



2

TECHNIKA LOTNICZA

DWUMIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH

MARZEC ● 1960 ● KWIECIEŃ

TREŚĆ ZESZYTU

	Str.
Sekcja Lotnicza SIMP do inżynierów i techników zainteresowanych lotnictwem	33
Z. Brodzki: Jony, plazmy i fotony (Napędy statków kosmicznych)	34
Errata	39
J. Morawski: Pilot jako członek układu kierowania samolotu	40
S. Szulc, A. Latour, B. Zdunek: Badania gładkości powierzchni przy obróbce stopu żaroodpornego typu Nimonic 80	44
T. Wiślicki: Kształtowanie profili i rur, cz. II.	52
Na półkach księgarskich	63
Kronika	64
Pomoce konstruktorskie T. L. — T. Wiślicki: Obróbka skrawaniem stopów lekkich i tytanu, c.d.	okł.

Pomoce konstruktorskie „Techniki Lotniczej”

Obróbka skrawaniem stopów lekkich i tytanu, c. d.

Da. s. z. ciąg z Nr. TL-1-60

b. Cięcie piłą tasmową.

Tworzywa odlewane w dużych blokach najkorzystniej jest przecinać i wycinać za pomocą pił tasmowych. Należy przy tym pamiętać, że cięcie tworzyw termoplastycznych wymaga pił z zębami „rozwiedzionymi” dla uniknięcia zakleszczania się tasm w obrabianym materiale. Wszelkim przegrzaniem i będącymi ich wynikiem zjawiskom smarowania należy zapobiegać przez dobor odpowiednich parametrów obróbki. Zbytne przegrzanie prowadzi do konsekwencji wynikających z rozkładu tworzywa.

Tworzywa poliamidowe z uwagi na swoją znaczną ciągliwość wymagają pił szczególnie ostrych. Tworzywa z grupy polimetakrylatów (nie się również pilami z zębami rozwiedzionymi) z tym że cięcie przekroje należy później przefrezować lub przeszlifować z uwagi na szorstkość tych materiałów na działaniu karbu. Szerokość tasm i podziałka zębów piły rosnie tu z grubością materiału.

Do cięcia tworzyw z żywic epoksydowych stosuje się piły ze specjalnych stali narzędziowych.

Jako ogólną zasadę cięcia tworzyw termoplastycznych należy przyjąć dokładne przyleganie materiału do podkładu oraz stosowanie niezbyt dużych prędkości posuwu.

Tworzywa warstwowe drżymywane przez przesycanie sztucznymi żywicami papieru, tkaniny i drewna tniesz również pilami tasmowymi z zębami rozwiedzionymi wyglądając później cięty przekroj przez dalszą obróbkę. Często występuje tu zjawisko zakleszczania tylnej części tasm, zwłaszcza przy grubych przekrojach, powodując nadmierne przegrzanie i niszczenie piły. W związku z tym konieczne jest posparcie piły lekko obracającymi się rolkami prowadzącymi, które należy zabezpieczyć od zanieczyszczenia pyłem cieplego materiału. Dla tasm szerokich stosuje się dużą podziałkę zębów, dla wąskich natomiast mniejsze.

Orientacyjne dane odnośnie parametrów obróbki przy cięciu pilami tasmowymi omawianych wyżej materiałów zebrane są w tabeli 2.

Tabela 2 Warunki obróbki przy cięciu i wycinaniu piłą tasmową normalną.

Obrabiany materiał	Narzędzie					Parametry skrawania		Uwagi	
	Grubość mm	Szerokość piły mm	Grubość piły mm	Podziałka kazeł w mm	Kąty α° β°	Szerokość składowa V mm	Posuw mm/min		
Tworzywa odlewane jednorodne	grube bloki	10-25		2-2,5			600-800	teczny	zęby lekko rozwiedziane
epoksydowe	grube płyty			3-4	30-40	0-5	1200	teczny	zęby lekko rozwiedziane
Tworzywa termoplastyczne	podmetakrylowe sztywne	3	8	>2	30-40	0-5	1500	teczny	zęby lekko rozwiedziane
Tworzywa warstwowe (wypełniacz: papier, włókno, lub drewno)	>25	15-25	0,8-1	5-7	30-40	5-8	1500-2000		

Dla uzupełnienia materiału podanego w powyższej tabeli należy dodać następujące uwagi ogólne:

Ciężkie warunki pracy ciągłej przy cięciu przekrojów o grubości powyżej 25 mm wymagają pił o grubości powyżej 0,6 mm. Przy lekkiej pracy natomiast dobre wyniki uzyskuje się przy zastosowaniu tasm o grubości ok. 0,4 mm.

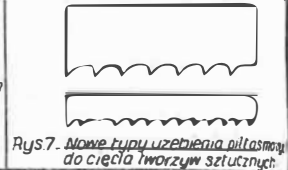
Zęby grube lekko rozwiedziane pozwalają na szybszy posuw jednakże wady przekroj nie jest gładki. Przy wycinaniu kształtów krzywoliniowych rozdźwięczenie zębów konieczne jest nawet przy użyciu tasm wąskich.

Użycie pił o zębach drobnych nierozwiedzionych przy odpowiednio małych posuwach pozwala na uzyskanie przekrojów gładkich.

Wprowadzone ostatnio nowe piły tasmowe pracują przy bardzo wysokich prędkościach skrawania rzędu 1000-2000 m/min (w zależności od grubości materiału). Odnoszą one bardzo dużą wydajność i dają gładkie przekroje cięte. Zawdzięczamy to specjalnej konstrukcji narzędzia (rys. 7).

Piły typu pokazanego na rysunku stosuje się do cięcia zarówno tworzyw termoplastycznych, jak i termoutwardzalnych przy minimalnej grubości cięcia 5 mm.

Warunki obróbki wspomnianymi pilami zebrane są w tabeli 3.



Rys. 7. Nowe typy uzębienia pił tasmowych do cięcia tworzyw sztucznych.

Tabela 3 Szczegółowe warunki obróbki cięcia pilami tasmowymi specjalnymi

Obrabiany materiał	Grubość ciętej płyty w mm				Grubość ciętej płyty w mm			
	12	50	100	150	12	50	100	150
	Podziałka zębów w mm				Szybkość skrawania v, m/min			
Tworzywa odlewane jednorodne	4	6	6	8	1400	1200	1050	900
Tworzywa aceto-celulozowe	4	6	8	12	1250	1100	1050	900
Tworzywa polistyrolowe	4	6	6	8	1400	1350	1250	1200
Tworzywa polimetakrylowe	4	6	8	12	1100	900	800	750
Tworzywa polichlorowinylowe (regule)	4	6	8	12	1400	1350	1250	1200
Tworzywa warstwowe z wypełniaczem z włókna szklanego i azbestu	4	6	6	8	1200	1000	850	750
Tworzywa warstwowe z wypełniaczem polipierścinnym, płociennym i drewnianym	4	6	6	8	1350	1300	1200	1050

Przy użyciu normalnych omawianych wyżej narzędzi nie można wycinać bardzo małych promieni i kątów. Do tego celu stosuje się piły specjalne, tak zwane spiralne posiadające zęby umieszczone dookoła tarczki cylindrycznego o średnicy 1-2 mm. Ponieważ zęby pokrywają całą powierzchnię takiego narzędzia możliwe jest cięcie w dowolnym kierunku bez potrzeby przekręcania przedmiotu.

Dalszy ciąg na str. III okł.

CONTENTS

Editorial	Page
Z. BRODZKI: Ions, Plasma and Photons (Drives of Space Ships)	33
Erratum	39
J. MORAWSKI: Human Pilot as Flight Control System Element	40
S. SZULC, A. LATOUR, B. ZDUNEK: Surface Smoothness Analysis when Machining Fire-Proof Nimonic-80 Alloy	44
T. WIŚLICKI: Forming of Profiles and Tubes. Part II	52
On Bookseller's Shelves	63
Chronicle	64
Designer's Data Sheets -- T. WIŚLICKI: Machining of Light Alloys and Titanium (cont.)	on covers

СОДЕРЖАНИЕ

Передовица	Страница
Z. BRODZKI: Ионы, плазмы и фотоны. Приводы космических ракетных снарядов	33
Опечатки	39
J. MORAWSKI: Пилот как член системы управления самолета	40
S. SZULC, A. LATOUR, B. ZDUNEK: Испытания гладкости поверхности жаростойкого сплава титана Нимоник 80	44
T. WIŚLICKI: Формовка профилей и труб. Часть II.	52
На книжных полках	63
Хроника	64
Конструкторские пособия T. WIŚLICKI: Обработка резкой легких сплавов и титана (продолж.)	на обложках

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: Bronisław Gierczyński, sekretarz redakcji: Jarosława Berzyńska
 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



TECHNIKA LOTNICZA

DWUMIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH

ROK XVI

MARZEC — KWIECIEŃ 1960 R.

ZESZYT 2

SEKCJA LOTNICZA SIMP do inżynierów i techników zainteresowanych lotnictwem

Państwo nasze stoi w przededniu nowego etapu rozwoju sił wytwórczych kraju — w przededniu realizacji nowego planu pięcioletniego.

W trosce o jak najpomyślniejszy rozwój naszej techniki odbyło się w dniach od 20 do 22.I. br. IV Plenum KC PZPR, poświęcone specjalnie zagadnieniom postępu technicznego.

Podjęta przez KC PZPR uchwała stawia przed całym społeczeństwem, szczególnie przed światem technicznym, jego reprezentacją Naczelną Organizacją Techniczną i zrzeszonymi w niej stowarzyszeniami naukowo-technicznymi, bardzo odpowiedzialne zadania.

Uchwała IV Plenum KC PZPR wiąże się ściśle ze statutową działalnością NOT i stowarzyszeń naukowo-technicznych, których głównym celem jest aktywne współuczestnictwo w budowie socjalizmu w Polsce przede wszystkim przez rozwijanie techniki i polskiej myśli technicznej.

W latach poprzednich w trudnym okresie odbudowy zdevastowanego przez wojnę lotnictwa, lotnicza kadra inżynierjno-techniczna dała wiele dowodów ofiarności i oddania dla osiągnięcia tego celu. Zbudowane zostały w tym okresie mocne podstawy dla dalszego rozwoju lotnictwa.

Obecnie zapewnienie dalszego, poważnego postępu technicznego w lotnictwie — dla zmniejszenia odstępu dzielącego jeszcze Polskę od przodujących w tej dziedzinie krajów, dla wybitnego podniesienia ekonomiczności produkcji, dla zabezpieczenia planów krajowych użytkowników sprzętu lotniczego, dla zwiększenia wkładu w rozwój lotnictwa obozu socjalistycznego oraz dla postawienia Polski w rzędzie poważnych producentów lotniczych na rynkach międzynarodowych — wymaga od wszystkich zatrudnionych w lotnictwie, a zwłaszcza w przemyśle lotniczym, ponownego, wzmożonego i skoordynowanego wysiłku. Aby wykonać powyższe zadania, zarząd Sekcji Lotniczej SIMP, jako jedyny przedstawiciel lotniczej kadry inżynierjno-technicznej w Polsce, zgodnie z apelem Rady Głównej NOT zwraca się do wszystkich inżynierów i techników, zainteresowanych lotnictwem, aby włączyli się jak najaktywniej do akcji wprowadzania postępu technicznego do polskiego lotnictwa. O wynikach zdecydować suma osiągnięć wszystkich uczestników tej akcji na odcinkach, odpowiadających stanowisku służbowemu i możliwościom każdego z nich, ale aby wysiłek był skuteczny, każdy musi znać właściwe metody postępowania i cel, do którego dąży. Dokonanie poważnych zadań jest możliwe wtedy, gdy wysiłki jednostek są kierowane i koordynowane przez upoważnioną do tego instytucję. Tutaj rozpoczyna się rola, jaką mają odegrać stowarzyszenia techniczne i ich ogniwa. Dla zagadnień technicznych lotnictwa obowiązki te spadają na Sekcję Lotniczą SIMP.

Nawiązanie kontaktu przez uczestników tej akcji z zarządem Sekcji bądź bezpośrednio, bądź za pośrednictwem kół zakładowych, jest nakazem chwili. Sprawy techniczne lotnictwa, stawiane przez Sekcję, nabiorą konkretnej wartości, gdy jej kierownictwo reprezentować będzie tysiące aktywnych członków, a każdy z jej członków będzie spokojniej i bardziej zdecydowanie pracował, przeświadczony, że jego działalność popierają tysiączne rzesze jego kolegów.

Należy zdecydować się na czynny udział w pracach Sekcji Lotniczej SIMP. W tym celu, o ile się jeszcze nie jest członkiem SIMP, należy bezzwłocznie zwrócić się do najbliższego koła lub oddziału i załatwić formalności związane z przyjęciem. Można być równolegle członkiem Sekcji Lotniczej SIMP i innego branżowego stowarzyszenia inżynierów i techników.

Należy zmienić swój stosunek do zakładowego koła SIMP. Trzeba przejść od bierności do aktywnego udziału w jego pracy i zadaniach. Należy zgłosić się indywidualnie lub zgłosić całe koło zakładowe do zarządu Sekcji Lotniczej SIMP, Warszawa, Czackiego 3/5. Należy przez Koło lub indywidualnie nawiązać ścisły kontakt z zarządem Sekcji Lotniczej w celu powiadomienia go o osiągnięciach, lub zaproponowania przeprowadzenia akcji, mogącej mieć wpływ na działalność Sekcji lub na rozwój lotnictwa.

Dla jasnego uświadomienia sobie tego, co jest zrobione, a co jeszcze zrobić należy, konieczne jest, aby członkowie Sekcji stale przekazywali sobie wzajemnie wiadomości. Rolą taką powinien spełniać organ Sekcji Lotniczej SIMP „Technika Lotnicza”. Rolę tę starała się jej redakcja dotychczas spełniać, ale w przyszłości akcja ta musi ulec znacznemu wzmocnieniu. Możliwe to będzie jednak tylko wtedy, kiedy zeszyty „Techniki Lotniczej” będą docierały bezpośrednio do rąk wszystkich inżynierów i techników, interesujących się lotnictwem, i gdy od nich Redakcja otrzymywać będzie uwagi odnośnie tematyki i treści poruszanych zagadnień oraz gotowe artykuły. Tymczasem w ostatnich latach czytelnictwo prasy technicznej w ogóle, a „Techniki Lotniczej” w szczególności, spadło tak poważnie, że powstał problem szeptości dalszego wychodzenia tego czasopisma.

Obowiązuje zasada, że każdy członek SIMP-u, świadomy konieczności stałego podnoszenia swoich kwalifikacji, powinien prenumerować przynajmniej jedno czasopismo techniczne. Należy w tym celu wykorzystać istniejącą w zakładzie lub przy kole kolportaż czasopism technicznych (lub przyczynić się do jego zorganizowania) i zaabonować czasopismo Sekcji Lotniczej SIMP „Technika Lotnicza” na warunkach ulgowych dla zapoznania się z aktualnymi zagadnieniami w lotnictwie. Oczywiście, oprócz „Techniki Lotniczej” można zaabonować inne czasopismo techniczne, bardziej związane z pełnionym zawodem.

Do redakcji „Techniki Lotniczej”, Warszawa, Czackiego 3/5, należy kierować artykuły, poświęcone lotnictwu lub sugerować tematykę, którą należałoby omówić w tym czasopiśmie. Materiały te wraz z materiałami otrzymywanymi z zarządu Sekcji Lotniczej będą wykorzystywane przez Redakcję do zapewnienia właściwej tematyki artykułów i do układania komunikatów z działalności zarządu Sekcji Lotniczej i jej kół zakładowych.

W wyniku realizacji uchwał IV Plenum oraz stwierdzenia celowości i konieczności istnienia czasopisma o tym charakterze przez władze odpowiedzialne za rozwój lotnictwa w Polsce — od lipca rb. „Technika Lotnicza” ma się ukazywać jako miesięcznik. Ta decyzja NOT powinna być przyjęta przez rzesze lotnicze z dużym uznaniem, gdyż umożliwia dwukrotne zwiększenie liczby artykułów i takie rozmieszczenie tematyki, aby każdy z czytelników mógł znaleźć na przestrzeni roku szereg artykułów bezpośrednio go interesujących. Umożliwia ona również nadanie czasopismu charakteru właściwego dla organu Sekcji Lotniczej SIMP docierającego co miesiąc do czytelników z aktualnymi komunikatami o jej zamierzeniach i osiągnięciach na tle rozwoju lotnictwa w Polsce.

Włączenie się do akcji o unowocześnienie lotnictwa w Polsce wszystkich interesujących się lotnictwem inżynierów i techników, w oparciu o współczesną wiedzę techniczną i o sprężystą branżową sekcję techniczną zapewni szybki rozwój naszego lotnictwa, który będzie odpowiadał wysokim aspiracjom, bazującym na jego dotychczasowych tradycjach i postawi Polskę w rzędzie poważnych producentów i użytkowników lotniczych.

Mgr inż. ZDZISŁAW BRODZKI

Jony, plazmy i fotony (Napędy statków kosmicznych)*

Postęp w dziedzinie astronautyki w ostatnich latach jest ogromny. Coraz to nowe sztuczne satelity są wysyłane na orbity. Już trzy rakiety: dwie radzieckie i amerykańska wyszły poza sferę przyciągania ziemskiego. Pierwsza radziecka rakietka trafiła w księżyc, druga przyniosła nam zdjęcia odwrotnej strony księżyca.

Wydaje się, że poza coraz to większym zasobem wiadomości, przyniosą te osiągnięcia — podróż kosmiczną człowieka.

Głównymi zagadnieniami podróży kosmicznych jest sprawa przelotu statku kosmicznego przez atmosferę ziemską (patrz zesz. 2/59 „Techniki Lotniczej”) oraz zagadnienie napędu rakiety kosmicznej, któremu poświęcony jest niniejszy artykuł.

Przy obecnym rozwoju i postępach astronautyki — napęd jest najważniejszym czynnikiem dyktującym miarę postępu podróży i badania kosmosu.

Napęd zależy od sposobu koncentracji energii i przemiany jej z jednej formy, w której jest ona gromadzona i przechowywana, w drugą — użyteczną, w której tworzy ona ciąg.

Im bardziej wydajnie energia może być gromadzona i im większa jest sprawność jej przekształcania — tym większy ładunek może być przenoszony w danej astronautycznej podróży i tym większy może być zasięg tej podróży z danym ładunkiem. Prawo pędu mówi, że siła P , działająca na ciało o masie m jest równa zmianie w czasie — ilości ruchu $M = m \cdot v$ ciała, gdzie v jest prędkością ciała m .

$$P = \frac{dM}{dt} = \frac{d}{dt}(m \cdot v)$$

Innymi słowy — masa rakiety musi się zmieniać dla wytworzenia zmiany prędkości pod działaniem ciągu; będzie to słuszne dla wszystkich napędów z wyjątkiem tak zwanego napędu fotonowego.

Wszystkie sposoby napędu statków kosmicznych są napędami odrzutowymi, polegającymi na udzieleniu impulsu statkowi przez wylot masy przy dużej prędkości. 90% ciężaru olbrzymich amerykańskich i radzieckich międzykontynentalnych i kosmicznych rakiet stanowi materiał napędowy.

Są trzy podstawowe źródła energii stosowane do napędów astronautycznych: chemiczne (działanie paliwa na utleniacz), nuklearne (pochodzące z rozszczepienia atomów lub łączenia się prostych atomów) lub słoneczne (energia promieniowania — źródła fotonów naszego układu słonecznego).

Są trzy podstawowe parametry ważne dla napędu statków kosmicznych: impuls właściwy, czyli ciąg z kilograma w ciągu sekundy zwany też ciągiem właściwym, następnie stosunek ciągu do ciężaru (lub wewnętrzne przyspieszenie) i ciężar właściwy napędu.

Tabela 1
Zestawienie napędów astronautycznych

Źródło energii	Impuls właściwy sek	Prędkość wylotowa gazów m/sek	Ciąg/ciężar silnika	Przyspieszenie $n \times g$
Chemiczne: stałe	300	9 700	50—80	1,2—1,5
ciekłe	300	9 700		
wysokiej energii	460	15 000		
wolne rodniki	1 000	32 000		
Nuklearno- termiczny	1 000	32 000		1,2—1,5
Nuklearno- elektryczny: łukowy	1 500	48 000	0,05—0,0015	0,0005
jonowy	20 000	640 000	0,0005—0,00005	0,00001
plazmowy	20 000	640 000	—	—
Słoneczno- termiczny fotonowy	500 niesk. duży	15 000 niesk. duży	0,5 0,00007	0,01 —

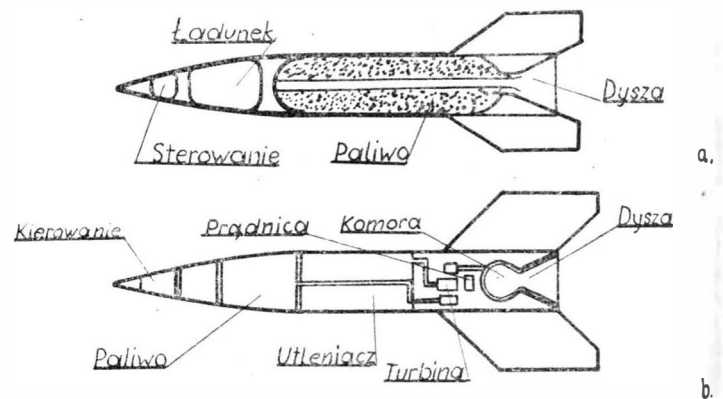
*) Skróć referatu dyskusyjnego wygłoszonego dn. 23 listopada 1959 r. na Seminarium Naukowym Katedry Osprzętu Lotniczego Wydziału Lotniczego Politechniki Warszawskiej.

Główne rodzaje źródeł energii i związane z nimi napędy dają wielkości podstawowych parametrów jak na tabeli 1.

Widać tu wyraźnie przewagę napędów nuklearnych, jeżeli chodzi o impuls właściwy, jednak ich wadą są o wiele większe ciężary całego układu.

Środek napędowy — stały-chemiczny najczęściej stosowany — to nitroceluloza, nitrogliceryna i nadchloran amonu. Działanie rakiety z takim napędem polega na stopniowym spalaniu się środka napędowego.

Działanie rakiety na paliwo ciekłe jest bardziej skomplikowane (rys. 1a i b). W zbiornikach musi być paliwo i utle-



Rys. 1. Rakiety z napędem chemicznym: a) na paliwo stałe, b) na paliwo płynne

niacz. Przy działaniu pompy utleniacz wtryskiwany jest do komory spalania. Paliwo przepływa jako środek chłodzący komory i dyszy, następnie dostaje się do komory i tam podlega spalaniu. Obieg jest więc bardziej skomplikowany. Jako paliwa stosuje się w rakietach: alkohol etylowy, metanol, wodzian hydrazyny, następnie anilinę, wodor, wodę utlenioną i nitrometan. Utleniacze najczęściej stosowane to tlen i kwas azotowy.

Paliwa ciekłe o wysokiej energii spalania to przede wszystkim związki zwane borowodorami, które dają ciąg większy o 50% od normalnych paliw. Do paliw tych należy też wodor z fluorem, jak również sproszkowane lekkie metale zmieszane na przykład z ciekłym tlenem.

Następną grupą źródeł energii są tak zwane wolne rodniki, czyli zespoły atomów obdarzone bardzo małą trwałością. Przy ich niszczeniu wyzwalają się ilości energii większe niż przy paliwach poprzednich. Z racji ich nietrwałości można je przechowywać jedynie w stanie zamrożonym. Temu rodzajowi napędu specjaliści wróżą wielką przyszłość.

Wytwarzanie energii elektrycznej jest dla większości napędów najważniejszym problemem. Moc elektryczna jonizuje, ogrzewa lub przyspiesza cząsteczki gazu napędowego. Prawie dla wszystkich napędów urządzenie wytwarzające moc jest najeńszszą częścią i ono głównie wyznacza stosunek ciąg-ciężar urządzenia.

Przy większych mocach niezbędnych dla „ludzkiej” ekspedycji kosmicznej możliwe do zastosowania, ze względu na ciężar właściwy, są jedynie układy oparte na napędzie nuklearno-rozszczepieniowym połączonym z układem turboelektrycznym, słoneczne turboelektryczne i termonuklearne łączenia ciekłe. Najważniejszym zagadnieniem jest tu minimalizacja chłodnicy, jest ona najeńszszą częścią układu. Jak zobaczymy w podanych dalej rozważaniach rozwiązań różnych typów, chłodnica jest niezbędnym i trudnym do rozwiązania elementem.

Są różne systemy podziału napędów kosmicznych; najbardziej racjonalny wydaje się system podany przez Maecela (Lit. 8) na Kongresie Aerodynamicznym w Madrycie (1958 r.); dzieli on niechemiczne napędy na trzy grupy:

I. Układy, których impulsy właściwe są ograniczone przez temperaturę materiału.

II. Układy, stosujące magnetyczne (lub inne) ujmowanie plazmy o bardzo wysokiej temperaturze.

III. Układy, stosujące elektryczne lub elektromagnetyczne przyspieszanie cząstek napędzających.

Przed przystąpieniem do omówienia zasad działania poszczególnych systemów napędowych przypomnijmy sobie definicje występujących tu cząstek: jonów, plazmy i fotonów.

Jonami nazywamy cząsteczki materii (molekuły lub atomy) posiadające ładunek elektryczny, to znaczy, że ze stanu ich równowagi ubył elektron. Jonizacja na przykład gazu następuje przy wyładowaniach elektrycznych lub przy uderzeniu o silnie nagrzaną ścianę. Plazma jest neutralną (pod względem ładunku elektrycznego) mieszaniną jonów, elektronów i neutralnych atomów. Plazma przewodzi prąd elektryczny — powstaje ona pod wpływem bardzo wysokiej temperatury i przy silnym rozrzedzeniu.

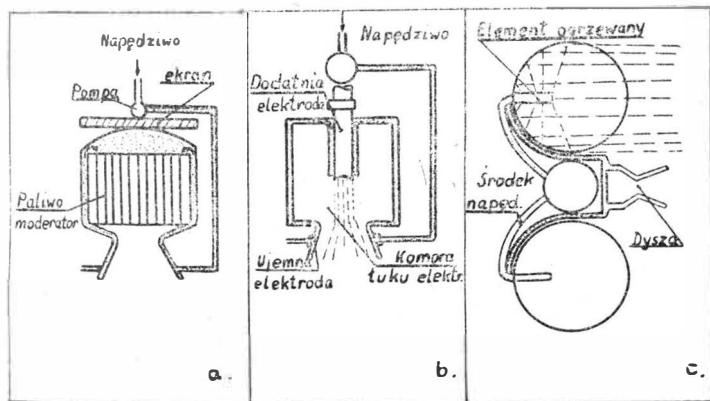
Fotony są jednymi z najdrobniejszych cząstek — fotony emituje ciało wysyłające światło. Według teorii kwantów — fotony nazywamy kwantami — kwantem energii jest najmniejsza dalej już niepodzielna ilość energii, którą może wyprodukować atom emitując światło.

I. Grupa, obejmująca układy, których impulsy właściwe są ograniczone przez temperaturę materiału, obejmuje rakiety nuklearno-rozszczepieniowe cieplne, łuk elektryczny i słoneczne cieplne (rys. 2a, b i c).

Dla rakiety nuklearno-grzejnej impuls właściwy jest ograniczony do wartości otrzymanej za pomocą wodoru przy temperaturze dopuszczalnej dla paliwa i moderatora (pręty uranowo-grafitowe).

Dla temperatury 6000°C impuls właściwy ogranicza się do 900 sek przy ciśnieniu w komorze 10 ata, dla ciśnienia 10^{-2} ata impuls wzrasta do 1500 sek. Rakiety tego typu nadają się więc teoretycznie do startu z ziemi — przy czym w tym przypadku ciśnienie w komorze będzie wysokie, zaś przy starcie z orbity ciśnienie w komorze może być niskie, tak, że może być uzyskany wyższy impuls właściwy, przyspieszenie wtedy osiąga 1 g (rys. 2a).

Napęd łukiem elektrycznym wymaga prądu elektrycznego do ogrzania środka napędowego — musi więc mieć układ wytwarzający prąd elektryczny, dzięki czemu ciężar wła-



Rys. 2. Układy ograniczone przez temperaturę materiału: a) napęd nuklearno-rozszczepieniowy, termiczny, b) napęd z komorą łuku elektrycznego, c) napęd słoneczno-termiczny

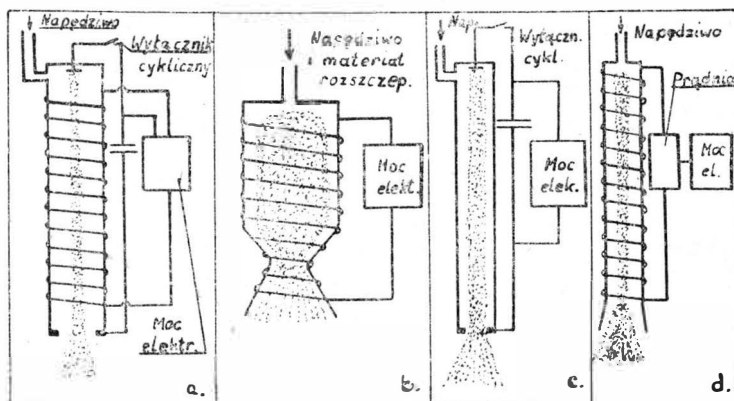
ciwy urządzenia wynosi 2 do 5 kG na KW. Erozja elektrod ogranicza impuls właściwy do 1500 sek, gdy zagadnienie to zostanie opalone — impuls właściwy osiągnie 2000—4000 sek (rys. 2b).

Rakieta o napędzie nuklearno-rozszczepieniowym posiada wyższy potencjał ładunku przy znacznie wyższym przyspieszeniu wewnętrznym. Dla napędu łukowego ładunek jest mniejszy.

Napęd słoneczno-termiczny był analizowany szczegółowo przez Ehricke (Lit. 7). Poza ograniczeniami wynikłymi z ogrzania materiału wymiennika ciepła trzeba tu brać pod uwagę straty ciepła środka napędowego w czasie drogi od kolektora ciepła słonecznego do komory. Uzyskany impuls właściwy ogranicza się do 700—800 sek. Ciężar wła-

ściwy urządzenia wynosi 0,2—0,5 kG/KW mocy odrzutowej (rys. 2c). Widać z tego, że w tej grupie najlepszy jest napęd nuklearno-grzejny rozszczepieniowy.

Grupa II niechemicznych napędów składa się z systemów, których działanie polega również na ogrzaniu środka napędowego, lecz ich impulsy właściwe nie są ograniczone przez temperaturę materiału ścianek (rys. 3). Ogrzany śro-



Rys. 3. Układy stosujące magnetyczne lub inne ujmowanie plazmy o bardzo wysokiej temperaturze: a) napęd termonuklearny łączeniowy, b) nuklearno-rozszczepieniowy z fazą gazową, c) układ ogrzewany wyładowaniem elektrycznym, d) grzanie przez indukcję elektromagnetyczną

dek napędowy jest tutaj odpychany od ścianek od stałych powierzchni za pomocą pola sił magnetycznych lub innych. Układy takie są zdolne do wytwarzania impulsów właściwych w zakresie 10 000 sek i wyżej. Jeżeli wodór jest zastosowany jako środek napędowy, wymagana temperatura do uzyskania takich impulsów właściwych jest rzędu setek tysięcy stopni. Każdy gaz w tych warunkach jest całkowicie zjonizowany, tak że magnetyczne ograniczenie jest możliwe.

Na rysunku mamy schematy czterech rodzajów tego napędu: termonuklearny łączeniowy (a), nuklearno-rozszczepieniowy (b) z fazą gazową, podgrzewanie przez wyładowanie elektryczne (c) i grzanie przez indukcję elektromagnetyczną (d).

Pierwsze dwa układy nuklearne są zdolne do samowytwarzania mocy elektrycznej potrzebnej do prowadzenia lub jonizacji. Dwa pozostałe wymagają osobnych układów napędu elektrycznego i dlatego są ograniczone w wewnętrznych przyspieszeniach do wartości rzędu 10^{-4} g, jeżeli chce się mieć ładunek 50%. Napędu termonuklearnego i nuklearno-rozszczepieniowego z fazą gazową dotąd nie wykonano nawet laboratoryjnie. Na rysunku mamy tylko sugestie zasad tych napędów. Wartości przyspieszeń około 10^{-2} g oparte są na tym, że układ nie potrzebuje chłodziwa, turbogeneratora i wymiennika ciepła i będzie pracować przy większych mocach niż układy elektryczne.

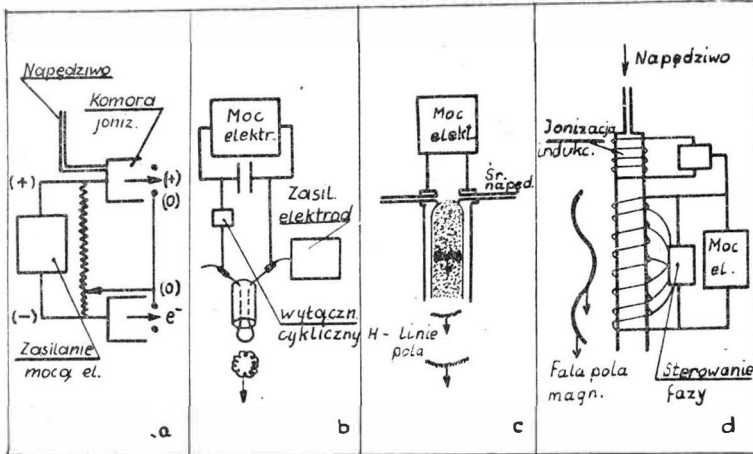
Dla rakiety termonuklearnej temperatura plazmy jest rzędu 100 milionów stopni. Jeżeli produkty reakcji będą użyte jako środek napędowy — impuls właściwy będzie rzędu 200 000 sek. Takie wielkości są o wiele za duże dla podróży międzyplanetarnych. Można je zmniejszyć przez „rozcieńczenie” produktów reakcji przez dodatkowe paliwo, wtedy impuls właściwy wyniesie 10 000 sek. Jest to możliwe przy cyklicznym przebiegu reakcji.

Dla napędu o nuklearnej reakcji łączeniowej z fazą gazową dla wytworzenia mocy elektrycznej niezbędnej do skupiania gazu i jonizacji potrzebny jest również cykliczny przebieg reakcji. Cykl może polegać tutaj na wtrysku pewnej masy plazmy zawierającej wyznaczoną ilość materiału łączeniowego, sprężeniu plazmy magnetycznie do wielkości krytycznej i spowodowanie, że rozprężająca się plazma działa na pole magnetyczne, wytwarzając moc elektryczną dla następnego cyklu. Na podobnej zasadzie oparte jest urządzenie do wytwarzania plazmy zwane stelleratorem, przy czym w cewkach wytwarzających pole magnetyczne cykliczne z kolei wytwarza się prąd elektryczny. Nadmierne rozprężenie plazmy ponad wielkość wymaganą dla wytworzenia mocy elektrycznej powoduje uchodzenie plazmy przez dyszę magnetyczną wytwarzając potrzebny ciąg.

Dwa ostatnie systemy tej grupy posiadają stosunek ciąg-ciężar nieco mniejszy, gdyż wymagają osobnych źródeł mocy. W tym przypadku ta moc jest potrzebna do ogrzania gazu przez elektryczne wyładowania wystarczająco silne

do odepchnięcia od ścianek i do wytworzenia temperatury wieluset tysięcy stopni w czasie wyładowań. System elektromagnetycznej indukcji posiada przewagę nad elektrowyładowaniami dla ogrzewania, gdyż odpada problem grzania się i erozji elektrod. Głównym zagadnieniem jest tutaj zjonizowanie napędziwa (środku napęd.) i wystarczające ogrzanie do wysokiej temperatury jedynie przez indukcję.

Trzecia grupa niechemicznych napędów różni się tym od poprzednich, że proces przyspieszania następuje za pomocą przyspieszaczy elektrycznych lub magnetycznych, zamiast energii termicznej. Takie przyspieszacze widoczne na rysunku (rys. 4) posiadają impulsy właściwe powyżej



Rys. 4. Układy z przyspieszaczem elektrycznym lub elektromagnetycznym: a) przyspieszacz elektrostatyczny, b) ezektor plazmoidalny Bosticka, c) liniowy przyspieszacz plazmy, d) układ wędrującej fali magnetycznej

10 000 sek. Główne zalety wykazane przez te układy są następujące: 1) sprawność zamiany mocy elektrycznej na odrzut, 2) możliwość długotrwałego działania.

Jak już poprzednio podkreślano, główną część ciężaru stanowi wyposażenie elektryczne, przyspieszacz gra w tym rolę drugorzędną.

Elektrostatyczny przyspieszacz (rys. 4a) jest jedynym systemem w III grupie, który wymaga oddzielnego przyspieszania jonów i elektronów. Nie będzie to specjalną wadą, jeżeli jony i elektrony spotkają się gwałtownie po przyspieszeniu i wyładowania przestrzenne neutralizują się na bardzo krótkim obszarze. Dobrą techniką jonizacji jest metoda kontaktowa (Stuhlingera — Lit. 9) polegająca na uderzaniu strugi gazu o rozgrzaną płytę metalową. Bostick (rys. 4b) nie stosuje natomiast osobnej techniki jonizacji jak w poprzednim układzie, tylko daje metalowe elektrody, które służą do grzania i same stanowią środek napędowy. Siły napędowe powstają na skutek wyładowań pomiędzy elektrodami. Prędkości wylotu wynoszą tutaj 10^7 cm/sek. Badania NACA tych napędów wykazały sprawność 40%.

