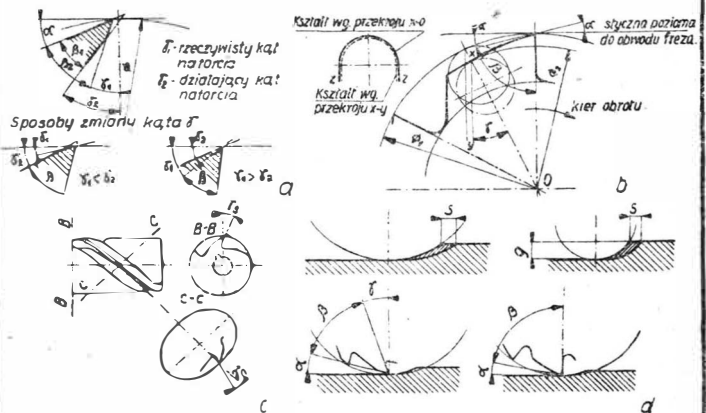
Frezowanie przeciębne zalecane jest dla obróbki wykańczającej, ponieważ uzyskuje się gładką powierzchnię. Do obróbki zgrubnej należy stosować frezowanie współbieżne. Należy przy tym dodać, że frezowanie słabych jest obróbką charakteryzującą się dużym wydajnym wióra wynoszącym przeciętnie 40-75 cm³/kwmin, a dla obrabiarek specjalnych znacznie nawet więcej. W zależności od sposobu pracy narzędzia rozróżnia się ponadto frezowanie walcowe i czolone.

Frezy stosowane do obróbki omawianych materiałów odznaczają się wielką różnorodnością typów (rys 15). Użyczenie ich może być proste używane do obróbki powierzchni płaskich, lub spiralne przy wyższych wymaganiach jakości obróbki. Te ostatnie pracują znacznie bardziej spokojnie i odznaczają się większą wydajnością. Ponadto zęby mogą być wykonane jako normalne lub zatoczone, używane do obróbki powierzchni krzywych i nacinania zębów (rys 16).



Rys 15 Przykłady różnych typów frezów

a - normalny frez walcowy z zębami prostymi b - frez walcowy z zębami spiralnymi c - zestaw frezów z zębami spiralnymi prawo i lewostronnymi d - frez tarciowy do rowków e - frez tarciowy z siatką płaszczynami tnącymi z zębami prostymi f - wysokosprężny frez z zębami rozwiedzionymi g - przykład głowicy frezerskiej małych rozmiarów h - normalna głowica frezerska dużych rozmiarów i - specjalna duża głowica frezerska j - nóż do głowicy frezerskiej k - specjalny zestaw różnych frezów do obróbki kształtowej l - normalny frez palcowy m - jednorodny frez palcowy do obróbki blach pracujący mimośrodowo n - specjalne frezy palcane



Rys 16 Geometria ostrzy zębów frezów i podstawowe zasady ich pracy
a - geometria ostrza freza normalnego b - geometria freza z zębami spiralnymi c - geometria ostrza freza zatoczonego
d - przekrój wióra w zależności od średnicy freza e - skrawanie frezem z zębami normalnymi i zatoczonymi.

Dalszy ciąg w następnym numerze