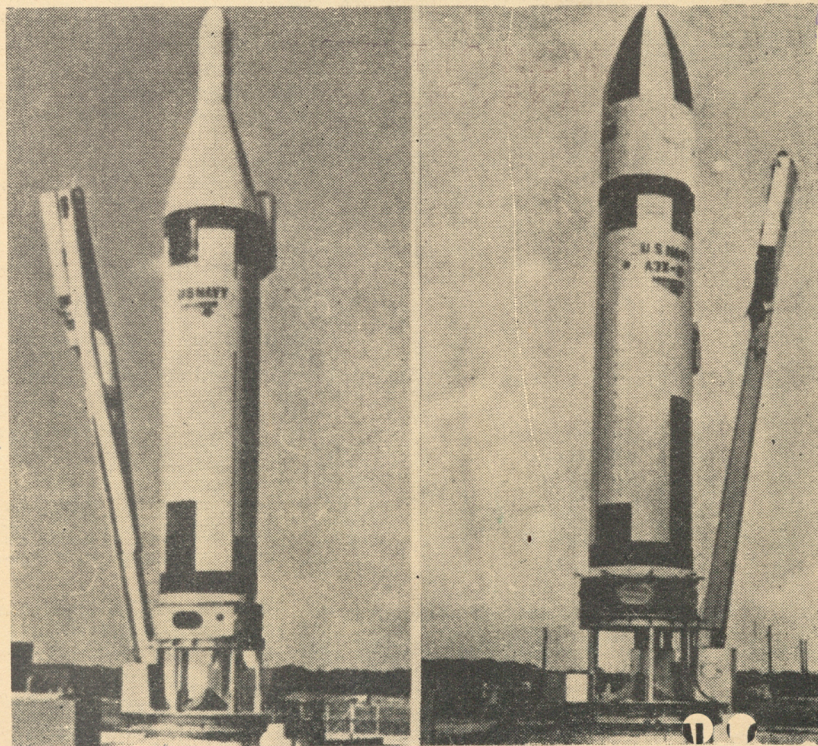


2

TECHNIKA LOTNICZA

MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH
LUTY 1963



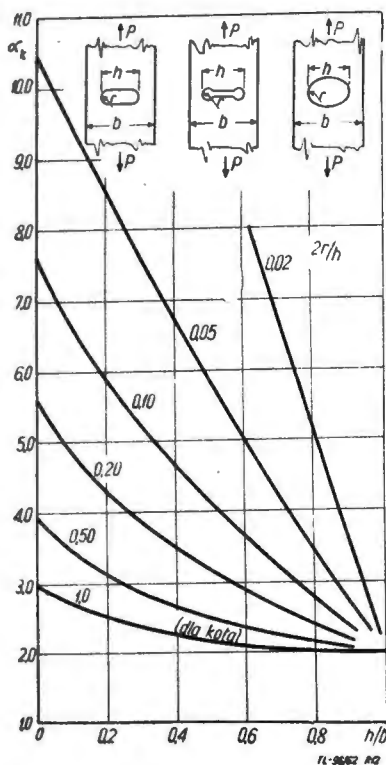
WYDAWNICTWA CZASOPISM TECHNICZNYCH NOT

POMOCE KONSTRUKTORSKIE „TECHNIKI LOTNICZEJ”

Geometryczny współczynnik spiętrzenia naprężeń

Część II

Zebrał i opracował mgr inż. Z. Łapiński



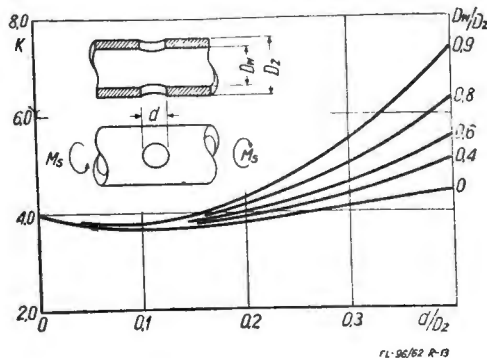
Rys. 12. Geometryczny współczynnik spiętrzenia α_k w płaskim, rozciągany pręcie ze szczeliną poprzeczną.

Podany na rysunku wykres może być stosowany do wszystkich trzech rodzajów szczelin poprzecznych pokazanych obok, to jest szczelina z bokami równoległymi, zakończona półkołem o promieniu r , szczelina wąska, zakończona kołami o promieniu r i szczelina eliptyczna. Szczeliny leżą w osi symetrii rozciąganej pręta. We wszystkich trzech rodzajach szczelin maksymalne naprężenia są na końcach szczelin i oblicza się je z zależności:

$$\sigma = \alpha_k \cdot \frac{P}{(b-h) \cdot t} \text{ kG/cm}^2$$

gdzie: r — promień końca szczeliny,
 h — długość szczeliny, t — grubość płaskiego pręta,
 b — szerokość płaskiego pręta.

Rys. 13. Geometryczny współczynnik spiętrzenia naprężeń α_k w okrągłej skręcanej rurze z okrągłym otworem poprzecznym.



Maksymalne naprężenie jest tuż koło otworu poprzecznego i oblicza się je z zależności:

$$\sigma = \alpha_k \cdot \frac{16 \cdot M_s \cdot D_z}{\pi \cdot (D_z^4 - D_w^4)} \text{ kG/cm}^2$$

Oznaczenia wymiarów jak na rys. 12.

ciąg dalszy na 64 str.

TREŚĆ

E. ZMIHORSKI — Konstrukcje przekładkowe w lotnictwie, cz. II	33
B. MIELNIKOWA — Oleje syntetyczne do silników turbinowych	37
R. STANISZEWSKI — Zagadnienie doboru optymalnych parametrów dla przewodów lotniczych	42
A. WOJCIŃSKI — Hydrauliczne prasy tunelowe do tłoczenia blach przeponą gumową, cz. I	47
Nowości techniczne	50
Nowości patentowe	55
Na półkach księgarskich	58
Przegląd Dokumentacyjny Lotnictwa Kronika	61
Pomoce Konstruktorskie T. L. — Z. ŁAPIŃSKI: Geometryczny współczynnik spiętrzenia naprężeń	63

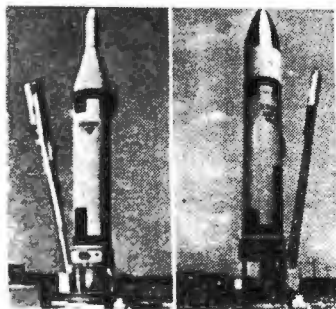
CONTENTS

	str.	page
E. ZMIHORSKI — Sandwich structures in aviation, part II	33	33
B. MIELNIKOWA — Synthetic oils for turbine engines	37	37
R. STANISZEWSKI — Selection of optimum parameters for aircraft conductors	42	42
A. WOJCIŃSKI — Hydraulic tunnel presses forming sheets by rubber diaphragms, part I	47	47
Technical News	50	50
Aviation patents	55	55
On bookseller's shelves	58	58
Aviation Documentation Review	61	61
Chronicle	63	63
Designer's Data Sheets — Z. ŁAPIŃSKI: Geometrical stress — concentration factor	on cover	on cover

okł.

СОДЕРЖАНИЕ

	okł.	Стр.
E. ZMIHORSKI — Конструкции с прослойками в авиации, часть II		33
B. MIELNIKOWA — Синтетические масла для турбинных двигателей		37
R. STANISZEWSKI — Вопрос подбора оптимальных параметров для авиационных проводов		42
A. WOJCIŃSKI — Гидравлические туннельные прессы для прессировки резиновой переционной листовых металлов часть I		47
Технические новости		50
Авиационные патенты		55
На книжных полках		58
Документационный обзор авиации		61
Хроника		63
Конструкторские пособия Авиационной Техники. Z. ŁAPIŃSKI. Геометрический коэффициент концентрации напряжений оболочки		(обложки)



NASZA CEŁADKA

Udoskonalona rakietka „Polaris”

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

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

Adres Administracji: Administracja Czasopism Technicznych NOT, Warszawa, ul. Czackiego 3/5, tel. 6-74-61.

Cena pojedynczego zeszytu 12.— zł Prenumerata roczna 144.— zł Półroczna 72.— zł PKO Warszawa, konto 1-9-121697 WCT. Zakład Kolportażu, Warszawa, ul. Mazowiecka 12

Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT, Warszawa 1963 r. Ark. druk. 4. Format A4. Nakład 900 egz. Papier druk. sat. kl. V, 70 g, 61 × 16 Wrocławska Drukarnia Dzielowa. — Zam. 686/A — S-5/7:



Mgr inż. EDWARD ŻMIHORSKI

Konstrukcje przekładkowe w lotnictwie

Część II

Technologia wytwarzania i obróbki wypełniaczy oraz ich łączenie z pokryciami

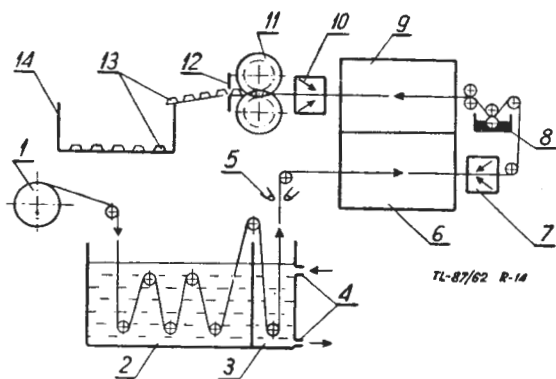
1. Wytwarzanie wypełniaczy

Prowadzone przez różne firmy doświadczenia i prace naukowe doprowadziły do opracowania dwu metod technologicznych wykonywania bloków komórkowych, z których wytwarzane są wypełniacze.

Pierwsza metoda polega na klejeniu odpowiednio powyginanych uprzednio taśm folii metalowej lub tkanin w gotowe bloki komórkowe. Druga — polega na rozciąganiu sklejonego i ściśniętego pakietu folii, papieru czy tkanin do formy ulowej (metoda „rozciągania”).

W chwili obecnej najpowszechniej i w największych ilościach stosuje się wypełniacze metalowe, dlatego też poświęcono im najwięcej uwagi.