Następny układ nazywa się liniowym przyspieszaczem plazmy (rys. 4c) — wymaga magnetycznego pola normalnego do prądu wyładowania. Nie potrzeba tu kondensatora, gdyż cykliczność jest automatyczna. Siła na elemencie plazmy jest normalna do prądu i do pola magnetycznego, tak że wyładowanie przyspiesza cząsteczki i wyrzuca je z dyszy. Następnie łuk działa w najwęższym miejscu i cykl się powtarza.

W układzie wędrującej magnetycznej fali plazma (rys. 4d) jest przyspieszona przez zawężenie jej strugi w dolinie pola magnetycznego i jednocześnie przyspieszenie strugi pola magnetycznego do granicznej potrzebnej prędkości. Środek napędowy musi się łatwo dać jonizować. Tak zwany system „ $E \times H$ ” jest układem o ustalonym przepływie, który przyspiesza plazmę wzdłuż kanału z prostopadłymi polami elektrycznymi i magnetycznymi (rys. 5a). Układ wygląda prościej niż przy wędrującej fali, lecz są trudności z wytworzeniem dostatecznie silnego pola elektrostatycznego bez spadku w poprzek kanału.

Dwa ostatnie przykłady układów napędowych z przyspieszaczami z falą uderzeniową powstała dzięki indukcji (rys. 5b i 5c) działają przez powstanie szerokiej fali prądu wytwarzającej falę uderzeniową wędrującą z prędkością odpowiadającą impulsowi 10 000 sek. Układ drugi (Kolba) wyładowań elektrycznych posiada ciężką okładzinę na dnie

rury. Tworzy się pole magnetyczne normalne do pola prądu wyładowania i odrzuca plazmę. W ostatnim układzie fala prądu przebiega przez główne uzwojenie i wytwarza przez chwilowy strumień magnetyczny potencjał dla indukcyjnej jonizacji gazów w rurze.

Linie zakrzywionego pola magnetycznego wokół uzwojenia powodują powstanie gradientu magnetycznego ciśnienia potrzebnego do napędu plazmy w obydwóch kierunkach (patrz rys. 5c) i zewnętrzne uzwojenia zakreślają plazmę do dwóch wylotów.

Jako najlepsze układy z wymienionych uważa Maeckel napęd termonuklearny lub nuklearny łączony z fazą gazową, przy czym ciężar właściwy 5 kG/KW uważa on za wystarczający do podróży międzyplanetarnych.

Przed opisem kilku projektów napędów opartych na wyżej wyszczególnionych układach należy zastanowić się nad zagadnieniem, które — jak wynika z rozważań — stanowi problem węzłowy; jest nim układ przetwarzania mocy.

Zwykle urządzenie termoelektryczne pracuje według zmodyfikowanego cyklu Carnota, który wymaga wypromieniowania uzyskanego ciepła — trudno go więc stosować dla celów astronautycznych. Lepsze będą mechaniczne układy zamiany ciepła uwzględniające cykl gazowy Braytona i cykl skraplania Rankina.

Ciecz pracująca według cyklu Braytona, która przetwarza ciepło z nuklearnego reaktora musi mieć następujące warunki: 1) stateczność przy promieniowaniu nuklearnym; 2) małą absorpcję neutronów w przekroju; 3) małą aktywność chemiczną; 4) dobre przenoszenie ciepła; 5) małą gęstość. Najlepszy okazuje się tutaj hel.

Przy obiegu Rankina ciecz musi jeszcze posiadać dodatkowe cechy: 6) duże ciepło utajone promieniowania; 7) niskie ciśnienie pary w temperaturze reaktora dla uniknięcia ciężkich skorup (grubych ścianek); 8) ciśnienie pary dostatecznie wysokie przy temperaturze chłodzenia dla uniknięcia kawizacji i innych problemów związanych z pompami.

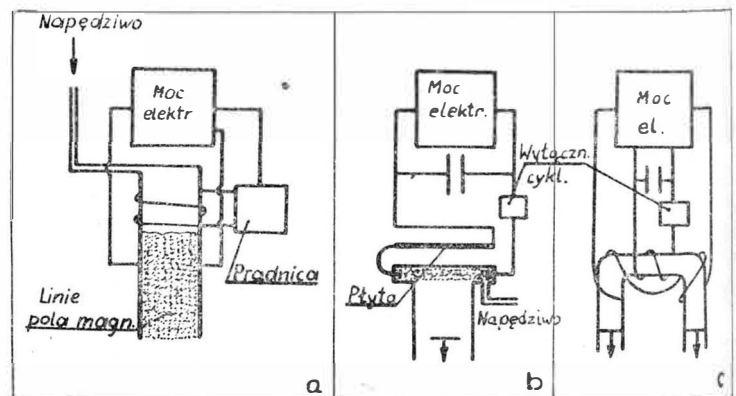
Analiza obydwóch obiegów wykazuje, że układ skraplania stosujący cykl Rankina jest lepszy z racji mniejszego zapotrzebowania ciepła, mniejszego chłodzenia i mniejszego ciśnienia pracy. Prądnice do wytwarzania mocy elektrycznej w takich układach mogą być magnetyczne, indukcyjne lub elektrostatyczne. W opisie projektów już dokładniejszych zobaczymy, jak skomplikowane są te układy przetwarzania mocy i z jak wielu ciężkich mechanizmów się składają.

Poprawę na polu zmniejszenia ciężaru mogą dać urządzenia bezpośredniej przemiany energii.

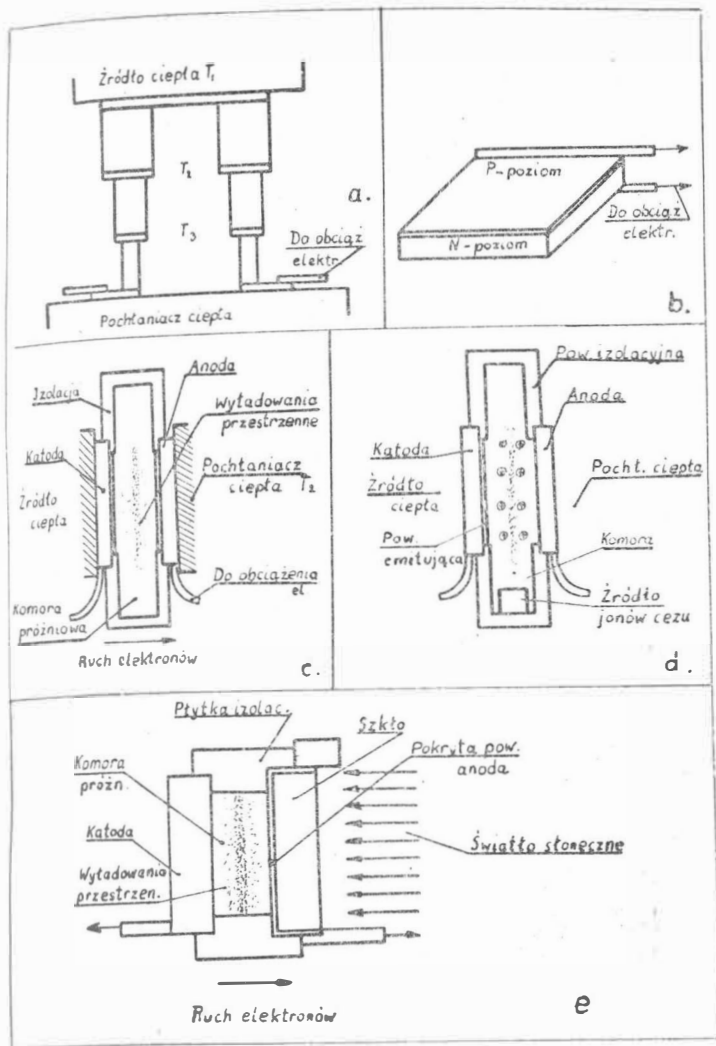
Istnieje kilka typów urządzeń przemiany ciepła lub energii promieniowania bezpośrednio w od razu stosowaną formę elektryczną. Takie urządzenia ulepszone i opracowane w dużej skali przewiduje się do zastosowania dla celów astronautycznych.

Zwykle procesy, które podano wyżej, polegały na zastosowaniu cieczy pracującej w obiegu termodynamicznym z mechanicznym urządzeniem dla przemiany ciepła w energię mechaniczną i osobne urządzenie do przemiany energii mechanicznej na elektryczną.

Urządzenia „bepośredniej przemiany” — z racji braku części ruchomych — są mechanicznie proste i mogą mieć prawie nieograniczoną trwałość. Rozróżniamy cztery rodzaje bardziej rozwiniętych układów, są to: generator termoelektryczny, komórka fotoelektryczna, generator termioniczny i generator fotoemisyjny (rys. 6).



Rys. 5. Układy z przyspieszaniem elektromagnetycznym: a) przyspieszacz „ $E \times H$ ”, b) przyspieszacz z falą uderzeniową powstałą dzięki indukcji, c) układ z chwilowym polem magnetycznym



Rys. 6. Układy bezpośredniego przetwarzania mocy: a) generator termoelektryczny, b) komórka fotoelektryczna, c) próżniowa komora termioniczna, d) termioniczna komora z neutralizacją wyładowań przestrzennych przez jony cezu, e) konwerter fotoemisyjny

Zjawiska chemiczne stanowiące podstawę działania termoelektrycznego generatora są to zjawiska Seebecka, Peltiera i Thompsona — w sumie zjawiska te dają efekt podobny do termopary.

Zastosowanie wielu różnych tworzyw połączonych szeregowo (rys. 6a) seriami i to różnych termicznie i elektrycznie może być źródłem prądu elektrycznego przy podgrzaniu. Wynika to z tego, że napięcie termoelektryczne na stopień różnicy temperatury pomiędzy zimnym i ciepłym połączeniem tych specjalnych materiałów zmienia się liniowo z temperaturą. Pojęciem przyjętym dla porównania urządzeń „bezpośredniej przemiany”, a w tym przypadku generatora termoelektrycznego, jest stosunek jego wydajności do idealnej maszyny pracującej według cyklu Carnota w tych samych temperaturach. Uzyskano sprawność rzędu 6% sprawności cyklu Carnota. Ciężar takiego generatora wynosi 0,5 kg/wat. Przy polepszeniu sprawności ciężar da się zmniejszyć dwukrotnie, jest to jednak dość dalekie od zadowalających zastosowań.

Drugim urządzeniem bezpośredniej przemiany jest komórka fotoelektryczna. Działanie jej polega na zastosowaniu półprzewodników czyli tranzystorów (rys. 6b).

Jeżeli mamy warstwę krzemu z jednej strony pokrytą barem, który wdyfudował w krzem, wytwarza się półprzewodnik dwóch typów: typu „p” i „n”. Gdy w taką warstwę wnिकnie foton — wytrąca on elektron z pasma wartościowości i dodaje się do tzw. pasma przewodnictwa, czyli powstaje zjawisko istnienia wolnych elektronów i płynie prąd elektryczny.

Konwertery termioniczne stanowią właściwie diody, czyli lampy próżniowe (rys. 6c i d), w których ładunek elektryczny jest doprowadzony do katody i anody. Przy ogrzaniu katody powstaje zjawisko wyzwalamy elektrony i powstaje przepływ prądu elektrycznego. Jest tutaj jednak wiele trudnych problemów — jednym z nich są wyłado-

wania przestrzenne. Wymagają one stosowania pary cezu w komorze diody. Próby urządzenia tego rodzaju wykonywano jedynie w małej skali.

Konwerter fotoemisyjny (rys. 6e) polega na wykorzystaniu zjawiska fotoelektrycznego, z tym że substancja światłoczuła tworzy katodę. Przy pochłanianiu fotonów wyzwalamy elektrony. Trudności ze sterowaniem wyładowania w komorze są te same, co poprzednio.

A. E. Doenhoff (Lit. 10) uważa jako „przyszłościowy” napęd możliwy do przyjęcia połączenie konwertera termionicznego i termoelektrycznego. Termioniczny konwerter daje ciepło rzędu 500°C, co daje wejściową temperaturę dla pracy termoelektrycznego konwertera, który z kolei wypromieniowując ciepło przy znacznie niższej temperaturze daje moc elektryczną do napędu.

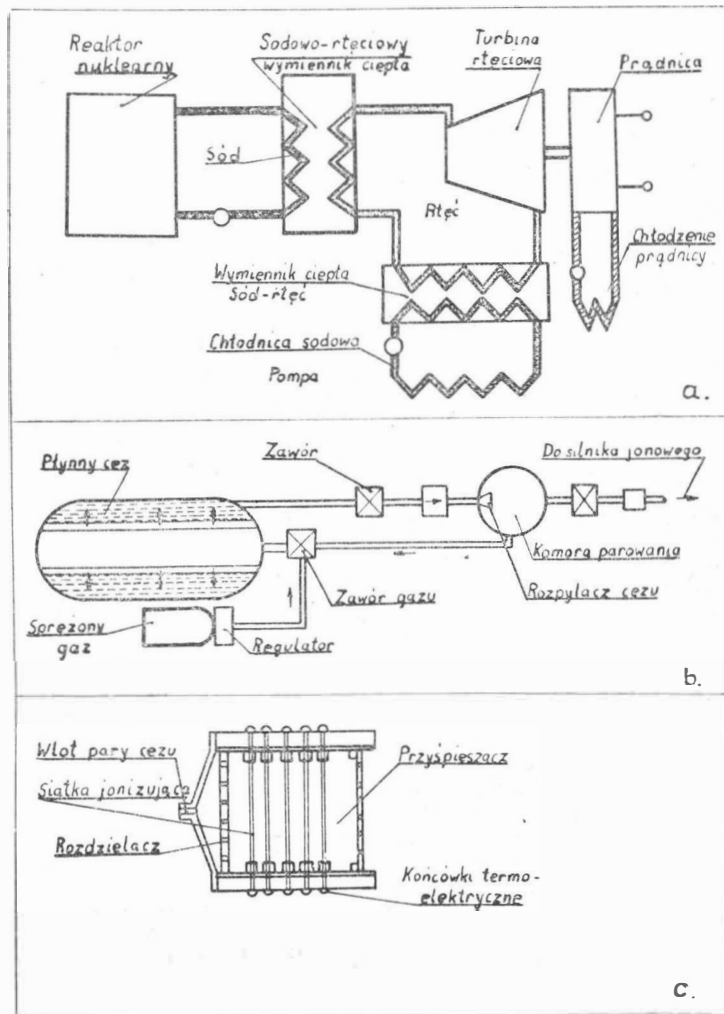
Notując te wszystkie zagadnienia dotyczące zastosowań napędów opartych na zjawiskach elektrycznych trudno przewidzieć, w jakim kierunku pójdą ostateczne rozwiązania napędów statków kosmicznych.

Z opublikowanych danych można sobie odtworzyć charakterystyki pomysłów Snoopera, General Electric i Stuhlingera (Lit. 4).

Projekt Snoopera stanowi pomysł rozpoznawczej bezzałogowej rakiety międzyplanetarnej, wydaje się najbardziej realny i szczegółowo opracowany. Podstawę napędu stanowi nuklearne źródło energii i silnik jonowy. Źródłem więc mocy elektrycznej jest tutaj turbogenerator napędzany zamkniętym układem nuklearnym. Jeżeli nie ma układu ekranującego przeciwko promieniowaniu, ciężar silnika nuklearnego byłby nie tak wysoki.

Chłodzenie zapewnia układ sodowy. Czynnikiem pracującym w turbinie ma być rtęć, gdyż umożliwi ona pracę przy umiarkowanym ciśnieniu i przy wyższej temperaturze w porównaniu z parą (rys. 7a).

Trudne zagadnienie chłodzenia rozwiązano w ten sposób, że chłodzenie następuje przez wypromieniowanie. Rakieta posiada zwijane w czasie startu (start następuje



Rys. 7. Układ napędu rakiety jonowej Snoopera: a) układ wytwarzania mocy elektrycznej, b) zasilenie silnika, c) silnik z przyspieszaczem

przy pomocy rakiety chemicznej) powierzchnie z cienkiej blachy (rzędu setnych mm), na których równoległe do osi są ułożone rurki rozprowadzające chłodziwo.

Pod wpływem pompowania chłodziwa — chłodnice rozwijają się na orbicie satelitycznej.

Układ elektryczny składa się z prądnicy, prostownicy i rozdzielaczy.

Z rozważań mocy przeprowadzonych przez Snoopera wynika, że uzyskany ciąg może być jedynie niewielki. Z wykresów przedstawiających stosunek potrzebnej mocy do ciężaru statku dla różnych prędkości wylotowych jonów i przyspieszeń statku wynika, że dla przyspieszenia 10 g prędkość wylotowa musi posiadać wartość ponad 10^8 m/sek, zaś stosunek mocy do ciężaru wyżej 10^4 , co jest wielkością nieosiągalną.

Ważną rzeczą jest wybór odpowiedniego środka napędowego, musi on łatwo podlegać jonizacji, bo tylko zjonizowane atomy dadzą ciąg. Do nich należą, tak zwane metale ziem alkalicznych: lit, sód, potas, rubid, cez, które posiadają najniższy potencjał jonizacji.

Przy zetknięciu atomu alkalicznego z rozżarzoną platyną lub tungstenem, staje się on zjonizowany. Z rozważań wymaganej powierzchni i gęstości prądu wynika, że najlepszy do napędu jest cez.

Na rysunku widzimy schemat układu zasilającego raketę (rys. 7b). Cez jest przechowywany w stanie płynnym przy temperaturze wyższej od temperatury topienia ($+40^\circ$) przez podgrzewanie elektryczne. Ciekły cez przechodzi przez zawór i jest rozpylony w komorze odparowania o temperaturze ścianek około 300° .

Para cezu pod ciśnieniem przechodzi przez podziurkowaną ściankę, która działa jako dozowacz. Przy rozruchu otwiera się dolny zawór z komory odparowania, aż dostatecznie wzrośnie ciśnienie pary. Regulacja ciągu następuje przez zmianę ciśnienia gazu rozpylającego i temperaturę ścianek komory (rys. 7c).

Silnik projektu Snoopera ma mieć 0,075 kG ciągu, co może nadać przyspieszenie 0,1 mili-„g”.

Para cezu przechodzi przez przyspieszacz, gdzie uzyskuje prędkość ponad 20 000 m/sek pod wpływem napięcia 27 500 V. Przyspieszacz katodowy w postaci ulownicy przyspiesza przelatujące przez cząsteczki. Jeżeli wylatywałyby tylko dodatnio naelektryzowane cząsteczki, statek otrzymałby narastający ujemny ładunek, który przeszkadzałby i utrudniał dalsze wyrzucanie jonów. Zapobiega się temu przez jednoczesną emisję elektronów, które mieszając się tworzą elektrycznie neutralną plazmę. Jak widać na rysunku, za siatką katodową umieszczona jest powierzchnia termiczna z elementem grzejnym, emitująca elektrony.

Cała rakietka pomysł Snoopera stanowi dwie odrębne części; część zawierająca ładunek jest oddzielona od napędowej za pomocą układu teleskopowo-izolacyjnego. Chłodnice rozwijają się jak skrzydła.

Główne części statku kosmicznego pomysł Snoopera stanowią więc: reaktor, turbogenerator, zbiorniki i silniki jonowe, które są zamocowane przegubowo i mogą być obracane do hamowania.

Charakterystyka ciężarowa jest następująca:

— ładunek i urządzenia sterownicze	780 kG
— reaktor, wymiennik ciepła, pompy, turbina	454 kG
— chłodnica	127 kG
— prądnica i ukł. elektr.	67 kG
— konstrukcja i różne	67 kG
— środek napędowy	105 kG
Razem	1500 kG

Projekt General El. podaje nuklearny zasobnik mocy o wyższych osiągnięciach. Ciąg 1,6 kG przy ciągu właściwym 9600 sek, stosunek ciągu do ciężaru $1,8 \times 10^{-4}$.

Zasobnik o mocy 1 MW posiada długość 26,6 m i średnicę 2,6 m. Pokrycie jest ceramiczne. W reaktorze ogrzewa się hel, napędza on 12-stopniową turbinę z molibdenu, pochłania 1,95 kG/sek helu, przy temperaturze 2100° . Turbina napędza sprężarkę 41-stopniową, gaz jest przyspieszony do 24 000 obrotów.

Olbrzymia chłodnica posiada powierzchnię 5600 m². Ciężar bez ekranów przeciw promieniowaniu wynosi 5 ton, czas pracy 10 000 godz. Z opisu wynika, że jest to właściwie silnik na plazmę, ma być on gotowy w roku 1965.

W projekcie Stuhlingera (Lit. 2) zasada jest podobna do poprzedniej. Nazywa on swój projekt termiczną raketą jonową; pracuje ona w ten sposób, że potrzebny ciąg powstaje dzięki silnikowi o wysokiej temperaturze, w któ-

rym jednak nie ma właściwego spalania. Zastosowana stacja zostaje tak ogrzana, że przechodzi w stan plazmy.

Gaz, wodór lub hel jest ogrzany łukiem elektrycznym do około $10\,000^\circ$ — w tej temperaturze — jak już powiedziano — molekularny wodór jest praktycznie całkowicie zdysocjowany i częściowo zjonizowany. W ten sposób silnik wykorzystuje jako gaz pracujący strumień atomowego wodoru lub protony przy niskim ciśnieniu i wysokiej temperaturze. Silnik ten może działać tylko poza atmosferą ziemską.

Charakterystyka projektowanego statku:

— masa całkowita	730 t
— całk. masa środka nap.	365 t
— zużycie śr. nap.	5,8 g sek ⁻¹
— napięcie	4880 V
— natężenie	4220 amp.
— prędkość wylotowa	84 km sek ⁻¹
— ciąg	50 kG
— przyspieszenie pocz.	$0,67 \times 10^{-4}$ g
— ładunek	150 t

W oparciu o ten silnik istnieje projekt podróży do Marsa i z powrotem w 1184 dni.

NAPĘDY FANTASTYCZNO-NAUKOWE

Napędem będącym już na granicy fantazji naukowej jest napęd fotonowy.

Dla utrzymania dużych prędkości w podróży kosmicznej jakie wynikają z olbrzymich odległości, pod uwagę można brać tylko napęd fotonowy, jeżeli chodzi o podróże poza nasz układ słoneczny.

Zagadnieniu temu poświęcona jest głośna obecnie praca wybitnego specjalisty raketowego — Sängera (Lit. 11). Udowadnia on, posługując się teorią względności, możliwości zastosowania tego rodzaju napędu.

Lotnictwo i transport — według Sängera — rozwija się w dwóch kierunkach: szybkie samoloty i pionowy start. Obydwa te kierunki oczywiście ważne są dla podróży kosmicznych.

W zagadnieniu dalekiego transportu wraz z międzyplanetarnym, znaczenie mają kwanty pola elektromagnetycznego, które w postaci napędu fotonowego prowadzą do samolotów i statków kosmicznych o prędkości bliskiej prędkości światła. W drugim zakresie — samolotów pionowego startu, znaczenie mają kwanty pola grawitacyjnego, które powinny wpływać na lokalną zmianę ciężaru i doprowadzić do całkowitej nowej koncepcji ziemskiego lotnictwa.

Napęd fotonowy posiada już pewną podstawę doświadczalną i istnieje szereg pomysłów realizacji tego napędu. Jeżeli chodzi o możliwości napędu grawitonowego sprawa jest bardziej skomplikowana. Grawitacja jest niezależna od warunków zewnętrznych. Światło może być absorbowane, odbijane; elektryczne i magnetyczne sygnały mogą być przesyłane. Z grawitacją jest zupełnie inaczej; grawitacja nie może być zwiększona ani zniszczona. Oto, co pisze o tym zagadnieniu Louis Witten:

Grawitacja musi być traktowana inaczej niż inne zjawiska fizyczne, jest logicznie trudność w traktowaniu tego zjawiska. Teoria grawitacji jest teorią „zakrzywionej przestrzeni” — wyjaśnienie tego problemu wykracza poza możliwości popularyzacyjne.

Witten dowodzi, że odległość w cząsteczkowej fizyce są rzędu 10^{-13} cm (co jest promieniem elektronu i zasięgiem działania sił nuklearnych). Przy kwantowaniu pola grawitacyjnego odległość wynosi 10^{-33} .

Z tego wynika, że efekty kwantów są ważne tylko w tym małym dystansie i 10^{-13} , które odpowiada cząsteczkowej fizyce, nie będą podlegać grawitacyjnym wpływom kwantów.

Tak więc zagadnienie grawitacji według Wittena nie jest właściwie nawet teoretycznie całkowicie rozwiązane, gdyż

1. Wchodzi tu zagadnienie „zakrzywionej przestrzeni”.
2. Trzeba uwzględnić teorię względności i zagadnienie czasowe.
3. Odległości wynikłe z teorii kwantów dla grawitacji są mniejsze niż wielkości elektronów.

Zasadą napędu fotonowego jest zjawisko polegające na tym, że na powierzchni odbijającej lub wytwarzającej fotony powstaje niewielkie ciśnienie promieniowania dające ciąg. Pomysły dotyczące wykorzystania tego napędu dla statków kosmicznych dzielą się na dwie grupy: „zagle-

fotonowe polegające na odbijaniu światła słonecznego i rakiety fotonowe wytwarzające fotony. Odmianą pierwszego będą urządzenia skupiające światło i wykorzystujące jego termiczne działanie (rys. 2c).

Idealem napędu fotonowego jest tak zwany żagiel fotonowy. Jeden z pomysłów żagla fotonowego jest podany przez Söopaa: fotony emitowane przez słońce są odbite od lustrzanej wewnętrznej powierzchni ogromnego balonu-żagla, uzyskany ciąg będzie rzędu 1×10^{-6} kG/m². W środku będzie urządzenie sterujące, skierowujące „żagiel” pod właściwym kątem ku słońcu. Ciąg właściwy będzie tutaj nieskończony, jednak ciężar „żagla” ogromny.

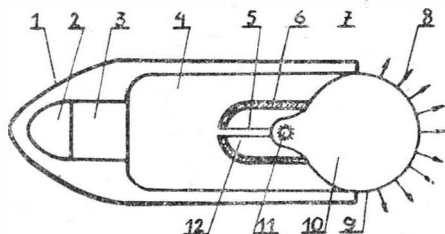
Zagadnieniem „żagla” słonecznego zajmuje się też R. L. Garwin. Jako główny problem rozważa on zagadnienie wielkości powierzchni odbijającej na jednostkę masy. Jego żagiel ma być z plastyku o grubości 0,1 mikrona o masie na jednostkę powierzchni 5×10 g/cm², powierzchnia żagla ma być aluminiowana.

Wytworzone przyspieszenie będzie bardzo małe, tak że z orbity satelity prędkość ucieczki osiągnie się po dwóch miesiącach krążenia.

Garwin (Lit. 5) podaje projekt sztucznego satelity o ciężarze 10 kG: żagiel ma być o powierzchni 4×10^7 cm². Żagiel ten będzie czaszą kulistą o średnicy 70 metrów i głębokości 10 metrów, będzie on przymocowany do statku wstępami o długości 200 metrów. Ulepszenie urządzenia przewiduje żagiel o grubości 2×10^{-5} cm — co zwiększy jego możliwości; wtedy ucieczka z toru satelity i podróż do Wenus będzie trwała miesiąc zaś powrót tydzień. Żagiel można związać i rozwijać w czasie obrotu wokół Ziemi i zmieniać kąt ustawienia odpowiednio do „żeglarskiego” sterowania (oczywiście automatycznie lub zdalnie sterowanego).

Odmianą „żagla fotonowego”, a raczej zmianą, jest napęd przy pomocy „pieca słonecznego”. Pomysł tego rodzaju przewiduje paraboliczne zwierciadło, które mogłoby dawać temperatury w zakresie 3600—4200 °K. „Piec” stanowiłby źródło ciepła uruchamiające napęd odrzutowy.

Pomysły raket fotonowych, wytwarzających fotony, polegają przeważnie na uzyskaniu strumienia fotonów za pomocą reakcji jądrowej i skupieniu i kierowaniu ich za pomocą układu magnetycznych soczewek jak w mikroskopie elektronowym. Przyspieszenie uzyskane przez silnik może być regulowane (rys. 8).



Rys. 8. Rakieta fotonowa według Sängera: 1) osłona (ekran) przeciwmeteoryczna, 2) pomieszczenie załogi, 3) magazyny, 4) zbiornik wodoru (mieszaniny izotopów), 5) przewód doprowadzający wodór do komory reakcyjnej, 6) osłony przed promieniowaniem, 7) ściana odbijająca fotony, 8) kierunek wylotu strumienia fotonów, 9) osłona przepuszczająca fotony, 10) lampa jądrowa, 11) komora reakcyjna, 12) reaktor termojądrowy

Źródłem promieniowania o wymaganej intensywności mogą być ciężkie plazmy.

Według Sängera najlepiej nadają się do tego plazmy rtęci o temperaturze 10^3 — 10^6 °K. Do ogrzania plazmy do potrzebnej temperatury służyć mogą stopy czerpiące energię z różnych rodzajów energii pochodzącej z rozpadu atomu. Przy radioaktywnych procesach wytworzona energia jest 10^6 razy większa niż przy procesach chemicznych, przy rozszczepieniu jądra i tworzeniu się jądra 10^7 razy, a przywypromieniowaniu 10^{10} razy. Masa więc napędzająca prze-

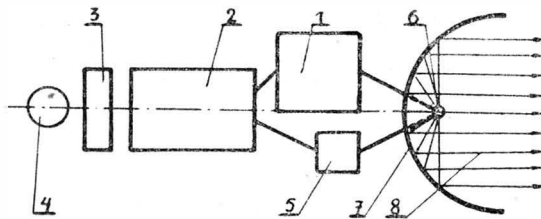
chodzi w świecącej plazmie, zamienia się na fotony, które opuszczają raketę. Można (według Sängera) uzyskać ciśnienie promieniowania 1 kG/cm², zaś przy grubych warstwach plazmy 100 kG/cm² przy temperaturze 140 000 °K.

Sänger w swej pracy nie porusza trudności technicznych, jakie byłyby do pokonania dla opanowania stopniowego wyładowania stosu, dla opanowania kolosalnych temperatur. Zwraca on uwagę na niszczycielskie działanie strugi fotonów, które uniemożliwiłyby uruchomienie takiego silnika na małej wysokości, a dopiero w bezpiecznej odległości od Ziemi.

Z drugiej strony takie silne źródło fotonów może mieć zastosowanie militarne dla zniszczenia samolotów, a nawet sztucznych satelitów.

W rakiecie pomysłu Sängera napęd pochodzi od reaktora termojądrowego, materiałem napędowym są mieszaniny izotopów wodoru.

Idąc dalej w kierunku napędów już właściwie fantastyczno-naukowych, mamy radziecki pomysł rakiety fotonowej, w której (rys. 9) fotony powstają w wyniku zderzenia się cząstek i antycząstek materii. Antymateria — to



Rys. 9. Radziecki pomysł rakiety fotonowej: 1) przyspieszacz antycząstek, 2) zbiornik materiału, z którego się wytwarza cząstki i antycząstki, 3) osłona (ekran) przed promieniowaniem, 4) pomieszczenie załogi i magazyny, 5) przyspieszacz cząstek materii, 6) obszar zderzeń cząstek i antycząstek, 7) lustro odbijające fotony, 8) kierunek wylotu fotonów

hipotetyczny twór, w którym atom składa się — przeciwnie do „naszej” materii — z dodatnich elektronów krążących wokół ujemnego jądra. Dodać tutaj należy, że odkryto już składniki jądra — antyprotony (Lit. 3).

W przypadku zderzenia się materii z antymaterią powstaje olbrzymia ilość energii, która w postaci fotonów daje napęd rakiecie fotonowej.

Wszystkie rakiety — mające w swym procesie napędowym reakcje nuklearne czy fotonowe — nie mogą działać przy powierzchni Ziemi z racji szkodliwego działania promieniotwórczości, czy zgoła niszczącego i palącego działania wylatujących cząstek.

Większość pomysłów podróży kosmicznych przewiduje więc wielostopniowe napędy, w których pierwszy stopień będzie napędem chemicznym, a dopiero następne, działające poza atmosferą ziemską, będą napędami takimi jak napęd plazmowy czy fotonowy.

LITERATURA

1. E. Sänger — Zur Strahlungsphysik der Photonen Strahlantriebe und Waffenstrahlen, Oldenburg, Juni 1957
2. L. Kucharčík — Einführung in die Probleme der Astronautik, Techn. Rund. nr 2, 1959 str. 5
3. Statek przelazny o napędzie fotonowym. Krylja Rodiny nr 10, 1953, str. 14
4. Project Snooper, a Program for Unmanned Interplanetary Reconnaissance. M. I. Willinski, Jet. Prop. Nov. 1958, str. 723
5. R. L. Garwin — Solar Sailing, Jet. Prop. nr 3, 1958, str. 188
6. L. Witten — The Engineer, the Physicist and Gravitation, Aero-Space, June 1958
7. E. Stuhlinger — Propulsion Systems for Space Ships. Vistas in Astronautics, str. 191
8. W. E. Maeckel — Propulsion Methods in Astronautics, Pergamon Press, 1958
9. E. Stuhlinger — Some Problems in Ionic. Pro. Systems, I. R. E. Trans., April 1959
10. A. E. Von Doenhoff, D. A. Premo — A Brief Survey of Direct Energy Conversion Devices for Possible Space Vehicle Application, I. R. E. Trans. April 1959, str. 46

ERRATA

Do artykułu mgr inż. T. Wiślickiego pt. „Zagadnienia wymienności w budowie płatowców” (zesz. 5/59 „Techniki Lotniczej”) wkraśl się błąd, który niniejszym prostujemy: str. 130, szpalta lewa, wiersz 23 od dołu — powinno być: „...aby pasowanie ograniczyć do minimalnej ilości śrub, pracujących na ścinanie (a nie, jak podano mylnie — na ściskanie)...”

W tym samym zeszycie, dział „Na półkach księgarskich”, recen-

zja książki „Lotnicze elektroenergetyczne urządzenia pokładowe” winna być podpisana inicjałami „S. M.” a nie „L. S.”. Poza tym w tej samej recenzji, szpalta lewa (str. 154) jest: „Hg (ale jest i dobrze: Hg)” — powinno zaś być: H_g (ale jest i dobrze Hg)”.

Za usterki te Redakcja „Techniki Lotniczej” zarówno Autorów jak i Czytelników serdecznie przeprasza.

Mgr inż. JANUSZ MORAWSKI

Pilot jako człon układu kierowania samolotu

W artykule przeprowadzono analizę dynamicznego zachowania się człowieka jako członu w układzie kierowania samolotu. Rozważania oparto w zasadzie na linearyzowanym matematycznym modelu pilota, jakkolwiek omówiono i pewne zjawiska zachodzące w organizmie pilota, niewytłumaczalne na gruncie teorii liniowej. Zwrócono uwagę na poważne korzyści wynikające z analitycznego ujęcia czynnika ludzkiego dla obiektywnego określania właściwości pilotażowych samolotu. Rzucono myśl zastosowania nowego kierunku do analizy i syntezy pewnych układów automatyki lotu, w których pilot zachował swą pozycję jako człon w układzie kierowania samolotu. Przytoczony przykład liczbowy rozwiązania takiego układu przyczynia się do lepszego uzasadnienia wysuwanych wniosków.

WSTĘP

Już w chwili obecnej istnieją przesłanki całkowitej zamiany człowieka przez maszyny liczące. Zaletami takiej zamiany jest większa szybkość działania oraz większa dokładność. Jednak, biorąc pod uwagę obecny stan rozwoju maszyn matematycznych, w wielu zadaniach stawianych pilotowi nowoczesnego samolotu człowiek jest elementem, który nie może być w sposób efektywny zastąpiony przez maszynę z następujących względów:

a) człowiek jak dotychczas potrzebuje mniej miejsca niż jakakolwiek maszyna odpowiadająca mu pod względem ilości wykonywanych zadań;

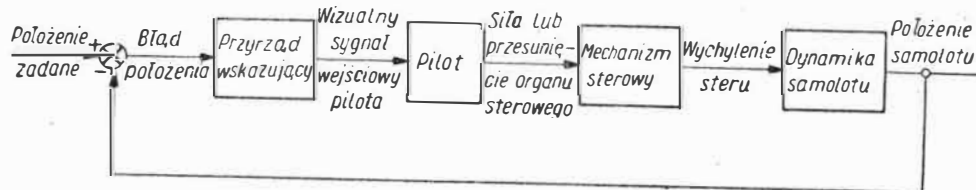
b) w krytycznych sytuacjach zachowanie człowieka jest bardziej wielostronne niż maszyny o rozsądnych wymiarach. Maszyny liczące wykonywane są zwykle z wyższym stopniem specjalizacji. Maszyny zaś bardziej uniwersalne wymagają stosunkowo długich czasów przestrajania z jednego zadania na drugie.

Podstawową zaletą człowieka jest właściwa mu zdolność do podejmowania decyzji. Cecha ta jest w wysokim stopniu zależna od sposobu otrzymywania informacji o przebiegu kontrolowanego procesu. Informacje te winny docierać do operatora w formie najbardziej prostej pod względem mne-motechnicznym. W zależności od zadania informacje dostarczane są drogą wizualną lub słuchową, bądź kombinowaną — wzrokowo-słuchową. Ważnym czynnikiem wpływającym na zdolność decydowania jest również stopień komfortu warunków, w jakich działa operator, przy czym im stopień ten jest wyższy, tym większa jest zdolność człowieka do efektywnego działania.

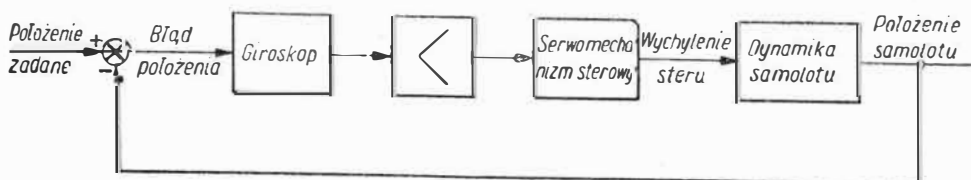
Artykuł niniejszy poświęcony jest pewnym problemom związanym z działaniem operatora-pilota w warunkach lotu, gdzie występuje on jako jeden z dynamicznych członów w ogólnym obwodzie kierowania samolotu. Ponieważ problemy te obejmują współpracę elementu organicznego z elementami materialnymi, przeto zagadnienie wkracza w zakres cybernetyki lotniczej.