Wytwarzanie wypełniaczy komórkowych niemetalowych jest podobne, a ich obróbka nie różni się niczym



Rys. 14. Schemat automatycznego urządzenia do produkcji wypełniaczy metodą klejenia ukształtowanych pasków folii: 1 — rolka z folią, 2 — odtłuszczenie, 3 — płukanie w wodzie, 4 — dopływ i odpływ wody, 5 — suszenie sprężonym powietrzem, 6 — komora do suszenia w $+150^{\circ}\text{C}$, 7 — chłodzenie powietrzem, 8 — wanieńka z klejem, 9 — komora do suszenia kleju w temp. $+180^{\circ}\text{C}$, 10 — chłodzenie powietrzem, 11 — wyściskanie kształtu komórek, 12 — nożyce do cięcia, 13 — rynnna, 14 — zasobnik na paski folii ukształtowane

od metalowych. W obu metodach materiałem wyjściowym do wytwarzania wypełniaczy metalowych są folie o grubości od 0,015—0,25 mm i więcej. Najczęściej jednak używa się folie o grubości 0,015—0,125 mm.

Schemat zautomatyzowanego urządzenia wytwarzającego bloki wypełniacza komórkowego (ulowego) metodą pierwszą, pokazany jest na rys. 14.

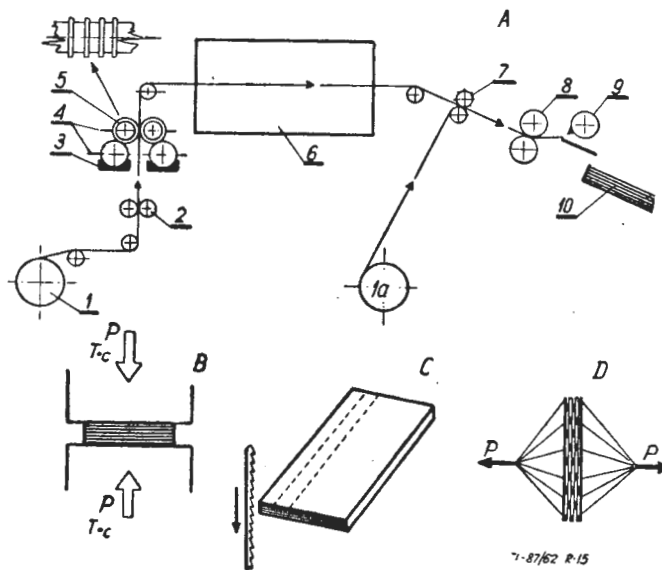
Folia odwija się z bębna i systemem wałków zostaje doprowadzona do wanny z kąpielą odtłuszczającą. Następnie taśma przesuwa się do wanny z bieżącą wodą w celu spłukania resztek kąpieli odtłuszczającej. Suszenie przeprowadza się w komorze (6) o temperaturze $+180^{\circ}\text{C}$. W dalszej kolejności taśma jest studzona chłodnym powietrzem i przepuszczona przez wannę z płynnym klejem (8). Usuwanie nadmiernej warstwy kleju odbywa się między walcami, których odstęp jest większy o 0,2 mm od grubości folii. Kolejnym, dalszym zabiegiem, jest suszenie kleju w temperaturze $+190^{\circ}\text{C}$, a na-

stępnie wyginanie (kształtowanie folii) między kołami zębatymi o odpowiednio dobranym profilu zębów (11).

Zagięcia te odpowiadają połówkom przyszłych sześciokątnych komórek. Ostatnim zabiegiem jest ucinanie na nożycach gilotynowych (12) odpowiednich długości pozaginanych taśm i gromadzenia ich w odpowiednim zasobniku (14).

Proces klejenia pozaginanych folii przebiega zazwyczaj w podwyższonych temperaturach. W przypadku stosowania klejów z żywic fenolowo-formaldehydowych temperatura uwardzania kleju może dochodzić do $+200^{\circ}\text{C}$. Dociskanie w czasie utwardzania kleju przeprowadzane jest na prasach, za pomocą odpowiednio ukształtowanych foremników, o kształtach odpowiadających połówkom fal. W ten sposób otrzymuje się bloki komórkowe, z których w dalszych operacjach obróbki mechanicznej wycina się żądane kształty wypełniaczy konstrukcji przekładkowych.

Druga metoda wytwarzania wypełniaczy ulgowych (metoda „rozciągania”) przedstawiona jest na schemacie rysunku 15. Taśma folii odwija się z bębna (1) za pomocą wałków (2). Nanoszenie kleju odbywa się za pomocą wałków z kryzami (5). Nadmiar kleju zdejmują odpowiednio ustawione zgarniacze (4), regulujące grubość warstwy kleju. Następnie taśma z naniesionym w odpowiednich miejscach klejem przesuwa się przez komorę, w której klej podlega suszeniu (np. za pomocą



Rys. 15. Schemat urządzenia do produkcji wypełniaczy metodą rozciągania po klejeniu. A — 1, 1a — rolka z folią, 2 — wałki napędzające, 3, 4, 5 — rolki do nanoszenia kleju na folię w pewnych odstępach, 6 — komora do suszenia kleju, 7 — urządzenie do dziurkowania folii, 8 — wałki zawalcowujące za dziury po walcowaniu, 9 — nożyce, 10 — zasobnik na pocięte paski folii; B — prasa do klejenia; C — cięcie sklejonych pakietów folii na pile taśmowej; D — rozciąganie pociętych pakietów

promieni podczerwonych). Po wysuszeniu taśma zostaje poddana jednocześnie z taśmą odwijającą się z bębna (1a) wykrawaniu otworów (7) (rozstawienie i średnica otworów zależne są od średnicy komórek). Otworki te w późniejszych operacjach pozwalają na odprowadzenie lotnych części klejów w czasie ostatecznego klejenia wypełniaczy z okładzinami oraz wyrównują ciśnienia między wnętrzem wypełniaczy a otoczeniem. Zadziory powstałe przy wykrawaniu otworów są zawalcowywane walcami (8). Cięcie taśm na wymiar wykonują nożyce galimatynowe (9).

W ten sposób pocięte odcinki taśm gromadzi się w zasobnikach (10), mieszczących po 300 sztuk takich odcinków.

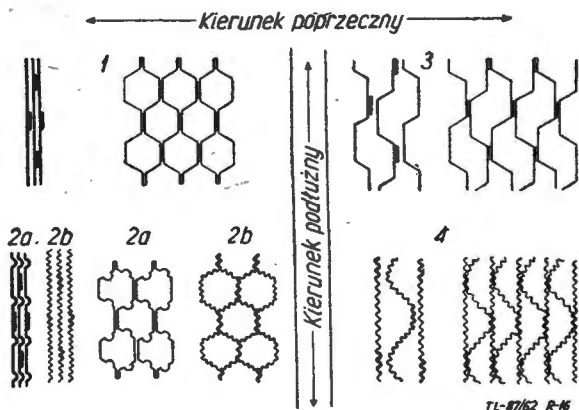
Klejenie przeprowadza się na prasach o płaskich płytach, ściskając pakiety pociętych w poprzedniej operacji folii, jak to przedstawia rys. 15 B (według danych angielskiej firmy Avro Aircraft Ltd), nacisk w czasie klejenia wynosi $3,5 \text{ kG/cm}^2$, temperatura $+165^\circ\text{C}$, a czas utwardzania kleju wynosi 35 minut.

Sklejony w ten sposób blok przecina się za pomocą pił na plastry odpowiedniej szerokości (rys. 15 C). Dokładność wykonania takiego plastra wynosi $\pm 0,125 \text{ mm}$. Plastry te poddaje się obróbce wykańczającej na frezarcze z dokładnością $\pm 0,05 \text{ mm}$. Rozciąganie takiego plastra przeprowadza się po przyklejeniu do bocznych powierzchni obrabianego plastra specjalnych uchwytów, jak na rys. 15 D, pozwalających na równomierne rozciąganie plastra, aż do uzyskania ulowego kształtu komórek. Poprawny kształt komórek otrzymuje się przez odpowiedni dobór sił rozciągających i prędkość rozciągania, które ustala się na drodze doświadczalnej. Metoda ta pozwala na otrzymywanie bloków komórkowych, w których średnice komórek można zmieniać w granicach od 3,2 do 12,7 mm.

Różnica wydajności produkcyjnej w obu wyżej opisanych metodach jest znaczna. Dla pierwszej metody wynosi $0,55 \text{ m}^2/\text{godzinę}$, dla drugiej — $111,5 \text{ m}^2/\text{godzinę}$. Koszty wykonania przemawiają również na korzyść drugiej metody „rozciągania”. Do zalet metody „rozciągania” należy również duża łatwość w magazynowaniu i transporcie nie rozciągniętych plastrów wypełniaczy, które posiadają objętość równą tylko $1/40$ objętości w stanie rozciągniętym. Metoda „rozciągania” daje większą lekkość wypełniacza w stosunku do metody „wyginania”, w której klej jest nanoszony na całą powierzchnię folii, i dopiero potem wyginanej. Przy metodzie „rozciągania” klej jest naniesiony tylko na te miejsca gdzie jest potrzebny.

Dla wypełniaczy pracujących w temperaturach nie wyższych niż $+90^\circ\text{C}$ można stosować wiele różnych rodzajów klejów, przeważnie produkowanych na bazie żywic fenolowych, utwardzanych na gorąco.

Z powyższego wynika, że metoda „rozciągania” jest prosta i tania, posiada jednak wadę: jest nią tworzenie tak zwanego „siodła” przy próbie kształtowania wypeł-



Rys. 16. Schemat wypełniaczy: 3, 4 — wykonane metodą zaginania

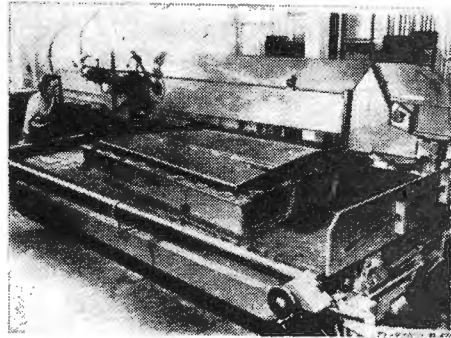
niacza ulowego przez zginanie. Wada ta powoduje konieczność obróbki mechanicznej w celu nadaniażądanego kształtu blokowi wypełniacza.

Powyższe trudności doprowadziły do opracowania nowych typów wypełniaczy komórkowych, pozwalających się kształtować przez zginanie i nie posiadających po-

przednio wymienionej wady. Rys. 16 przedstawia wypełniacze tego typu (2a), (2b), (3), (4), przy czym wypełniacze (2a) i (2b) wykonane są metodą „rozciągania”, natomiast (3) i (4) metodą „zaginania”.

Dla wypełniaczy pracujących w temperaturach powyżej $+100^\circ\text{C}$, ilość nadających się klejów jest znacznie mniejsza. Jako najbardziej typowe i najpowszechniej stosowane do tego celu należy wymienić kleje Narmco, Metlbond i Hidux. Proces wiązania tych klejów przebiega zwykle pod ciśnieniem od kilku do kilkunastu kG/cm^2 , w temperaturze $+145^\circ\text{C}$, czas utwardzania około 20 minut. Przy podwyższeniu temperatury do $+195^\circ\text{C}$ czas utwardzania skraca się do 2 minut. Stosowanie skróconych czasów utwardzania jest korzystniejsze ze względu na mniejszy wpływ temperatury na zmiany strukturalne materiału.

W przypadku wykonywania wypełniaczy z materiałów żaroodpornych, sposób wykonania bloków komórkowych, z których wycina się wypełniacze, różni się tylko sposo-



Rys. 17. Specjalna, pozioma piła taśmowa do wycinania kształtów wypełniaczy

bem łączenia folii ze sobą. Przy produkcji żaroodpornych wypełniaczy zamiast klejenia stosuje się lutowanie lub zgrzewanie. Zgrzewanie nadaje się szczególnie w metodzie „rozciągania”, wówczas zgrzewa się punktowo lub spoiną ciągłą. Po zgrzaniu pakietu folii (wysokość takiego pakietu może dochodzić do 150 mm) jest on obrabiany przez frezowanie z dokładnością do $\pm 0,075 \text{ mm}$, a następnie rozciągnięty, jak to już wyżej opisano.

Przed przystąpieniem do wytwarzania bloków komórkowych którejkolwiek z opisanych metod, należy zbadać materiały na wypełniacz. Sprawdza się wytrzymałość materiału, jego odchyłki w ciężarze właściwym i odchyłki grubości folii. Po wykonaniu bloku komórkowego, z którego następnie wykonany będzie wypełniacz, bada się wytrzymałość połączeń klejowych w miejscach styku ścianek komórek. Próby te wykonuje się na małym kłocku, wyciętym z całego bloku komórkowego i określa się ją jako próbę „odklejania”. Próba ta polega na rozciągnięciu klocka za pomocą dwóch rzędów sworzni założonych w otwory (komórki) wypełniacza. Naciąg śrubowy powoduje równoległe rozsunięcie się sworzni tak długo, aż nastąpi zniszczenie połączenia klejowego. Siła potrzebna do takiego „odklejania” jest miarą dobroci połączenia.

2. Obróbka wypełniaczy przez skrawanie

Produkcja bloków wypełniaczy (które są w zasadzie półfabrykatami do wykonywania właściwych wypełniaczy w konstrukcjach przekładkowych) należy przeważnie do wytwórni specjalizujących się w tej dziedzinie, które nie wytwarzają konstrukcji przekładkowych.

Natomiast przeróbka materiałów wypełniających na odpowiednie elementy konstrukcji przekładkowych i gotowe wyroby — przeprowadzona jest w wytwórniach konstrukcji przekładkowych lub — jak w tym przypadku — w zakładach produkcji sprzętu lotniczego.

Wykonywanie wypełniaczy dla elementów płaskich nie przedstawia specjalnych trudności, szczególnie, gdy blok komórkowy jest w stanie ściśniętym. Również utrzymanie odpowiednich tolerancji nie nastręcza w tym przypadku trudności, zwłaszcza przy obróbce wiórowej przeprowadzonej na pełnym, nierozciągniętym pakiecie. Trudniejszą natomiast obróbkę stanowią wypełniacze

w stanie rozciągniętym. Tolerancje wykonania wypełniaczy dla elementów o różnych krzywiznach, wykonane ze stopów Al, wynoszą około $\pm 0,05$ mm. Natomiast dla wypełniaczy wykonanych ze stali nierdzewnej dokładność wykonania jest większa i wynosi $\pm 0,03$ mm. Obróbkę mechaniczną wypełniaczy przeprowadza się wstępnie przeważnie przez cięcie na piłach taśmowych oraz wykańczającą przez frezowanie i szlifowanie, co zapewnia żądaną dokładność.

Obróbka wiórowa bloków komórkowych (rozciągniętych) nastęrcza większe trudności z racji niezwykle delikatnej budowy bloku komórkowego (cienkie ścianki) i żądanej wysokiej dokładności wykonania wypełniaczy.

Delikatna struktura takiego bloku powoduje konieczność usztywniania komórek w czasie skrawania.

Usztywnianie bloku komórkowego można przeprowadzić przez zamrażanie go w wodzie lub przez wypełnianie komórek woskiem parafinowym, względnie niskotopliwymi metalami albo tworzywami sztucznymi, a nawet gipsem.

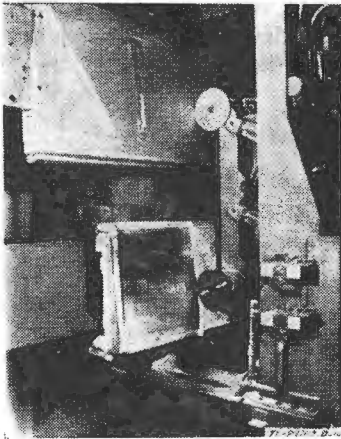
Najprostszym sposobem obróbki bloku komórkowego jest wycinanie żadanego kształtu na szybkoobrotowej piłę taśmowej, jak na rys. 17. Do wycinania wypełniaczy używane są drobnozębne piły taśmowe o dużej prędkości skrawania (do 2400 m/minutę), dające dokładność wykonania $+0,1$ mm. Za pomocą pił taśmowych można wycinać wypełniacze nawet bez usztywniania komórek, jednak powoduje to powstawanie dość dużych zawinięć krawędzi. Najczęściej tego rodzaju obróbkę traktuje się jako wstępną, a zawinięcia krawędzi usuwane są w dalszych operacjach przez szybkościowe frezowanie lub szlifowanie.

Rysunek 18 przedstawia specjalną kopiarę-frezarkę do obróbki wypełniaczy.

Przeprowadzone próby z klejeniem wypełniaczy, które miały dość znaczne zawinięcia krawędzi komórek po obróbce skrawaniem — nie wykazały ujemnego wpływu tych zawinięć na wytrzymałość połączenia wypełniacza z pokryciem przy użyciu kleju „Redux 775”.

W związku z tym obróbka ostateczna wygładzająca się jest konieczna i odpowiednie kształty wypełniacza mogą być obrobione od razu na gotowo.

Stosując kleje płynne o podstawowym składniku z żywic epoksydowych, które wymagają małych nacisków



Rys. 18. Specjalna kopiar-frezarka do obróbki kształtów wypełniaczy

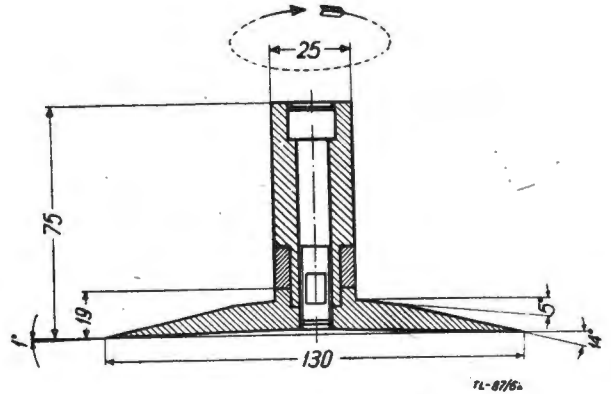
przy utwardzaniu i dobrze nadają się do wypełniania przestrzeni i szczelin, można się spodziewać nawet pewnego podwyższenia wytrzymałości przy zawiniętych krawędziach komórek wypełniacza. Firma U. S. Propellers stosuje specjalne szybkoobrotowe obrabiarki do obróbki kształtowej wypełniaczy. Narzędzia stosowane do tego celu podobne są do piły tarczowej z zębami z węglików spiekanych. Prędkości skrawania wynoszą do 3600 m/min. Mimo tych specjalnych warunków skrawania stosuje się jeszcze usztywnianie wypełniaczy przez zamrażanie wodą lub zalewanie woskiem. Ciekawym rozwiązaniem narzędzia skrawającego do obróbki wypełniaczy jest specjalny okrągły nóż firmy Convair, jak na rys. 19.

Narzędzie to swoim działaniem i wyglądem przypomina nóż do krajania wędlin. Obróbka tym narzędziem nie daje zawinięć na ściankach komórek. Można nim skrawać zarówno bloki komórkowe wykonane ze stopów Al, jak i ze stali nierdzewnej do średnicy komórek 30,5 mm.

Innym przykładem obróbki wypełniaczy jest metoda stosowana przez firmę Nord American Aviation. Polega ona na cięciu piłami taśmowymi ściśniętych bloków wypełniacza od razu na odpowiedni kształt i wymiar, a następnie rozciąganie ich do odpowiedniej długości. W tym przypadku prędkość skrawania piły wynosi 600—1200 m/minutę przy posuwie 0,2—0,5 m/minutę.

Mocowanie bloków komórkowych może być mechaniczne za pomocą śrub i zacisków, lub pneumatyczne (próżniowo) jak na rys. 20. Polega to na tym, że do stołu obrabiarki zostaje przyssana płyta metalowa, do której jest przyklejony za pomocą żywicy blok komórkowy. Na rys. 21 jest pokazany przykład obróbki bloku komórkowego szybkoobrotowym frezem palcowym (o ilości obrotów 18 000/min.).

Najnowszą metodą obróbki metalowych wypełniaczy komórkowych jest metoda elektrolityczna stosowana przez firmę Anocunt i firmę Carlson Rocford. Metoda ta (patent), znajdująca się jeszcze w stadium prób, polega



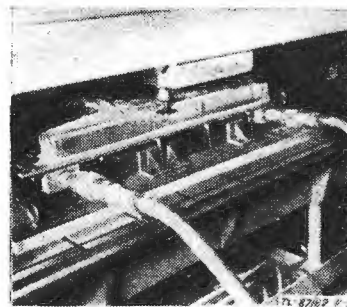
Rys. 19. Specjalny nóż szybkoobrotowy do obróbki wypełniaczy

na tym, że materiał obrabiany (wypełniacz) połączony jako anoda jest elektrolitycznie strącany. Metoda ta pozwala na obróbkę (bezwiórową) wypełniaczy, o kształtach płaskich i dowolnej krzywiznie. Dotychczasowe wyniki z tą metodą są dobre, krawędzie komórek otrzymuje się bez zawinięć i bez zgniotu, materiał nie doznaje zmian strukturalnych, ani nie wprowadza się żadnych naprężeń.