1. CZŁOWIEK JAKO CZŁON W UKŁADZIE REGULACJI LOTU

Zadaniem pilota jako elementu w systemie kierowania samolotu jest wykrywanie błędów położenia i formowanie sygnału oddziałującego na elementy sterowania. Uproszczony schemat strukturalny układu kierowania ręcznego przedstawiono na rys. 1. Schemat ten uwidacznia współ-



Rys. 1. Schemat ręcznego kierowania samolotu



Rys. 2. Schemat strukturalny automatycznej regulacji lotu.

działanie człowieka z maszyną. Zamknięty system prac układu jest charakterystyczny dla większości sytuacji występujących w czasie lotu. Schemat na rys. 1 w sposób budzący przypomina układ przedstawiony na rys. 2, dotyczący automatycznego kierowania samolotu. Uderzające podobieństwo tych układów wynika z jednakowej ich struktury i z identycznych dróg sygnału. Element ludzki zostaje zastąpiony urządzeniem materialnym — pilotem automatycznym. Ogólnie wiadomo, że układ automatycznej regulacji lotu może być z powodzeniem analizowany za pomocą wydajnych metod teorii automatyki. Metody te pozwalają na analizę stabilności oraz przeprowadzenie syntezy układu przy spełnieniu pewnych wymagań względem jakości procesu regulacji. Punktem wyjścia tych metod są równania ruchu lub przepustowości poszczególnych członów.

Metody teorii automatycznej regulacji mogą być użyte również do badania współpracy człowieka z maszyną w systemie regulacji lotu. W tym celu potrzebne jest jednak matematyczne przedstawienie charakterystyk dynamicznych pilota, przy czym forma tego przedstawienia winna być dogodna dla dalszej analizy.

Określenie przepustowości pilota jest bardzo trudne ze względu na szczególną, właściwą mu zdolność dostosowywania się do wykonywanego zadania. Charakterystyki pilota zależą w sposób istotny od charakterystyk pozostałych elementów układu. Poza tym takie parametry, jak czas opóźnienia reakcji, próg czułości, bezwładność, zależą silnie od indywidualnych cech osobnika oraz od sytuacji, w jakiej on działa. Poważny wpływ na charakterystyki pilota wywiera również charakter zmienności sygnału wejściowego oraz czynniki psychologiczne, jak podniecie, skupienie uwagi, poprzedni trening oraz aktualny stan psychiczny.

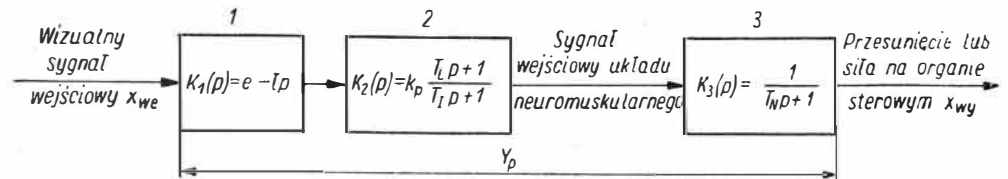
W krajach zachodnich prace nad określeniem charakterystyk dynamicznych pilota rozpoczęto około roku 1948 w Anglii. Kontynuacją tych prac był program sił lotniczych USA, którego realizację rozpoczął E. S. Krendel w Instytucie Franklina. Mniej więcej w tym samym czasie wszczęto podobne badania w Goodyear Aircraft Corporation (Mayne, Mead, Cacioppo, Diamantides), w Massachusetts Institute of Technology (Russel, Elkind) i w Princeton University (Ian A. M. Hall). Badania te, przeprowadzone w warunkach naziemnych przy użyciu symulatorów lotu pozwoliły na określenie linearyzowanego modelu matematycznego pilota — człowieka dla przypadku jego pracy w warunkach śledzenia. Śledzenie, przy którym pilot pracuje jako człon układu zamkniętego (rys. 1), jest najbardziej charakterystycznym zadaniem stawianym pilotowi w czasie realnego lotu. Strzelanie w locie, start i lądowanie w warunkach zarówno dobrej, jak i złej widoczności ziemi, lot poziomy w burzliwej atmosferze, lot w szyku, tankowanie w powietrzu, lot koszący itd., są zadaniami noszącymi wszelkie cechy śledzenia.

Matematyczne potraktowanie zagadnienia pilotażu samolotu pozwoliło także na wyciągnięcie pewnych wniosków, dotyczących wymaganych właściwości pilotażowych płatowca, jak i syntezy niektórych układów regulacji lotu, w których człowiek zachował swoje cenne zalety jako członu w głównym obiegu sygnału.

2. MODEL PILOTA

Na podstawie przeprowadzonych badań otrzymano następujący linearyzowany matematyczny model pilota (rys. 3) (1):

Rys. 3. Schemat strukturalny linearyzowanego modelu pilota



Schemat określono przy następujących założeniach:

- wielkość wejściową x_{we} stanowi stochastycznie zmieniająca się podniecia wizualna;
- wielkością wyjściową x_{wy} jest siła oddziaływania na organ sterowy. W przypadku, gdy charakterystyka obciążeniowa organu sterowego określa liniową zależność między siłą a przesunięciem, wielkość x_{wy} może odpowiadać przesunięciu organu sterowego;
- pilot nie wykorzystuje żadnych innych informacji o stanie lotu, poza wzrokowym sygnałem x_{we} (np. informacji dawanych przez własny zmysł równowagi),
- opominają się wpływ poprzedniego treningu i doświadczenia pilota.

Człon 1 o przepustowości $K_1(p) = e^{-Tp}$ charakteryzuje opóźnienie wylicznika oraz nerwowego układu transmisyjnego. Czas opóźnienia τ jest w większej części spowodowany działaniem elementu wyczuwającego (siatkówki oka — w przypadku podniecia wizualnej), niesprawnością nerwową oraz opóźnieniem podejmowania decyzji. Wielkość τ waha się w granicach od 0,1 do 0,3 sek, przy czym zależy ona od stanu psychicznego oraz od stopnia trudności zadania. Im trudniejsze zadanie wykonuje pilot, tym większe występują opóźnienia wprowadzane przez człon $K_1(p)$. Opóźnienie τ jest dotychczas jednym z najważniejszych czynników ograniczających wykorzystanie człowieka jako członu w układach kierowania lotu.

Człon 2 o przepustowości $K_2(p) = k_p \frac{T_L p + 1}{T_I p + 1}$, czyli tak

zwany człon adaptacyjny spełnia zadanie kształtowania sygnału podawanego do elementu neuro-muskularnego do postaci najbardziej odpowiedniej w sensie optymalizacji całego układu kierowania. Postać członu adaptacyjnego zapewnia szeroką gamę możliwości działania pilota, wg prawa prostej proporcjonalności ($T_L = T_I = 0$), jak również działanie różniczkujące bądź całkujące. U najzdolniejszych osobników stwierdza się ponadto działanie różniczkujące drugiego rzędu. Forma członu 2 jest dostosowywana do najlepszych warunków wykonywania powierzonych zadań. Przy ustalonej formie członu adaptacyjnego jego parametry dążą do osiągnięcia poziomów odpowiadających optymalizacji całego układu, przy czym dla stochastycznie zmiennej wielkości x_{we} optymalizacja ta jest oparta na warunkach podobnych do kryterium minimum średniej kwadratowej wielkości błędów stosowanym w teorii automatycznej regulacji. W nieco innym ujęciu odpowiada to układowi o zapasie fazy w granicach od 60° do 110° . Wartości stałej czasowej T_L zawierają się zwykle w przedziale od 0 do 5 sek, wartości T_I od 0 do 20 sek. Górne granice T_L i T_I są w zasadzie nieznane. Powyżej podano je w sposób orientacyjny. Współczynnik wzmocnienia członu adaptacyjnego k_p ustala się wg warunków stabilności układu w zakresie niskich częstotliwości.

Człon 3 neuro-muskularny o przepustowości $K_3(p) = \frac{1}{T_N p + 1}$ jest członem inercyjnym pierwszego rzędu ze stałą czasową T_N . Wartość T_N jest niezależna od zadania i zawsze większa od 0,1 sek. Często, zwłaszcza przy wyższych częstotliwościach stwierdza się także w mianowniku przepustowości $K_3(p)$ dodatkowy składnik bezwładności drugiego rzędu.

Tak więc przepustowość operatora-pilota można przedstawić jako dwa, kaskadowo połączone bloki: jeden zależny od warunków zadania, oraz drugi, stosunkowo niezależny. Transcendentny człon opóźnieniowy e^{-Tp} , ze względu na znaczne uwarunkowanie czasu opóźnienia τ od formy i parametrów członu adaptacyjnego zaliczony został do bloku zależnego.

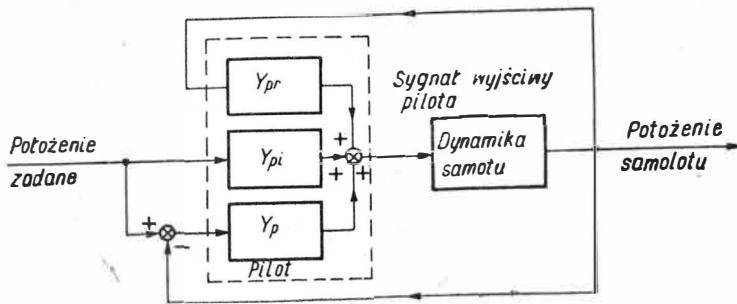
Schemat blokowy z rys. 3 jest linearyzowanym modelem pilota i nie wyjaśnia pewnych zjawisk, stwierdzonych w zachowaniu jego podczas badań naziemnych oraz w locie. Jednym z tych zjawisk jest tzw. „pozostałość” (ang.

remnant). Pozostałość jest częścią sygnału wyjściowego x_{wy} nie wyjaśnioną na podstawie wyników dotychczasowych badań. Pozostałość stwierdzona jest jedynie jako quasi okresowe zachowanie się pilota w zadaniach śledzenia. Jest ona najważniejszą przyczyną błędów w śledzeniu. Drugim nie wyjaśnionym w pełni elementem zachowania się pilota jest tzw. „drżenie” (ang. dither). Drżenia są to szybkozmienne (z częstotliwością 1,2—1,5 Hz), prawie sinusoidalne oscylacje sygnału wyjściowego. Stwierdzono, że drżenie jest świadomie generowane przez pilota w zależności od charakteru zadania. Występują znaczne analogie między drżeniem a stosowanymi w maszynach kinematycznymi środkami eliminacji tarcia spoczynkowego. Drżenie stwierdzono w warunkach naziemnych badań w symulatorze lotu. W warunkach lotu jest ono zjawiskiem hipotetycznym, jakkolwiek wyjaśnionym jako sygnał próbny, pozwalający na dopasowanie się pilota do układu. Nasuwa się tu analogia do idei samodosowujących się pilotów automatycznych (Lit. 5).

Sygnał wyjściowy pilota jest więc sygnałem wypadkowym, zawierającym część liniową, wyjaśnioną przez liniowy model pilota, oraz część nieliniową, której zasadniczymi składnikami są: pozostałość i drżenie. Model pilota przedstawiony na rys. 3 został otrzymany na podstawie prób naziemnych przy użyciu symulatora lotu zawierającego maszynę analogową modelującą dynamikę samolotu. Próby w realnych warunkach lotu przeprowadzone przez Princeton University obejmowały badania pilota w zadaniach śledzenia. Badania te potwierdziły prawdziwość struktury przyjętego linearyzowanego modelu, stwierdzono natomiast pewne różnice w wartościach niektórych parametrów. W kierowaniu ruchu podłużnego współczynnik wzmocnienia k_p (występujący w przepustowości członu adaptacyjnego) okazał się w przybliżeniu dwukrotnie mniejszy niż w próbach naziemnych. Stwierdzono również wzrost czasu opóźnienia τ średnio o 0,15 sek zarówno przy kierowaniu podłużnym, jak i kierunkowym. Wartości pozostałych parametrów jak T_L , T_I i T_N pokrywały się z wartościami otrzymanymi w warunkach naziemnych. Rzeczywiste warunki lotu wpłynęły poza tym na pewien wzrost pozostałości. Chociaż niezgodności te nie są ściśle pod względem psychologicznym wyjaśnione, przypuszcza się, że ich wystąpienie spowodowane jest pewnymi psychologicznymi różnicami między sytuacją w symulatorze i w lecącym samolocie oraz efektywnym działaniem przyspieszeń w locie.

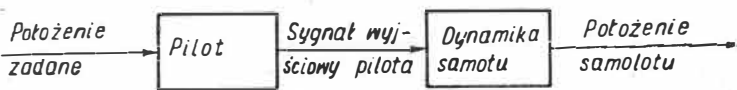
3. WPŁYW DOŚWIADCZENIA PILOTA

Jak było powiedziane, najważniejszym i w wielu przypadkach decydującym czynnikiem ograniczającym przydatność człowieka do pewnych zadań jest właściwy mu czas opóźnienia reakcji τ . Opóźnienie to jest związane ze strukturą członu adaptacyjnego, a co za tym idzie, ze stopniem trudności zadania powierzonych pilotowi. Im łatwiejsze zadanie, tym prostsza postać członu adaptacyjnego i tym mniejszy czas opóźnienia. Wielkość τ może być ograniczona również przez inny proces adaptacji pilota obserwowany przy pewnego rodzaju zadaniach. W rezultacie treningu i nabytego doświadczenia operator jest często w stanie, na podstawie wewnętrznych prawidłowości i całkowitej znajomości dynamiki obsługiwanego maszyny, wydać krótkoterminową prognozę części sygnału wejściowego x_{we} . Jeśli jest to możliwe, schemat obiegu zamkniętego z rys. 1 zmienia strukturę, gdyż poza działaniem w układzie zamkniętym występują także elementy pracy pilota w układzie otwartym (Lit. 2). W samej strukturze modelu pilota ukazują się



Rys. 4. Schemat strukturalny współpracy pilota z samolotem, uwzględniający wpływ doświadczenia pilota

dodatkowe człony Y_{pi} i Y_{pr} (rys. 4). Praktycznie prowadzi to do znacznego ograniczenia czasu opóźnienia reakcji. W krańcowym przypadku, gdy operator jest zdolny do przeprowadzenia wszystkich elementów sygnału wejściowego oraz do idealnego wykorzystania znajomości prawidłowości dynamicznych, schemat strukturalny procesu kierowania przybiera postać jak na rys. 5. Jak widać pilot samolotu

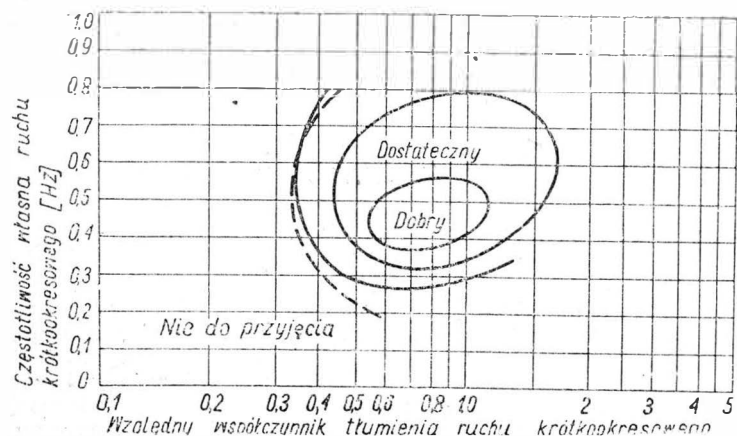


Rys. 5. Współpraca pilota z samolotem w układzie otwartym

występuje tu jako człon układu otwartego. Zadanie obarczające w tym przypadku pilota nie kwalifikuje się już jako śledzenie. Wydaje się, że przykładem podobnej sytuacji w locie może być kierowanie bardzo stabilnego samolotu w locie poziomym podczas idealnie spokojnych warunków atmosferycznych przez wprawnego pilota.

4. WYKORZYSTANIE MODELU PILOTA DO ANALIZY WŁAŚCIWOŚCI PILOTAŻOWYCH SAMOLOTU

Ze względu na nieściśle ujęcia w przepisach zagadnienia wymaganych własności pilotażowych samolotu, opinie o prototypach oparte są prawie wyłącznie na subiektywnych, często różnych między sobą relacjach pilotów. Rzecz jasna, że nie jest to wystarczająca podstawa do wystawienia obiektywnego orzeczenia o nowoczesnym samolocie. Jedyne przyszłościowe rozwiązanie tego problemu wydaje się być analiza współpracy badanego samolotu (lub jego modelu dynamicznego) ze standartowym modelem pilota, skonstruowanym na wyżej sformułowanych przesłankach.



Rys. 6. Obszary właściwości pilotażowych samolotu: krzywe ciągłe — „izoopinie” pilotów; krzywe przerywane — granica stabilności wyznaczona przy użyciu modelu pilota

Interesujące jest porównanie „średniej” opinii pewnej liczby pilotów z wynikami badań przeprowadzonymi przy użyciu linearyzowanego modelu pilota (Lit. 1). Prace dokonane w Cornell Aeronautical Laboratory i w Princeton University w USA, oparte na opiniach grupy pilotów, dopro-

wadziły do wyodrębnienia obszarów dobrych, dostatecznych i złych własności pilotażowych na płaszczyźnie częstotliwości własnej i tłumienia krótkookresowego ruchu podłużnego samolotu. Wykresy tych „izoopini” przedstawiono na rys. 6 liniami ciągłymi. Jak widać, samolot określony powyższym względem właściwości pilotażowych jako dobry winien posiadać częstotliwość drgań własnych krótkookresowych w granicach od 0,35 do 0,6 Hz oraz względny współczynnik tłumienia tego ruchu od 0,45 do około 1,0. Na rys. 6 linie przerywaną pokazano granicę stabilności układu złożonego z modelu pilota i badanego samolotu. Ponieważ kształt krzywej w znacznej mierze zależy od parametrów modelu, przeto została ona wykreślona dla średniej wartości czasu opóźnienia określonej dla grupy pilotów. Nawet przy stosunkowo małym ciśnieniu (na skutek linearyzacji) modelu pilota, uderzające jest podobieństwo kształtu krzywych. Stwierdzono ponadto, że obszar „dobry” odpowiada warunkom, kiedy w modelu pilota można w szerokich granicach zmieniać parametr T_L bez utraty stabilności układu kierowania. Wynika stąd nader ważne wnioski, że opinie oblatywaczy odnośnie własności pilotażowych samolotu są ściśle związane ze strukturą i parametrami układu kierowania, a więc z formą dopasowanego do całego układu członu adaptacyjnego modelu pilota. Im forma i parametry członu adaptacyjnego są łatwiejsze do realizacji przez organizm pilota, tym jako lepsze uznane są właściwości samolotu. Ten przykład w dostatecznym stopniu obrazuje słuszność koncepcji użycia analogu pilota do badań właściwości pilotażowych płatowca. Stopień ścisłości wyników jest wyłącznie kwestią dokładności odwzorowania człowieka przez jego model materialny.

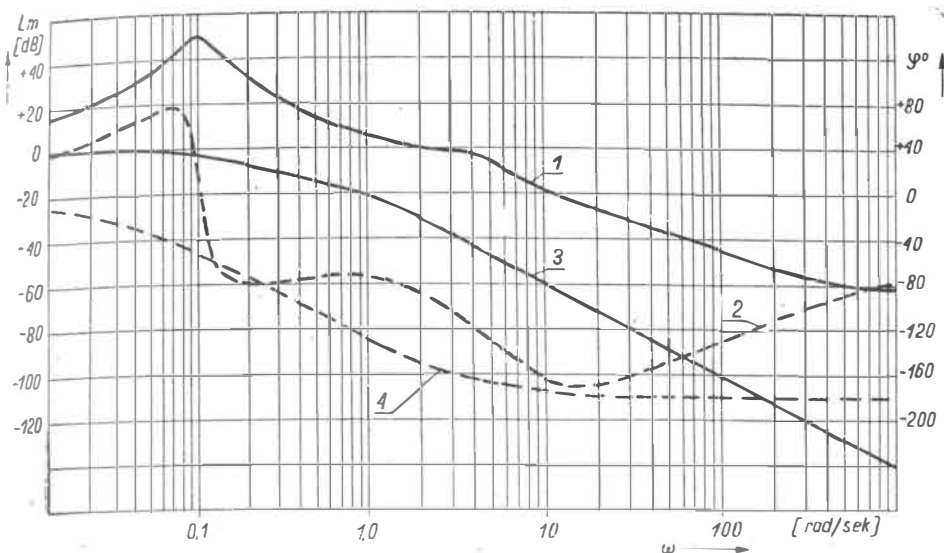
5. ZASTOSOWANIE MODELU PILOTA W ZAGADNIENIU AUTOMATYKI PILOTAŻU

Zagadnienie automatyki kierowania samolotu obejmują dwie grupy problemów. Pierwsza z nich to zagadnienie związane z pełną automatyzacją pilotażu, stosowaną w zadaniach nawigacyjnych. Pilot występuje w tym przypadku jedynie jako czynnik dozoru (monitor), nie przenoszący sygnału głównego w obwodzie regulacji lotu. Zasadniczym wymaganiem względem układu pełnej automatyzacji pilotażu, pracującego wg schematu na rys. 2, jest zapewnienie stabilności procesu regulacji, przy zachowaniu odpowiednich wskaźników jakości regulacji.

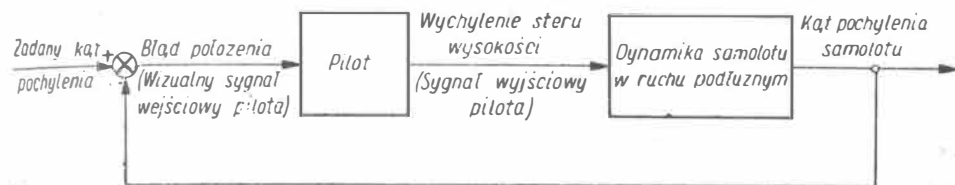
Druga grupa problemów dotyczy współpracy pilota z elementami maszyny (samolotem oraz urządzeniami automatycznymi). Ze względu na pewne sytuacje w czasie lotu (występujące np. w lotach taktycznych), układy kierowania oparte na wykorzystaniu czynnika ludzkiego w głównym obwodzie okazują się do dzisiaj jedynymi technicznie możliwymi. Urządzenia automatyczne takich układów spełniają pomocniczą, aczkolwiek bardzo ważną rolę.

Jedynym ograniczeniem stosowania człowieka jako członu w układzie zamkniętym kierowania samolotu jest właściwy mu czas opóźnienia τ . Czynnikiem $e^{-p\tau}$ w przepustowości modelu pilota powoduje ujemne przesunięcia fazowe przez co w sposób krytyczny wpływa na stabilność układu. Jak było powiedziane, zmniejszenie τ można osiągnąć przez odpowiedni trening pilota. Inną drogą ograniczenia tego opóźnienia jest dążenie do maksymalnego uproszczenia członu adaptacyjnego w modelu pilota. Oczywiście, najmniejsze opóźnienia τ odpowiadać będą przepustowości tego członu o postaci $K_2(p) = k$ (gdzie k — czyste wzmocnienie) jako najprostszej. Oznacza to, że materialna część układu kierowania (elementy dynamiczne samolotu i urządzeń automatycznych leżących w głównym torze sygnału) muszą być tak dobrane, aby przy całkowicie zabezpieczonej stabilności i odpowiedniej jakości procesu regulacji pilot mógł działać wyłącznie jako wzmacniacz ze wzmocnieniem równym k (Lit. 3). Osiągnąć przez to można tak małe wartości τ , że w większości przypadków mogą być one z pierwszym przybliżeniem pomijane. Efektywne użycie człowieka w układzie kierowania samolotu związane jest więc z zapewnieniem mu określonego stopnia komfortu pilotażu. Jest rzeczą zrozumiałą, że stopień ten ogranicza poza tym wpływ zmęczenia na precyzję wykonywania czynności pilotażowych.

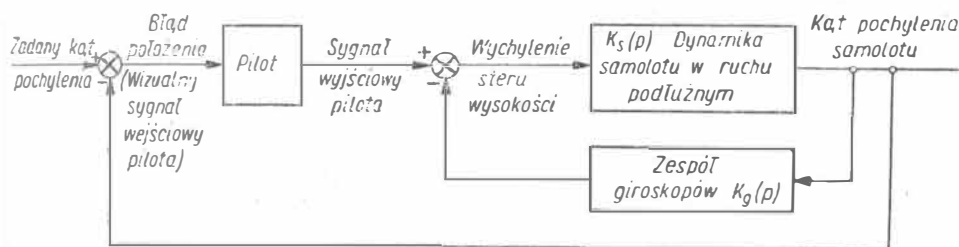
Z powyższych względów wynikają wytyczne dla projektowania urządzeń automatycznych upraszczających pilotaż w półautomatycznych systemach kierowania samolotu. Dla przykładu rozpatrzmy kierowanie podłużne samolotu, dla którego logarytmiczne charakterystyki (amplitudowa —



Rys. 7. Charakterystyki częstotliwościowe samolotu (1 — amplitudowa, 2 — fazowa) oraz modelu pilota (3 — amplitudowa, 4 — fazowa) dla przykładu z p-ktu 5



Rys. 8. Schemat uproszczony ręcznej regulacji lotu dla przykładu z p-ktu 5



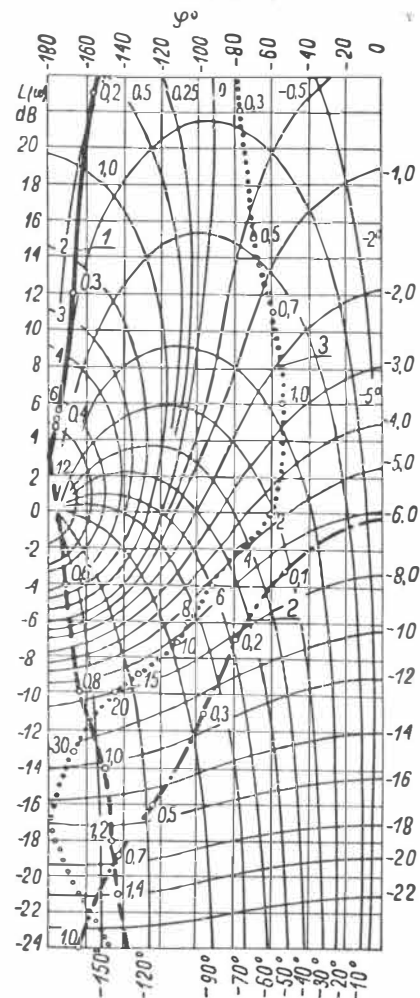
Rys. 10. Schemat strukturalny współpracy pilota z samolotem o skorygowanych właściwościach pilotażowych

krzywa 1 i fazowa — krzywa 2) przedstawione są na rys. 7 (Lit. 4). Przeanalizujemy na wstępie współpracę pilota i samolotu w typowych warunkach śledzenia dla przypadku kierowania ręcznego (rys. 1), przy czym dla prostoty założono przepustowość ręcznego mechanizmu sterowego równą jedności (jeden stopień wychylenia drążka sterowego powoduje wychylenie steru wysokości również o jeden stopień). Jako model pilota przyjęto (w założeniu określonego stopnia komfortu pilotażu) człon o przepustowości

$$K_p(p) = \frac{1}{(1,18p + 1)(0,92p + 1)}$$

przy czym uwzględniono bezwładność drugiego rzędu w układzie neuro-muskularnym, natomiast pominięto czas zwłoki τ . Charakterystyki częstotliwościowe takiego członu przedstawiają krzywe 3 (charakterystyka amplitudowa) i 4 (charakterystyka fazowa) na rys. 7. Układ kierowania pracuje zatem wg schematu uproszczonego na rys. 8. Krzywa stabilności dla takiego układu pokazana jest na wykresie Nichollsa (krzywa 1 na rys. 9). Przebieg tej krzywej wskazuje na niestabilność układu. Wyciągamy stąd wniosek, że prosty pilotaż danego samolotu w locie poziomym nie odpowiada przyjętemu stopniowi komfortu kierowania. Konieczne jest wprowadzenie dodatkowych urządzeń stabilizujących. Jako środek stabilizujący zastosujemy zespół giroskopów, położeniowego i precesyjnego, mierzących przesunięcie i prędkość kątową wokół osi poprzecznej. Przepustowość przyjętego zespołu

$$K_g(p) = \frac{0,33p + 1}{0,001p^2 + 0,04p + 1}$$



Rys. 9. Wykresy stabilności Nichollsa dla przykładu z p-ktu 5. Krzywa 1 — ręczna regulacja lotu; krzywa 2 — układ skorygowany przy pomocy giroskopów; krzywa 3 — automatyczna regulacja lotu

Blok ten umieścimy w pętli sprzężenia zwrotnego, obejmującego dynamikę samolotu (rys. 10). W celu uproszczenia przykładu przyjęto, że przepustowości pozostałych elementów urządzenia automatycznego (np. członu sumującego oraz serwomechanizmu sterowego) są równe 1. Po dokonaniu szeregu prostych działań otrzymamy dla skorygowanego układu kierowania nową krzywą stabilności (krzywa 2 na rys. 9). Krzywa ta odpowiada stabilnemu układowi kierowania podłużnego samolotu, przy czym pilot pracuje zgodnie z przyjętym stopniem komfortu. Oczywiście, celem łatwego przejścia na kierowanie w warunkach pełnej automatyki, zwykle stawiany jest także warunek stabilności obwodu zamkniętego utworzonego przez człony $K_s(p)$ i $K_g(p)$. W naszym przykładzie warunek ten jest spełniony (krzywa 3 na rys. 9).

W powyższych rozważaniach poświęconych charakterystyką pilota jako elementu dynamicznego pominięto zagadnienie wykorzystania człowieka jako wzmacniacza mocy. Chociaż w nowoczesnych samolotach dąży się do uniknięcia energetycznego użycia czynnika ludzkiego, istnieją jednak pewne przesłanki do wykorzystania siły mięśni w zadaniach lotów kosmicznych.

LITERATURA

1. C. B. Westbrook, D. T. McRuer: Handling Qualities and Pilot Dynamics. Aero/Space Engineering, May 1959.
2. D. T. McRuer, I. L. Ashkenas, E. S. Krendel: A Positive Approach to Mans Role in Space. Aero/Space Engineering, August 1959.
3. L. Kaufman: Helicopter Control Stick Steering. Sperry Engineering Review, October 1958. Vol. 11 nr 3.
4. R. Hadekel, F. A. Summerlin: Einige Betrachtungen über Flugregelungen für Hochleistungsflugzeuge. Luftfahrttechnik, März 1958, Band 4, Nr 3.
5. P. Klass: Samonastrajawuszczijisia awtopilot. Waprosy raketnoj techniki, nr 5, 1959. (Tłumaczenie z Aviation Week, 69; nr 12, 1958, str. 60—79).

Prof. STANISŁAW SZULC
Dr inż. ANDRZEJ LATOUR
Inż. BOGUSŁAW ZDUNEK

Badania gładkości powierzchni przy obróbce stopu żaroodpornego typu Nimonic 80

W artykule omówiono wyniki badań gładkości powierzchni przy toczeniu, frezowaniu czołowym oraz szlifowaniu stopu żaroodpornego typu Nimonic 80, jakie przeprowadzone zostały w Katedrze Wytwarzania Silników Lotniczych PW.

Na podstawie prób ustalono zależności między średnią wysokością nierówności powierzchni a poszczególnymi parametrami skrawania, geometrią ostrza i charakterystyką ściernicy. Uzyskane wyniki pozwalają na dobór warunków zapewniających żadaną gładkość powierzchni przy obróbce stopu typu Nimonic 80 wymienionymi sposobami obróbki.

1. WSTĘP

Skrawalność stopów żaroodpornych stosowanych w budowie silników lotniczych nie została dotychczas wyczerpująco określona.

O ile jednak na podstawie dotychczasowych badań można obecnie dość dokładnie ustalić parametry obróbki tych stopów ze względu na trwałość ostrza, o tyle danych dotyczących oceny ich skrawalności z punktu widzenia gładkości powierzchni i właściwości powierzchni obrabianej jest w literaturze fachowej niewiele.

Zagadnienie to odgrywa w produkcji silników lotniczych doniosłą rolę tak ze względu na koszty wytwarzania, jak i przede wszystkim ze względu na własności eksploatacyjne i trwałość poszczególnych elementów. Tak na przykład w odniesieniu do łopatek aparatu dyszowego lub łopatek turbiny gładkość posiada duże znaczenie ze względu na wytrzymałość zmęczeniową, odporność na korozję w podwyższonych temperaturach, na uderzenia cieplne, a także z uwagi na sprawność procesu rozprężania.

W procesie produkcji łopatek turbiny spalinowej otrzymuje się podczas toczenia względnie frezowania gładkość powierzchni w 5 klasie. Dla uzyskania wymaganej gładkości w 9 klasie stosuje się u nas obróbkę wykańczającą szlifowaniem i polerowaniem, które to operacje są jednak uciążliwe i pracochłonne.

Zadaniem niniejszej pracy, wykonanej w Katedrze Wytwarzania Silników Lotniczych PW, było eksperymentalne ustalenie wpływu warunków skrawania, geometrii ostrza narzędzia względnie charakterystyki ściernicy na gładkość powierzchni przy toczeniu, frezowaniu i szlifowaniu stopu żaroodpornego typu Nimonic 80. Chodziło przy tym głównie o określenie takich parametrów dla obróbki tego materiału, przy których osiągalne byłyby żądane, optymalne klasy gładkości powierzchni, co prowadziłoby w następstwie do zmniejszenia pracochłonności operacji wykańczających.

2. CHARAKTERYSTYKA SKRAWALNOŚCI MATERIAŁÓW ŻAROODPORNÝCH

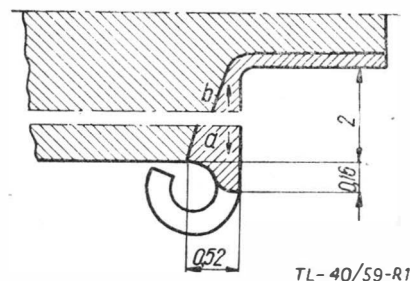
Z dotychczasowych badań wynika, że zła skrawalność stopów żaroodpornych wywołana jest szeregiem przyczyn, z których ważniejsze to:

a) wysoka zawartość składników stopowych, powodująca zwiększenie ścierności i przyspieszone tępienie się ostrza narzędzia. Sprzyja temu zarówno „szlifujące” działanie twardych składników, na przykład wydzielen węglkowych na granicach ziarn, jak i duże powinowactwo przyłgowe do stali szybko tnącej, które powoduje intensywne nalepianie się materiału obrabianego na ostrze, a następnie zrywanie wraz z cząsteczkami materiału ostrza;

b) wysoka twardość i sprężystość stopów żaroodpornych przy jednocześnie dużej plastyczności jest przyczyną występowania dużych oporów skrawania oraz wytwarzania się znacznych ilości ciepła. Ciepło to nie może być przy tym dostatecznie szybko odprowadzane, głównie z uwagi na słabe przewodnictwo cieplne austenitu, który jest zasadniczym składnikiem strukturalnym materiałów żaroodpornych;

c) procesowi skrawania towarzyszy znaczne utwardzanie warstwy powierzchniowej i wióra, na skutek zwiększonego pochłaniania energii przy odkształcaniu plastycznym. Na przykład, jak wykazano w badaniach radzieckich, przy przeciąganiu stopu EI-437 (Lit. 1) mikrotwardość wióra wynosiła $H_v \approx 470$, a warstwy powierzchniowej $H_v \approx 430$ przy wyjściowej twardości materiału obrabianego $H_v \approx 330$. Ponadto przy skrawaniu omawianych materiałów występuje charakterystyczne dla nich zjawisko tak zwanego „wypływu” (rys. 1). Wywołane jest ono prawdopodobnie płynięciem uplastycznionego w podwyższonej temperaturze materiału wzdłuż głównej krawędzi skrawającej, w rezultacie czego już w początkowej fazie skrawania część materiału przemieszcza się w kierunku powierzchni obrabianej, wpływając na jej własności i strukturę, a część w kierunku powierzchni obrabianej, tworząc na zewnątrz wymieniony „wypływ” w postaci zadziórów.

Jak wykazały badania B. N. Iljina (Lit. 1) „wypływ” ma duże znaczenie na zużycie ostrza oraz na gładkość powierzchni. Intensywność jego występowania można jednak



Rys. 1. Schemat tworzenia się „wypływu” przy toczeniu stopów żaroodpornych wg Iljina

zmniejszyć drogą doboru geometrii ostrza. Mianowicie zwiększenie kąta natarcia i kąta pochylenia głównej krawędzi skrawającej oraz zmniejszenia kąta przystawienia prowadzi do zmniejszenia „wypływu” i polepszenia trwałości ostrza oraz gładkości powierzchni.