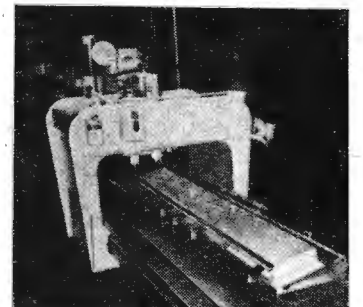
3. Łączenie wypełniaczy z okładzinami

Łączenie wypełniacza z okładzinami jest najważniejszym procesem przy produkcji elementów przekładkowych, gdyż wytrzymałość złącz jest zasadniczą sprawą, która decyduje o wartości wykonanych elementów. Z tych powodów zagadnienie to zostało szerzej i dokładniej omówione w nin. pracy. Połączenia muszą być pewne i najwyższej jakości. Na dobrą jakość połączeń i w konsekwencji tego na wysoką wytrzymałość połączeń wypełniaczy z pokryciami, składa się wiele czynników a zwłaszcza:

- dobre dopasowanie kształtu pokrycia do kształtu wypełniacza,
- odpowiednie przygotowanie powierzchni przed ich łączeniem,
- dobra jakość kleju, względnie odpowiedni dobór lutowania,



Rys. 20. Przykład pneumatycznego zamocowania wypełniacza na stole obrabiarki



Rys. 21. Frezarka z frezem palcowym do obróbki wypełniacza

d) bardzo staranne i przepisowe przeprowadzenie wszystkich czynności i klejenia, lutowania lub zgrzewania,

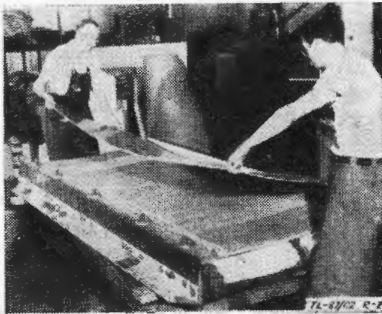
e) dokładna i stała kontrola techniczno-odbiorcza w trakcie przeprowadzania operacji przygotowania, klejenia, lutowania lub zgrzewania.

Przykład dopasowanego i złożonego z kilku części wypełniacza, przed przyklejeniem pokrycia, przedstawia rys. 22.

Opracowano kilka metod łączenia wypełniaczy z okładzinami, nie wszystkie jednak przyjęły się przy produkcji elementów przekładkowych.

Do najbardziej znanych należą: metoda zgrzewania, lutowania i klejenia.

3a. Metoda zgrzewania elektrycznego polega na łączeniu czołowych krawędzi komórek wypełniacza z okładzinami przez nadtapianie metali w miejscach ich styku. W praktycznym wykonaniu napotyka to na wiele trudności w postaci odpowiedniego doboru wielkości prądu i czasu trwania samego procesu zgrze-



Rys. 22. Wypełniacz złożony z kilku części, w przyrządzie przed klejeniem

wania, co wpływa na możliwość spiętrzania się temperatury, w niektórych przypadkach na skutek małej przewodności cieplnej niektórych materiałów lub różnic w oporach elektrycznych. Te spiętrzenia temperatury powodowały nie tylko niekorzystne zmiany strukturalne, lecz również szybkie lokalne i nierównomierne wypalanie się materiału w miejscach zgrzewania.

Dalsza trudność tej metody to konieczność stosowania bardzo równomiernych nacisków w czasie zgrzewania, co wymaga bardzo dokładnego pasowania wypełniaczy do okładzin, nawet dla takich elementów, dla których jest to konstrukcyjnie niekonieczne. Wyniki zgrzewania elektrycznego okładzin z wypełniaczami komórkowymi wskazują jednak na zbyt małe opanowanie tej metody, gdyż około 75% zgrzewanej powierzchni wykazuje wadliwe połączenia lub w ogóle nie jest połączona. Z większym powodzeniem stosowano punktowe zgrzewanie elektryczne okładzin z wypełniaczem wykonanym w postaci blachy falistej. Stosując tę metodę, można otrzymać powierzchnię elementu przekładkowego wysokiej jakości, a występujące wgłębienia po elektrodach nie przekraczają 0,025 mm. Angielska firma A. V. Roe, posiadająca w tej dziedzinie już dość duże doświadczenie, wykonuje za pomocą zgrzewania punktowego elementy przekładkowe, mogące pracować w temperaturach do +300 °C.

W ostatnich czasach opracowywana jest nowa metoda zgrzewania ultradźwiękami. Byłaby to bardzo dobra metoda do produkcji aluminiowych konstrukcji przekładkowych, brak jest jednak dokładniejszych danych o wytrzymałości i jakości takiego zgrzewania.

3b. Lutowanie nie zapewnia wysoką wytrzymałość połączeń wypełniaczy z okładzinami. Duża ilość prób przeprowadzona przez poszczególne zakłady zajmujące się tymi zagadnieniami dowiodła, że podstawowym problemem lutowania jest opracowanie takich stopów lutow-

niczych, których własności byłyby zbliżone do własności materiałów łączonych

Następnym warunkiem jest zapewnienie w czasie lutowania dobrego styku na całej powierzchni między wypełniaczem, a okładzinami. Z tych powodów wypełniacze muszą być poddawane obróbce wiórowej przez frezowanie i szlifowanie z dokładnością do około $\pm 0,03$ mm. Stosowanie większych szczelin między wypełniaczem a pokryciem powoduje większe zużycie stopów lutowniczych, co zwiększa ciężar całej konstrukcji oraz zwiększa niebezpieczeństwo złego lutowania. Trudnym problemem jest również równomierne i pewne doprowadzenie materiału lutowniczego w miejsce łączenia.

Proces lutowania przeprowadza się przeważnie w odpowiednich przyrządach, które zakłada się do odpowiednio dużych pieców. Proces przygotowania do lutowania jest również bardzo ważny i wymaga starannego wykonania, gdyż od tego w dużym stopniu zależy jakość połączeń lutowanych. Po przygotowaniu powierzchni wypełniacza i okładzin do lutowania nakłada się na nie warstwę (folię) lutownią, zakłada się lutowane elementy razem (wypełniacz — pokrycia i warstwy lutowania) do odpowiedniego przyrządu-uchwyty, którego zadaniem jest utrzymanie elementów we właściwym położeniu w czasie procesu lutowania.

Ważne jest, aby w czasie lutowania powierzchnie łączone nie były narażone na utleniające działanie powietrza. Z tych względów stosuje się odpowiednio ochronną neutralną atmosferę oraz różne preparaty topnikowe.

Konstrukcja komory grzejnej powinna umożliwiać równomierne nagrzewanie całego lutowanego elementu przekładkowego przez odpowiednie rozmieszczenia grzejników i cyrkulację ośrodka grzejącego. Dociski w czasie lutowania wywierane mogą być dwoma sposobami:

- 1) mechanicznie (zwykle silniejsze)
- 2) pneumatycznie
 - a) próżniowe,
 - b) nadciśnieniowe.

Prawidłowy przebieg procesu lutowania wymaga przeprowadzania tych operacji koniecznie w atmosferze gazu obojętnego (zazwyczaj argonu lub azotu) o wymuszonym równomiernym przepływie w całej komorze grzejnej. W czasie tych operacji wymagany jest jednakowy na całej powierzchni nacisk. Proces lutowania przeprowadza się w temperaturach od +900 do +1200 °C, zależnie od rodzaju lutowni.

Do lutowania stalowych wypełniaczy ze stalowymi okładzinami (pokryciami) stosowane są lutownia wykonane w postaci folii o składzie np.: 92,5% srebra, 7% miedzi i 0,5% Li (temp. top. 940 °C) lub 71,8% srebra, 28% miedzi i 0,2 litu (temp. top. 815 °C), względnie 45% srebra, 30% miedzi i 25% cynku (temp. top. 730 °C).

Wypełniacze używane w konstrukcjach przekładkowych lutowanych nie mogą być klejone, lecz zgrzewane punktowo lub spoiną ciągłą, względnie lutowane.

Proces lutowania konstrukcji przekładkowych z powodu dużych trudności technicznych opanowany został tylko przez nieliczne produkujące zakłady. Dokładnej technologii lutowania konstrukcji przekładkowych nie podaje literatura techniczna. Procesy te, oparte przeważnie na dużym doświadczeniu przemysłowym, stanowią do pewnego stopnia tajemnicę technologiczną poszczególnych zakładów. Lutowanie dużych konstrukcji przekładkowych należy do trudnych procesów fabrykacyjnych z uwagi na konieczność lutowania w wysokich temperaturach przeważnie od razu całych, dużych powierzchni pokrytych z delikatnymi wypełniaczami o bardzo cienkich ściankach. Po lutowaniu nie tylko spoiny muszą być wysokojakościowe, lecz również cała konstrukcja nie może być zdeformowana i możliwie bez naprężeń własnych.

dok. w nast. zeszytcie

Oleje syntetyczne do silników turbinowych

Szybki postęp lotnictwa odrzutowego pociągnął za sobą zmiany wymagań w stosunku do olejów dla tych silników. Konieczność zmian właściwości olejów zjawiała się wraz ze wzrostem prędkości lotu oraz z rozszerzeniem stref działalności lotnictwa i związanego z tym zakresu temperatur eksploatacji.

Szczególnie trudne wymagania stawiane są olejom przez lotnictwo wojskowe. Wymagania te dotyczą dalszego zmniejszenia zależności lepkości od temperatury, zwiększenia lepkości w wyższych temperaturach przy jednoczesnym zachowaniu płynności olejów w temperaturach niskich, zwiększenia odporności olejów na utlenianie w wyższych temperaturach, zwiększenia odporności na obciążenia i zmniejszenia lotności. Wymagania te ograniczają zastosowanie olejów mineralnych do silników turbinowych, gdyż nie mogą one sprostać zadaniom przy temperaturach łożysk przewyższających 180 °C.

Zapotrzebowanie lotnictwa było dotychczas całkowicie pokrywane przez olej lekki (typu transformatorowego), stosowany do silników turbinowych (odpowiednik oleju amerykańskiego 1010) oraz lotniczy olej ciężki do silników tłokowych, mający lepkość 20 centistokesów w temperaturze 100 °C (odpowiednik oleju amerykańskiego 1100). Zachowanie się oleju typu 1010 w starszych typach silników turbinowych było badane szczegółowo przez Hunta [1, 2] w warunkach eksploatacji w różnych typach silników po różnych okresach pracy. Właściwości tego oleju nie wykazywały większych zmian i olej ten zabezpieczał całkowicie eksploatację silników starszych typów. Temperatura krzepnięcia oraz lepkość i płynność w niskich temperaturach są wystarczające do zapewnienia pracy nowszych typów silników turbinowych w niskich temperaturach (chodzi głównie o rozruch silnika).