Dotychczasowe dane co do skrawalności stopów żaroodpornych typu Nimonic 80 przy różnych sposobach obróbki wskazują, że specyfika tego rodzaju materiałów wymaga zachowania przy ich obróbce następujących warunków:

1) maksymalna sztywność układu obrabiarka-narzędzie-przedmiot,

2) przy skrawaniu narzędziami wieloostrowymi konieczne jest stosowanie możliwie dużych luk między ostrzami dla pomieszczenia silnie odkształconych i wskutek sprężystości nie dających się „ciasno” zwinąć wiórów,

3) kąty natarcia i przyłożenia ostrza powinny być dość duże ($\gamma = 15-25^\circ$, $\alpha = 8-15^\circ$),

4) prędkość skrawania nie powinna przekraczać 10 m/min, przy czym od obrabiarki wymaga się nadmiaru mocy dla zapewnienia równomierności pracy,

5) powierzchnie robocze ostrza narzędzia powinny być szczególnie dokładnie wykańczane (min. $\nabla 10$),

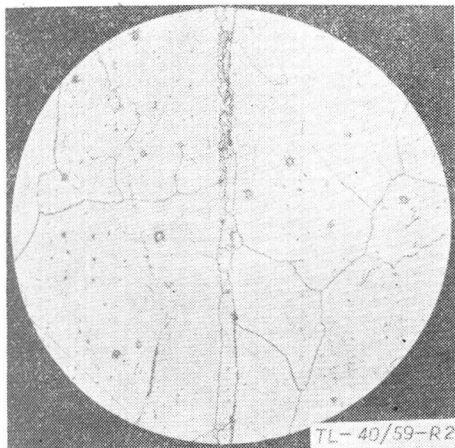
6) niezbędne jest stosowanie obfitego chłodzenia, przy czym chłodziwo powinno wykazywać własności powierzchniowo-aktywne i zapewniać zarówno dobre smarowanie, jak i chłodzenie.

W odniesieniu do procesu szlifowania należy zaznaczyć, że nie powinien on w zasadzie być stosowany do obróbki ostatecznej stopów typu Nimonic 80 (np. łopatek) z uwagi na niekorzystną na ogół strukturę warstwy powierzchniowej po szlifowaniu (zgnioty i rozluźnienie struktury). W tym przypadku zalecane jest stosowanie takich metod, jak docieranie taśmą ścierną i hydropolerowaniem.

3. METODYKA BADAŃ

Próby przeprowadzono na stopie żaroodpornym typu Nimonic 80 obróbnym termicznie, to znaczy poddanym zabiegowi przesycań w temperaturze 1080°C przez 8 godzin oraz starzenia w temperaturze 710°C — 16 godzin z chłodzeniem w spokojnym powietrzu. Własności mechaniczne były następujące: $H_B \approx 290$, $R_r \approx 107 \text{ kG/mm}^2$, $R_t \approx 72 \text{ kG/mm}^2$, $a_s = 24,5\%$, $c = 23\%$; są to wartości średnie określone na podstawie 3 prób.

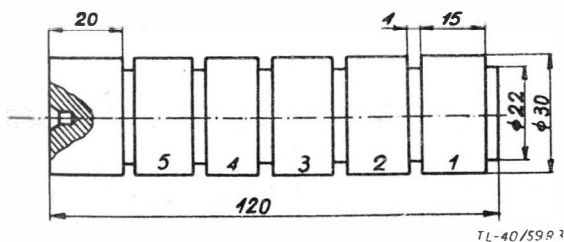
Strukturę materiału podaje rys. 2. Jak widać rozłożenie węglików jest nierównomierne, co z punktu widzenia skra-



Rys. 2. Struktura badanego stopu żaroodpornego typu Nimonic 80, obróbnego cieplnie — trawiona. Powiększenie $\times 500$

walności nie jest korzystne. Kształt próbki wyjściowej do toczenia pokazany jest na rys. 3. Mocowanie odbywało się w kłach za pomocą zabieraka.

Do prób frezowania i szlifowania przygotowano ten sam materiał w postaci kostek o wymiarach $35 \times 50 \times 25$. Doświadczenia przeprowadzono przy trzech sposobach obróbki, to jest przy toczeniu wzdłużnym, frezowaniu czołowym głowicą jednoostrzową i szlifowaniu płaskim.



Rys. 3. Próbkę do badania gładkości przy toczeniu

Praca podzielona była na etapy, przy czym w każdym postawiono oddzielne zadanie. Przy toczeniu były one następujące:

a) ustalenie optymalnych ze względu na gładkość powierzchni parametrów skrawania, to jest szybkości, posuwu i głębokości skrawania

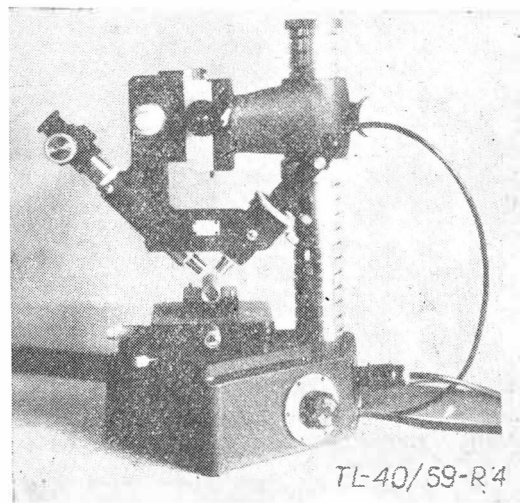
b) określenie wpływu rodzaju chłodziwa

c) ustalenie optymalnej geometrii ostrza,

d) zbadanie wpływu stanu obróbki cieplnej materiału oraz

e) określenie wpływu rodzaju tworzącego się wióra na gładkość powierzchni.

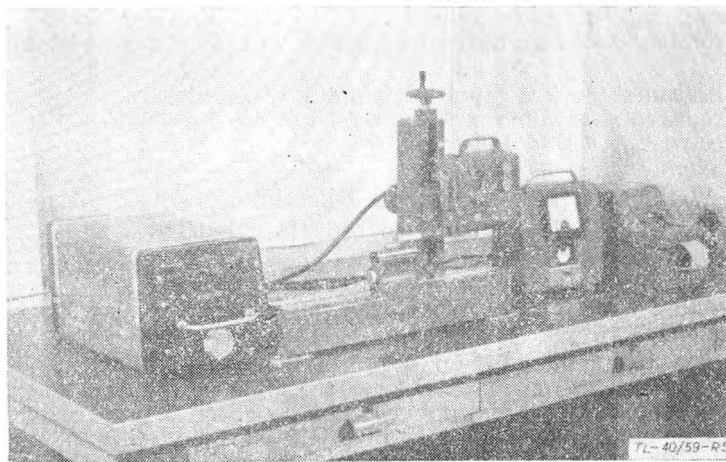
Przy próbach frezowania zakres ten ograniczono wykorzystując wyniki prób toczenia co do wpływu chłodziwa i szybkości skrawania. Badano więc jedynie wpływ posuwu, głębokości oraz promienia zaokrąglenia ostrza. Przed-



Rys. 4. Podwójny mikroskop Schmalz-Linnika

miotem badań przy szlifowaniu był dobór najbardziej właściwej charakterystyki ściernicy oraz parametrów szlifowania: posuwu wzdłużnego i poprzecznego oraz głębokości szlifowania.

Pomiary gładkości powierzchni przeprowadzono równolegle dwiema metodami: metodą przekrojów świetlnych na podwójnym mikroskopie Schmalz-Linnika (rys. 4) oraz metodą dotykową na profilometrze firmy Taylor-Hobson (rys. 5). Ilość pomiarów na poszczególnych powierzchniach każdą z metod wynosiła co najmniej 5. Zapewniało to zadowalającą dokładność i pozwoliło uniknąć wyników przypadkowych.

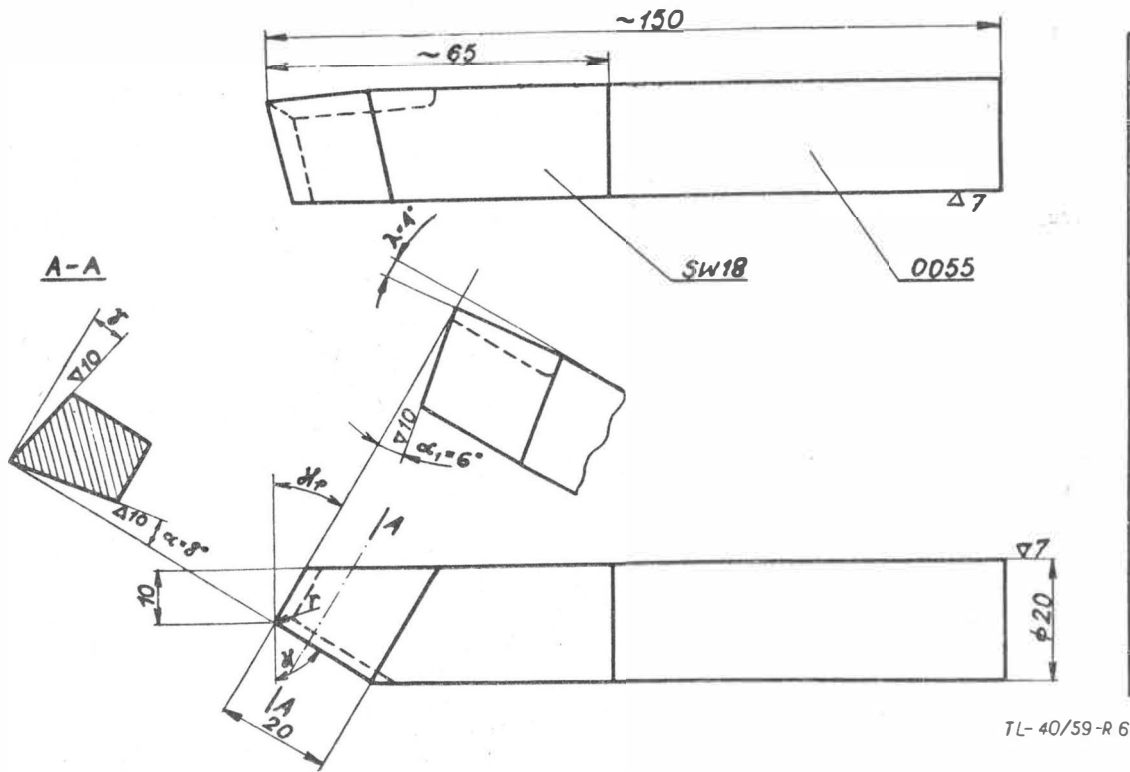


Rys. 5. Profilograf Taylor-Hobson

Jako wskaźnik do oceny gładkości powierzchni przyjęto średnią wysokość nierówności R_z . Wartość ta mogła być określana na mikroskopie Schmalzta bezpośrednio, podczas gdy na profilometrze uzyskiwano wartość $CLA^1) \approx R_a$, przeliczając ją następnie według zależności $R_z = 4R_a^2)$.

¹⁾ CLA — ang. Center Line Average — średnie arytmetyczne odchylenia punktów profilu od jego linii średniej.

²⁾ Stosunek ten zgodny był z dotychczas obowiązującą PN w zakresie klas 6—11. Natomiast w normie PN-58/M-04251, obowiązującej od 1. I. 1960 r., stosunek $R_z = 4R_a$ obowiązuje do klasy 6 włącznie, zaś poczynając od klasy 7 stosunek ten przyjęto $R_z = 5R_a$ w zależności od sposobu obróbki. Zależności te dla poszczególnych sposobów obróbki zostały opracowane w pracy doc. dr A. Sadowskiego pt. „Kryteria wymiarowego określania chropowatości powierzchni i możliwości jednoznacznego wyznaczania ich wartości dla powierzchni obrabianych skrawaniem”. — Kraków 1959.



TL-40/59-R 6

Rys. 6. Nóż tokarski używany do prób

4. WYNIKI PRÓB

A. Toczenie

Narzędziem użytym do prób toczenia był nóż tokarski prosty prawy ze stali szybko tnącej SW18 (rys. 6). Na rysunku podano również tabelkę zawierającą wartości kątów ostrza. Jako stałe przyjęto jedynie kąt przyłożenia $\alpha = 8^\circ$ oraz kąt pochylenia krawędzi skrawającej $\lambda = 4^\circ$. Pozostałe parametry były zmienne w następujących zakresach:

kąt natarcia $\gamma = 5 \div 25^\circ$
 kąt przystawienia $\kappa = 25 \div 75^\circ$
 pom. kąt przystawienia $\kappa_p = 0 \div 30^\circ$
 promień zaokrąglenia wierzchołka ostrza $r = 0,5 \div 5 \text{ mm}$

Parametry skrawania zmieniano w granicach:
 prędkość skrawania $v = 4,4 \div 12,2 \text{ m/min}$
 posuw $p = 0,048 \div 0,38 \text{ mm/obr}$
 głębokość $g = 0,5 \div 3 \text{ mm}$

Wielkość stopienia ostrza nie przekraczała $h_p \approx 0,1 \text{ mm}$.

Używane były następujące rodzaje chłodziw:

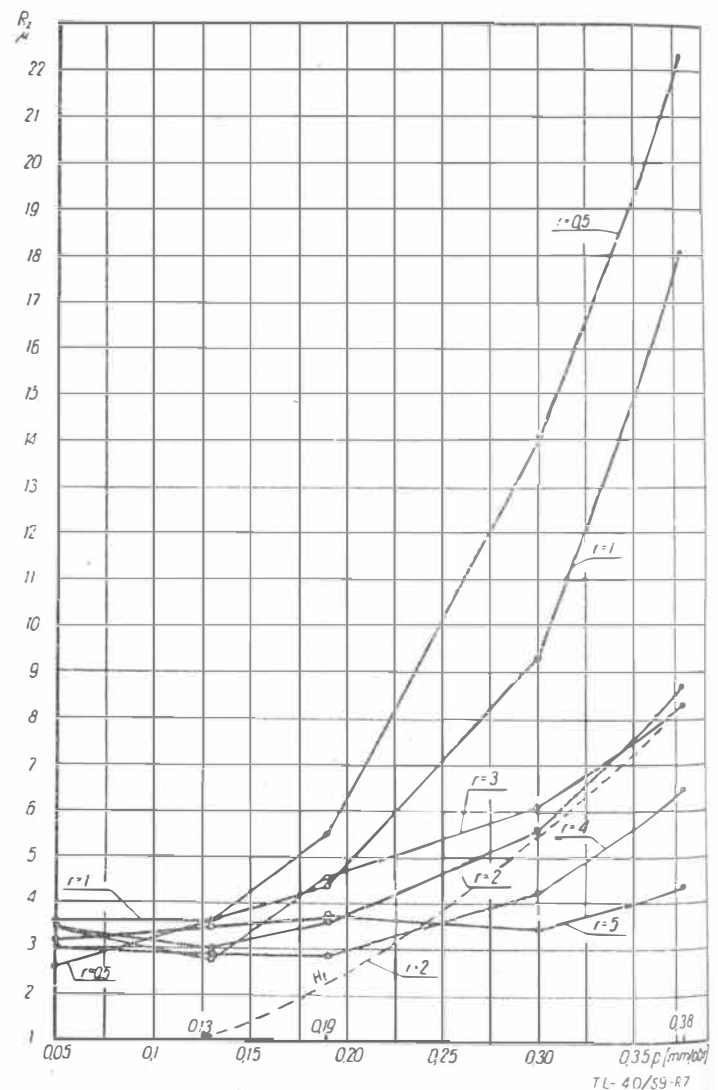
- emulsja olejowo-wodna 7%
- czysty olej natłuszczany SM1
- olej wrzecionowy W5 siarkowany (o zawartości 0,5% S i 1,0% S).

Dla ustalenia wpływu drgań, jakie ew. mogłyby występować w różnych miejscach próbki, przeprowadzono wstępnie pomiary gładkości powierzchni po obróbce przy różnych warunkach, na całej jej długości. Nie stwierdzono przy tym dających się uchwycić różnic.

Przeprowadzono również porównanie gładkości powierzchni uzyskanej przy podparciu od strony konika kłębem stałym oraz kłębem obrotowym. Stwierdzono, że wielkość R_z jest przy kłębem stałym średnio ok. 10% niższa niż przy kłębem obrotowym, co wynika z większych drgań przy tym ostatnim, jednakże całe badania przeprowadzono na kłębem obrotowym z uwagi na dość wysokie obroty próbki.

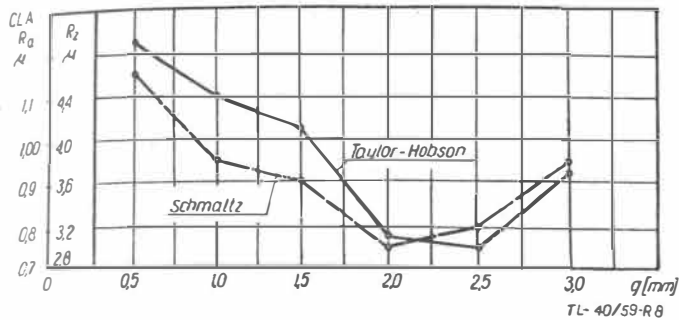
Uzyskane wyniki pokazane są na poniższych wykresach:

Rys. 7 obrazuje wpływ posuwu i promienia zaokrąglenia wierzchołka ostrza na gładkość powierzchni przy toczeniu wg pomiarów na mikroskopie Schmalzta. Warunki prób: $v = 8,5 \text{ m/min}$, $g = 0,5 \text{ mm}$, $\alpha = 8^\circ$, $\gamma = 15^\circ$, $\kappa = 45^\circ$, $\kappa_p = 10^\circ$, $\lambda = 4^\circ$. Chłodziwo: olej SM + 0,2% S.



Rys. 7. Wpływ posuwu i promienia zaokrąglenia wierzchołka ostrza na gładkość powierzchni przy toczeniu wg pomiarów na mikroskopie Schmalzta. Warunki prób: $v = 8,5 \text{ m/min}$, $g = 0,5 \text{ mm}$, $\alpha = 8^\circ$, $\gamma = 15^\circ$, $\kappa = 45^\circ$, $\kappa_p = 10^\circ$, $\lambda = 4^\circ$. Chłodziwo: olej SM + 0,2% S.

Wynika z powyższego, że stosowanie posuwów niższych od $p = 0,13$ mm/obr nie prowadzi już do poprawy gładkości powierzchni. Wartości R_z dla posuwów $p < 0,3$ mm/obr i przy $r = 2, 3, 4$ i 5 mm kwalifikują powierzchnie obrabiane do 7 klasy gładkości, a przy $r = 4$ mm i $p < 0,22$ mm/obr nawet do kl. 8. Przy toczeniu ostrzem o $r = 5$ mm dały się już zauważyć pewne drgania.



Rys. 8. Wpływ głębokości skrawania na gładkość powierzchni. Warunki prób: $v = 8,8$ m/min, $p = 0,19$ mm/obr, $r = 4$ mm, $\alpha = 8^\circ$, $\gamma = 15^\circ$, $\kappa = 45^\circ$, $\kappa_p = 10^\circ$, $\lambda = 4^\circ$. Chłodziwo: olej W5 + 1,5% S

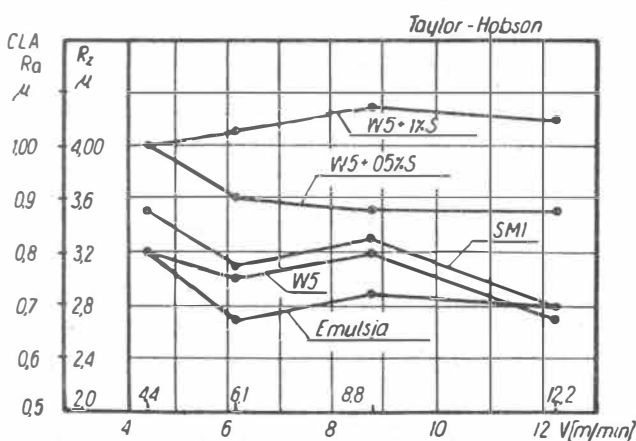
Wpływ głębokości warstwy skrawanej na gładkość powierzchni przedstawiony jest na rys. 8.

Pomiary przeprowadzono tutaj dla posuwu $p = 0,19$ mm/obr i promienia zaokrąglenia $r = 4$ mm, które okazały się najkorzystniejsze w poprzedniej serii prób.

Jak widać z powyższego wykresu wpływ głębokości w tym przypadku jest większy, niż ma to zwykle miejsce w odniesieniu do stali węglowych. Optymalny zakres głębokości skrawania mieści się w granicach $g = 2 \div 2,5$ mm. Fakt ten można tłumaczyć wysokimi własnościami sprężystymi i plastycznymi stopu Nimonic 80, co powoduje, że przy skrawaniu ostrzem o dużym promieniu zaokrąglenia i przy małej głębokości występuje znaczne odkształcenie sprężyste warstwy powierzchniowej oraz tarcie. Zjawiska te mają zaś niewątpliwie wpływ na zwiększenie chropowatości powierzchni.

Na wykresach na rys. 9 przedstawiona jest zależność gładkości powierzchni od prędkości skrawania i rodzaju chłodziwa.

Widoczna jest na ogół tendencja do nieznacznego zmniejszania się chropowatości powierzchni ze wzrostem prędkości. Jedynie przy $v = 8,8$ m/min obserwuje się pewien



Rys. 9. Wpływ cieczy smarująco-chłodziwyczych i prędkości skrawania na gładkość powierzchni. Warunki prób: $p = 0,15$ mm/obr, $g = 2$ mm, $r = 4$ mm, $\alpha = 8^\circ$, $\gamma = 15^\circ$, $\kappa = 45^\circ$, $\kappa_p = 10^\circ$, $\lambda = 4^\circ$

wzrost mikronierówności, co może być spowodowane większą przy tej prędkości intensywnością tworzenia się narostu. Ogólnie jednak można stwierdzić, że wpływ prędkości skrawania na gładkość powierzchni przy obróbce stopu Nimonic 80 jest niewielki. Znacznie większy natomiast wpływ posiada rodzaj cieczy smarująco-chłodziwej.

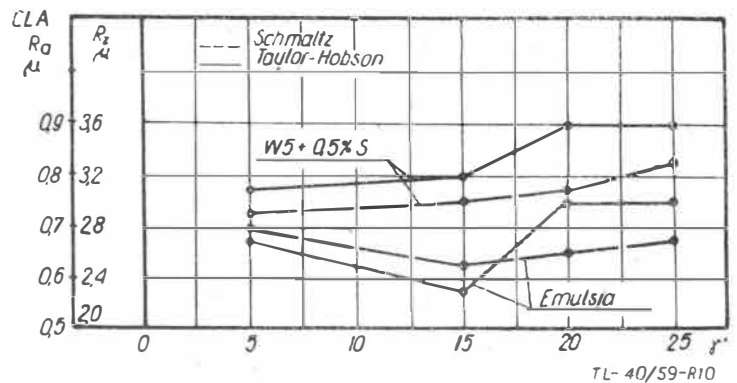
Spośród zbadanych chłodziw zdecydowanie najlepsze właściwości z punktu widzenia gładkości powierzchni wykazała emulsja olejowo-wodna (na bazie oleju emulgującego E), a następnie czyste oleje: SM (olej natłuszczany)

i wrzecionowy W5. Przy użytkowaniu wymienionych chłodziw i przy optymalnych pozostałych parametrach skrawania gładkość powierzchni toczonej mieści się w 8 klasie.

Olej siarkowany z zawartością 0,5% S wykazuje nieco gorszą gładkość powierzchni. Biorąc pod uwagę jego wybitnie korzystny wpływ na trwałość ostrza można jednak uznać jego przydatność również przy obróbce wykańczającej.

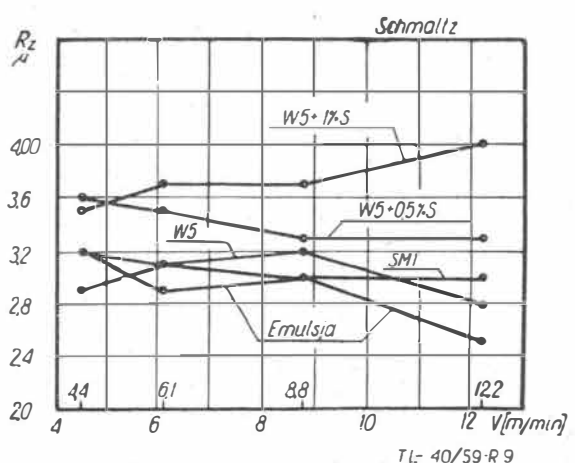
To wybitnie dodatnie oddziaływanie emulsji olejowo-wodnej należy tłumaczyć jej właściwościami chłodzącymi, które kształtują korzystnie temperaturę w strefie skrawania i zapewniają regularny proces tworzenia się wióra. Potwierdzają to zresztą obserwacje charakteru wióra w zależności od rodzaju chłodziwa, o czym będzie mowa dalej.

Spośród parametrów geometrycznych ostrza badany był również wpływ kątów natarcia i przystawienia. Na rys. 10 przedstawiono wpływ kąta natarcia na gładkość powierzchni.



Rys. 10. Wpływ kąta natarcia γ na gładkość powierzchni. Warunki prób: $v = 8,8$ m/min, $p = 0,15$ mm/obr, $g = 2$ mm, $r = 4$ mm, $\alpha = 8^\circ$, $\kappa = 45^\circ$, $\kappa_p = 10^\circ$, $\lambda = 4^\circ$. Chłodziwo: emulsja oraz olej siarkowany

Wynika z powyższego, że w przypadku stosowania emulsji jako chłodziwa — wysokość mikronierówności maleje przy wzroście kąta od 5 do 15° , gdzie osiąga minimum. Następnie dla większych kątów natarcia od 15 do 25° obserwuje się znowu wzrost chropowatości powierzchni. Przy stosowaniu chłodziw olejowych istnieje nieznaczny, ale stały wzrost mikronierówności wraz ze wzrostem kąta



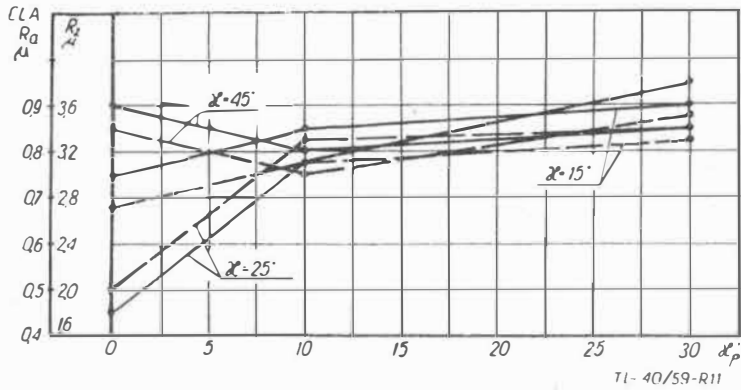
natarcia. Wpływ tego kąta na gładkość powierzchni należy zatem wiązać z rodzajem chłodziwa, a także z prędkością skrawania, to jest z tymi czynnikami, które najsilnie warunkują powstawanie narostu na ostrzu.

Kąty przystawienia κ i κ_p posiadają, jak wiadomo, przy założeniu stałego promienia zaokrąglenia wierzchołka ostrza i posuwu zazwyczaj doniosłe znaczenie dla gładkości powierzchni.

Przy stosowanych przez nas warunkach ($r = 4$ mm i $p = 0,15$ mm/obr) wpływ głównego kąta przystawienia κ

okazał się bardzo mały (rys. 11). Dla przypadku tego (IV — według Isajewa) wpływ geometryczny kąta α nie występuje w ogóle.

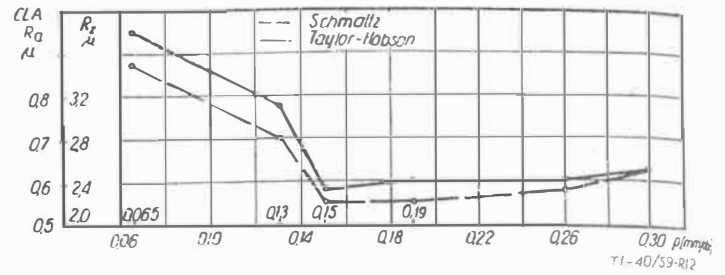
Widoczne znaczenie posiada natomiast pomocniczy kąt przystawienia α_p (rys. 11). Jak widać, wraz z jego powiększaniem chropowatość powierzchni wzrasta, lecz niejednakowo szybko w całym rozpatrywanym zakresie, to jest od 0 do 30°. Wzrost ten jest bowiem szybszy w granicach od 0 do 10°. Wynika z powyższego, że optymalna dla praktyki wartość pomocniczego kąta przystawienia mieści się w zakresie $\alpha_p = 5 \div 10^\circ$.



Rys. 11. Wpływ kątów przystawienia α i α_p na gładkość powierzchni przy toczeniu. Warunki prób: $v = 8,8$ m/min, $p = 0,15$ mm/obr, $g = 2$ mm, $r = 4$ mm, $\alpha = 8^\circ$, $\gamma = 15^\circ$, $\lambda = 4^\circ$. Chłodziwo: olej SM

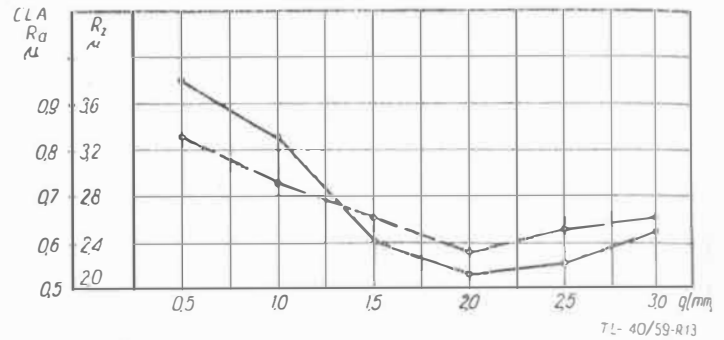
Należy nadmienić, że stosowanie ostrzy z pomocniczą krawędzią gładzącą ($\alpha_p = 0$) nie jest godne zalecania z uwagi na trudność dokładnego ustawienia noża, jak również ze względu na odkształcenia sprężyste noża i materiału obrabianego pod działaniem sił skrawania. Wiadomo zaś, że nawet nieznaczne skręcenie ostrza w płaszczyźnie poziomej powoduje już dość duży wzrost chropowatości powierzchni.

Następnym zagadnieniem było stwierdzenie wpływu stanu obróbki cieplnej stopu Nimonic 80 na gładkość powierzchni. Twardość tego materiału w stanie surowym i w temperaturze otoczenia jest nawet wyższa aniżeli w stanie obróbnym termicznie ($H_B \approx 300$). Wykresy na rys. 12 i 13 przedstawiają wyniki prób przeprowa-

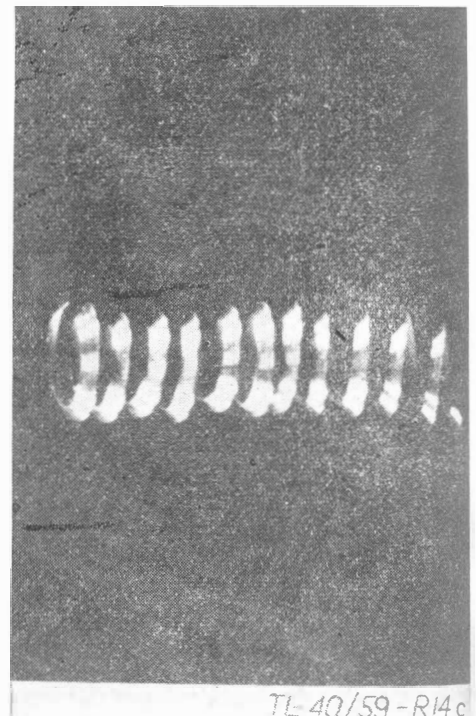
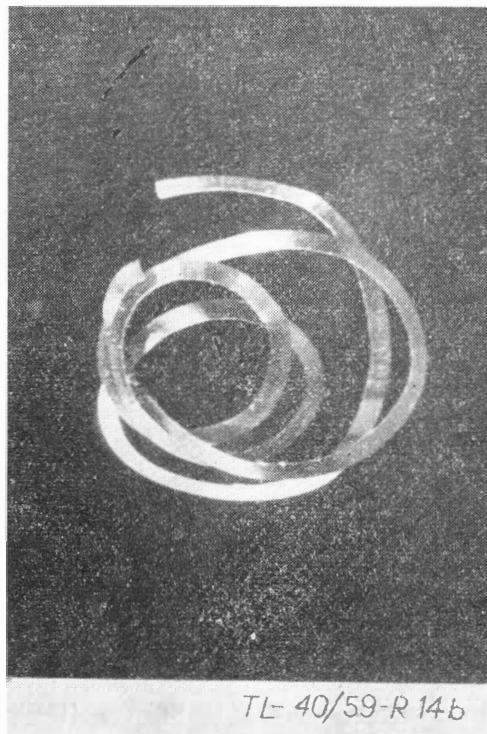
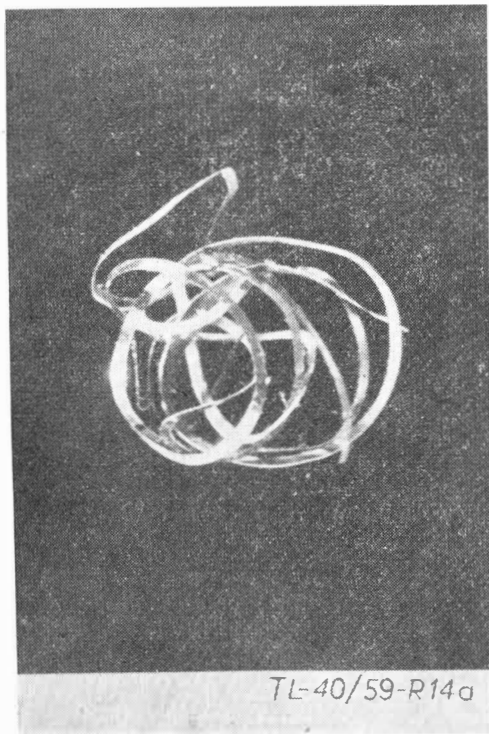


Rys. 12. Wpływ posuwu na R_z przy toczeniu próbki z materiału surowego (nie obrabionego cieplnie). Warunki prób: $v = 8,8$ m/min, $g = 1$ mm, $r = 4$ mm, $\alpha = 8^\circ$, $\gamma = 15^\circ$, $\alpha = 45^\circ$, $\alpha_p = 10^\circ$, $\lambda = 4^\circ$. Chłodziwo: olej SM

dzonych na materiale surowym. Porównując je z poprzednio omówionymi wynikami (rys. 7 i 8) widać, że zabiegi cieplne w postaci przesycań i starzenia, jakir normalnie poddaje się ten materiał, nie wywołują istotnych zmian w odniesieniu do gładkości obrabianej powierzchni. Wykresy na rys. 12 i 13 wskazują ponownie na niecelowość stosowania posuwów mniejszych od $p = 0,13$ mm/obr i głębokości mniejszej od $g = 1,5$ mm, przy tym poniżej tych wartości obserwuje się dla materiału surowego bardziej intensywny wzrost chropowatości. Spowodowane to jest większą sprężystością materiału nie obro-



Rys. 13. Wpływ głębokości skrawania na R_z przy toczeniu próbek z materiału surowego. Warunki prób: $v = 8,8$ m/min, $p = 0,15$ mm/obr, $r = 4$ mm, $\alpha = 8^\circ$, $\gamma = 15^\circ$, $\alpha = 45^\circ$, $\alpha_p = 10^\circ$, $\lambda = 4^\circ$. Chłodziwo: olej SM



Rys. 14. Kształty wiórów otrzymanych przy toczeniu w różnych warunkach, stałe: $v = 8,8$ m/min, $r = 4$ mm, $\alpha = 8^\circ$, $\alpha = 45^\circ$, $\alpha_p = 10^\circ$, $\lambda = 4^\circ$.

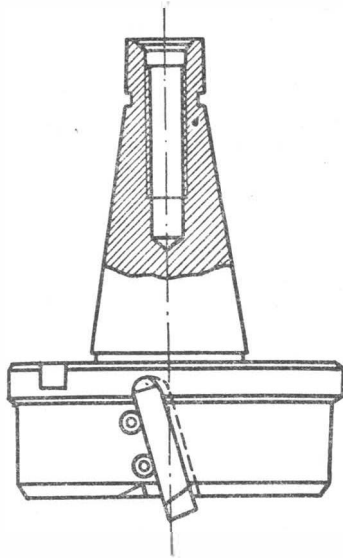
- a) $\gamma = 15^\circ$, $g = 0,5$ mm, $p = 0,19$ mm/obr, chłodziwo: olej W5 + 1,5% S.
- b) $\gamma = 15^\circ$, $g = 2$ mm, $p = 0,15$ mm/obr, chłodziwo: olej W5 + 0,5% S.
- c) $\gamma = 20^\circ$, $g = 2$ mm, $p = 0,15$ mm/obr, chłodziwo: emulsja olejowa-wodna (7%)

bionego cieplnie i odkształceniami sprężystymi, które przy małych przekrojach warstwy skrawanej są szczególnie duże.

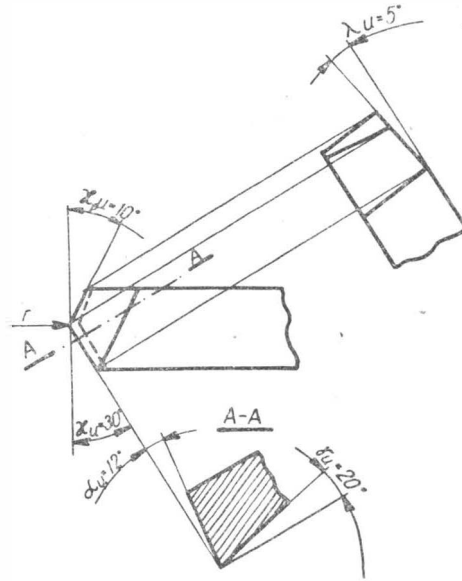
Interesujące było stwierdzenie zależności między rodzajem tworzącego się wióra, parametrami skrawania i gładkością powierzchni.

Na podstawie przeprowadzonych obserwacji stwierdzono znaczny wpływ zasadniczych parametrów skrawania g , p

chłodzącymi chłodziwa. Wysokość tej temperatury, wpływając na własności materiału w warstwie skrawanej, stwarza warunki dla regularnego przebiegu procesu tworzenia się wióra, jak również prawdopodobnie zapobiega nalepianiu się materiału na ostrze, a to ma niewątpliwie wpływ na jakość powierzchni obrabianej.