Wadami tego oleju, które zdyskwalifikowały go do użytku w nowych typach silników są: za mała lepkość w wyższych temperaturach, za duża lotność, brak odporności na naciski w przekładniach.

Mineralny olej lotniczy ciężki, typu 1100, w zupełności byłby odpowiedni do pracy w silnikach turbinowych w wyższych temperaturach, gdyż odznacza się dużą lepkością, bardzo małą lotnością i bardzo dużą odpornością na naciski, gwarantującą dobre działanie i dużą żywotność przekładni, nie może on jednak być brany pod uwagę jako olej do pracy w niskich temperaturach, gdyż krzepnie w temperaturze około — 15 °C i posiada bardzo dużą lepkość nawet w temperaturach wyższych od 0 °C.

W przypadku silników tłokowych wymieniona temperatura krzepnięcia i duża lepkość nie stanowi przeszkody w stosowaniu tego oleju w okresach zimowych, gdyż w razie potrzeby rozruchu silnika w niskich temperaturach olej bywa rozcieńczany benzyną, która następnie bardzo szybko odparowuje i olej odzyskuje pierwotne właściwości [8, 9]. W silniku turbinowym rozcieńczanie nie może mieć miejsca ze względu na małą lotność stosowanego paliwa i niemożność odparowania go z oleju [9, 10].

Oleje mineralne o lepkościach przejściowych pomiędzy obydwu omawianymi olejami nie mają dostatecznie zadowalających właściwości ani w niskich, ani w wysokich temperaturach.

Można do pewnego stopnia regulować właściwości oleju mineralnego przez dobór surowców, zastosowanie odpowiedniej rafinacji oraz dodatki, które polepszają te lub inne właściwości oleju.

Produkty smarowe, pochodzące z przeróbki rop naftowych stanowią, jak wiadomo, skomplikowane mieszaniny olbrzymiej ilości węglowodorów różnych typów różniących się pomiędzy sobą budową, ciężarami cząsteczkowymi, temperaturami wrzenia i szeregiem innych właściwości.

Właściwości użytkowe produktów zależne są od obecności w nich przeważających ilości określonych typów

węglowodorów, co związane jest ze składem chemicznym podstawowego surowca — ropy naftowej. Pewien wpływ na skład chemiczny oleju, a za tym na jego właściwości, można wywrzeć przez odpowiednią metodę rafinacji, usuwając pewne typy związków. Jednakże ani przez dobór surowca, ani przez dobór metody rafinacji nie udaje się uzyskać produktów, które odpowiadałyby wymaganiom nowoczesnego silnika turbinowego.

Przez wprowadzenie do oleju mineralnego odpowiednich dodatków możliwe jest poprawienie niektórych właściwości olejów. Znana i uznana jest skuteczność dodatków przeciwutleniających [8, 9], jednakże działanie tych dodatków oraz ich trwałość w wyższych temperaturach jest ograniczona. Jak dotychczas, nie znaleziono dodatków, które nie ulegałyby same rozkładowi w temperaturach wyższych od 200 °C [15], a z takimi właśnie temperaturami ma się do czynienia w łożyskach nowoczesnych silników turbinowych [9]. „Depresatory”, to jest środki obniżające temperaturę krzepnięcia olejów, szeroko stosowane do olejów samochodowych, nie mogą być używane do obniżenia temperatury krzepnięcia ciężkiego oleju lotniczego typu 1100 lub MS-20, gdyż skuteczność ich jest zależna od rodzaju oleju; obniżenie temperatury krzepnięcia następuje raczej w olejach z rop parafinowych, podczas gdy oleje lotnicze produkowane są z rop bezparafinowych. „Depresatory” zastosowane do olejów z rop parafinowych dają istotne obniżenie temperatury krzepnięcia, jednak nie takie, aby zadowalało to wymagania lotnictwa.

Dodatki wiskozowe, podnoszące lepkość oleju i poprawiające krzywą lepkościowo-temperaturową, nie mogą być zastosowane do oleju typu 1010 w celu podwyższenia jego lepkości w wyższych temperaturach, gdyż konieczne do tego celu duże ich ilości wpłynęłyby niekorzystnie na inne, istotne właściwości oleju. Były próby poprawiania odporności na naciski oleju typu 1010 przez dodawanie substancji polarnych, których siła adsorpcji do powierzchni metalowych jest znacznie większa niż węglowodorów — składników olejów mineralnych — ze względu na biegunową budowę cząsteczek. Substancje polarne tworzą na powierzchni metalu powłokę organiczną, ściśle do metalu przylegającą i trudną do usunięcia; w chwili dużego obciążenia i przerwania powłoki oleju warstwa polarnych substancji organicznych, przylegająca do powierzchni metalu, a często chemicznie z nią związana, zaczyna pełnić funkcję oleju i nie dopuszcza do wywiązania się tarcia suchego (metal o metal). W wysokich jednak temperaturach substancje te najczęściej wykazują działanie korozyjne, ponadto skuteczność ich jest niekiedy zależna od prędkości obrotowej, względnie temperatury [7]. Nawet w przypadku możliwości dobrania odpowiednich substancji przeciwnaciskowych wysoka lotność oleju typu 1010 uniemożliwia stosowanie go przy wyższych temperaturach.

W związku z przedstawionymi powyżej względami nie udało się do tej pory uzyskać oleju mineralnego ani przez selekcję surowców, ani przez odpowiednie dodatki, które zaspokoilyby wymagania nowoczesnego silnika turbinowego. W łożyskach silników turbinowych nowszych typów, stosowanych w szybkich samolotach, występują wysokie temperatury wywołane wzrostem iloczynu $d \cdot n$.

Najwyższe temperatury w łożysku wywiązują się w 30÷40 minut po zatrzymaniu silnika, ze względu na przerwanie obiegu oleju i przepływu powietrza i związany z tym brak chłodzenia.

W tabeli I i na rysunku 1 [2, 8, 9] pokazano typowe temperatury łożysk współczesnego silnika turbinowego w okresie pracy i po zatrzymaniu. W tabeli II podano temperatury oleju w zbiorniku oraz w najgorętszym

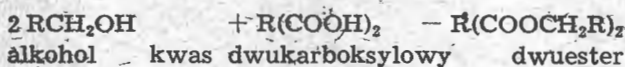
¹⁾ We współczesnych silnikach wartości iloczynu $d \cdot n$ (gdzie d jest średnicą wewnętrzną łożyska w mm, a n prędkością obrotową w 1/min) dochodzą do 1,5 · 10⁶ (przyp. redakcji).

Tabela I
Typowe temperatury łożysk

	Temperatury maksymalne w °C	
	podczas pracy	po zatrzymaniu
Przekładnia śmigła	110	110
Przednie łożysko sprężarki	110	110
Tylne łożysko sprężarki	220	260
Łożysko turbiny	260	300

łożysku dla silników starszych typów, dla silników współczesnych samolotów szybkich oraz spodziewane temperatury dla silników niedalekiej przyszłości. Konstruktorzy wyrażają pogląd, że temperatura w łożyskach silników przyszłych samolotów o prędkościach naddźwiękowych może osiągnąć 500 °C [15]. Dla takich temperatur dobranie odpowiedniego środka smarującego będzie bardzo trudne. W przypadku turbinowych silników śmigłowych zjawiają się dodatkowe trudności, związane z bardzo wysokimi naciskami i występującymi lokalnie bardzo wysokimi temperaturami na linii zazębienia w przekładni śmigła. Na skutek tego występują duże zużycia i uszkodzenia zębów przekładni, w szczególności przekładni planetarnych [12, 15]. Odporność oleju na naciski zależna jest z jednej strony od lepkości stosowanego oleju (rysunek 2), z drugiej strony od jego właściwości smarnych, to jest od polarności samego oleju względnie dodatków, które zawiera (rys. 3). Sprawa dodatków nie jest dostatecznie opracowana, gdyż — jak wspomniano — skuteczność ich bywa zależna od prędkości obrotowej przekładni, ponadto mogą one w podwyższonych temperaturach wywoływać zjawiska korozyjne. Bardzo dobre właściwości smarne wykazują cieczy syntetyczne, nad którymi wiele pracowano w ostatnim dwudziestolecu. Należy wymienić następujące cieczy syntetyczne, które wzbudziły powszechne zainteresowanie jako środki smarujące [4, 5, 6, 13, 14, 15]:

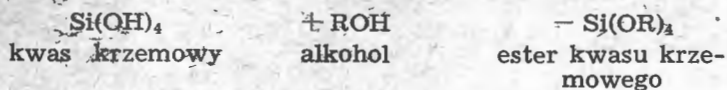
1. Estry jedno- lub wielozasadowych alkoholi i dwukarboksyłowych kwasów organicznych, tak zwane dwu-



2. Estry alkoholi jednozasadowych i kwasów jednokarboksyłowych



3. Estry kwasu krzemowego i wyższych alkoholi jednozasadowych



Spśród tego typu cieczy najobszerniej omawiano ester kwasu krzemowego powstały z dwu połączonych cząsteczek estru (dimer) jako podstawę cieczy do urządzeń hydraulicznych.



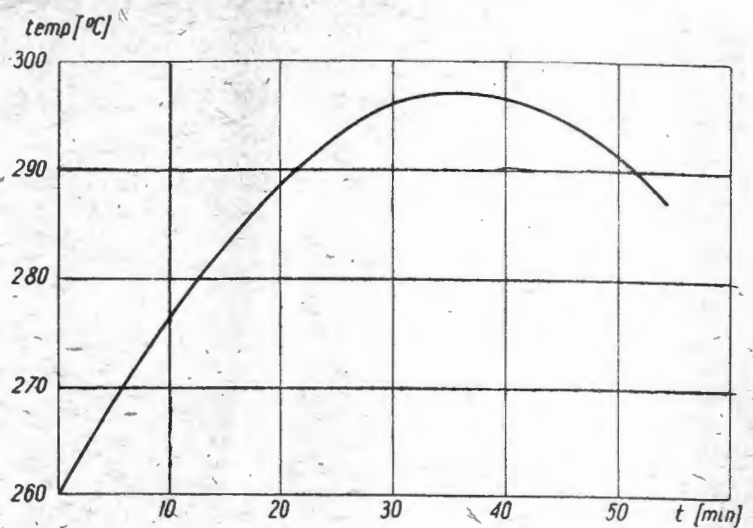
4. Silikony czyli alkilo- i arylosiloksany stanowią polimery prostych związków alkilo- i arylokrzemowych (silanów) o wzorze ogólnym $Si(R)_4$, w których R może stanowić rodnik alifatyczny (alkilowy) lub aromatyczny (arylowy).