Nr noża	r mm
1	0,5
2	1,0
3	2,0
4	3,0
5	4,0



TL-40/59-R15

Rys. 15. Głowica frezowa używana do prób

i v , a przede wszystkim rodzaju stosowanego chłodziwa na charakter tworzącego się wióra. O ile bowiem przy chłodzeniu olejem siarkowanym wiór posiada kształt nieregularnie skręconej wstęgi (rys. 14a, b), to przy stosowaniu emulsji olejowo-wodnej i przy tych samych warunkach skrawania przybiera on postać regularnej spirali (rys. 14c). Temu ostatniemu przypadkowi towarzyszy również najwyższa gładkość powierzchni. Wskazuje to na zasadniczy

B. Próby frezowania

Badania przeprowadzono przy frezowaniu czołowym głowicą jednoostrzową (rys. 15) na frezarce pionowej TOS typ FA8V.

Stosowanie jednego noża w głowicy pozwoliło na uniknięcie bicia ostrzy oraz błędów nierównomierności podziałki, a więc i nierównomiernego posuwu przypadającego na ostrze.

Noże wykonane ze stali SW18; były one po każdorazowym ostrzeniu docierane na ściernicach diamentowych i kontrolowane na projektorze o powiększeniu 50X.

Przyjęto najkorzystniejszą wynikającą z badań Itkina (Lit. 1b) geometrię ostrza noża w głowicy. Geometria ta pozostawała niezmienna z wyjątkiem promienia zaokrąglenia wierzchołka ostrza. Poszczególne wartości kątów ostrza po ustawieniu noża w głowicy były następujące: $\alpha_u = 12^\circ$, $\gamma_u = 20^\circ$, $\zeta_u = 30^\circ$, $\lambda_u = 5^\circ$. Natomiast promień zaokrąglenia wierzchołka ostrza był zmieniany i wynosił kolejno $r = 0,5, 1, 2, 3, 4$ mm.

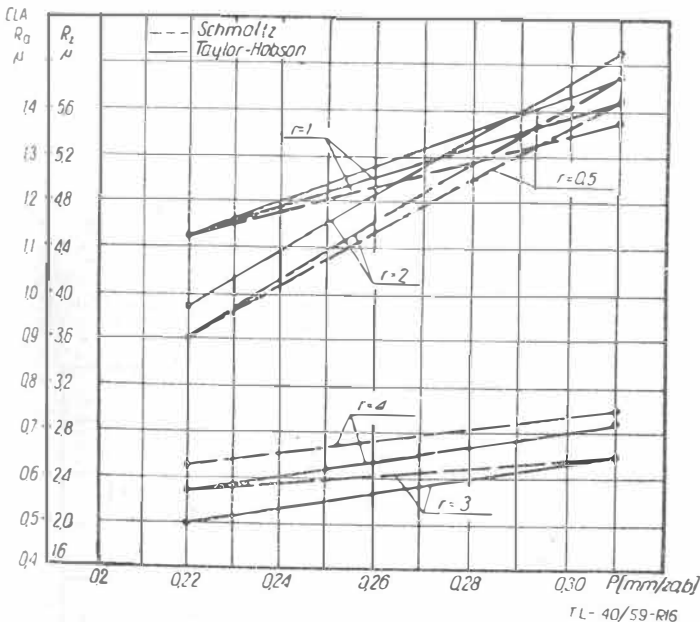
Warunki skrawania: prędkość $v = 11,3$ m/min = const, posuw $p_1 = 0,22$ mm/ostrze i $p_2 = 0,31$ mm/ostrze, głębokość skrawania zmieniano w granicach $g = 0,5 \div 3$ mm. Chłodziwo stanowiła emulsja olejowo-wodna 10%.

Na wykresie na rys. 16 przedstawiono wyniki pomiarów zależności gładkości powierzchni od posuwu i promienia zaokrąglenia ostrza. Próby te wykazały, że zależność $R_z = f(p)$ związana jest ściśle z wielkością promienia zaokrąglenia wierzchołka ostrza. W odróżnieniu od toczenia występuje tutaj podział na dwie znacznie przesunięte względem siebie grupy krzywych. Pierwsza odnosi się do promienia zaokrąglenia $r = 3$ i $r = 4$ mm, przy których gładkość powierzchni jest stosunkowo wysoka (8 klasa).

Można też zauważyć, że różnice w wartościach R_z dla posuwu 0,22 i 0,31 mm/ostrze są niewielkie. Natomiast przy wyższych posuwach 0,45 i 0,62 mm/ostrze, których na wykresie nie uwidoczniiono, chropowatość bardzo szybko wzrasta.

Do drugiej grupy należą krzywe uzyskane przy frezowaniu ostrzem o promieniu zaokrąglenia $r = 0,5, 1$ i 2 . Wartości R_z są tutaj około dwukrotnie większe niż dla poprzedniej grupy.

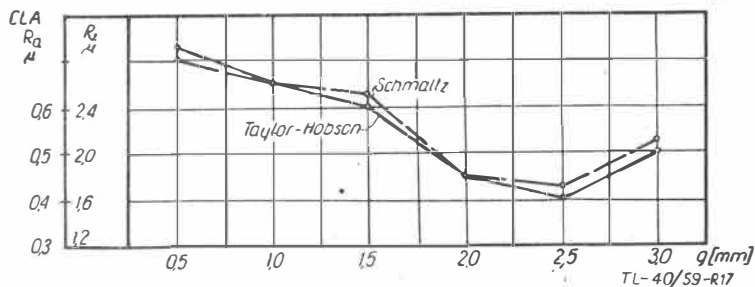
Porównując analogiczne pomiary przy frezowaniu i toczeniu widać, że przy frezowaniu osiągnięto wyższą gładkość powierzchni niż przy toczeniu, co można by tłumaczyć bardziej sztywnym zamocowaniem materiału. Jako optymalny promień zaokrąglenia wierzchołka ostrza przy frezowaniu czołowym należy przyjąć $r = 3-4$ mm, choć przy $r = 4$ mm mogą występować już drgania.



Rys. 16. Wpływ posuwu i promienia zaokrąglenia wierzchołka ostrza na gładkość powierzchni przy frezowaniu czołowym. Warunki prób: $v = 11,3$ m/min, $g = 1$ mm, $\alpha = 12^\circ$, $\gamma = 20^\circ$, $\zeta = 30^\circ$, $\lambda_p = 10^\circ$, $\lambda = 5^\circ$. Chłodziwo: emulsja olejowo-wodna

fizyczny udział cieczy smarująco-chłodzącej w procesie skrawania, która warunkuje tarcie i temperaturę, a więc prawdopodobnie również i odkształcenia plastyczne.

Przypadek ten przeczy ponadto znanej tezie, że chłodziwa o lepszych własnościach smarnych zapewniają wyższą gładkość powierzchni. Można przypuszczać, że w danym przypadku decydujący wpływ wywiera temperatura w strefie skrawania uwarunkowana własnościami



Rys. 17. Wpływ głębokości skrawania na gładkość powierzchni przy frezowaniu czółowym. Warunki prób: $v = 11,3$ m/min, $p = 0,22$ mm/rostrze, $r = 3$ mm. Chłodziwo: emulsja olejowo-wodna

Jeżeli chodzi o zależność $R_z = f(g)$ (rys. 17), to jest ona dla frezowania bardzo zbliżona charakterem do uzyskanej poprzednio przy toczeniu. Gładkość powierzchni wyraźnie polepsza się ze wzrostem głębokości skrawania osiągając najniższe wartości R_z przy $g = 2-2,75$ mm. Natomiast dalsze powiększanie głębokości prowadzi już do wzrostu chropowatości.

C. Próby szlifowania

Próby szlifowania przeprowadzono na szlifierce do płaszczyn firmy Thule typ PSH24 o mocy silnika głównego 2 KM przy pomocy 8 rodzajów ściernic o wymiarach $\Phi 250 \times \Phi 60 \times 20$.

Ściernice te wykonane zostały specjalnie do tych badań przez Laboratorium Centralnego Biura Konstrukcji Narzędzi w Grodzisku. W jednej z tych tarcz ścierniwem był karborund, w pozostałych siedmiu — elektrokorund A. Twardość używanych ściernic zawierała się w granicach od H do N, a ziarnistość 46—60. Strukturę przyjęto średniozwarłą (nr 6) z wyjątkiem jednej, tak zwanej wielkoporowej. Podobnie jedna ze ściernic wykonana była na spoiwie bakelitowym, a reszta na ceramicznym.

Charakterystyka poszczególnych ściernic zamieszczona jest w poniższej tabeli.

Nr ściernicy	Materiał ściernicy	Twardość	Ziarnistość	Struktura	Spoivo	Oznaczenie
1	Węgiel krzemny	N	46	6	Ceramiczne	SIC 46NC6
2	Elektrokorund	K	60	6	— " —	EIA 60KC6
3	— " —	N	60	6	— " —	EIA 60NC6
4	— " —	K	60	6	Bakelitowe	EIA 60KB6
5	— " —	K	46	6	Ceramiczne	EIA 46KC6
6	— " —	N	46	6	— " —	EIA 46NC6
7	— " —	2510	46	Wielkoporowa	— " —	EIA 46-2510
8	— " —	H	46	6	— " —	EIA 46HC6

Ściernice były możliwie dokładnie wyważone statycznie i diamentowane przed każdą próbą tak, aby stopień naostrzenia wszystkich ściernic do każdej próby był jednaki.

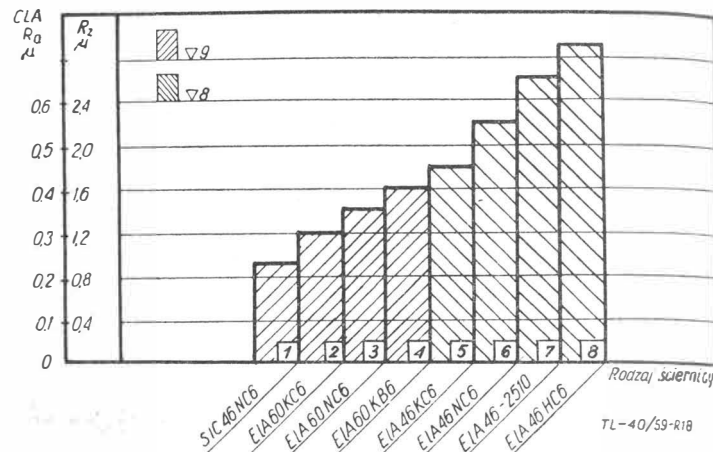
W pierwszym etapie zadaniem prób był wybór ściernic o charakterystyce zadowalającej z punktu widzenia gładkości powierzchni. W tym celu warunki szlifowania dla tej serii pomiarów przyjęto jako stałe; przedstawiały się one następująco:

- posuw wzdłużny stołu $p_w = 8,5$ m/min,
- posuw poprzeczny stołu $p_p = 0,8$ mm/skok *),
- głębokość szlifowania $g = 0,01$ mm,
- prędkość obwodowa ściernicy $v = 29$ m/sek,
- skrawanie na sucho.

*) Posuw ten jest stosunkowo bardzo mały, ale przy szlifowaniu stopów Nimonic 80 powiększenie posuwu poprzecznego na używanych u nas szlifierkach do płaszczyn nie jest możliwe z uwagi na niedostateczną sztywność i moc.

Na rys. 18 przedstawiono wyniki pomiarów w postaci wykresu słupkowego. Wskazują one, że decydujący wpływ na gładkość powierzchni przy szlifowaniu stopów Nimonic 80 posiada przede wszystkim wielkość i rodzaj ziarna, a następnie twardość i rodzaj spoiwa ściernicy.

Jak widać, najlepsze rezultaty spośród badanych ściernic dały ściernice SiC46NC6, EIA60KC6 i EIA60NC6. Dalsze badania przeprowadzono więc przy użyciu tylko tych trzech ściernic już przy różnych warunkach szlifowania. Zmianiano przy tym posuw: wzdłużny i poprzeczny oraz głębokość szlifowania. Natomiast prędkość ściernicy pozostawała stała $v = 29$ m/sek.



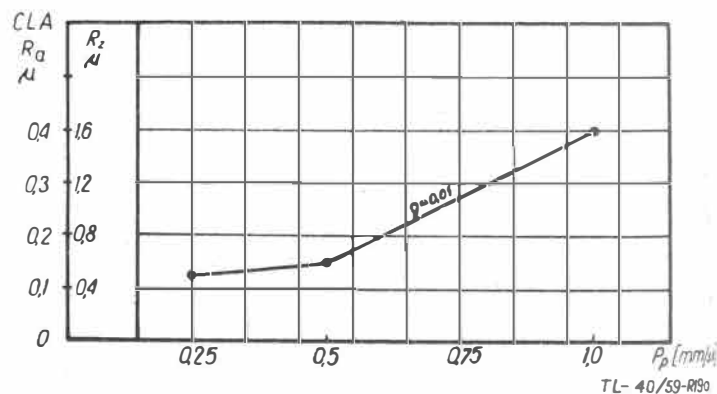
Rys. 18. Zależność wielkości mikronierówności powierzchni od rodzaju ściernicy. Warunki badań: $v_{sc} = 29$ m/sek, $P_{wzd} = 8,5$ m/min, $P_{poprz} = 0,8$ mm/skok stołu, $g = 0,01$ mm. Obróbka na sucho

Zakres przyjętych warunków szlifowania, który ustalono w ten sposób, aby zapewnić możliwie wysoką gładkość, był następujący:

- posuw wzdłużny stołu $p_w = 5$ i 7 m/min,
- posuw poprzeczny stołu $p_p = 0,25, 0,50, 1,00, 1,50$ mm/skok,
- głębokość warstwy skrawanej $g = 0,005, 0,01, 0,02, 0,03$

Wyniki z powyższej serii badań obrazują wykresy na rys. 19a, b, c. Wskazują one, że zależnie od stosowanych warunków szlifowania uzyskana gładkość powierzchni mieści się w 8 lub 9 klasie. Najlepszą gładkość powierzchni uzyskano przy szlifowaniu ściernicą karborundową SiC46NC6 (rys. 19a). Jednakże ujemną cechą tej ściernicy jest jej mała trwałość w porównaniu do ściernic elektrokorundowych. Ulega ona bowiem dość szybko zamazywaniu, podczas gdy powierzchnia obrabiana zostaje już „przypalana”. Z tego więc względu ściernica o tym rodzaju ziarna ściernego nie może być zalecana do obróbki stopu Nimonic 80.

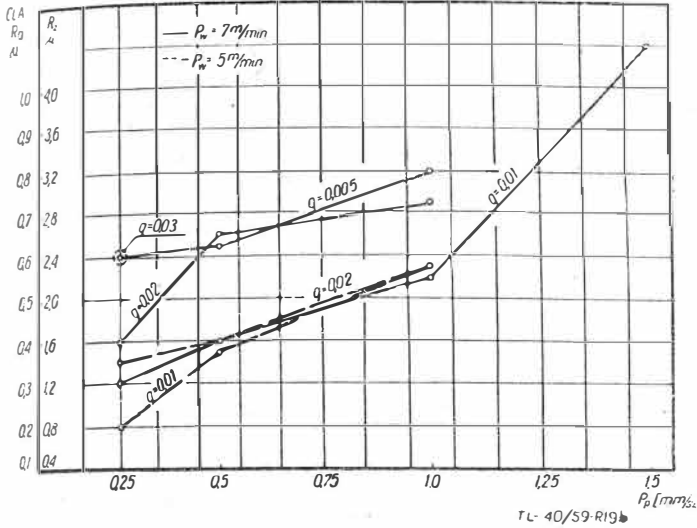
Jak wynika z wykresów najszerszy zakres prób przeprowadzono przy użyciu ściernicy EIA60NC6 (rys. 19c).



Rys. 19a. Wpływ posuwu poprzecznego na gładkość powierzchni przy szlifowaniu ściernicą SiC46NC6

Jeżeli chodzi o wpływ głębokości szlifowania, to najlepszą gładkość powierzchni uzyskano przy $g = 0,01$ i $g = 0,02$ mm. Znacznie gorsze rezultaty uzyskuje się poniżej i powyżej tego zakresu. Mianowicie przy $g = 0,005$ mm występuje zjawisko odkształceń sprężystych warstwy skrawanej pod naciskiem ściernicy, wskutek czego

Proces szlifowania przebiega nierównomiernie. Przy $g = 0,03$ występują drgania obrabiarki odbijające się na gładkości powierzchni obrabianej. Należy przy tym zwrócić uwagę, że wpływ głębokości na wielkość R_z związany jest z wartością posuwu wzdłużnego i poprzecznego. Na przykład w przypadku stosowania ściernicy ELA60NC6 korzystniejszą jest dla zwiększenia wydajności szlifowania zwiększyć posuw poprzeczny z 0,25 mm/sk na 0,5 mm/sk, aniżeli zwiększać głębokość z 0,01 na 0,02 mm; natomiast dla ściernicy ELA46KC6 jest odwrotnie.



Rys. 19b. Wpływ głębokości skrawania, posuwu poprzecznego i posuwu wzdłużnego na gładkość powierzchni przy szlifowaniu ściernicą ELA60KC6

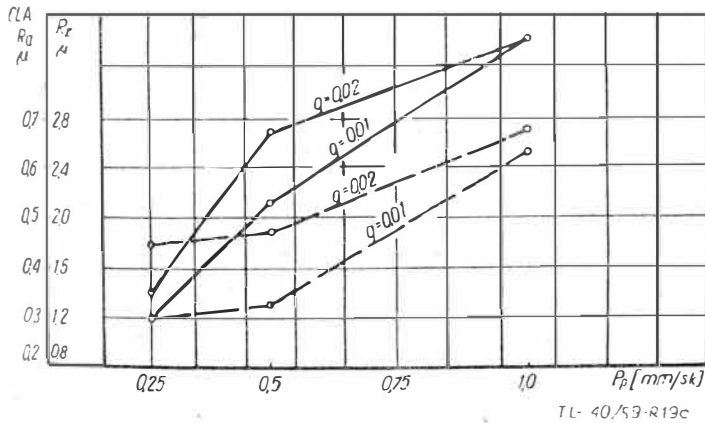
Jeżeli chodzi o wpływ posuwu podłużnego, to na ogół wraz z jego powiększeniem następuje wzrost chropowatości powierzchni, jednakże jego wpływ jest mniejszy niż posuwu poprzecznego.

Na rys. 20 pokazano zdjęcia powierzchni toczonej, frezowanej i szlifowanej uzyskane przy próbach.

D. Wnioski końcowe

1. Na podstawie prób obróbki wykańczającej stopu żaroodpornego typu Nimonic 80 ustalono zalecane parametry skrawania i geometrię ostrza pozwalające na uzyskiwanie 7 i 8 klasy gładkości przy toczeniu i frezowaniu czółowym oraz 9 i 10 klasy przy szlifowaniu.

2. Stwierdzono, że najmniejszą chropowatość powierzchni uzyskuje się przy toczeniu i frezowaniu czółowym przy następujących wartościach kątów ostrza: $\alpha = 8-10^\circ$, $\gamma = 15^\circ$, $\kappa = 45^\circ$, $\kappa_D = 5-10^\circ$, $r = 3-4$ mm. $\lambda = 4^\circ$.

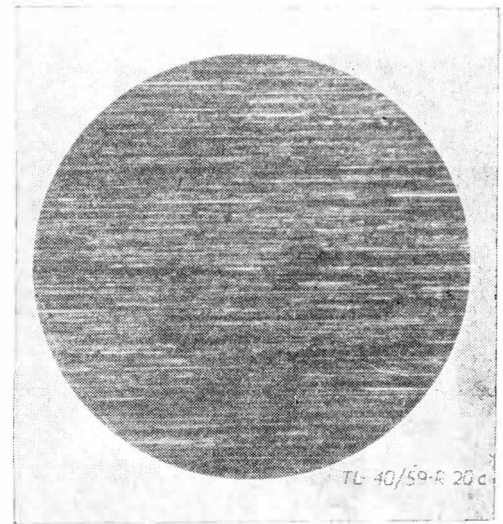
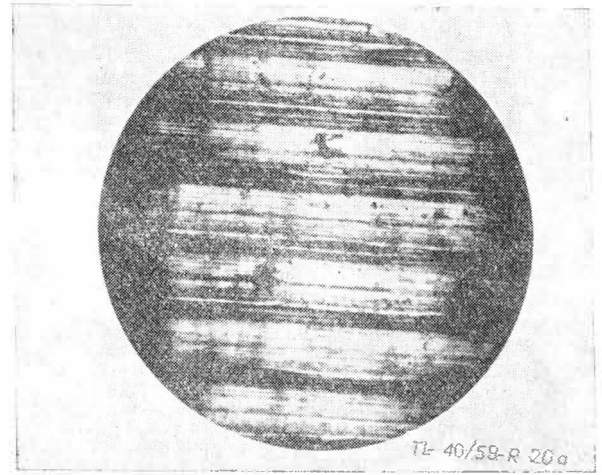


Rys. 19c. Wpływ głębokości warstwy skrawanej, posuwu poprzecznego i posuwu wzdłużnego na gładkość powierzchni przy szlifowaniu ściernicą ELA60NC6

3. Spośród parametrów skrawania widoczny wpływ na gładkość powierzchni posiadają: głębokość, posuw i rodzaj chłodziwa.

Można przyjąć, że najodpowiedniejsze warunki skrawania z punktu widzenia gładkości powinny się mieścić w granicach:

- głębokość skrawania $g = 2-2,5$ mm,
- posuw $p = 0,13-0,19$ mm/obrót lub na ostrze,
- prędkość skrawania $v = 9-10$ m/min; wpływ prędkości jest nieznaczny,
- rodzaj chłodziwa: emulsja 10-procentowa na bazie oleju emulgującego E.



Rys. 20. Widok obrabianych powierzchni próbek ze stopu typu Nimonic 80. Powiększenie $\times 40$.

a) próbka toczonej: $v = 8,5$ m/min, $p = 0,3$ mm/obr, $g = 0,5$ mm, $r = 0,5$ mm, $\alpha = 8^\circ$, $\gamma = 15^\circ$, $\kappa = 45^\circ$, $\kappa_D = 10^\circ$, $\lambda = 4^\circ$. Chłodziwo: olej SM + 0,2% S. $R_z = \text{ok } 14 \mu$; b) próbka frezowana: $v = 11,3$ m/min, $p = 0,31$ mm/ostrze, $g = 1$ mm, $r = 0,5$ mm, $\alpha = 12^\circ$, $\gamma = 20^\circ$, $\kappa = 30^\circ$, $\kappa_D = 10^\circ$, $\lambda = 5^\circ$. Chłodziwo: emulsja olejowo-wodna. $R_z = \infty 6 \mu$; c) próbka szlifowana: $v_t = 25$ m/sek, $p_{pop} = 0,8$ mm/skok stołu, $p_{wzd} = 8,5$ m/min, $g = 0,01$ mm. Obróbka na sucho. $R_z = \infty 1,2 \mu$

Z chłodziw olejowych lepsze rezultaty dają czyste oleje 5 i SM. Oleje siarkowe W5 + 0,5% S dają nieco gorszą adkość powierzchni.

4. Próby szlifowania wykazały, że najodpowiedniejszymi iernicami przy obróbce stopów typu Nimonic 8J, tak ze zględu na gładkość, jak i trwałość, są ściernice elektro-rundowe o ziarnistości 60, twardości N, strukturze śred-zwartej (nr 6) i spoiwie ceramicznym.

Zalecane warunki skrawania przy szlifowaniu:
 ędkość ściernicy $v = 25-29$ m/sek; posuw poprzeczny $p \approx 0,5$ mm/sk; posuw wzdłużny $p_{wzd} = 5-7$ m/min.

LITERATURA

1. B. N. Iljin „Osobiennosti obrabotki riezaniem stalej austenitnowo klasa”.
2. M. E. Itkin „Issledowanije skorosti riezaniija pri frezierowanii zaroprocnoj stali EI-395 i zaroprocznogo spława EI-437”. Wysokoproizwoditielnyje metody obrabotki metallow riezaniem, Maszgi, 1955.

3. A. D. Czubarow i N. N. Nowikow „Osobiennosti deformacii powierzchnostnych slojow titanowych i zaroprocnych spławow pri obrabotkie riezaniem”, Wiestnik Maszynostrojenija nr 9/58.
4. O. W. Morozienko „Osobiennosti processa nariezaniija riezby mietczikami w dietalach zaroprocnych materialow”, Wiestnik Maszynostrojenija, nr 12/58.
5. W. M. Zajcew „Wlijanije ochładzajuszczich sred na strojnost instrumenta i czistoty powterchnosti”, Stanki i instrument nr 6/58.
6. W. A. Kriwouchow i A. I. Markow „Issledowanije parametrow wysokonapornowo ochłazdzenija pri riezanii zaroprocnych spławow”, Stanki i instrument nr 6/58.
7. N. F. Pronkin „Wlijanije nakliopa pri protjagiwanii zaroprocnych materialow”, Stanki i instrument nr 10/56.
8. N. F. Pronkin „Wlijanije reżimow riezaniija na kaczestwo powierchnosti posle protjagiwanija zaroprocnowo spława EI-437”, Wiestnik maszynostrojenija nr 11/56.
9. Research shrows light on machining Nimonic and Titanium-Metalworking Production, IV/56.
10. High Temperature Alloys — Air Force Machinability Report—The Iron Age, 7/54.
11. Machining the Nimonic Series of Alloys-Machinery XII/49.
12. Beispiel für das Feinträsen im Motorenbau, Werkstatt und Maschinenbau, 11/55.

gr inż. TADEUSZ WIŚLICKI

Kształtowanie profili i rur

Część II

Tabela 1

Parametry gięcia na zimno półfabrykatów ze stopów lekkich 1)

Materiał		Blachy i taśmy		Rury	Pręty	Profile
Rodzaj	Stan	$r/g^2)$ g 3 mm	g 3 mm	$r/d^3)$	r/d lub r/h	r/h
aluminium (czyste)	miękkie	0,2—0,8	0,5—1,0	1,0—1,5	1,0—1,5	2,0—5,0
	półtwarde	0,5—1,0	1,0—1,5	2,0—2,5	2,0—2,5	
	twarde	0,8—2,0	2,0	3,0—3,5	3,0—4,0	
Al Mu	miękkie	0,5	1,0	1,5—2,0	1,0—2,0	1,5—2,5
	półtwarde	1,0—1,5	1,5—2,0	2,0—3,0	2,0—3,0	
	twarde	2,0—3,0	3,0—4,5	4,0—5,0	3,0—4,0	
AlMgMu AlMg 3 AlMg 3Si	miękkie	1,0—1,5	1,5—2,5	1,5—2,5	1,5—2,0	2,5—3,0
	półtwarde	2,0—2,5	2,5—3,0	3,0—3,5	2,0—3,0	
	twarde	4,0—6,0	6,0—10,0	10,0	3,0—4,0	
AlMg 5 4)	miękkie	1,5—2,0	2,0	1,5—2,0	1,5—2,0	2,0—2,5
	półtwarde	2,5	3,0	2,5—3,5	2,5—3,5	
AlMg 7 4)	miękkie	2,0	2,5	2,0—2,5	2,0—2,5	2,5—3,0
	półtwarde	2,5—3,0	3,0—3,5	3,0—4,0	3,0—4,0	
AlMgSi	miękkie utwardzone przez walcowanie wyżarzzone przesycane	1,0—1,5	1,5—2,0	1,5—2,0	1,5—2,0	1,5—2,0
		1,5	2,5	2,5—3,0	1,5—2,5	1,5—2,5
		1,5—2,0	2,0	2,0—2,5	2,0—2,5	2,0—2,5
		2,0—3,0	2,5—3,5	2,5—3,0	2,5—3,0	2,5—3,0
AlCuMg 5)	miękkie utwardzone przez wyciskanie przesycane	1,0—1,5	1,5—2,0	1,5—2,0	1,5—2,0	—
		—	—	—	2,0—3,0	1,5—2,0
		2,0—3,0	2,5—3,5	2,5—3,5	2,5—3,0	2,5—3,0
AlCuMg 6)	przesycane 5)	3,0—4,0	3,5—4,5	3,0—4,0	3,5—4,0	3,0—4,0
AlZnMg	miękkie wyżarzzone przesycane	0,5	1,0	—	—	—
		2,0—2,5	2,5—3,0	3,0—4,0	3,0—4,0	3,0—4,0
		4,0	4,0—4,5	5,0	5,0—6,0	5,0—6,0
AlZnMgCu	miękkie wyżarzzone	1,0—1,5	1,5—2,5	—	—	—
		5,0—7,0	6,0—10,0	7,0—8,0	6,0—8,0	6,0—8,0

Uwagi:

- 1) Cyfry zamieszczone w tabeli są wartościami, przez które należy pomnożyć odpowiedni wymiar obrabianego półfabrykatu (grubość blachy g, zewnętrzna średnica rury d, wysokość profili h), aby uzyskać najmniejszy wymagany wewnętrzny promień gięcia r. Jeszcze mniejsze promienie gięcia możliwe są przy powolnym gięciu i przy kątach gięcia mniejszych niż 90°.
- 2) Blachy o grubości poniżej 0,8 mm można giąć na mniejszych promieniach, przy grubościach natomiast powyżej 10 mm wymagają większych promieni gięcia, niż wynika z przytoczonych w tabeli parametrów.
- 3) Przy rurach i profilach cienkościennych (stosunek grubości ścianki do średnicy zewnętrznej lub wysokości przekroju < 1/20) należy przyjmować większe promienie gięcia.
- 4) Stopy z grupy AlMg 5 i AlMg 7 nie nadają się do gięcia na równo w stanie twardym. To samo zresztą dotyczy stopów typu AlMgSi i AlCuMg, które po zahartowaniu były umacniane przyjmować można znacznie mniejsze promienie gięcia.
- 5) Blachy i taśmy ze stopów typu AlCuMg platerowane czystym Al lub stopami Al nie zawierającymi dodatków Cu giąć można na nieco mniejszych promieniach.

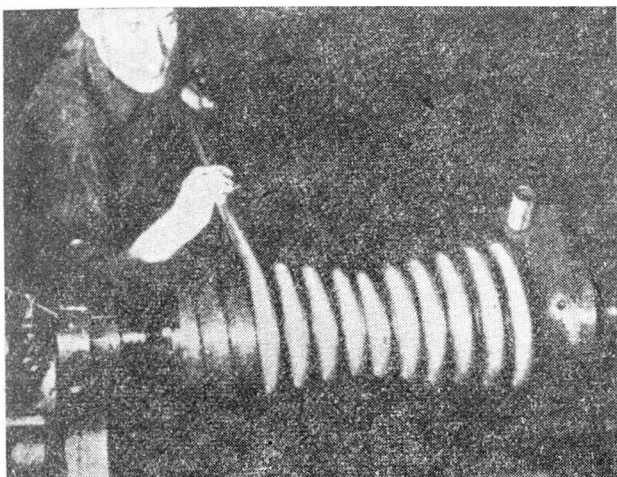
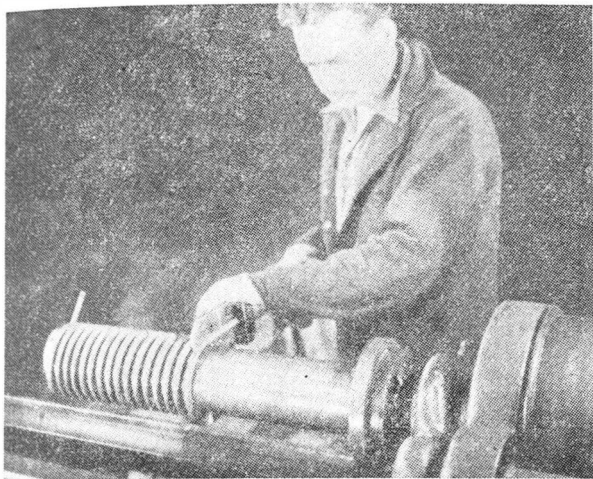
KSZTAŁTOWANIE RUR

Gięcie rur

Kształtowanie rur metodami gięcia wymaga w większości przypadków zastosowania nieco innych metod i zupełnie innych urządzeń, mimo iż zasady obróbki są podobne jak

dwie giętarek mechanicznych do kształtowania przestrzennego. Schemat wyjaśniający zasadę pracy takiego urządzenia przedstawiony jest na rys. 23.

Zasadniczą jednak rolę odgrywają w produkcji urządzenia uniwersalne, pracujące metodą gięcia według wymiennego foremnika. Wyróżnić tu należy dwa sposoby obróbki przez obtaczanie. Pierwszy polega na gięciu rolką lub segmentem kształtowym przez docisk do foremnika, przy



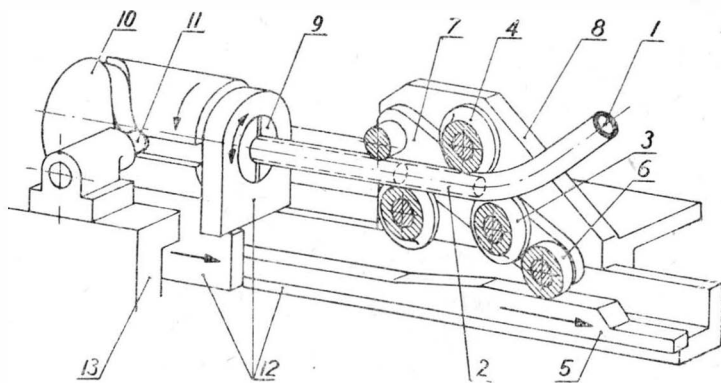
Rys. 22. Zasady i sposoby zwiżania węzownic rurowych na tokarni: a — przy stosunkowo dużej średnicy zwojów w stosunku do średnicy rury można ją zwiżać w gładkim cylindrze; b — zwiżanie rur o większej średnicy przekroju wymaga zastosowania cylindra rowkowego dla zapewnienia lepszego prowadzenia zwojów; c — możliwe jest również zwiżanie kształtów wrzecionowatych wklęsłych przy użyciu foremnika rowkowanego dwuczęściowego, rozbiernego; d — rury grubościennne zwiżają się na tokarni przy zastosowaniu trzpienia wysuwanego dla uniknięcia fałdowania ścianek

dla profili o przekrojach otwartych. Przede wszystkim należy podkreślić, że gięcie odbywa się najczęściej na zimno i przy zastosowaniu wypełniaczy.

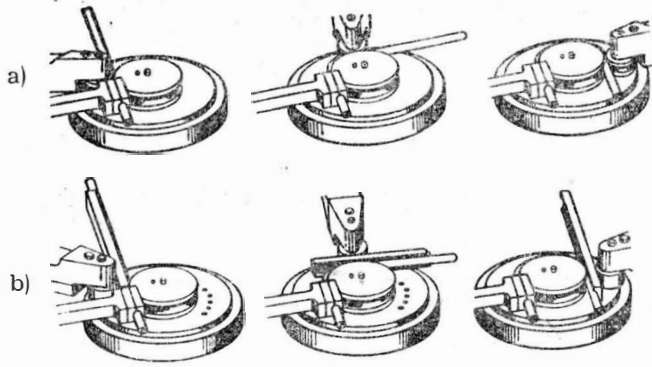
Zwiżanie spiral z rur może odbywać się na tokarni. W zależności od stosunku średnicy rury i grubości jej ścianek do promienia gięcia, zwiżanie przeprowadzać można na walcu gładkim lub rowkowanym bez rdzenia (wypełniacza) lub z rdzeniem wyciąganym. Charakterystyczne przykłady tej techniki pokazane są na rys. 22.

Gięcie swobodne za pomocą trzech rolek profilowych (rys. 8a) stosowane jest jedynie przy niewielkich wymaganiach dokładności i prostych kształtach kołowych. Budowane są również giętarek trzyrolkowe sterowane za pomocą krzywki, pozwalające na uzyskiwanie kształtów bardziej skomplikowanych, dające jednocześnie gwarancję ścisłego podobieństwa poszczególnych sztuk produktu, co trudno jest uzyskać przy gięciu swobodnym.