Olejami silikonowymi zostały nazwane oleje powstałe przez kondensację wielu cząsteczek elementarnych si-

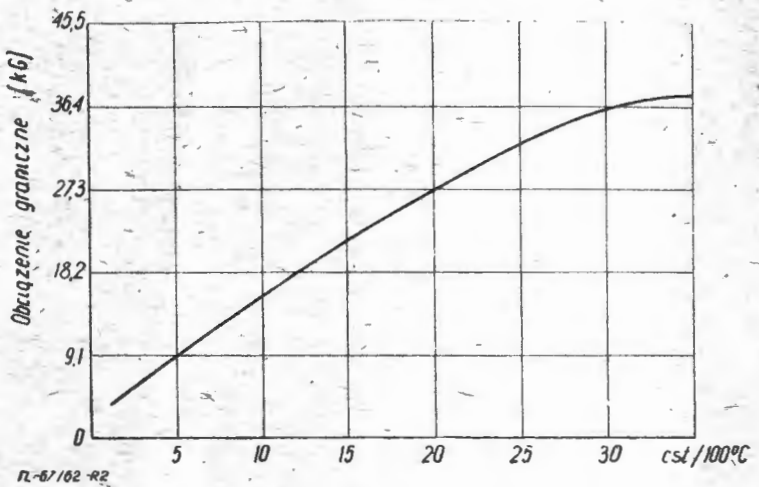
Tabela II

Wzrost temperatur w łożyskach i zbiornikach oleju w miarę postępu w konstrukcjach lotniczych

	Starsze typy silników turbinowych	Współczesne typy silników turbinowych	Silniki turbinowe przyszłości
Łożysko	180 °C	260 °C	310÷370 °C
Zbiornik oleju	65÷80 °C	100÷175 °C	170÷230 °C
Rodzaj oleju	mineralny	syntetyczne estrowe	niewiadomy



Rys. 1. Przebieg temperatury w łożysku turbiny po zatrzymaniu silnika

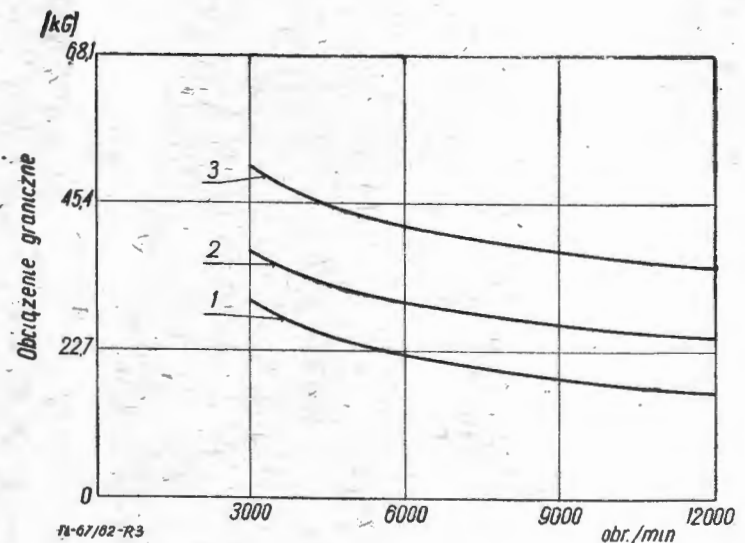


Rys. 2. Zależność obciążenia granicznego przekładni śmigła od lepkości oleju

Tabela III

Zdolność koksowania olejów syntetycznego i mineralnego

Rodzaj oleju	Ilość koksu w mg
Oleje fosforoorganiczne	500
Oleje alkoksyluksanowe	450
Oleje mineralne	250
Oleje dwu-estrowe	20



Rys. 3. Wpływ dodatków polarnych na odporność oleju na obciążenia: 1. Olej mineralny o lepkości 45 cst w 50 °C. 2. Ten sam olej + dodatek polarny A., 3. Ten sam olej + dodatek polarny B.

lanów. Od ilości połączonych cząsteczek zależne są właściwości cieczy, a szczególnie jej lepkość. Za najlepsze uważane są ciecze polisiloksanowe (silikony) zawierające jednocześnie rodniki metylowe i fenyłowe (aromatyczne).

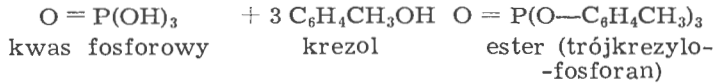
Ogólny wzór polimeru $(R)_3-Si-O(Si(R)_2-O)_n-Si-(R)_3$

5. Estry polialkilenoglikoli
(CH₂OH)₂ glikol

ROCH₂CH₂OH alkilenoglikol

R(OCH₂CH₂)_n OH polialkilenoglikol

6. Ciecze fosforoorganiczne jak estry kwasu fosforowego i podfosforowego, na przykład:



7. Fluoro- i chloropochodne węglowodorów i estrów, to jest węglowodory i estry, w których jedną lub więcej cząsteczek wodoru zastąpiono fluorem lub chlorem.

Każda z wymienionych grup cieczy syntetycznych ma swoje zalety i wady. Wspólną ich wadą jest wysoka cena.

Spośród wymienionych cieczy syntetycznych za najodpowiedniejsze jako oleje do silników turbinowych uznano dwuestry kwasów dwukarboksylowych (poz. 1). W okresie drugiej wojny światowej ciecze tego typu były produkowane już w skali przemysłowej i stosowane jako oleje w połączeniu z syntetycznymi olejami typu węglowodorowego. Pionierami w tej dziedzinie byli Niemcy, gdzie zsyntezowano i przebadano około 3000 produktów estrowych. Estry kwasów sebacynowego i adipinowego stanowiły podstawowy olej do sporządzania olejów do silników turbinowych i do torped. Występowały one w mieszaninach pod handlowymi nazwami oleju VS-1 i SS-1631 oraz oleju LTK-12 (do torped).

Inne, wymienione ciecze syntetyczne w zastosowaniu do silników turbinowych, są mniej interesujące. Estry alkoholi jednozasadowych i kwasów jednokarboksylowych mają stosunkowo wysokie temperatury krzepnięcia i niekorzystne krzywe lepkościowo-temperaturowe. Wiele spośród estrów tego typu ma niedostateczne właściwości smarne i zbyt wysoką lotność. Oleje alkilo- i arylopolisiloksanowe (silikony) w mniejszym lub większym stopniu cierpią na niedostateczne właściwości smarne i nie mogą pracować w obciążonych łożyskach.

Estry kwasu krzemowego nie są tak trwałe jak tego wymagają silniki turbinowe, ponadto również nie mają wystarczającej smarności, aby mogły być zastosowane przy wysokich naciskach. Wszystkie oleje krzemorganiczne są niebezpieczne w użyciu z uwagi na tendencję do tworzenia żelu. Należy tu zaznaczyć, że spośród wszystkich cieczy syntetycznych mają one najkorzystniejsze krzywe temperaturowo-lepkościowe.

Oleje fosforoorganiczne i chlorowcopochodne mają bardzo dobre właściwości smarne, ale odznaczają się wysokimi temperaturami krzepnięcia i niekorzystnymi zależnościami lepkości od temperatury.

Ciecze syntetyczne dwuestrowe, sporządzane z wybranych kwasów dwukarboksylowych i alkoholi o budowie

rozgałęzionej, jak dotychczas uznane są za najodpowiedniejsze ciecze smarne do silnie obciążonych zespołów, pracujących w wysokich temperaturach. Tak ze względu na korzystne krzywe lepkościowo-temperaturowe, jak dostatecznie niskie temperatury krzepnięcia, wysokie właściwości smarne i małą lotność; zostały przyjęte jako podstawa do sporządzania olejów do nowoczesnych silników turbinowych. Już w roku 1952 oleje na podstawie cieczy dwuestrowych zostały wprowadzone do użytku w eksploatacji w USA i w Anglii [15]. W tabeli IV podano właściwości bardziej interesujących cieczy dwuestrowych, sporządzonych z wybranych kwasów i alkoholi. W tabeli III podano skłonności do koksowania cieczy dwuestrowych na tle innych cieczy syntetycznych; jak widać, skłonności do koksowania są niewspółmiernie niższe niż innych cieczy, co przy eksploatacji w wysokich temperaturach nie jest do pogardzenia. Pomiedzy Anglią a USA istnieje pewna rozbieżność w poglądach na niektóre pożądane właściwości olejów syntetycznych do silników turbinowych [13, 15].

USA stosuje do turbinowych silników odrzutowych proste dwuestry o lepkości 3 do 3,6 cst 98,9 °C, zaś do turbinowych silników śmigłowych te same oleje z dodatkami polarnymi. Obydwa typy olejów zawierają ponadto inhibitor utleniania. Anglia stosuje do wszystkich typów silników odrzutowych oleje o znacznie większej lepkości — min. 7,5 cst w 98,9 °C — motywując to koniecznością większych lepkości w przypadku silników śmigłowych i wygodą posiadania tylko jednego gatunku oleju. Wprawdzie w przypadku turbinowych silników odrzutowych wystarczająca jest lepkość 3 cst, lecz stosowanie olejów o lepkości 7 cst zwiększa znacznie okresy pracy łożysk wałkowych (tabela V).

Uzyskanie olejów o lepkości 7,5 cst w 98,9 °C jest bardziej trudne niż uzyskanie olejów o lepkości 3÷4 cst, gdyż proste dwuestry mają lepkości od 3 do 4 cst w 98,9 °C. Aby więc uzyskać większą lepkość, należy do dwuestru dodać substancje podnoszące lepkość oleju i nie wpływające w widoczny sposób na temperaturę krzepnięcia i lepkości w niskich temperaturach. Takimi środkami zagęszczającymi były początkowo polimetakrylany wyższych alkoholi, natomiast obecnie wprowadzane są dwuestry kompleksowe, zawierające alkohole cykliczne i typu glikoli oraz polialkilenoglikole jako trwalsze od polimetakrylanów, ponadto oczywiście inhibitory utleniania. Wydaje się, że główną przyczyną, dla której USA użytkuje oleje estrowe nie zawierające środków zagęszczających lepkość, jest wymagana znacznie większa płynność tych olejów w niskich temperaturach niż gęściejszych olejów angielskich (patrz tabela IX i X), związana z działaniem lotnictwa USA w strefie niskich temperatur.