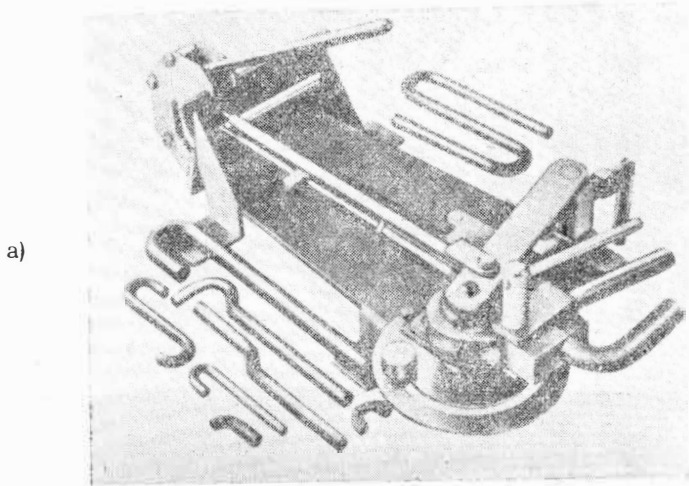
Zasada kształtowania rolkami, ale przy wprowadzeniu rdzenia wyciąganego, znalazła zastosowanie również w bu-



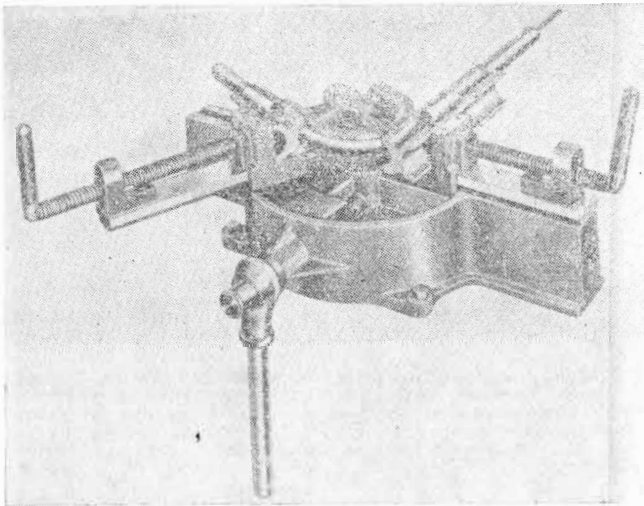
Rys. 23. Schemat wyjaśniający zasadę gięcia przestrzennego rury na giętarce rolkowej z automatycznym sterowaniem: 1 — gięta rura, 2 — rdzeń (trzpień) wysuwany, 3 — rolka gnąca, 4 — rolki podpierające (oporowe), 5 — krzywka sterująca ruch rolki gnącej, 6 — rolka prowadząca, 7 — wahliwe ramię rolki gnącej, 8 — łożo mocowania rolek, 9 — zacisk rury, 10 — krzywka sterująca obrót rury, 11 — rolka prowadząca krzywki obrotowej, 12 — suporty przesuwane, 13 — łożo maszyny



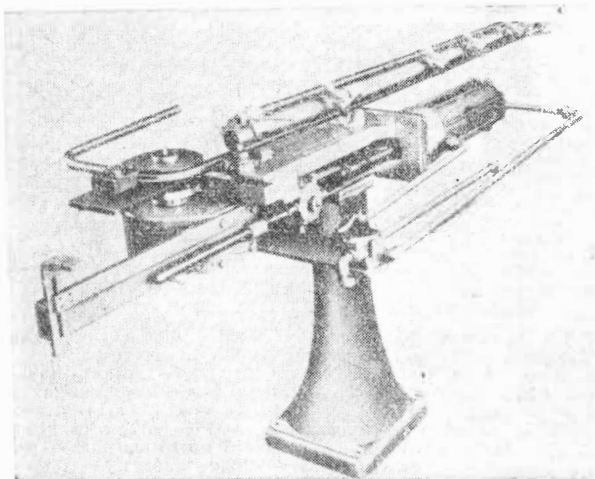
Rys. 24. Zasada gięcia rur przez obtaczanie: a — rolką, b — segmentem kształtowym



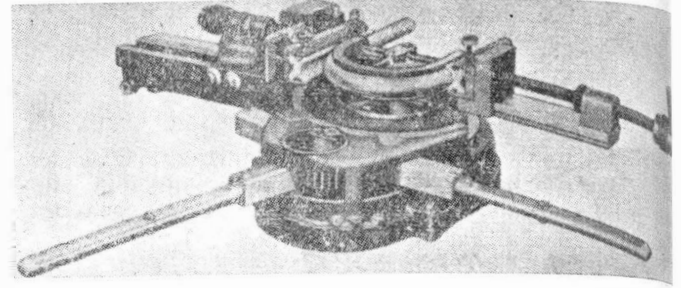
a)



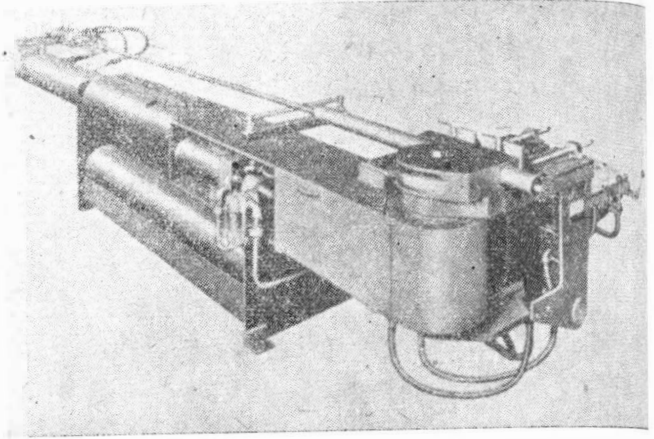
b)



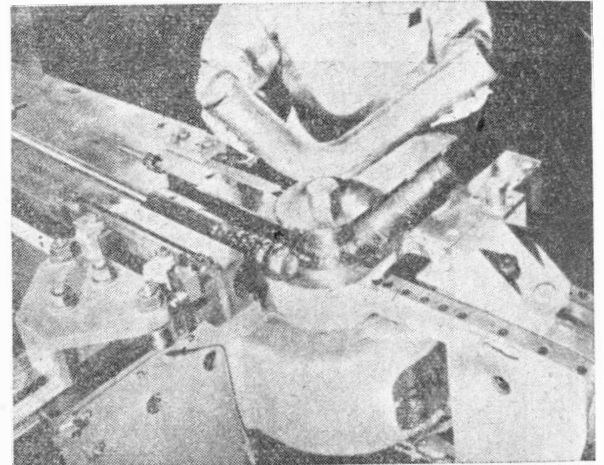
d)



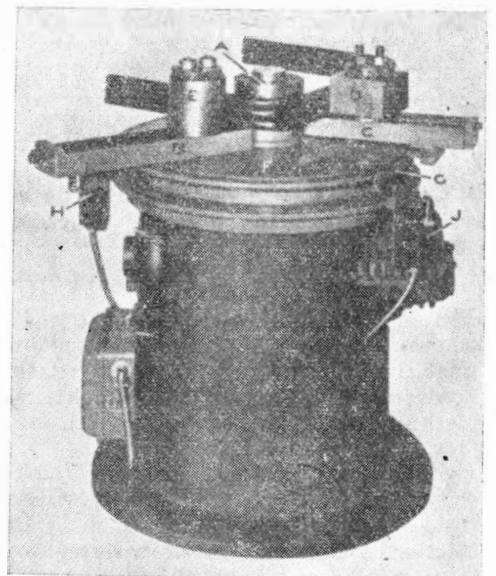
c)



e)



f)

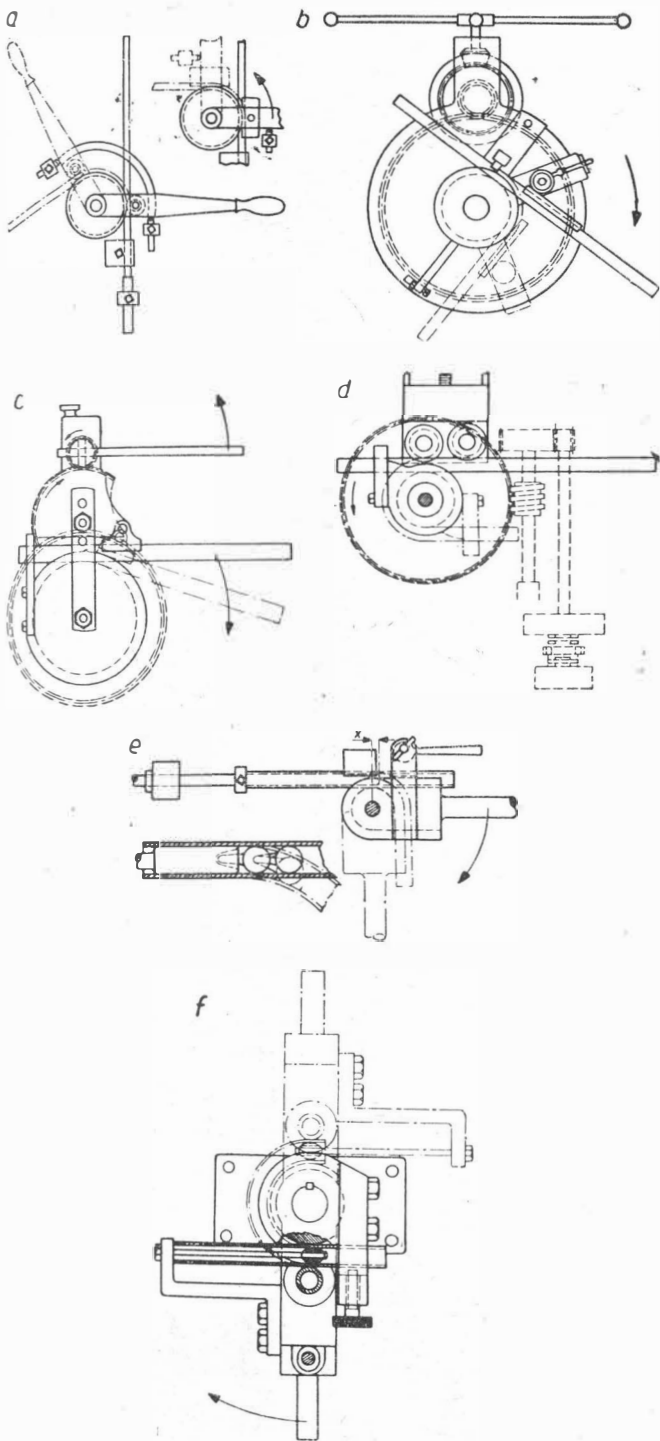


g)

Rys. 25. Giętarki do rur: a — prosta giętarka ręczna z napędem dźwigniowym, b — giętarka ręczna do rur większych średnic i grubości, c — giętarka z napędem ręcznym z przekładnią zębą i hydraulicznym dociskiem segmentu kształtującego, d — giętarka pneumatyczna, e — giętarka hydrauliczna, f — fragment giętarki pokazujący uchwyt rury, segment kształtujący oraz rdzeń wyciągany, g — mechaniczne giętarki do rur kształtować mogą jednocześnie kilka elementów

wypełnieniu wnętrza rury wypełniaczem elastycznym. Zasadę powyższą ilustrują przykłady pokazane na rys. 24.

Sposób drugi sprowadza się do gięcia przez owijanie dookoła foremnika rury wypełnionej rdzeniem elastycznym lub z jednoczesnym wyciąganiem rdzenia stanowiącego w tym przypadku wypełniacz stały (sztywny). Do prac tych budowane są różne urządzenia zwane potocznie giętarekami (rys. 25), których schematy zebrano na rys. 26, pokazując przykłady od najprostszych z napędem ręcznym do bardziej skomplikowanych — z napędem mechanicznym.

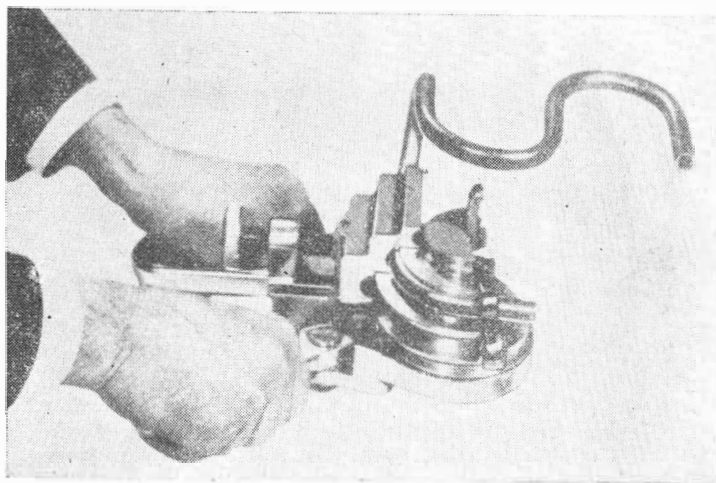


Rys. 26. Schematy konstrukcji wyjaśniające zasadę działania różnych typów giętarek do rur: a -- prosta giętarka dźwigniowa, b, c -- giętarek ręcznych z mechanizmem przekładniowym pozwalającym na wywiązywanie większych sił gięcia, d -- przykład układu konstrukcyjnego giętarek z napędem mechanicznym, e, f -- schematy giętarek pozwalających na kształtowanie przy zastosowaniu trzpienia wysuwanego

Wszystkie one posiadają wspólną cechę stanowiącą ograniczenie możliwości gięcia przestrzennego w jednym zabiegu, co wynika bezpośrednio z analizy kinematyki przedstawionych mechanizmów. Dla uzyskania kształtów przestrzennych lub w płaszczyźnie, ale składających się z od-

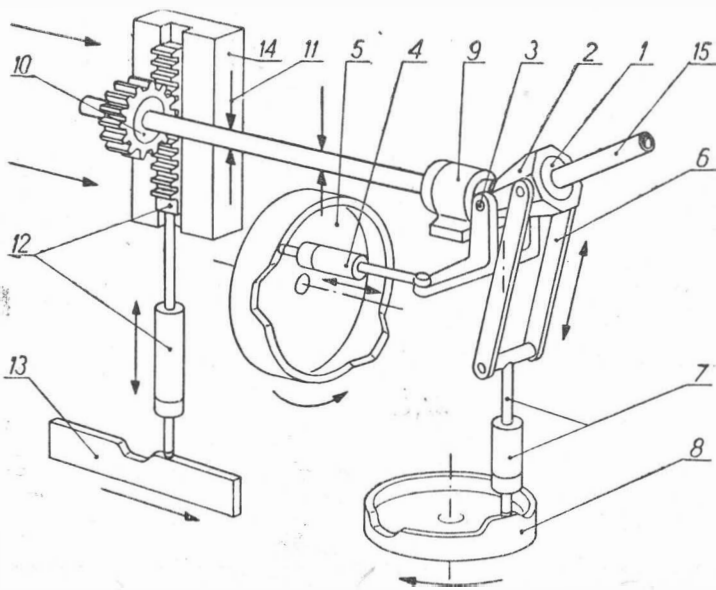
cinzków łuku o różnym promieniu, należy prowadzić operację zginania w kilku zabiegach z ewentualną wymianą foremnika. Rysunek 27 przedstawia przykład gięcia przestrzennego w przyrządzie omawianego typu.

Trzeba dodać, że spotyka się również urządzenia specjalne budowane przez zakłady płatowcowe, takie jak na przy-



Rys. 27. Gięcie przestrzenne rury za pomocą giętarek ręcznej

kład giętarka firmy Vickers-Armstrong (rys. 28). Obrabiana rura przepychana jest tu przez oczko kształtujące zsuwając się jednocześnie ze stałego trzpienia. Dobór odpowiednich wzorników sterujących i zsynchronizowanie poszczególnych ruchów pozwala na całkowite zautomatyzowanie tego uniwersalnego urządzenia.

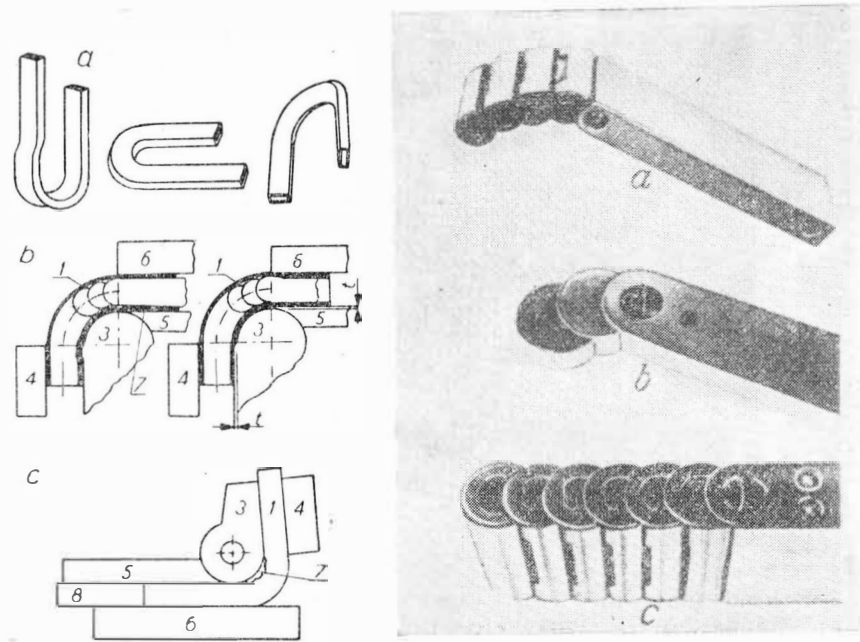


Rys. 28. Specjalne urządzenie do przestrzennego gięcia rur f-my Vickers-Armstrong: 1 — oczko gnące, 2 — głowica oczka, 3 — widełki napędu poziomego, 4 — cylinder hydrauliczny napędu poziomego, 5 — krzywka sterująca ruch poziomy, 6 — widełki napędu pionowego, 7 — zespół hydrauliczny napędu pionowego, 8 — krzywka ruchu pionowego, 9 — prowadnica rury, 10 — uchwyt rury, 11 — podtrzymki, 12 — zespół hydrauliczny i przekładnia zębata ruchu obrotowego uchwytu rury, 13 — krzywka sterowania ruchu obrotowego, 14 — suport, 15 — gięta rura

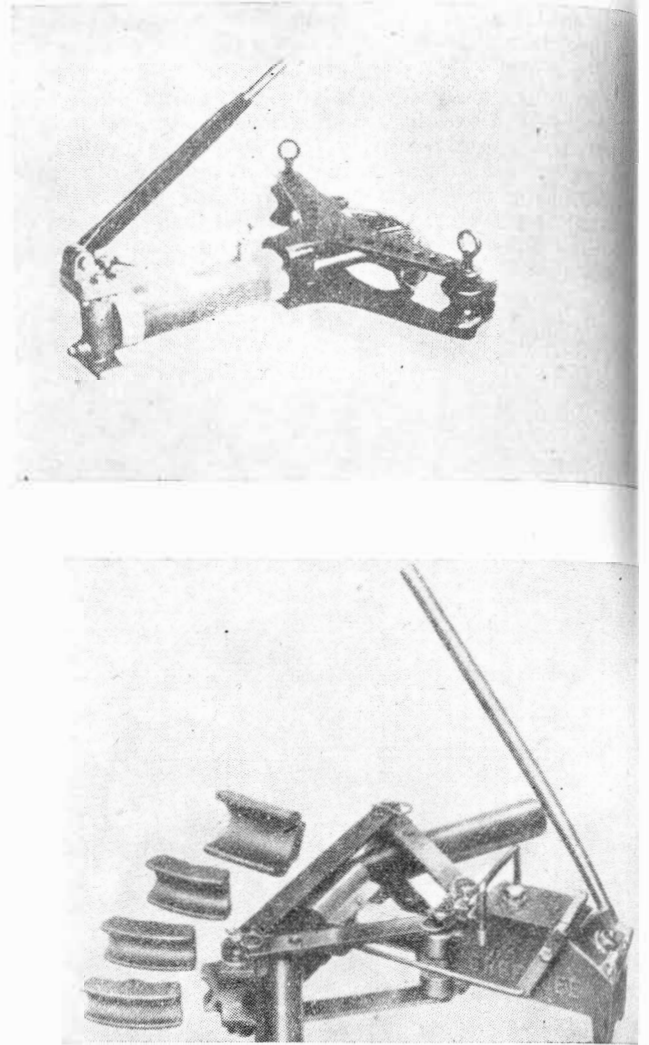
Dla bardzo dokładnego gięcia rur, zwłaszcza o przekroju prostokątnym, wprowadzono ostatnio specjalną metodę gięcia przy zastosowaniu pasowanego elastycznego rdzenia segmentowego. W przypadkach gięcia na bardzo małych promieniach, kiedy zachodzi obawa pęknięcia po stronie włókien rozciąganych, stosuje się wywarcie nacisku na swobodny koniec rury, co powoduje przesunięcie warstwy obwodnej zginanego przekroju na zewnątrz, przez co zmniejsza się wartość naprężeń rozciągających włókien położonych na maksymalnym promieniu. Siła docisku nie może jednak być zbyt duża, aby nie spowodować oderwania się

giętej rury od foremnika, ponieważ w miejscach tych nastąpiłoby jej pofałdowanie. Zasady kształtowania wspomnianą metodą przedstawione są na rys. 29.

W produkcji seryjnej do gięcia rur wykorzystuje się często prasy. Stosuje się do tego celu zarówno prasy normalne, jak również buduje się specjalne. Wśród tych ostat-



Rys. 29. Zasada dokładnego gięcia rur o przekroju prostokątnym: a — przykłady kształtowanych przedmiotów, b — sposób pozwalający na unikanie fałdowania się ścianek rur prostokątnych przy ich gięciu, c — zasada gięcia z zastosowaniem ściskania w przypadku zbyt wielkiej siły spowodować może niepożądane konsekwencje wynikające z oderwania się przedmiotu od foremnika, d — przykłady rdzeni segmentowych, stosowanych przy gięciu rur o przekroju prostokątnym
1 — gięta rura, 2 — rdzeń elastyczny typu segmentowego, 3 — foremnik obrotowy, 4 — zacisk, 5 — listwa podpierająca, 6 — płyta dociskowa, 7 — fałdy, 8 — siła ściskająca



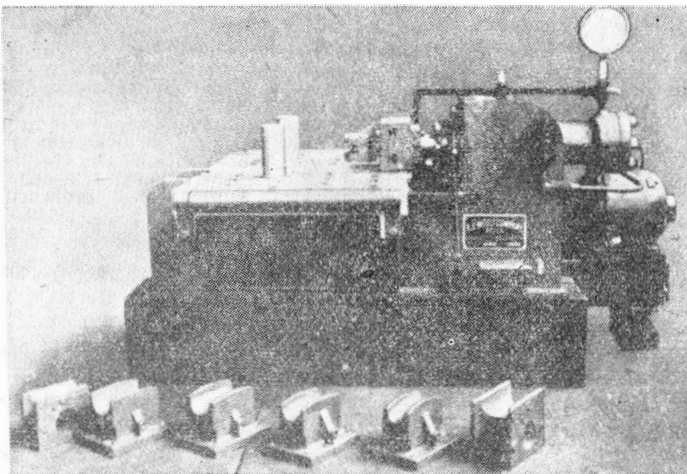
Rys. 30. Przenośne giętarke hydrauliczne

nich wyróżnić można przeznaczone do pracy foremnikami częściowymi (uproszczonymi) oraz konstrukcje pozwalające na kształtowanie odcinków większej długości. W pierwszej grupie wymienić trzeba dla przykładu przenośną giętarke hydrauliczną, pokazaną na rys. 30 oraz prasę hydrauliczną poziomą ze stołem umożliwiającym przestawienie tych części foremników, które stanowią podpory odgrywają do pewnego stopnia rolę matrycy. Załączony rysunek 31 przedstawia tę ciekawą a rzadko spotykaną konstrukcję. Prasy dla kształtowania dłuższych odcinków rur charakteryzują się odpowiednią dla tego celu budową, którą uwidacznia przykład pokazany na rys. 32. Z uwagi na stosunkowo niewielkie zapotrzebowanie siły do napędu zastosować można

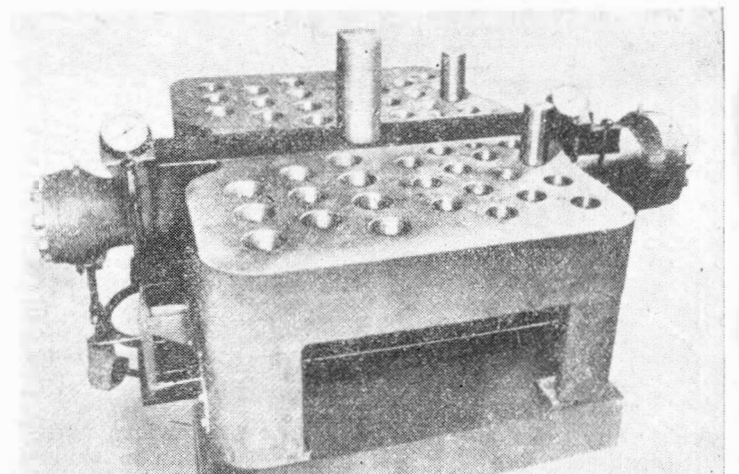
sprężone powietrze z sieci fabrycznej. Dużą moc pras hydraulicznych wykorzystywać można natomiast dla jednoczesnego kształtowania większej ilości sztuk produktu. Na rysunku 33 pokazano prasę wyposażoną w podwójny komplet foremników.

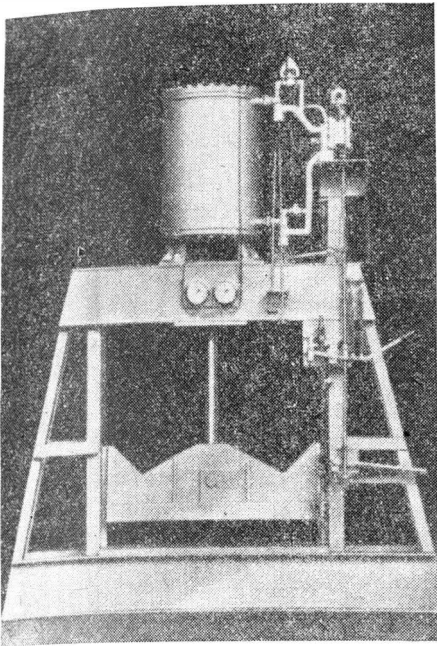
W zależności od wielkości serii i wymagań dokładności foremniki do gięcia wykonane być mogą w sposób klasyczny przeważnie ze stopów łatwotopliwych lub tworzyw sztucznych a nawet drewna, względnie jako konstrukcje uproszczone ze stemplem „łopatowym” klinowym lub spiralnym.

Foremnik drewniany dla gięcia w jednej płaszczyźnie, którego przykład przedstawiono na rys. 34, cechuje wyjątkowo

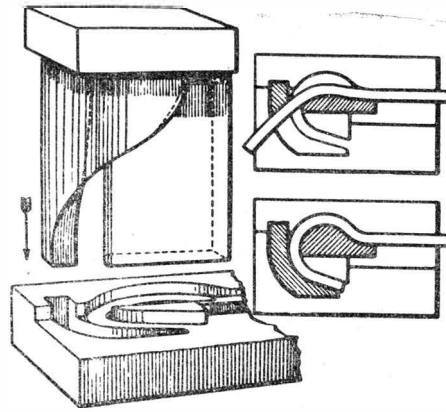


Rys. 31. Specjalne hydrauliczne prasy do gięcia o układzie poziomym

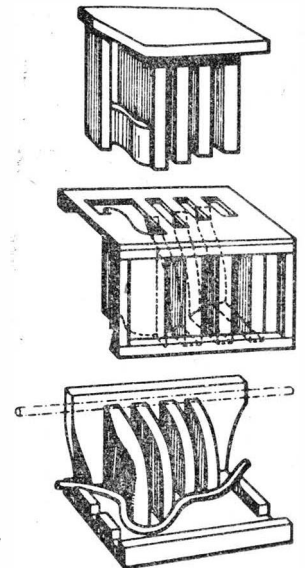




Rys. 32. Pneumatyczna prasa do gięcia długich rur



Rys. 35. Foremnik drewniany ze stępem spiralnym stwarza doskonałe warunki procesu gięcia rur



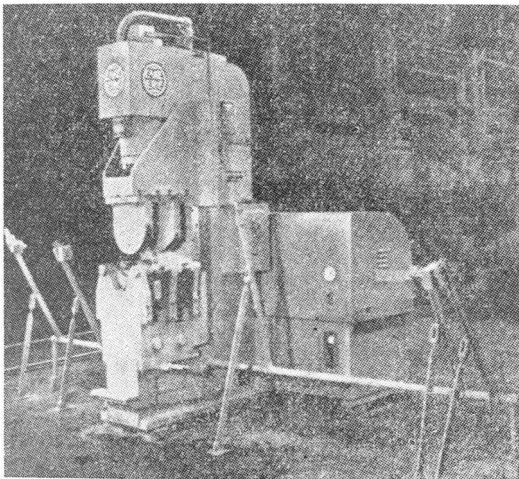
Rys. 36. Przykład foremnika drewnianego „wielopłatowego”

kowa prostota budowy. Jest on łatwy do wykonania i tani, dając przy tym zadowalającą dokładność kształtowania i wykazując znaczną trwałość. Dla gięcia przestrzennego foremniki drewniane uproszczone przybierają postać na pozór bardziej skomplikowaną, są one jednak mimo to znacznie tańsze niż klasyczne. Konstrukcje pokazane na rys. 35 i 36 wskazują na możliwości, jakimi dysponujemy w tym zakresie.

Gięcie rur o kształtach przestrzennych, bardziej skomplikowanych lub dla odcinków większych długości wymaga nieraz prowadzenia operacji w kilku zabiegach. Typowe przykłady charakteryzujące technologię produkcji tego typu przytoczono na ilustracjach 37 i 38.

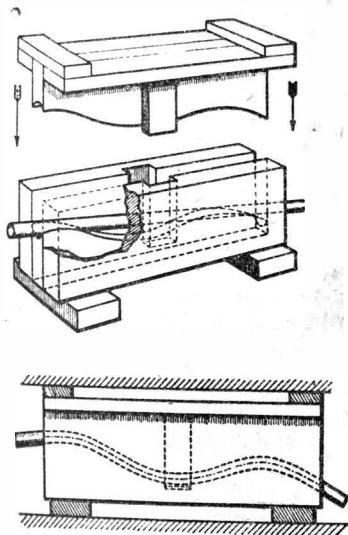
Trzeba również dodać, że do gięcia rur ze stali nierdzewnej i żarowytrzymałej, zwłaszcza przy większych średnicach, stosuje się metody gięcia uderzeniowego przy zastosowaniu foremników o kształcie uproszczonym.

Omawiając sposoby gięcia rur wymieniana była często potrzeba stosowania wypełniaczy, które bądź to w postaci rdzenia wysuwanego, bądź też jako wypełnienie całkowite stanowiły niezbędny warunek prawidłowego kształtowania rur o średnicy od 6 mm wzwyż. W innych bowiem przypadkach nastąpi zniszczenie rury przez sfaldowanie się jej

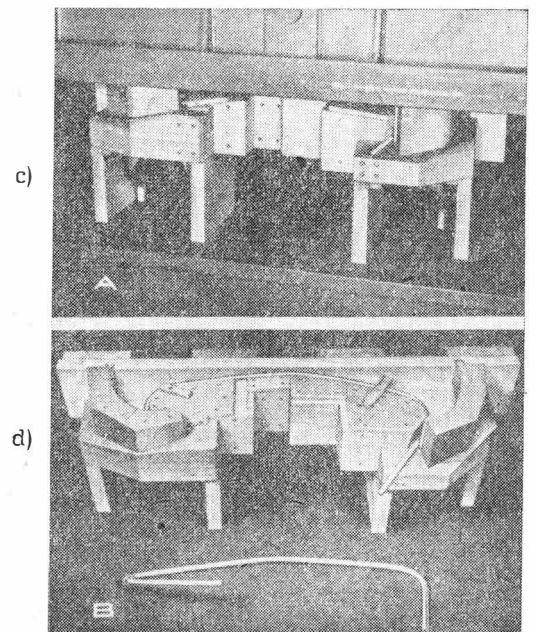
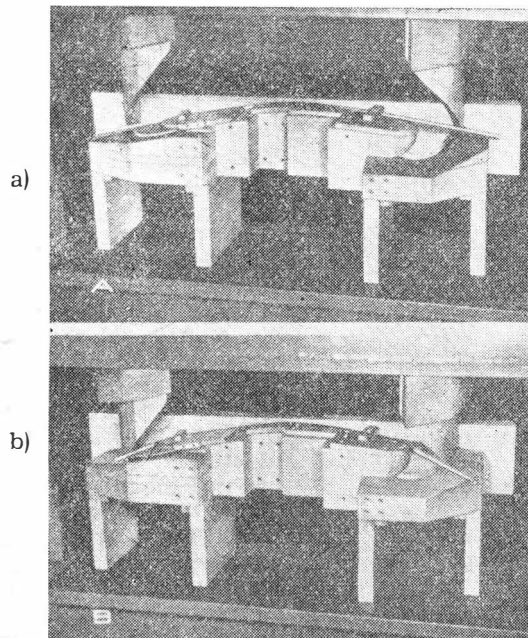


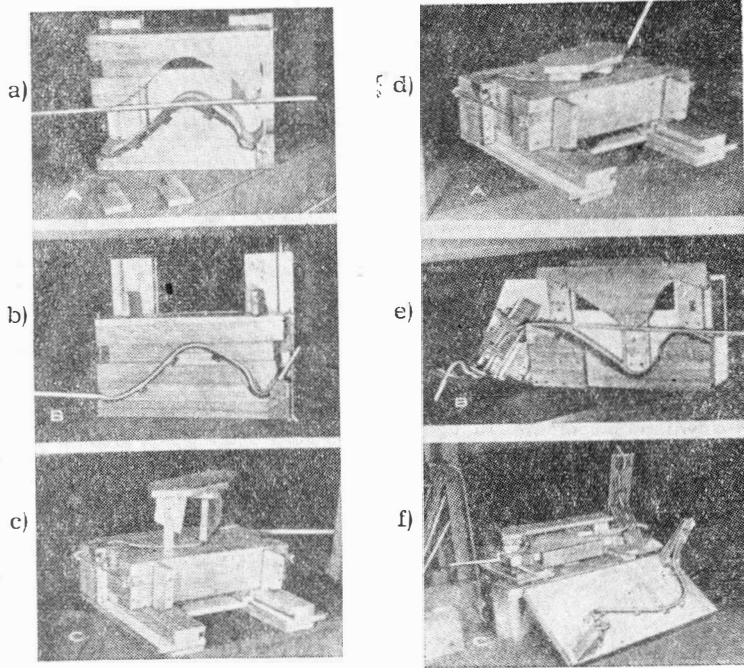
Rys. 33. Przystosowanie prasy hydraulicznej do jednoczesnego gięcia dwu przedmiotów

Rys. 37. Przykład gięcia przestrzennego rury w uproszczonym przyrządzie ze stępem o śrubowym zarysie czoła: a — początek zabiegu gięcia w jednej płaszczyźnie, b — koniec zabiegu gięcia w płaszczyźnie, c — początkowa faza zabiegu gięcia przestrzennego, d — ogólny widok foremnika przygotowanego do gięcia przestrzennego i gotowego produktu



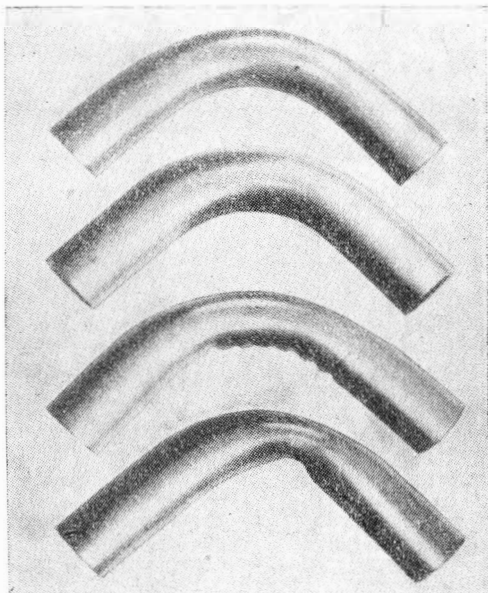
Rys. 34. Prosty foremnik drewniany do gięcia rur w płaszczyźnie





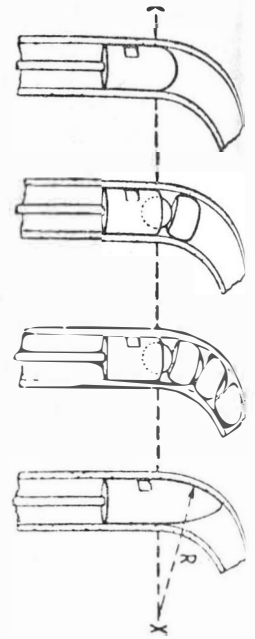
Rys. 38. Przykład gięcia przestrzennego rury przy użyciu foremnika podwójnego dla rur o dużej długości: a — początek pierwszej operacji, b — koniec operacji pierwszej daje gięcie w jednej płaszczyźnie, c — po ustaleniu foremnika w położeniu z końca pierwszej operacji za pomocą klinów widocznych na rys. a następuje jego przewrócenie o 90° do wykańczającej operacji gięcia przestrzennego drugim stemplem, d — foremnik po wykonaniu operacji wykańczającej gięcia przestrzennego pierwszego odcinka rury, e — za pomocą drugiego foremnika następuje gięcie dalszego odcinka rury po odpowiednim ustaleniu i zabezpieczeniu odcinka już ukształtowanego, f — koniec operacji gięcia przestrzennego drugiego odcinka i widoczny gotowy element w przestrzennym sprawdzianie kształtu

ścianki (rys. 39). Rdzenie wysuwane, których przykłady pokazano na rys. 40, traktować można jako wypełniacz uproszczony częściowy działający miejscowo, w związku z czym jego użycie wiąże się ściśle z określonym sposobem gięcia rur. Przy kształtowaniu spiral, zwłaszcza wielozwojowych, jest to najbardziej właściwe zabezpieczenie przed sfalowaniem i zagnieceniami. Do wypełnienia całkowitego używać można piasku, kałafonii, stopów o niskiej temperaturze topliwości, a ostatnio nawet wprowadzono rdzenie elastyczne z tworzyw sztucznych (rys. 41). Oddzielną grupę stanowią rdzenie elastyczne segmentowe, których użycie — podobnie jak przy gięciu profili otwartych — znajduje coraz szersze zastosowanie z uwagi na wygodę usuwania. Niektóre ich rodzaje przedstawione są na rys. 43c, d.

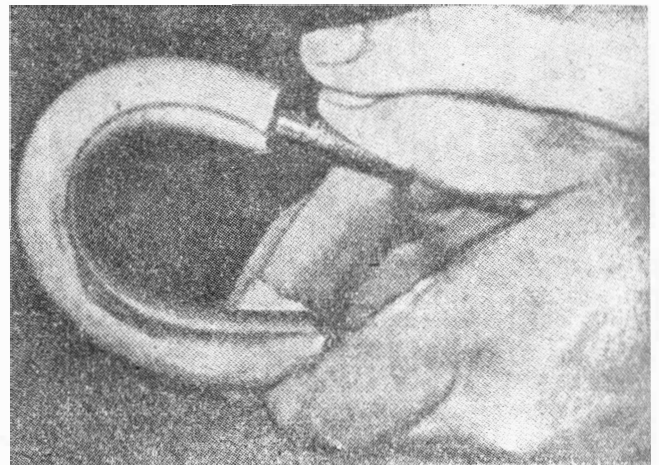


Rys. 39. Niewłaściwe prowadzenie procesu gięcia rury doprowadza do zniekształcenia przekroju lub fałdowania się wewnętrznej jej ścianki przy zbyttnym ściennieniu grubości zewnętrznej

Rys. 40. Przykłady rdzeni wysuwanych, stosowanych przy gięciu rur



Wypełnianie piaskiem stosuje się najczęściej przy gięciu na gorąco i przeważnie w odniesieniu do rur stalowych. Piasek użyty do tego celu musi być bardzo drobnziarnisty (przesiany) i suchy. Użycie piasku mokrego powoduje przykre następstwa wysadzenia korka zabezpieczającego. Rura, napełniona dokładnie piaskiem, powinna być z obu stron zamknięta drewnianymi korkami. Dla uzyskania dokładnego ubicia gwarantującego prawidłowe gięcie bez fałdowania, konieczne jest potrząsanie rurą przy jej napełnianiu. Należy również zwrócić uwagę, aby wnętrza rur przed napełnieniem było czyste i suche.