Natomiast temperatury eksploatacji silników angielskich są wyższe, korzystniej jest więc stosować oleje

Tabela V

Żywotność łożysk w zależności od lepkości oleju

Lepkość oleju w 100 °C	Okres pracy łożyska
3,15 cst	20 godzin
9,00 „	130 „
20,00 „	250 „

Tabela IV

Niektóre właściwości dwuestrów

Nazwa estru	Ciężar cząsteczkowy	Lepkość w cst		Temperatura krzepnięcia °C
		98,9 °C	-40 °C	
D 2-etyloheksyloglutarynian	356,5	2,17	715	-62
D 3-metylobutyloadypinian	288,4	1,73	171	-42
D 2-etyloheksyloadypinian	370,6	2,38	807	-67
D 1-etylopropyloazelainian	328,5	2,10	429	-77
D 3-metylobutylozelainian	328,5	2,20	286	-47
D 2-etyloheksyloazelainian	412,5	3,06	1190	-77
D 1-etylopropylosebacynian	242,5	2,28	504	-18
D 2-etyloheksylosebacynian	426,7	3,32	1401	-55
D ester trójetylenoglikolu i kwasu 2-etyloheksylowego	402,5	2,41	1890	-52
Ester hexametylenoglikolu i kwasu 2-etyloheksylowego	370,6	2,35	1090	-62
Ester dekametylenoglikolu i kwasu 2-etyloheksylowego	426,6	3,26	1850	-62

dające większą gwarancję żywotności łożysk i przekładni. Tym bardziej, że w publikacjach [7] przebiega raczej brak zaufania do środków polarnych zwiększających odporność na naciski. Stanowisko to wydaje się uzasadnione, jakkolwiek połączone jest z trudnościami produkcyjnymi, gdyż w perspektywie dalszego wzrostu temperatur łożysk posiadanie bardziej lepkich olejów wydaje się racjonalne.

W najnowszych normach USA [tabela XI], występują już typy olejów o większych lepkościach. W nowszych normach angielskich wymagana lepkość olejów w temperaturze 98,9 °C jest jeszcze większa niż dotychczas stosowanych (tabela XI).

Normowane są odporności oleju na naciski. Do tego celu stosowane są specjalne urządzenia przekładniowe o zmiennym obciążeniu, w których badania nowego oleju prowadzone są równoległe z badaniem oleju wzorcowego, przy ustalonej prędkości obrotowej i temperaturze. Normy angielskie wymieniają maszynę I. A. E. jako standartową do tych pomiarów, normy amerykańskie maszynę Rydera. Wyniki podawane są bądź w procentach w stosunku do wyników uzyskanych na oleju wzorcowym, którym jest olej 1100 (typu MS-20), bądź też w postaci granicznego obciążenia w funtach na cal, przy którym zaobserwowano uszkodzenia zębów przekładni.

Badania olejów do silników turbinowych, przepisane normami angielskimi DERD, są bogatsze od badań norm amerykańskich z uwagi na bardziej skomplikowany skład oleju. Obejmują one badanie odporności termicznej w atmosferze azotu, co ma na celu wyłączenie sprawdzenie termicznego rozkładu środka zagęszczającego, z wyeliminowaniem procesów utleniania. Następnie, badania odporności na ścinanie, co również ma na celu sprawdzenie trwałości dodanych środków zagęszczających na działanie mechaniczne, na skutek którego dodane polimery ulegają mechanicznemu rozrywaniu na drobniejsze cząsteczki, w wyniku czego olej traci lepkość.

Oleje amerykańskie składają się jedynie z prostego estru i inhibitora utleniania, są zupełnie odporne na wpływy termiczne w zakresie normowanych temperatur (260 °C) oraz niewrażliwe na siły ścinające.

Próby utlenialności i korozyjności są różnorodne; prócz prób przepisanych normami państwowych instytucji, jak Ministerstwo Lotnictwa w Anglii lub Ministerstwo Obrony w USA, poszczególne firmy produkujące silniki mają opracowane swoje własne metody i wymagania, często znacznie ostrzejsze niż normy instytucji państwowych.

Badanie utlenialności połączone jest z jednoczesnym badaniem korozyjności. Polega ono na ogrzewaniu oleju w obecności przepisanych metali bez przepływu lub z małym przepływem powietrza w ustalonej temperaturze. Czas prowadzenia prób i temperatura są różne. Na przykład norma DERD wymaga utleniania bez przepływu powietrza w 140 °C przez 22 godziny. Norma amerykańska MIL-L-25968 podaje 260 °C i 72 godziny, normy MIL-L-7808D i MIL-L-25336 — 175 °C i 72 godziny. Te same warunki podaje f-ma Allison. Po próbie utleniania sprawdzane są: zmiana lepkości i kwasowości oleju oraz wygląd i zmiana ciężaru metalowych płytek, które równocześnie badane są na korozję w warunkach tej próby.

F-ma Rolls-Royce wprowadziła dodatkowe badania oleju na skłonności do wytwarzania osadów i wyznaczyła temperaturę graniczną, przy jakiej olej może pracować w łożyskach i temperaturę graniczną, jaką może mieć olej w zbiorniku.

Skłonność olejów syntetycznych do wytwarzania osadów stanowi ich wadę, która jest spowodowana obecnością antyutleniaacza — fenotiazyny. Fenotiazyna chrońc olej ulega sama utlenianiu, tworząc smółki nierozpuszczalne w oleju. Zależnie od konstrukcji łożyska smółki bądź nie będą przeszkadzały w eksploatacji, względnie w niesprzyjających warunkach łożysko może je akumulować i wtedy mogą one powodować usterki w pracy silnika.

Zagadnienie wytwarzania się osadów z fenotiazyny jest jednym z ważniejszych, nad którym trwają prace na razie nie uwieńczone jeszcze pełnym powodzeniem [14, 15].

Wright Air Development Center (WADC) w USA opracował aparat znany pod nazwą „Deposition Tester” do oceny skłonności olejów do wytwarzania osadów: olej jest napowietrzany i cyrkuluje w naczyniu aluminiowym w temperaturze 310 °C, przechodząc równocześnie przez filtr ze stalowej siatki o 100 oczkach na cal kwadratowy. Ocena stanowi sumą ciężarów osadu na filtrze i wytworzonego koksu. Najnowsze normy angielskie DERD 2497, których opracowanie nie jest jeszcze ukończone, wprowadzają badanie utlenialności w 260 °C przy przepływie powietrza 12 l/godz. przez 4,5 i 6 godzin [15].

Istnieje ponadto cały szereg metod badania olejów na specjalnych urządzeniach z łożyskami pracującymi w wysokich temperaturach. WADC wymaga próby w łożyskach w 270 °C, przy temperaturze oleju w zbiorniku 218 °C, przez 50 godzin.

W podanych tabelach zestawione są niektóre właściwości omawianych wyżej olejów mineralnych i olejów syntetycznych estrowych [6, 9, 13]. W tabeli VI podano lotność olejów estrowych w porównaniu do lotności oleju mineralnego 1010, wartość której przyjęto za 100.

Tabela VI

Lotność olejów syntetycznych estrowych w stosunku do oleju mineralnego 1010

	Lepkość w t. 98,9 °C w cst	Względna lotność
Olej syntetyczny A	7,9	2
Olej syntetyczny B	3,6	3
Olej syntetyczny C	3,1	10
Olej mineralny 1010	2,5	100
Olej mineralny 1100	20,5	1

Tabela VII

Graniczna temperatura płynności olejów

	Lepkość w cst	Temperatura graniczna w °C
Olej dwuestrowy A	7,9	-32 do -43
Olej dwuestrowy B	3,6	-48 do -61
Olej dwuestrowy C	3,1	-51 do -59
Olej mineralny 1010	2,5	-43 do -51
Olej mineralny 1100	20,5	-1 do -15

Lotność olejów syntetycznych estrowych jest raczej zbliżona do lotności oleju 1100, chociaż lepkości ich są dużo niższe.

W tabeli VII przedstawiono graniczne płynności w niskich temperaturach; można je porównywać jedynie z płynnością oleju 1010, gdyż olej 1100 ma wysoką temperaturę krzepnięcia i nie może być brany pod uwagę. Pomimo znacznie większych lepkości, temperatury gra-

Tabela VIII

Względna odporność na obciążenia i utlenialność w porównaniu do oleju mineralnego 1100

	Syntetyczne			1010	1100
	A	B	C		
Lepkość w cst w 98,9 °C	7,9	3,6	3,1	2,5	20,5
Względne dopuszczalne granice obciążenia przekładni zębatach	105	50	45	15	100
Temp. zapłonu °C	232	221	204	146	252
Utlenialność i korozyjność	stabilne nie koroduje			niestabilne koroduje	

Tabela IX

Wymagania dotyczące olejów syntetycznych do silników turbinowych

	DERD 2487 3 wydanie r. 1957	MIL-L-7808D r. 1959	Allison EMS-35G
Lepkość w 98,9 °C w cst Lepkość w 37,8 °C w cst Lepkość w -40 °C w cst Lepkość w -54 °C w cst Temp. zapłonu w °C Temp. krzepnięcia w °C Odporność na obciążenie Maszyna I. A. E. 2000 i 6000 obr/min	Anglia min. 7,5 max. 39 max. 13000 — min. 215 —	USA min. 3,0 min. 11,0 — max. 13000 min. 205 -69	USA min. 7,5 — max. 13000 — min. 218 -54
Maszyna Rydera 10000 obr/min temp. oleju 74 °C	nie mniejsza niż dla oleju wzorcowego w 110 °C	min. 68% odporności oleju wzorcowego	min. 540 kG/cm
Próba utleniałości Temperatura °C Czas w godz. Lepkość po próbie w temp. Zmiana lepkości w % Kwasowość w mgKOH/g Odporność na ścinanie Zmiana lepkości po próbie w cst Termiczna odporność w 280 °C w atm. azotu zmiana lepkości po próbie w cst	140 22 37,8 ±5 max. 0,5 — max. 5 — +20 do -10	175 72 37,8 -5 do +15 max. 2,0 — — —	175 72 98,9 -5 do +12 max. 1,5 — — —

Tabela X

Właściwości olejów lotniczych firmy ESSO

	Syntetyczne				Mineralne	
Lepkość w cst w 98,9 °C „ 37,8 °C „ -40,0 °C „ -54,0 °C	7,5 38 12 500 —	3,6 14 1600 ÷ 1900 10000 ÷ 12000	3,8 — 16 000	3,3 — 12 000	2,5 10,0 3000 40 000	20,5 ok. 249 — —
Temp. krzepnięcia °C Temp. zapłonu °C	-51 232	-68 221 ÷ 232	-59 221	-62 210	-57 145	-15 250
Graniczne obciążenie w kG/cm szerokości zęba przekładni zębatej w maszynie Rydera Skłonność do koksowania w 315% na metalowej płytce	576 —	360 59	378 56	332 21	32 —	576 —
	EATO 35	EATO 15	EATO p-16 gat. A	EATO p-13 gat. B	1010	1100

Tabela XI

Wymagania dla olejów odpornych na wysokie temperatury

	MIL-L 9236	MIL-L 9236A	MIL-L 9236B	DERD 2497
Lepkość w 205 °C w cst Lepkość w t. 98,9 °C w cst Lepkość w 37,8 °C w cst Lepkość w -40 °C w cst Lepkość w -54 °C w cst Temp. zapłonu °C Temp. krzepnięcia °C Temp. samozapłonu °C Lotność w % 6 godz. 205 °C	— min. 10 min. 35 — 13000 min. 288 min. -69 min. 426,5 max. 5	min. 3,0 — — — — min. 260 — — max. 5	min. 1,0 — — — — min. 218 — min. 399 max. 15	min. 2,0 8,5 — max. 13000 — min. 260 — min. 379 —

niczne płynności dla olejów syntetycznych są tego samego rzędu co dla oleju mineralnego 1010.