Rys. 41. Rdzenie elastyczne z tworzyw sztucznych stanowią najnowszą osiągnięcia w zakresie wypełniaczy używanych do gięcia profili o przekroju zamkniętym

Zjawiska zachodzące przy gięciu, powodujące, że ciągnięcie materiału jest większe niż jego spęcznienie, powodują za sobą zjawisko zmiany objętości wewnętrznej rury i rozluźnienie się wypełnienia. Aby więc zapewnić prawidłowy przebieg procesu gięcia, zachodzić może konieczność dobijania korków w trakcie kształtowania.

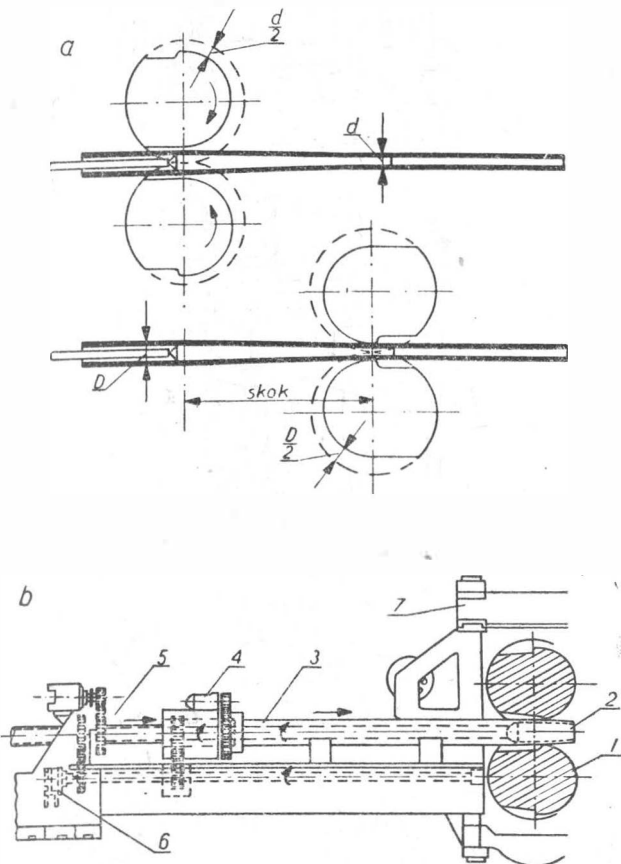
Stosowanie wypełniania piaskiem posiada bardzo poważną wadę, zwłaszcza w odniesieniu do rur używanych w przewodach instalacji paliwowych, olejowych czy też hydrantycznych. Jest nią konieczność nadzwyczaj starannego usunięcia wypełniacza i oczyszczenia wnętrza rury. Dokonuje się tego przez staranne przedmuchiwanie sprężonym powietrzem.

Przy gięciu rur ze stopów lekkich stosowane bywa często wypełnienie kałafonią. Sposób ten jednak posiada również szereg wad. Przede wszystkim więc jest to materiał drogi. Dla wypełnienia musi być topiony, przy czym należy go zabezpieczyć od możliwości bezpośredniego zetknięcia się z płomieniem z uwagi na możliwość zapłonu. Również usuwanie jest kłopotliwe, wymaga podgrzewania przedmiotu

co niezawsze jest wskazane z uwagi na możliwości odkształceń, czy też zmiany strukturalne i wytrzymałościowe. Dokładne usunięcie resztek wypełniacza tego typu wymaga kosztownego i pracochłonnego przepłukiwania odpowiednimi rozpuszczalnikami. Pozostawienie resztek kalafonii w rurach przewodów wymienionych instalacji pociągnąć

Uzyskiwanie z rury o danej średnicy produktu o średnicy innej, stałej lub stopniowanej, odbywa się przy prostych stosunkowo zabiegach metodą normalnego przeciągania przez oczka lub za pomocą urządzeń rolkowych (rys. 42).

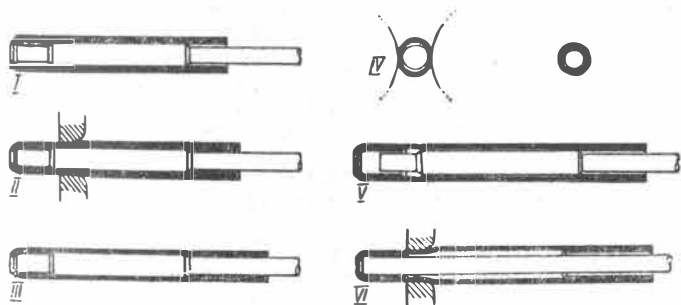
Znacznie trudniejszy jest natomiast proces wytwarzania rur o różnej stopniowanej grubości ścianki przy stałej lub zmiennej średnicy zewnętrznej. Zasada kształtowania polega tu również na przeciąganiu z zastosowaniem trzpienia z tym, że jest to operacja wielozabiegowa. Zasadę jej wyjaśnia schemat przedstawiony na rys. 43. Urządzenia do tych prac budowane są z napędem mechanicznym, pracujące na zasadzie uderzeniowej oraz z napędem hydraulicznym. Przykład urządzenia pokazanego na rys. 44 jest typowym



Rys. 42. Schemat wyjaśniający zasadę kształtowania polegającego na redukcji średnicy rur: 1 — walec kształtowy, 2 — rdzeń, 3 — rura, 4 — silnik do napędu obróbki rury, 5 — napęd posuwu wzdłużnego rury, 6 — silnik napędu obrotu rdzenia, 7 — prowadnica

może spowodować podobnie groźne następstwa, jak w odniesieniu do piasku. Ponadto trzeba zaznaczyć, że zastosowanie wypełniacza z kalafonii zwiększa zapotrzebowanie siły do gięcia.

Z powyższego porównania wydaje się, że należy raczej zalecać wypełnianie piaskiem jako sposób tańszy i mniej

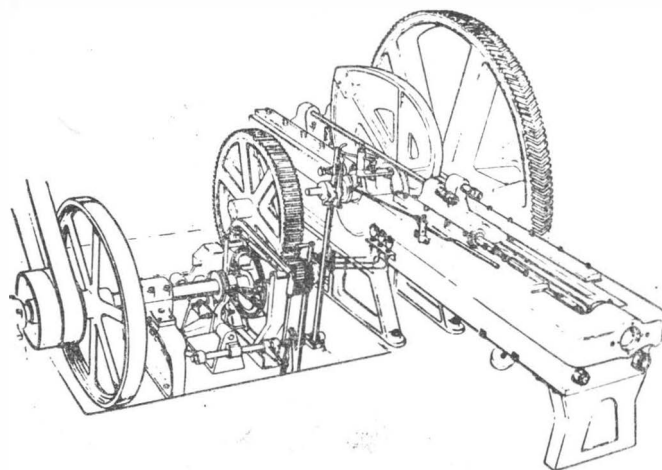


Rys. 43. Kolejne zabiegi procesu kształtowania rury dla uzyskania różnej grubości ścianek

pracochłonny. Najbardziej jednak właściwym rozwiązaniem tego zagadnienia jest zastosowanie wypełniacza z tworzyw sztucznych.

KSZTAŁTOWANIE RUR

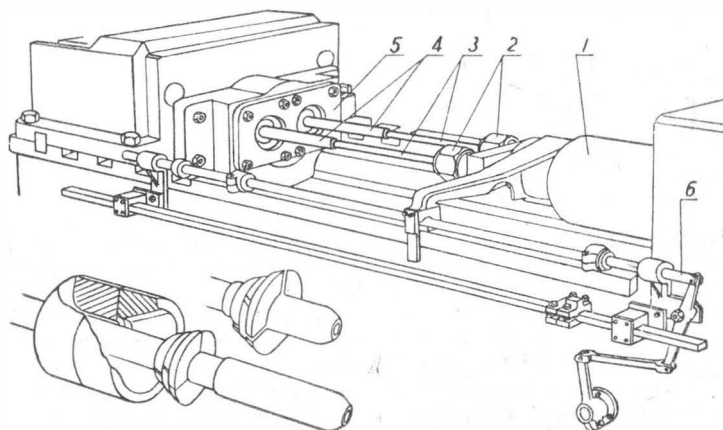
Na obróbkę kształtowania rur składa się cały szereg różnych zabiegów, z których jedne odnoszą się do zmiany ich profilu w przekroju podłużnym lub poprzecznym, inne zaś do formowania ich zakończeń.



Rys. 44. Urządzenie mechaniczne kształtowania rur przez przeciąganie (przeciśkanie), pracujące na zasadzie uderzeniowej

wą konstrukcją dla techniki uderzeniowej. Na rys. 45 przedstawiono natomiast fragment urządzenia do kształtowania przez przepychanie przy zastosowaniu napędu hydraulicznego.

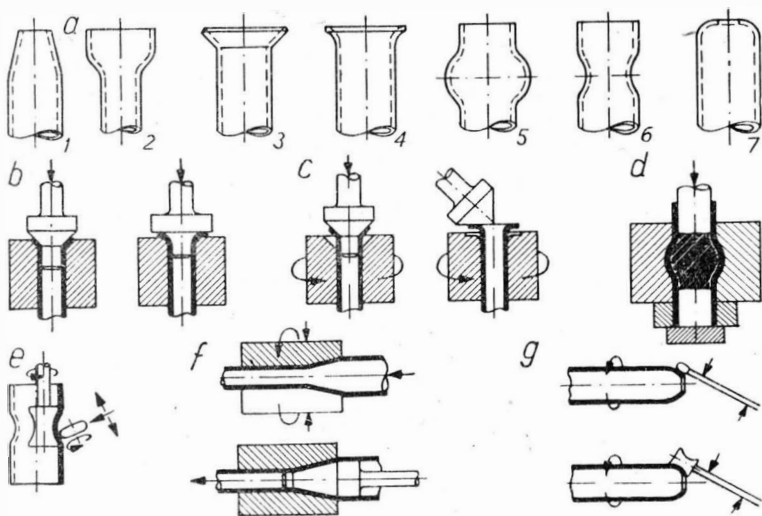
Kształtowanie poprzecznego profilu, znajdujące zastosowanie przy produkcji zastrzałów lub jako jedna z metod wytwarzania półfabrykatów na łopaty śmigłowe, odbywa się przez przeciąganie, walcowanie względnie kucie. Wszystkie wymienione metody wymagają użycia kształtowych foremników (oczka do przeciągania, walce profilowe, foremnik), a niektóre i w zależności od profilu — również wypełniacza stałego lub elastycznego dla zapobiegnięcia zakłębieniom.



Rys. 45. Hydrauliczne urządzenie do kształtowania rur w przekroju poprzecznym przez przeciąganie, pozwalające na jednoczesną obróbkę dwu przedmiotów. 1 — cylinder hydrauliczny, 2 — uchwyty rdzeni, 3 — rdzenie, 4 — kształtowanie rury, 5 — oprawa oczek kształtujących, 6 — mechaniczna regulacja skoku

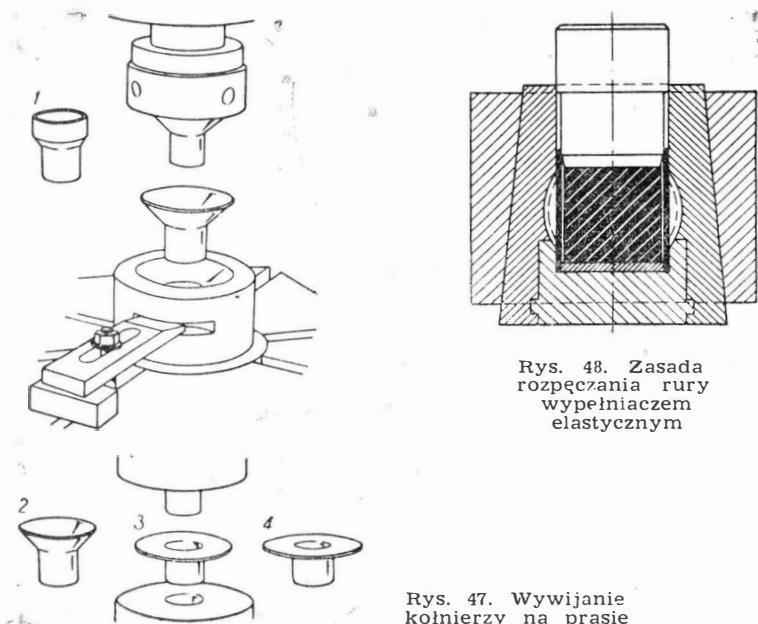
Zakończenie rur polegać może na kształtowaniu przewężeń wewnętrznych i końcowych, kopułowaniu aż do zupełnego zasklepienia otworu, rozpęcznieniu, wywijaniu brzegów i kształtowaniu kołnierzy, zarówno na krawędziach

zur, jak i w ich pobliżu, wreszcie formowaniu różnego rodzaju uszu. Przykłady typowych, najczęściej spotykanych zakończeń i schematy wyjaśniające sposoby kształtowania przedstawione są na rys. 46.



Rys. 46. Przykłady najczęściej spotykanych zakończeń rur i schematy sposobów ich kształtowania

Bardzo duże zastosowanie znajduje wywijanie różnego rodzaju kołnierzy. Odbywa się ono z reguły na prasach (rys. 47), przy czym operacja jest najczęściej wielozabiegowa. W pracach montażowych stosowane bywają również ręczne urządzenia do wywijania kołnierzy rurek stosowa-



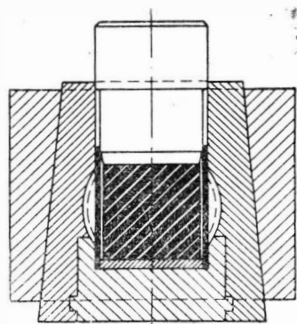
Rys. 47. Wywijanie kołnierzy na prasie

nych w instalacjach. Podobnie kształtować można w cyklu wielozabiegowym rozpęczanie końcówki rury. Natomiast rozpęczanie odbywa się najczęściej na prasie przy zastosowaniu wypełniacza elastycznego, co nie znaczy zresztą, że sposobu tego nie można zastosować również przy kształtowaniu końca rury (rys. 48).

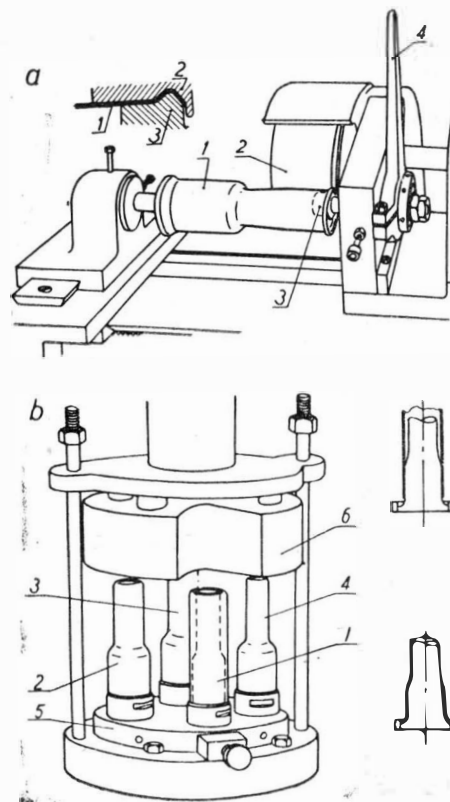
Prześwietlenia zakończeń rur (redukcja średnicy i kopułowanie — rys. 49) dokonać można metodą obrotową przez wyoblanie względnie przy zastosowaniu specjalnej głowicy obrotowej, a także metodą prasowania. Niekiedy wymagane jest kształtowanie kombinowane, polegające na przykład na zredukowaniu średnicy i wywinieciu brzegu. W przypadkach takich dla produkcji seryjnej korzystne jest zastosowanie na prasie głowicy rewolwerowej.

Granicznym przypadkiem przewężenia końcówki rury jest zamknięcie zwane kopułowaniem. Zabieg ten jest jednak stosunkowo rzadko wymagany.

Różnorodność typów zakończeń rur, poza wymienionymi wyżej stosowanymi najczęściej w przewodach instalacji płatowcosowych, jest bardzo znaczna i trudno wyczerpać



Rys. 48. Zasada rozpęczania rury wypełniaczem elastycznym



Rys. 49. Sposoby przewężania średnicy zakończeń rur i ich kopułowania: a — przewężanie średnicy zakończenia rury i zawinięcie jej krawędzi na wyoblance, b — przewężanie może odbywać się również na prasie przy zastosowaniu głowicy rewolwerowej, c — w przypadkach nie wymagających dodatkowego kształtowania brzegu zakończenia rury przewężenie odbywać się może w specjalnej głowicy obrotowej, d — zakończenie rur przez kopułowanie wykonywać można na wyoblance; dla rur stalowych również i gorąco

w zakresie tego artykułu chociażby pobieżnie tylko i omówienie. Podać można jedynie przykłady charakterystyczne możliwości w tym względzie. Schemat przedstawiony na rys. 50 pokazuje właśnie kolejne stadia kształtowania jednego z zakończeń specjalnego typu.

TEORETYCZNE PODSTAWY TECHNOLOGII GIĘCIA PROFILI ZAMKNIĘTYCH I OTWARTYCH

Obliczenie momentu gnącego i mocy potrzebnej do gięcia

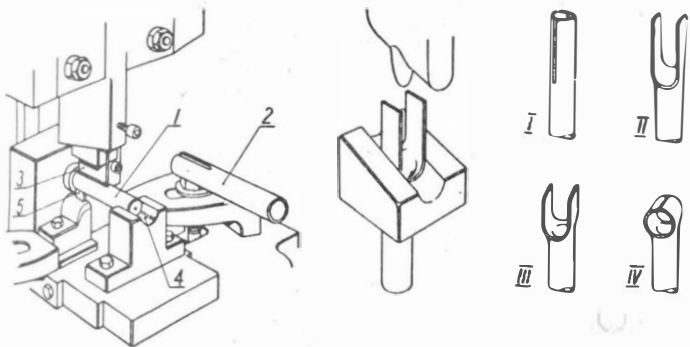
Dobór urządzeń do gięcia i ustalenie parametrów technologicznych procesu opiera się na obliczeniu momentu gnącego. Przy odkształceniach plastycznych wyraża się w najprostszej postaci wzorem:

$$M = k \cdot W \cdot \sigma_p$$

gdzie k — współczynnik zależny od kształtu przekroju P przecznego zginanego profilu = 1,5 dla \square = 1 dla ϕ

W — wskaźnik przekroju
 σ_p — granica plastyczności materiału.

Powyższy wzór nie uwzględnia jednak całego szeregu czynników występujących przy gięciu, a przede wszystkim umiarkowania poza granicą plastyczności i nie może być podstawą



Rys. 50. Przykład skomplikowanego zakończenia rury i poszczególne etapy jego kształtowania

do analizy zjawiska sprężynowania powrotnego. Dla określenia tych parametrów potrzebny jest wzór uwzględniający zależność momentu gnącego od promienia gięcia, kształtu i wymiarów giętego profilu oraz własności mechanicznych materiału:

$$M = \int_{-c}^{h-c} S y \cdot dF$$

Przy upraszczającym założeniu, że oś obojętna przekroju pokrywa się z osią x—x i bliższym sprecyzowaniu charakteru rozkładu naprężeń normalnych w zginanym przekroju (rys. 51):

$$S = \frac{\sigma_p}{(1-\psi)^2(r+h)} y + \sigma_p \quad \text{dla } 0 \leq y \leq h-c$$

$$S = \frac{\sigma_p}{(1-\psi)^2(r+h)} y - \sigma_p \quad \text{dla } 0 \geq y \geq -c$$

możemy napisać:

$$M = \pm \sigma_p \int_{-c}^{h-c} y dF + \frac{\sigma_p}{(1-\psi)^2(r+h)} \int_{-c}^{h-c} y^2 dF$$

lub po dalszych przekształceniach:

$$M = \sigma_p(A_B - A_H) + \frac{\sigma_p}{(1-\psi)^2(r+h)} I$$

a po rozwiązaniu

$$M = \left[\frac{A_B - A_H}{W} + \frac{c}{(1-\psi)^2(r+h)} \right] \cdot W \cdot \sigma_p$$

gdzie A_B i A_H — momenty statyczne górnej i dolnej części płaszczyzny przekroju względem osi x—x,

I — moment bezwładności względem tej osi,

W — wskaźnik przekroju względem osi x—x,

c — odległość skrajnego włókna wewnętrznego (ściskanego) od osi x—x,

h — wysokość przekroju,

$$\psi = \frac{\delta}{1+\delta} \quad \text{— przewężenie względne}$$

$$\delta = \frac{z}{\xi} = \frac{h-c}{r+c} \quad \text{— wydłużenie względne.}$$

Z wyrażenia tego wyznaczyć można odpowiednie wartości momentu dla różnych przekrojów.

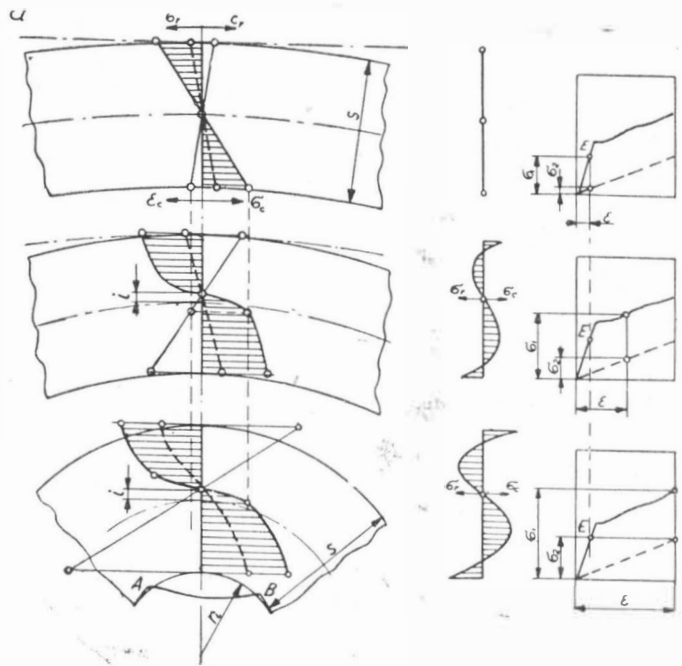
Przechodząc do obliczenia mocy potrzebnej dla zginania należy pamiętać, że przytoczone wyżej wyrażenie na moment gnący nie uwzględnia czynnika tarcia zewnętrznego, którego to wpływu pominąć nie można. Siły tarcia zewnętrzne, występujące pomiędzy powierzchniami giętego przedmiotu i foremnika, wpływają na nierównomierność rozkładu naprężeń. Poza tym należy również uwzględnić współczynnik sprawności układu kinematycznego. Odpowiedni współczynnik sprawności:

$$\eta = \eta_T \cdot \eta_K \approx 0,15 \div 0,30$$

w związku z czym moc urządzenia gnącego:

$$N = \frac{M \cdot n}{71620 \cdot \eta} \quad (\text{KM})$$

gdzie n — prędkość gięcia w obr./min.



Rys. 51. Przykład naprężeń w przekroju pręta zginanego momentem: a — w zależności od promienia gięcia, b — przed i po zdjęciu obciążenia, c — schemat uproszczony

Zagadnienia sprężynowania powrotnego

Sprężynowanie powrotne występujące przy gięciu profilu na zimno określić można stosunkiem promieni krzywizny do osi obojętnej przed i po zdjęciu siły gnącej, jako współczynnik sprężynowania:

$$\xi = \frac{R}{R_X}$$

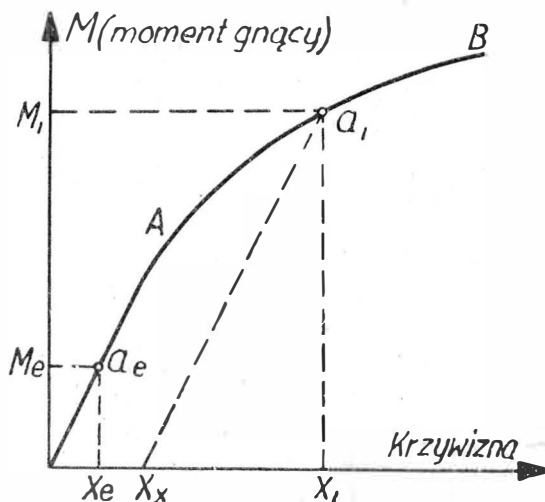
lub stosunkiem odpowiednich kątów jako przyrost kąta, czyli poprostu kąt sprężynowania:

$$\Delta\theta = \frac{\theta}{\theta_X}$$

Samo zjawisko zależy od: własności mechanicznych materiału (im wyższe własności mechaniczne, tym większe sprężynowanie), stopnia odkształceń, wielkości zgniotu w obszarze ściskania, charakterystyki procesu gięcia, prędkości deformacji, kształtu przekroju poprzecznego giętego profilu, oraz tarcia pomiędzy foremnikiem i półfabrykatem. W związku z tym matematyczne określenie sprężynowania jest bardzo skomplikowane i w praktyce korzysta się raczej z danych doświadczalnych.

Cięcie dokładne możemy uzyskać uwzględniając sprężynowanie powrotne lub stosując metody eliminujące to zjawisko.

Procesy gięcia podzielić można na jednocykliczne i wielocykliczne. W grupie pierwszej wymienić należy takie sposoby, jak wyginanie przez obtaczanie rolką jednym ruchem dźwigni oraz kształtowanie w foremnikach całkowite w jed-



Rys. 52. Wykres odkształceń w funkcji naprężeń przed i po zdjęciu momentu gnącego w zależności od wielkości momentu

nym skoku roboczym. W drugiej grupie wyróżniamy gięcie za pomocą rolek (walców) oraz wielouderzeniowe kształtowanie w foremnikach. W tych ostatnich przypadkach wartość sprężynowania zależy dodatkowo od ilości zastosowanych cykli roboczych i nie daje się już przedstawić zależnością matematyczną.

Zakładając, że zależności naprężeń od odkształceń przebiegają zgodnie z prawem Hooke'a (rys. 52), to prawo zależności odkształceń plastycznych od momentu zginającego można określić wzorem:

$$X_a = \frac{M_e}{EI} \quad \text{oraz} \quad \frac{M_e}{X_e} = \frac{M_1}{X_1 - X_x}$$

stąd po zdjęciu obciążenia:

$$X_x = X_1 - \frac{M_1}{EI}$$

albo wyrażając tę zależność przez promień krzywizny:

$$\xi_x = \frac{EI}{EI - M_1 \xi_1} \xi_1$$

gdzie ξ_1 — promień krzywizny bez uwzględnienia sprężynowania

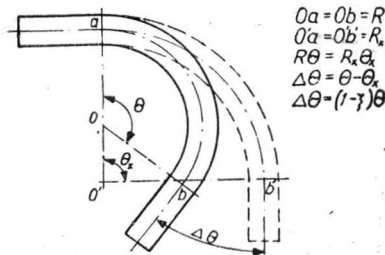
ξ_x — promień krzywizny po uwzględnieniu sprężynowania.

Jeśli pominiemy wpływ prędkości deformacji, zgniotu i tarcia, to wzór ten można zastosować przy określaniu wielkości sprężynowania dla niektórych jednocyklicznych procesów gięcia.

Opierając się na tym równaniu przy założeniach: $\xi_1 = \text{const} = R$, $\xi = \text{const} = R_x$ oraz $M_1 = f(\xi_1) = \text{const} = M$, można przedstawić wzór na współczynnik sprężynowania:

$$\xi = 1 - \frac{MR}{EI}$$

Z zależności geometrycznych (rys. 53 i 51c) zjawiska odkształceń sprężystych przy założeniu, że włókna warstwy obojętnej (neutralnej) nie zmieniają swej długości:



Rys. 53. Schemat zjawiska sprężynowania pręta giętego momentem

$$\Delta\theta = (1 - \xi) \theta$$

stąd kąt sprężynowania:

$$\Delta\theta = \frac{MR}{MI} \theta$$

W praktycznych przypadkach położenie warstwy włókien obojętnych uzależnione jest od stopnia odkształceń i kąta gięcia. Zmieniając podczas gięcia kąt od 0 do określonej wielkości powodujemy równoczesną odpowiednią zmianę położenia osi obojętnej. Należy jednak zaznaczyć, że nawet przy dużych odkształceniach powierzchnia przekroju poprzecznego elementu giętego nie zmienia się ani w strefie ściskania, ani rozciągania. W związku z tym zależności matematyczne określające położenie osi obojętnej zakładają stałą objętość.

W dalszym jednak ciągu należy dodać, że na położenie osi obojętnej, oprócz wymienionych wyżej czynników, wpływa również siła rozciągająca powstająca od działania sił zewnętrznych tarcia. Przy zastosowaniu dodatkowego ściskania (zjawisko zachodzące przy pewnych sposobach gięcia jako wtórne, ale niekiedy również może być zamierzone) przesuwają się w stronę strefy rozciągania, a przy dodatkowym rozciąganiu w stronę strefy ściskanej (rys. 54).

Z warunku równowagi sił wewnętrznych możemy napisać równanie:

$$S \cdot dF - dP = 0$$

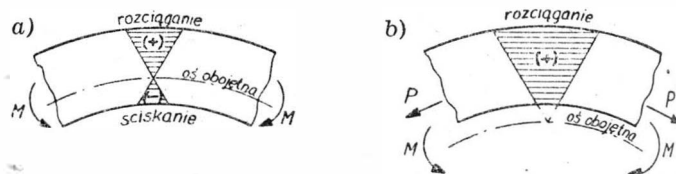
które całkując względem przekroju da nam wyrażenie:

$$\int_{-c}^{h-c} S \cdot dF - P = 0 \quad \text{lub} \quad P = \int_{-c}^{h-c} S \cdot dF$$

Dla rozwiązania tego równania dysponować musimy analitycznym wzorem rozkładów naprężeń w przekroju poprzecznym zginanego elementu.

Gięcie z rozciąganiem

Dla wyeliminowania zjawiska sprężynowania powrotnego giętych elementów zastosowano gięcie z rozciąganiem. Wprowadzenie tej metody daje nie tylko duże dokładności obróbki plastycznej na zimno, ale pozwala również na uniknięcie zmarszczek i fałd przy gięciu profili cienkościennych.



Rys. 54. Porównanie rozkładu naprężeń normalnych przy gięciu zwykłym i z rozciąganiem

Jak wiadomo, zjawisko sprężynowania przy gięciu normalnym występuje po zdjęciu momentu gnącego na skutek wywołanego odkształceniami sprężystymi wtórnego ściskania się rozciągniętych włókien zewnętrznych i rozciągania wewnętrznych (rys. 54a). Jeśli przy gięciu z rozciąganiem dobierzemy siłę rozciągającą, tak aby w przekroju zginanym nie występowało ściskanie (rys. 54b), to po usunięciu momentu gnącego odkształcenia sprężyste wywołują ściskanie w całym przekroju, co może spowodować jedynie niewielkie skrócenie przedmiotu. Naprężenia wywołane siłą rozciągania wstępnej powinny być bliskie granicy plastyczności kształtowanego materiału. Wartość maksymalnej siły dopuszczalnej określa się w zależności od wytrzyma-

kości materiału skrajnych zewnętrznych włókien giętego profilu, dla danych warunków pracy.

Jeśli deformację skrajnego włókna zewnętrznego określić wzorem:

$$\delta = \frac{h - c}{r + c}$$

gdzie h — wysokość przekroju poprzecznego profilu
 r — wewnętrzny promień gięcia
 c — odległość skrajnego włókna wewnętrznego od osi obojętnej,

to dla dopełnienia warunku uniknięcia w zginanym przekroju naprężeń ściskających należy przyjąć $c \leq 0$, a więc

$$\delta' = \frac{h}{r}$$

Ponieważ z warunków wytrzymałości wiemy, że odkształcenia w przekroju powinny być w każdym przypadku mniejsze od maksymalnych dopuszczalnych dla danego materiału $\delta' \leq \delta_{max}$, to znaczy, że,

$$\frac{h}{r} \leq \delta_{max}$$

Z nierówności powyższej należy wyciągnąć wniosek, że możliwość nieistnienia w zginanym przekroju naprężeń ściskających przy gięciu z rozciąganiem ograniczona jest takimi parametrami jak stosunek wysokości profilu do promienia gięcia i wartości największych odkształceń dopuszczalnych dla danego materiału.

Przytoczone rozważania teoretyczne powinny stanowić podstawę przy opracowywaniu procesów technologicznych gięcia kształtowników i rur.



na półkach księgarskich

Aeroprugost R. L. Bisplinghoff, Ch. Eszli i R. L. Chalfmen, Izdatelstwo Inostrannoj Litieratury, 1959 r., stron 800.

Jest to tłumaczenie oryginału amerykańskiego wydanego w roku 1958. Tłumaczenie na język rosyjski wykonał G. J. Barienblatt, A. I. Smirnow i W. P. Sziłowski pod redakcją E. J. Grigoluka. Omawiana książka jest głównie oparta na badaniach amerykańskich i niemieckich i daje pełny zbiór tych badań. W pracy tej przedstawione są po raz pierwszy w światowej literaturze technicznej zagadnienia aerospężystości. W kolejnych trzynastu rozdziałach omówione są między innymi odkształcenia konstrukcji samolotu pod działaniem obciążeń statycznych i dynamicznych, przybliżone metody obliczania częstości drgań własnych, przepływ cieczy nieściśliwych i ściśliwych, aerospężystość statyczna, flatter, reakcje dynamiczne, teoria modelowania zjawisk aerospężystości, projektowanie i konstrukcja modeli oraz technika badań. Trzy rozdziały dodatkowe zawierają zagadnienia matematyki niezbędne przy obliczeniach aerospężystości. Prócz tego książka zawiera obszerny rozdział (ponad siedemdziesiąt stron) omawiający zagadnienia konstrukcji i aerospężystości w locie z dużymi prędkościami. Podany jest również obszerny wykaz literatury dla każdego rozdziału i rozdziałów dodatkowych. Według zamiarów autorów książka jest równocześnie podstawowym podręcznikiem oraz fundamentalnym kursem aerospężystości. We wstępie dają autorzy w tej sprawie szczegółowe wskazówki. Prócz tego książka może służyć inżynierom konstruktorom i obliczeniowcom jako pomoc w praktycznych zagadnieniach.

L. S.

Woprosy rascziota elementow awiacionnych konstrukcji (rascziot trichośtojnych panielej i obołoczki), red. A. Ja. Aleksandrow, Oborongiz 1959 r., stron 170.

W skład zbioru obejmującego zagadnienia obliczeń trzywarstwowych płyt z lekkimi wypełniaczami wchodzi dziewięć prac omawiających zagadnienia takie, jak badanie wytrzymałości trzywarstwowych płyt z piankowymi wypełniaczami, obliczanie wypełniaczy z uwzględnieniem odrywania, duże ugięcia trzywarstwowej cylindrycznej skorupy, stateczność trzywarstwowych płyt z wypełniaczem falistym z brzegami swobodnie podpartymi oraz zamocowanymi, wpływ giętej sztywności warstw zewnętrznych przy ściskaniu podłużnym, skręcanie otwartej cylindrycznej płyty trzywarstwowej podpartej wręgami oraz obliczanie pola temperatur w belkach dwuteowych. Książka zawiera szereg rysunków, tabel i wykresów dających wyniki przeprowadzonych prób, oraz kilka fotografii stanowisk próbnych. Zbiór prac przeznaczony jest dla pracowników instytutów technicznych oraz inżynierów zajmujących się obliczeniami konstrukcji lotniczych.

L. S.

Ispytatelnyj polot, G. P. Gauel, Izdatelstwo Inostrannoj Litieratury, 1959 r., stron 263.

Oryginalna książka wydana była w roku 1956 w Londynie, a na język rosyjski tłumaczył ją N. W. Czistiakow pod redakcją W. N. Lubinowa. W książce szczegółowo przedstawiona jest praca pilotów doświadczalnych od chwili wykonania pierwszego lotu prototypu z doprowadzeniem go kolejno aż do badań seryjnych. W osiemnastu rozdziałach opisane jest powstawanie prototypu samolotu, pierwsze loty prototypu, dalszy rozwój prototypu, badania samolotów seryjnych, badania odbiorcze, badania silników lotniczych, szkolenie w przeprowadzaniu badań, pilot doświadczalny w samolocie, zagadnienia przygotowywane i opracowywane w pracowni pilotów doświadczalnych, zagadnienia fizjologiczne, zagadnienia psychologiczne, zagadnienia prędkości w powietrzu, wypadki w powietrzu i szczęśliwe ich unikanie, opis centrum lotniczego w Farnborough, stanowisko i zadania starszego pilota doświadczalnego. Osobno opisane są firmy oraz wykonywane przez nie samoloty. W poszczególnych rozdziałach zwrócono znaczną uwagę na metody przygotowania naukowo-badawczych prac oraz przygotowania i szkolenia pilotów doświadczalnych w Anglii. Książka przeznaczona jest dla pracowników lotnictwa oraz czytelników interesujących się dziedziną lotnictwa.

L. S.

Konstrukcija i rabota czastiej samolota, A. B. Protopopow i W. I. Zulew, Oborongiz, 1959 r., stron 312.

W popularnej formie rozpatrzone są w książce zagadnienia obciążających na samolot w locie i pracy podstawowych zespołów i części jego konstrukcji, jak skrzydła, kadłuba usterezeń i podwozia. Szczegółowo omówione są między innymi kolejne przejmowanie obciążeń przez elementy i zespoły typowego skrzydła, zasady przybliżonego obliczania naprężeń w poprzecznych przekrojach skrzydła, osobliwości konstrukcji i pracy kadłuba w okolicach dużych wycięć — jak drzwi i okna, oraz w miejscach łączenia skrzydła z kadłubem. Dość obszernie przedstawione są te zagadnienia w odniesieniu do skrzydeł z dużym skosem. Szczegółowo też i obszernie przedstawione są zasady pracy, konstrukcja i rozkłady obciążeń i naprężeń w konstrukcjach skorupowych skrzydeł i kadłubów. Przedstawione też są zagadnienia dynamicznej wytrzymałości samolotu. Treść uzupełniona jest dużą liczbą poglądowych rysunków, które ułatwiają czytelnikowi zrozumienie złożonych zagadnień obciążenia i pracy zespołów samolotu oraz ułatwiły autorom przedstawić fizykalną stronę zjawisk bez zastosowania wywodów matematycznych. Książka przeznaczona jest dla inżynierów technicznego personelu jednostek lotniczych oraz słuchaczy lotniczych szkół technicznych i pracowników przemysłu lotniczego.

L. S.

Metody analogij w aerogidrodinamike, N. N. Suncow, Gosudarstwiennoe Izdatelstwo Fiziko-Matematycznej Litieratury, 1959 r., stron 324.

W książce tej przedstawione są metody analogii w zastosowaniu do rozwiązywania zadań aerohydrodynamiki. W pierwszym rozdziale podane są wiadomości o metodach analogii i krótki zarys historii ich rozwoju i zastosowania. W drugim rozdziale podane są podstawowe równania aerohydrodynamiki w zakresie niezbędnym do przedstawienia dalszych zagadnień analogii. W pozostałych rozdziałach przedstawione są metody analogii elektrohydrodynamicznej, magnetohydrodynamicznej i gazohydrodynamicznej. Metody te stosowane są obecnie w pracach laboratoryjnych, w instytutach i zakładach, brak jednak książek, w których w dostatecznie pełnym zakresie przedstawione byłyby wszystkie stosowane metody analogii. W pracy tej przedstawione są w formie teoretycznej podstawy różnych metod analogii na poziomie dostępnym dla studentów wyższych szkół, podane są też opisy stanowisk doświadczalnych, stosowanych przyrządów i metodyki przeprowadzania badań. Podane są też przykłady rozwiązania poszczególnych zadań aerohydrodynamiki, jak opływ pojedynczego profilu skrzydła, opływ palisady profiliów, przepływ gazu w dyszy. Z książki mogą też korzystać pracownicy naukowo-techniczni zajmujący się przedstawionymi zagadnieniami.

L. S.

Metody i sriedstwa kontrola gieometriezieskich parametrow w samolotostrojcnii, N. A. Dokunina, Oborongiz, 1959 r., stron 132.

W książce przedstawiony jest usystematyzowany materiał z zakresu metod i środków kontroli geometrycznych parametrów elementów konstrukcji zespołów i oprzyrządowania, specyficznych w przemyśle budowy samolotów. Opisane są metody kontroli oprzyrządowania płytowo-szablonowego, oprzyrządowania wydziałów przygotowawczych i montażowych, elementów konstrukcyjnych z blach i profiliów oraz kontroli zespołów konstrukcyjnych samolotu. Podane są również opisy i dokładne charakterystyki techniczne przyrządów i urządzeń kontrolnych oraz metody regulacji i sprawdzania tych przyrządów i urządzeń, jak również zasady wyboru środków kontrolnych w budowie samolotów. Omówione są też zagadnienia wymaganej dokładności elementów, zespołów i montażu w produkcji lotniczej oraz związanej z tym dokładności przyrządów i urządzeń kontrolnych. Treść uzupełniona jest licznymi rysunkami, schematami układów pomiarowych, wykresami i tabelami oraz fotografiami licznych przyrządów i urządzeń. Książka przeznaczona jest dla techników, mistrzów i kontrolerów wydziałów płyt i szablonów, robót przygotowawczych, montażowych, oprzyrządowania, robót wstępnych na wytloczniach i wykojnikach oraz wydziałów montażowych zakładów lotniczych.

L. S.

Razruszenie pri powtornych nagruzkach, S. I. Ratnier, Oborongiz, 1959 r., stron 352.

Praca ta daje opis danych doświadczalnych z dziedziny zagadnień wytrzymałości przy powtarzanych zmiennych obciążeniach. Specjalna uwaga skierowana jest na zagadnienia wytrzymałości przy wysokich naprężeniach małej częstotliwości. Przytoczone są dane o znaczeniu czynnika czasu przy obciążeniach powtarzalnych, o zmianie fizyko-mechanicznych własności pod działaniem obciążeń powtarzalnych, o wpływie różnych czynników struktury wewnętrznej materiału na wytrzymałość przy obciążeniach powtarzalnych, o fizycznych zmianach w strukturze metali w czasie obciążeń zmęczeniowych oraz o wpływie temperatury na wytrzymałość zmęczeniową. Uogólnione są zagadnienia badania podstawowych zależności zniszczenia zmęczeniowego, oraz przedstawiony współczesny stan teorii zmęczenia materiału. Przytoczone też są dane o wytrzymałości niektórych prostszych elementów konstrukcyjnych przy obciążeniach powtarzalnych i rozpatrzone są praktyczne sposoby zwiększenia ich długotrwałości. Książka przeznaczona jest dla inżynierów i techników, specjalistów w dziedzinie mechanicznych badań materiałów, oraz dla konstruktorów w związku z zagadnieniami wyboru właściwego materiału. Z tych względów książka jest specjalnie aktualna dla inżynierów przemysłu lotniczego.

L. S.

Sbornik zadac po konstrukciji i procnosti samolotow, A. P. Bogdanow, R. I. Winogradow, K. D. Mirtow, Oborongiz, 1959 r., stron 232.

Zbiór zadań z konstrukcji i wytrzymałości samolotów jest uzupełnieniem kursu wykładów z zakresu obliczenia wytrzymałości samolotu oraz konstrukcji i projektowania samolotów. Na treść zbioru składają się zadania z zakresu sił działających na samolot, konstrukcji i wytrzymałości skrzydła, lotek, usterzeń i mechanizacji skrzydeł, drgań skrzydeł i samolotów oraz aeroprężystości, kadłuba i zawieszania silników, podwozi, sterownic samolotu, środków ochronnych załogi w wypadkach, kabin hermetycznych oraz wyznaczania parametrów samolotu i jego wyważenia. Treść zadań uzupełniana jest licznymi rysunkami. W uzupełnieniu podana jest tabela międzynarodowej atmosfery normalnej, dane aerodynamiczne i geometryczne szeregu profili skrzydeł i usterzeń oraz wykresy i tabele wybożenia i obliczenia rur, profili konstrukcyjnych i blach. Książka przeznaczona jest dla studentów wyższych szkół technicznych, którzy przez wykonanie szeregu zadań winni nabyć wprawy w obliczeniach inżynierskich, analizie pracy konstrukcji lotniczych i lepszemu zrozumieniu zjawisk fizycznych rozpatrywanych przy projektowaniu i obliczeniach wytrzymałościowych samolotu.

L. S.

Awiacionnyje elektriczieskije gienieratory, A. I. Biertinow, Oborongiz, 1959 r., stron 594.

Jest to podręcznik kursu lotniczych maszyn elektrycznych, wykładanego w wyższych technicznych szkołach lotniczych. Praca ta składa się z dwu części. W pierwszej części przedstawione są wiadomości o lotniczych maszynach elektrycznych i prądnicach lotniczych o przeznaczeniu ogólnym i specjalnym, a w szczególności o prądnicach prądu zmiennego, magnetoelektrycznych, indukcyjnych i prądu stałego. W osobnym rozdziale opisana jest praca równoległa prądnic. Opisane zostały zagadnienia ogólne lotniczej elektrotechniki maszyn, teoria prądnic lotniczych, przeznaczenia ogólne i specjalnego, oraz analiza badań i postępu w radzieckim i zagranicznym przemyśle budowy lotniczego wyposażenia elektrycznego. W związku ze stałym rozwojem tej dziedziny techniki podany jest w poszczególnych rozdziałach szereg nowych schematów i rozwiązań konstrukcyjnych. Treść uzupełniona jest licznymi rysunkami, schematami i wykresami oraz tabelami i fotografiami stosowanych obecnie w lotnictwie prądnic i maszyn elektrycznych. Podany jest też szereg charakterystyk opisanego sprzętu elektrycznego. Druga część tej pracy została wydana w osobnej książce.

L. S.

Awtomatyczieskoje riegulirowanje awiadwigatielej, red. Sziewkow, Oborongiz, 1959 r., stron 184.

W skład tego zbioru wchodzi trzy prace: L. A. Zaimanzon, Ju. Ł. Macza i G. P. Stiepanowa — Badanie charakterystyk regulatorów stosunku ciśnienia gazów przeznaczonych dla silników odrzutowych, A. W. Bogaczewej — Badanie laminarnego przepływu powietrza w kapilarach elementów układów pneumatycznych, A. M. Prachowa — Badanie i obliczanie dysz odrzutowych wtryskowych. W pierwszej pracy opisane są regulatory mające szerokie zastosowanie w praktyce, a pracujące na zasadzie proporcjonalnego redukowania ciśnienia i zapewniające dokładność pomiaru i regulacji wymaganych wielkości. Druga praca rozpatruje zagadnienia prac i charakterystyk przewodów kapilarnych stosowanych w szeregu pneumatycznych układów regulacji, których projektowanie i obliczanie związane jest z szeregiem trudności. W trzeciej pracy przedstawione są metody obliczania odrzutowych dysz wtryskowych z uwzględnieniem wpływu lepkości wtryskiwanej cieczy. Książka przeznaczona jest dla pracowników instytutów technicznych i biur konstrukcyjnych.

L. S.

Rieaktiwnyje topliwa, N. A. Ragozin, Gostoptechizdat, 1959 r., stron 123.

W książce przedstawione są zagadnienia z zakresu fizyko-chemicznych własności i charakterystyk eksploatacyjnych paliw stosowanych w lotniczych silnikach turbodrzutowych i turbosilnikowych. W zwężonej formie opisane są metody otrzymywania paliw do silników odrzutowych, spalanie paliwa, gatunki paliw produkowane w Związku Radzieckim i za granicą, możliwość zastępowania jednych paliw drugimi, paliwa dla naddźwiękowych prędkości, ciepło spalania paliw, tworzenie nagaru w silnikach odrzutowych, stateczność chemiczna paliw, własności korozyjne paliw, własności paliw w niskich temperaturach, tzw. charakterystyki wysokościowe paliw, odwadnianie paliw i ich własności higroskopijne, tworzenie kryształów lodu w paliwie. Osobno opisane są zagadnienia załadowania paliwa do zbiorników samolotów, przechowywanie paliwa w portach lotniczych, wzbudzenie ładunku elektrostatycznego w czasie przewożenia, przelewania itp., charakterystyki palne paliw oraz metody kontroli jakości paliw silników odrzutowych. Książka przeznaczona jest dla inżynierów i techników produkcji paliw i ich użytkowania.

L. S.

Swarka titana i jowo spawow, M. Ch. Szorszorow i G. W. Maszarow, Maszgiz 1959 r., stron 136.

W pierwszej części książki opisane są w zwężonej formie podstawowe własności i metody wytwarzania tytanu i jego stopów. W dalszych rozdziałach przedstawiono zagadnienia spawalności technicznego tytanu, wpływu zanieczyszczeń na spawalność, przebieg procesów cieplnych przy spawaniu, regulacji struktury i mechanicznych własności spawanych połączeń, spawalności stopów tytanu, wpływu składników stopowych na spawalność, spawanie łukowego w gazie obojętnym, wyboru sposobów zabezpieczania przed utlenianiem, automatycznego spawania pod topnikiem, wymagań technicznych przygotowania właściwych topników, wykonywania połączeń tytanu i jego stopów metodą zgrzewania liniowego i punktowego, oraz lutowania tytanu. W osobnym rozdziale podany jest szereg przykładów rozwiązań konstrukcyjnych elementów i zespołów wykonanych z tytanu lub jego stopów. Książka przeznaczona jest dla pracowników instytutów badawczych oraz inżynierów, konstruktorów i technologów zakładów produkcyjnych.

L. S.

KRONIKA

Jahrbuch der Luftfahrtforschung. Nakładem Drezdeńskich Zakładów Budowy Samolotów ukazał się w NRD „Rocznik postępu lotniczego” (Jahrbuch der Luftfahrtforschung). Ze względu na wysoce interesującą tematykę tego wydawnictwa, podajemy poniżej tytuły poszczególnych artykułów, spodziewając się, że wzbudzą one zainteresowanie naszych Czytelników.

Prof. Dr Inż. Bachkaus Georg — Die Wirtschaftlichkeit des Luftverkehrs als Grundforderung beim Entwurf von Verkehrsflugzeugen (Ekonomia komunikacji lotniczej podstawą projektowania samolotów komunikacyjnych).

Prof. Dr Cordes Gerhard — Auslegungsfragen von Strahltriebwerken und ihr Einfluss auf die Wirtschaftlichkeit des Luftverkehrs (Problemy silników odrzutowych i ich wpływ na ekonomikę komunikacji lotniczej).

Dr Inż. Lehmann Walter — Über den Einfluss von Höhenänderungen bei der freien Längsbewegung (Wpływ zmian wysokości przy swobodnym locie poziomym).

Inż. Günther Waldemar — Ein Verfahren zur genaueren Vorausberechnung des Gewichts von Flügeln und Rümpfen auf Grund einer vergleichenden Gewichtsanalyse (Metoda dokładniejszego wstępnego ustalenia ciężarów skrzydeł i kadłuba na podstawie porównawczej analizy ciężarów).

Inż. Kornmüller Heinrich — Einfluss der Schwingensteilheit auf das dynamische Verhalten des Schwingenfahrwerkes (Wpływ usztywnienia na dynamiczne zachowanie się podwozia).

Inż. Schmitt Theodor — Über den praktischen Nachweis der Flattersicherheit (Praktyczne zabezpieczenie przeciwko drganiom własnym).

Inż. Dietze Fritz — Einfluss des Luftkraftgesetzes auf das Ergebnis einer Flatterrechnung (Wpływ sił aerodynamicznych na wyniki obliczeń drgań własnych).

Nopens Ruth — Berechnung von Biegeschwingungen verwundener Stäbe (Obliczenie drgań prętów skręconych).

Inż. Rademacher Otto, Inż. Hultsch Manfred — Bestimmung der Gaskräfte an Schaufeln in nicht zylindrisch begrenzten Kanälen von Strömungsmaschinen (Ustalenie sił gazów na łopatkach w kanałach o kształcie niecyldrycznym maszyn przepływowych (aerodynamicznych)).

Dr Schultz-Piszachin Wolfgang — Über die nährungsweise Berechnung der Druckverteilung obensymmetrischer Einläufe auf potential-theoretischer Grundlage (Przybliżone obliczenia rozdzielności przy wlotach w płaszczyznach symetrycznych na podstawie potencjalno-teoretycznej).

Inż. Hultsch Manfred — Schubvergleich zwischen konvergenten und konvergent-divergenten Schubdüsen an Strahltriebwerken (Analiza przesuwno-dysz przesuwnych o kształcie konwergentnym i konwergentno-divergentnym silników odrzutowych).

Dr Strauss Kuno — Die Aerodynamischen Laboratorien der Dresdner Flugzeugwerke (Laboratoria aerodynamiczne Drezdeńskich Zakładów Lotniczych).

Inż. Kościelny Günter — Rudermomentenmessungen an einem Originalhöhen Leitwerk und Vergleich mit Modellmessungen (Pomiary momentów sterów dokonane na oryginalnym sterze wysokościowym i porównania z pomiarami dokonany na modelach).

Dr Erler Wolfgang — Piezoelektrische Schwingungsmesser für die Luftfahrtindustrie, spezielle Eigenschaften und Verwandlungsmöglichkeiten (Piezoelektryczne przyrządy pomiarowe drgań, stosowane w przemyśle lotniczym, ich właściwości i zakres stosowania).

Inż. Stahl Günter — Eine elektrische Messeinrichtung zur Messung des Axialschubes von Strahltriebwerksrotoren (Elektryczne urządzenie pomiarowe do mierzenia przesuwno osiowego wirników silników odrzutowych).

Cena „Rocznika” wynosi 14 DM. Zamówienia przyjmuje Deutsches Buchexport, Leipzig C1, Leninstr. 16.

K.

Dalszy ciąg ze str. II okł.

Tworzywa warstwowe z wypełniaczem szklanym lub azbestowym przecina się najczęściej za pomocą tarcz szlifierskich. Jeśli zastosujemy cięcie piłą tasmową, to żeby jej musza być typu „fepego”. Parametry obróbki tym sposobem zebrane są w tabeli 4.

Tabela 4 Warunki cięcia tworzyw warstwowych z wypełniaczem nieorganicznym (szklanym i azbestowym) tarczami szlifierskimi

Grubość ciętego materiału mm	Tarcza szlifierska			Parametry skrawania	
	Srednica mm	Grubość mm	Ziarno	Materiał	Węglik krzemowy
<25	300	3	50	węglik krzemowy	60
25-40	350	6	24		270
40-60	350	6	24		120
>60	350	6	24		60
					24

*Uwagi: podane wartości posuwów odnoszą się do cięcia arkuszy wzdłuż warstw wypełniacza, przy cięciu w poprzek należy je zmniejszyć mniej więcej do połowy.

Tworzywa plankowe na bazie żywic polistyrolowych, poliwinylchlorowych i typu Desmadur najlepiej jest ciąć taśmą stalową gładką (bez zębów). Można tym sposobem otrzymywać bardzo gładkie powierzchnie cięcia, dużą dokładność obróbki i bardzo cienkie warstewki oddzielnego tworzywa.

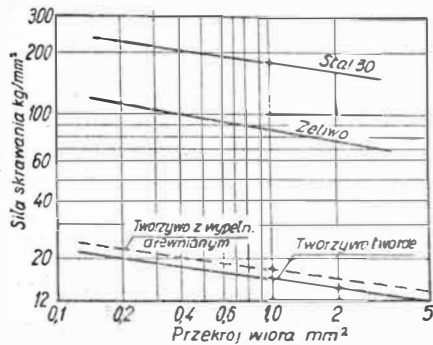
W pewnych wypadkach stosuje się również cięcie za pomocą ogrzewanego elektrycznie drutu stalowego. Metoda ta używana jest szczególnie przy wycinaniu kształtów, lub powierzchni krzywoliniowych przy wytwarzaniu konstrukcji przekładkowych (sandwiczowych).

3 Toczenie

Obrabiarki do toczenia tworzyw sztucznych winny umożliwiać pracę dużymi prędkościami skrawania i małymi posuwami oraz powinny być dobrze wyważone. Napęd obrotów wrzeciona najlepiej regulowany przekładnią bezstopniową.

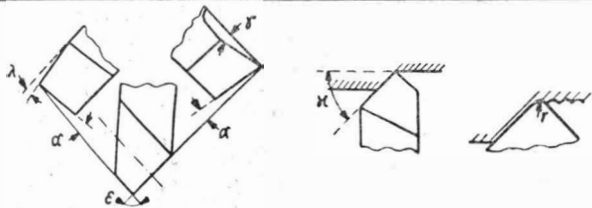
Narzędzia, jeśli posiadają nakładki ze spieków twardych, to z uwagi na niewielkie siły na ostrzu mogą je mieć odpowiednio cienkie. Charakter obciążenia noża tokarskiego uwidacznia najlepiej wykres podany na rysunku 8. Jest on również podstawą do określenia mocy obrabiarki.

Geometrie noża tokarskiego typowego dla obróbki tworzyw sztucznych przedstawia rys. 9.



Rys. 8. Zależność siły skrawania od przekroju wióra wykazuje stosunkowo małe zapotrzebowanie na moc przy obróbce tworzyw sztucznych.

$v = 100 \text{ m/min.}$



Rys. 9. Geometria noża tokarskiego do obróbki tworzyw sztucznych α, kąt przyłożenia, β, kąt natarcia, γ, kąt przystawienia, λ, kąt pochylenia krawędzi tnącej, ε, kąt wierzchołkowy, r, promień wierzchołka.

Tworzywa odlewane i warstwowe z wypełniaczem z papieru, tkaniny płociennej i drewna mogą być obrabiane nożami ze stali narzędziowej i szybko tnącej. Dla obróbki tworzyw z wypełniaczem szklanym i azbestowym zaleca się stosować ostrza ze spieków twardych.

Dla toczenia i planowania noz należy ustawiać w ten sposób, aby tylny wierzchołek krawędzi tnącej zbierał materiał nieco głębiej niż wierzchołek przedni. Użykuje się przez to odpowiednią gładkość obrabianej powierzchni. Jest przedni wierzchołek krawędzi tnącej zbiera głębiej, na obrabianej powierzchni powstaje zadziór.

Noże profilowe i do gwintowania należy wykonywać z kątem przyłożenia w zakresie 0-10°.

Tworzywa polimetakrylowe obrabia się toczeniem podobnie jak drewno, to jest przy zastosowaniu podobnie dużych szybkości skrawania i małych posuwów. Kąt α winien być tak duży, aby ciepło wyzwalające się w procesie obróbki nie powodowało zacierania się materiału na ostrzu skrawającym. Mocowanie w uchwycie delikatne przez przekładki, użycie lutu wykluczone. Dla uzyskania gładkiej powierzchni ostrze winno być szeroko zaokrąglone. Istnieje możliwość uzyskania przy tej obróbce powierzchni z „wysokim połyskiem”.

Podobne warunki obróbki obowiązują przy toczeniu tworzyw z grupy poliamidów. Powstają tu długie i silne wióry mające tendencję do okretania się dookoła przedmiotu i narzędzia. Tworzywa te pozostają się obrabiać na sucho, korzystne jest jednak również dla uzyskania gładkiej powierzchni oraz dużej dokładności wymiarów stosowanie chłodziw, na przykład z domieszką,

siarczku molibdenu, względnie czystej wody.

Przy obróbce poliamidów należy zwracać uwagę na ich duży współczynnik rozszerzalności cieplnej i odkształcenia, jakie mogą wystąpić przy dopuszczalnych wysokich temperaturach toczenia.

Uzyskanie przedmiotów o dużej dokładności wymaga zastosowania specjalnego systemu obróbki uniemożliwiającego późniejsze odkształcenie materiału. Polega ona na skrawaniu wstępnym z nadatkiem około 0,6-0,8 mm a następnie przetrzymaniu w wodzie o temperaturze 20°C w czasie 24 godzin na każde 3 cm grubości materiału. Po przesuszeniu w temperaturze 70°C w czasie którego następuje wyrównanie naprężeń wewnętrznych obrabianego przedmiotu, następuje obróbka ostateczna.

Przy toczeniu tworzyw polichlorowinyowych, jak wykazały najnowsze badania, korzystnie jest stosować ujemne wartości kąta β. Należy unikać przy obróbce uderzeń, jak również ostrych przejść przekrojów, czy też innych karbow z względu na czułość tych materiałów na miejscowe spiętrzenie naprężeń.

Toczenie tworzyw na bazie żywic etoksylinowych wymaga dużych szybkości skrawania, dużych głębokości wióra i małych posuwów. Jedynie dla tworzyw z dużą zawartością wypełniacza nieorganicznego szybkość skrawania musi być ograniczona. Narzędzia ze stali szybko tnącej posiadają niewielką trwałość (około 30 min) nawet dla czystych żywic, natomiast dla tworzyw z wypełniaczem twardym trwałość ostrza jest niewielka również przy zastosowaniu spieków twardych.

Niektóre warunki obróbki tworzyw sztucznych toczeniem zebrane są w tabeli 5.

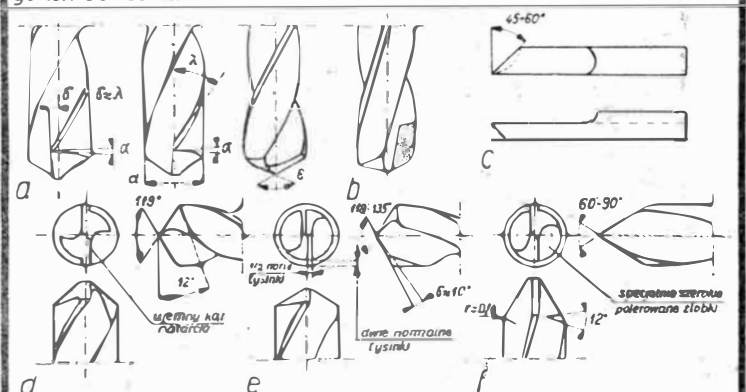
Tabela 5 Warunki obróbki metodą toczenia

Obrabiany materiał	Narzędzie	Parametry skrawania		Smarowanie i chłodzenie								
		Materiał	Geometria ostrza		Szybkość skrawania m/min	Posuw mm/obr. Obróbka zgrubna wykonana						
							α°	β°	γ°	λ°	ε°	r mm
Tworzywa polimetakrylowe	stal szybko tnąca lub spieki twarde		-0	200-300						chłodziw wodę mydlną, temperurę, olej ten maszyn		
Szko organiczne „plexi”				100	0,5-1,0					na sucho, lub na mokro		
Tworzywa poliamidowe		8-10	40-50	100-300	0,1-0,3							
Tworzywa polichlorowinyowe	stal szybko tnąca	15	0-5	<1000						chłodziw spręż powietrzem, lub wodą, rapdy owita		
Tworzywa polistyrolowe				50-60	0,1-0,2							
Tworzywa na bazie żywicy etoksylinowych	czysto żywica etoksylinowa		17	375	0,2	0,03						
	żywica + 30% wypełniacza z tytanu	spieki twarde		375	0,3	0,05						
Tworzywa na bazie żywicy etoksylinowych	żywica + 20% wypełniacza z tlenku krzemowego		0	80	0,8	0,2						
Żywice fenolowe (lanel)	stal szybko tnąca	15-20	0-5	60	30-40	60-80						
Tworzywa warstwowe na bazie żywic fenolowych	wypełniacz z papieru	8	12-25	45	0	80-90	1,0	80-100	200-250	0,3-0,5	0,1-0,3	na sucho
	wypełniacz z drewna				0			300		0,1-0,5		

4 Wiercenie

Wiercenie jest dla tworzyw sztucznych najczęściej stosowanym sposobem obróbki wiarowej. Otrzymanie właściwych wyników przy obróbce wierceniem tworzyw sztucznych, bardziej może niż dla innych materiałów, uzależnione jest od konstrukcji narzędzia, parametrów obróbki i użytego chłodziwa.

W odniesieniu do wiertel spiralnych, których typowe konstrukcje przedstawił rysunek 10, należy podkreślić konieczność mechanicznego ich ostrzenia.



Rys. 10. Rodzaje wiertel stosowanych do obróbki tworzyw sztucznych a. geometria wiertła spiralnego, b. wiertło z nakładkami ze spieków twardych, c. wiertło specjalne do wyłaczania otworów większych średnic, d. wiertło do tworzyw fenolowych, e. wiertło do tworzyw polimetakrylowych, f. wiertło do obróbki fibry α, kąt przyłożenia, λ, kąt natarcia, λ, kąt pochylenia złobka, ε, kąt wierzchołkowy

Dalszy ciąg na str. II okł.

Ciąg dalszy ze str. 101 okł.

W związku z tym konstrukcja wiertła musi zapewniać możliwość szlifowania obu ostrzy tnących bez zmiany zamocowania oraz łatwego i szybkiego przejścia na różne kąty α i β .

Kąt pochylenia spirali w wiertłach normalnych $\lambda \approx \beta = 15 + 20^\circ$, w specjalnych jest bardzo różny w zależności od przeznaczenia. Dla otworów przelotowych stosuje się λ mniejsze, dla ślepych większe. Złobki na sploty wióra są niekiedy specjalnie poszerzone i polerowane. Do wiercenia otworów w materiałach warstwowych „fysinka” wiertła powinna być prawie zupełnie usunięta przez poszerzenie złobków. Krawędź wierzchołka wiertła dobrze jest stępować, aby zapobiec podrywaniu przedmiotu przez wiertło. Kąty zaostrenia wierzchołka małe ($\beta = 60^\circ$) dają dobre rezultaty jedynie przy wierceniu cienkich płyt, ponieważ zapobiegają przed „zarywaniem” przy wyjściu z otworu, nie są natomiast zalecane dla otworów ślepych. Normalnie stosuje się większe kąty (np. $\beta \geq 90^\circ$).

Z uwagi na przeciętnie trzykrotnie większy współczynnik rozszerzalności liniowej tworzyw sztucznych w stosunku do stali, wykonywanie otworów kalibrowanych możliwe jest jedynie przy uwzględnieniu powyższego faktu. Dla otrzymania właściwego wymiaru stosować należy wiertła o średnicy większej o 0,05 do 0,1 mm. Wartości dolne zalecane są dla tworzyw w wypełniaczu szklanym. Pomimo tych warunków przy wierceniu głębszych otworów należy liczyć się z możliwością ich stożkowatości. Zmniejszenie tego niebezpieczeństwa daje częste wysuwanie wiertła z otworu w czasie obróbki dla przechłodzenia. W niektórych przypadkach przed zbyt długim nagrzewaniem zabezpieczamy się stosując chłodzenie olejami wiertniczymi, lub nawet wodą, względnie sprężonym powietrzem. Niekorzystne zjawisko nagrzewania się materiału i narzędzia przy wierceniu łagodzi ścinienie tizona wiertła i zaszlifowanie fazy zmniejszające do minimum szerokość ostrza tnącego.

W tabeli 6 zestawione są tolerancje średnic otworów wierconych w tworzywach termoutwardzalnych, możliwe do osiągnięcia przy prawidłowo prowadzonej obróbce.

W tabeli 7 natomiast zestawiono tolerancje rozstawów otworów dla analogicznych warunków, możliwe do uzyskania przy zastosowaniu przyrządów wiertniczych.

Tabela 6
Tolerancje średnic otworów

Zakres średnic mm	Tolerancja mm
≤ 5	$\pm 0,1$
5-10	$\pm 0,15$
10-25	$\pm 0,2$
25-50	$\pm 0,3$

Tabela 7 Tolerancje rozstawienia otworów przy wierceniu w przyrządach wiertniczych

Zakres wymiarów mm	0-40	40-100	100-200	200-300	300-400	400-500
Tolerancja mm	$\pm 0,1$	$\pm 0,15$	$\pm 0,2$	$\pm 0,3$	$\pm 0,4$	$\pm 0,5$
Zakres wymiarów mm	500-600	600-700	700-800	800-900	900-1000	
Tolerancja mm	$\pm 0,6$	$\pm 0,7$	$\pm 0,8$	$\pm 0,9$	$\pm 1,0$	

Zarywaniu materiału przez narzędzie przy jego wejściu i wyjściu zapobiegamy przez stosowanie z obu stron tulei wiertniczych.

Niektóre warunki obróbki tworzyw sztucznych metodą wiercenia zebrane są w tabeli 8.

W odniesieniu do warunków obróbki poszczególnych tworzyw sztucznych uwzględnionych w tabeli 8 można dodać następujące uwagi:

Dla tworzyw polimetakrylowych nie należy znaczyć otworów przez punktowanie ze względu na czułość tych materiałów na działanie karbu i możliwość pęknięcia. Materiały te wymagają wiertel bardzo ostrych. Otwory większych średnic należy wiercić wstępnie.

Obróbka tworzyw poliamidowych z uwagi na wyjątkowo dużą ich plastyczność wymaga szczególnie ostrych ostrzy. Przy wierceniu otworów kalibrowanych należy pamiętać, że współczynnik rozszerzalności cieplnej tych tworzyw jest dziesięciokrotnie większy, niż stali.

Zwyczajnie odlewane wierce się wiertłami łyżkowymi, lub płytkowymi. Jedynie dla małych średnic stosować można również wiertła spiralne.

Przy wychodzeniu narzędzia z obrabianego materiału należy szczególnie zwracać uwagę na minimalny posuw.

Tabela 8 Warunki obróbki metodą wiercenia

Obrabiany materiał	Narzędzie				Parametry skrawania		Chłodzenie	Uwagi	
	Materiał	Geometria ostrza		Szybkość skrawania	Posuw				
		α°	β°	λ°	ϵ°	m/min	mm/obr.		
Tworzywa polistyrolowe	stal szybko tnąca				45-50	możliwie najmniejsza		sprężone powietrze lub woda	
Tworzywa polichlorowinykowe	stal szybko tnąca spieki twarde		0		85	40-50 4-70(150)	0,1-0,2 0,2-0,4(0,5)	sprężone powietrze lub mała ilość oleju mineralnego w wodzie	
Tworzywa polimetakrylowe	stal szybko tnąca	4-6		15	50-75	40	0,1-0,4	sprężone powietrze, woda lub olej mineralny	
Plexiglas	stal narzędziowa stal szybko tnąca	4-6		12	140	100 150-200	0,1-0,2	sprężone powietrze, woda lub olej mineralny	
Tworzywa poliamidowe	stal szybko tnąca	10-20			100			sprężone powietrze względnie zanurzenie w wodzie	
		8-10			120	≤ 150	0,1-0,5		
		6	15		155	≤ 100			
Tworzywa odlewane jednorodnie	stal szybko tnąca spieki twarde				85	30-40 68-80		nafta	
Tworzywa warstwowe na bazie żywic poliestrowych z wypełniaczem z włókna szklanego i azbestu	spieki twarde								
				0-8		100	0,1-0,5	woda	
Tworzywa na bazie żywic epoksydowych	stal szybko tnąca spieki twarde			10	10	70	0,08-0,1	woda	
				0	0			woda	
Tworzywa na bazie żywic epoksydowych	spieki twarde			0	0	35	0,3	woda	
				0	0	25	0,8	woda	
Tworzywa warstwowe na bazie żywic fenolowych	stal szybko tnąca spieki twarde	4-6		10-25		60-100 (130)	40-50 90-120	0,2-0,4	na sucho lub sprężone powietrze
Drewno utwardzone	stal szybko tnąca	6-8		8-10		60-80 (120)	50-70	0,3-0,5	na sucho lub sprężone powietrze
Fibra	stal szybko tnąca spieki twarde	5-6		10	25	80-90 135	30-40 80-90		na sucho lub sprężone powietrze
Guma twarda	stal szybko tnąca spieki twarde	6-8		18-30 10-18	18-30 50-80	30-50 60-120	0,15-0,6	sprężone powietrze	

Tworzywa warstwowe należy wiercić prostopadle do kierunku warstw wypełniacza. Jeśli w szczególnych przypadkach zachodzi konieczność wiercenia równoległego do warstw wypełniacza, konieczne jest poza zastosowaniem odpowiedniego uchwytu materiału, zwiększenie kąta wierzchołkowego ϵ do $120-130^\circ$ i przyjęcie minimalnego posuwu.

Otwory większych średnic, to jest powyżej 25 mm wykonuje się za pomocą specjalnych wycinaków cyrklowych, które mogą być stałe, lub nastawne. Wycinaki stałe mają postać rur z naciętymi na końcu zębami, najczęściej z nakładkami ze spieków twardych. Wycinaki nastawne, tak zwane cyrklowe, skrawają nożem o kącie przyłożenia $\alpha = 3-5^\circ$. Wadą ich jest wiotkość konstrukcji i brak wyważenia co powoduje drgania i nie pozwala na otrzymanie dużej dokładności średnicy i gładkości otworu. Dla uniknięcia tych mankamentów wykonuje się specjalne konstrukcje wycinaków cyrklowych.

Przy obróbce tworzyw kruchych w celu zapobieżenia odpryskom krawędzi stosuje się wycinaki dwuostrzowe o kącie natarcia $\beta = 15^\circ$ pracujące z szybkością skrawania rzędu 200 m/min. Wycinaki nastawne nadają się jedynie do wykonywania otworów przelotowych i to dla grubości niewiększych niż 30 mm.

Dalszy ciąg w następnym numerze.

TL2-60

Cennik ogłoszeń w czasopiśmie technicznych NOT

Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT zawiadamiają, że Państwowa Komisja Cen pismem z dnia 31.XII.59 r. nr UPC-312/59 ustaliła dla ogłoszeń w czasopiśmie formatu A-4 następujące ceny za ogłoszenia:

- 1. Przy wielkości ogłoszenia do 1/2 str. zł 12,— za 1 cm²
 - 2. Przy wielkości ogłoszenia ponad 1/2 str. zł 11,50 za 1 cm²
- Za koszty dodatkowe koloru dolicza się 20%.
- Za ogłoszenie na okładkach dolicza się:
- I strona okładki 50%
 - IV strona okładki 25%
 - II i III str. okładki 15%
- Za ogłoszenia w numerach specjalnych dolicza się 25%.

Rabaty do ponawianych ogłoszeń wynoszą: przy dwukrotnym tym samym ogłoszeniu przy sześciokrotnym tym samym ogł. przy dwunastokrotnym tym samym ogł.

W przeliczeniu na wielkość strony czasopisma „Technika Lotnicza” koszt ogłoszenia kształtuje się następująco:

- 1. Numer zwykły
 - 1/4 str. form. A4 — zł 3000.—
 - 1/2 str. form. A4 — zł 2600.—
 - 3/4 str. form. A4 — zł 1400.—
- 2. Numer specjalny
 - 1/4 str. — zł 6000.—
 - 1/2 str. — zł 3200.—
 - 3/4 str. — zł 1700.—

Ceny powyższe obowiązują od dnia 1 stycznia 1960 r.