W tabeli VIII zestawiono porównawczą odporność na naciski (w stosunku do oleju 1100, która została przyjęta za 100), temperatury zapłonu, utleniałość i korozyjność [9]. Odporność na naciski oleju mineralnego 1010 wynosi tylko 15% odporności oleju 1100. Odporność na naciski olejów syntetycznych typu amerykańskiego wynosi około 50% odporności oleju mineralnego 1100, odporność na naciski angielskiego oleju syntetycznego o lepkości 7,9 cst w 98,9 °C jest tego samego rzędu co oleju mineralnego 1100, stąd zrozumiałe jest zdecydowane stanowisko Ministerstwa Lotnictwa utrzymania obowiązującej lepkości 7,5 cst zarówno dla silników śmigłowych, jak i odrzutowych. Utleniałość i korozyjność jest korzystniejsza raczej dla olejów syntetycznych (inhibitowanych) niż dla olejów mineralnych.

W tabeli IX podano podstawowe wymagania dla olejów syntetycznych do silników turbinowych — angielskie i amerykańskie [15]. W tabeli X podano właściwości olejów syntetycznych f-my Esso w porównaniu do właściwości

ściwości dwu standartowych olejów mineralnych 1010 i 1100.

Prace nad dalszym udoskonaleniem olejów syntetycznych nadal trwają. Jest mało prawdopodobne, aby nastąpił powrót do olejów mineralnych, przynajmniej tak się wydaje w obecnej chwili. Prace idą w kierunku znalezienia lepszych antyutleniaczy niż fenotiazyna, które nie wydzielająby osadów na łożyskach. Ponadto trwają poszukiwania nowych olejów estrowych, które byłyby bardziej odporne na wysokie temperatury niż stosowane obecnie. Wyrażany jest pogląd, że oleje typu estrów będą mogły pracować w silnikach samolotów o prędkościach $Ma = 2,5$, a być może i $Ma = 3,0$. Brak jeszcze zdefiniowań produktów, natomiast istnieją już wymagania, które podano w tabeli XI [15].

Dla temperatur wyższych od 300 °C oleje estrowe będą prawdopodobnie musiały być zastąpione innymi, bardziej trwałymi cieczami; być może będą to któreś z już wymienionych cieczy syntetycznych, względnie zupełnie inne, jak na przykład polifenyłowe, o których jeszcze

niewiele wiadomo i które nie są podane w przytoczonym w niniejszym artykule zestawieniu²⁾.

²⁾ Rozważa się możliwości zastosowania zestalonych i gazowych czynników smarujących oraz łożysk gazowych, jak np. łożyska powietrzne z zewnętrznym wytwarzaniem ciśnienia (przypr. redakcji).

Literatura

1. Johnsen R. L., Swikert Mat. A., Bisson E. E. — Synthetic Lubricants SAEJ., nr 61, 8, 26, 1953
2. Hunt K. C. — Petroleum Requirements of British Gas-Turbines, part II, SAEJ., 59, nr 9, 20, 1951
3. Zisman W. A. — Engineering Possibilities of Synthetic Lubricants, SAEJ., 61, 309, 1953
4. Kohen G., Murphy C. M., Ohear J. G., Rainer H., Zisman W. A. — Aliphatic Esters. Properties and Lubricant Applications, Ind. Angn. Chem., 45, nr 8, 1765—77, 1953
5. Zorn H. — Einige Wissenschaftliche Grundlagen der modernen Schmierstoff-Chemie, Erdöl und Kohle, 8 nr 6, 414—419, 1955
6. Bried E. M., Kidder H. F., Murphy C. M., Zisman W. A. — Synthetic Lubricant Fluids form Branched Chain Diesters, Ind. Engn. Chem., 39, 464-491, 1947
7. Dawid J. W., Hughes J. R., Reece D. — Some Lubrication Problems of Aviation Gas Turbines, J. of the Inst. of Petroleum, 42, 395, 330—335, 1956
8. Motornyje topliwa masła i żidkosti, praca zbiorowa t. II Moskwa, 1957
9. Panow B. B., Soboliew J. S. — Masła dla gazoturbinnnych dwigatielej, Moskwa, 1958
10. Krischai H. — Flugturbinenöle, Erdöl und Kohle, 10, nr 12, 825—912, 1957
11. Pauszkin J. M. — Chimiczeskij sostaw i swojstwa rieaktywnych topliw., str. 162, Moskwa, 1952
12. Adam R., Fowler B. T. — Synthetische Schmierstoffe für Flugzeugturbinen, Erdöl und Kohle 12, nr 3, 157—160, 1959
13. Dinces A. I., Drużinina A. W. — Sintieticzeskije smazocznyje masła, Moskwa, 1958
14. Elliot J. S., Edwards E. D. — Synthetic Lubricants for Gas Turbines, Aircraft Engn. XXXIII, nr 385, 68—69, 1961
15. Elliot J. S., Edwards E. D. — Synthetic Lubricants for Gas Turbines, J. of the Inst. of Petr., 47, nr 446, 39, 1961
16. Reith H., Eckart H. — Über die Herstellung optimaler Esterschmieröle, Freiburger Forschungshefte A. 164 (1960), Symposium Schmierstoffe und Schmierung 16÷19 Juni, 1959 in Dresden.

mgr inż. ROBERT STANISZEWSKI

Zagadnienie doboru optymalnych parametrów dla przewodów lotniczych

W pracy podano wskazówki dla określania optymalnych parametrów przy projektowaniu przewodów lotniczych. Zbudowano związek pomiędzy mocą straconą na pokonanie tarcia i mocą konieczną na wytworzenie siły ciągu a prędkością przepływu, i udowodniono, że dowolne przyjmowanie tej prędkości może prowadzić do zbyt dużych nadwyżek energii i ciężarów. Podano sposób określenia optymalnej prędkości przepływu, a następnie optymalnej średnicy przewodów lotniczych.

OZNACZENIA:

- γ — ciężar właściwy materiału;
- γ — ciężar właściwy cieczy;
- l — długość przewodu;
- D — średnica przewodu;
- G — ciężarowe natężenie przepływu;
- \bar{Q} — objętościowe natężenie przepływu;
- Δp_t — straty ciśnienia na tarcie;
- Δp_m — straty miejscowe;
- λ — współczynnik strat przepływu;
- f — współczynnik strat miejscowych;
- v — prędkość lotu;
- P — siła ciągu;
- Q — ciężar samolotu;
- δ — grubość ścianki przewodu;
- kr — dopuszczalne naprężenia na rozzerwanie;
- p — ciśnienie cieczy w przewodach;
- H — wysokość słupa cieczy;
- W — prędkość przepływu cieczy w przewodach.

Wprowadzenie

Współczesne samoloty posiadają dość wyraźnie rozbudowaną sieć instalacji hydraulicznych i pneumatycznych. Jak wiadomo, elementy łączące poszczególne agregaty-przewody stanowią pokaźny procent ogólnego ciężaru samolotu. Szczególnie w nowoczesnych statkach powietrznych, gdzie coraz więcej jest regulatorów i wzmacniaczy hydraulicznych, trzeba się liczyć z zagadnieniem właściwego doboru przewodów. Ciężar przewodów jest jeszcze większy w przypadku kiedy w skład napędu wchodzi również silnik rakietowy na ciekły środek napędowy. Wówczas bowiem, duże zużycie paliwa i utleniacza prowadzi do znacznej rozbudowy instalacji zasilania. Stąd wynika, iż ogólny procent ciężaru nowoczesnego samolotu, przypadający na przewody, jest pokaźny i należy szczególnie uważać się tym zagadnieniem. Wydaje się pozornie, że sprawa jest prosta, gdyż zmniejszenie ciężaru przewodów można zrealizować poprzez zmniejszenie średnic. Z drugiej strony wiadomo jednak, że takie posunięcie prowadzi do zwiększenia

prędkości przepływu i wyraźnego powiększenia strat. Prowadzi to w konsekwencji do zwiększenia mocy źródła energii na pokładzie, co znów zwiększa ogólny ciężar samolotu. Jeśli na przykład, w przewodzie łączącym zbiornik utleniacza z silnikiem rakietowym zmniejszą się średnice, to oczywiście ciężar tego przewodu odpowiednio spadnie. Ale jednocześnie straty, które są proporcjonalne do kwadratu prędkości, zwiększą się. Aby więc nie naruszyć parametrów obliczeniowych silnika, należy zwiększyć ciśnienie gazu wytłaczającego lub moc pompy przetłaczającej. Prowadzi to do zwiększenia energii zasobnika lub mocy turbiny napędzającej pompę, a więc do zwiększenia zbiornika zasobnika lub układu turbopompowego, co z kolei zwiększa ciężar układu zasilania. Rzecz jasna, że przy rozpatrywaniu pojedynczych przewodów wahania ciężarów i mocy są znikome; jednak w skali całego samolotu zagadnienie właściwego doboru parametrów przewodów ma duże znaczenie.

Nasuwa się wniosek, że przewody winny być tak zaprojektowane, aby przy małych stratach energii przepływu ciężar przewodów był możliwie najmniejszy. Z tego wynika, że suma mocy na pokonanie strat w przewodach N_s i mocy niezbędnej na wytworzenie siły ciągu w odniesieniu do ciężaru przewodów N_p winna być minimalna. A więc:

$$N = N_s + N_p = \min. \quad [1]$$

Tylko przy spełnieniu tego warunku ma się pewność, że parametry przewodów zostały dobrane właściwie. W przeciwnym przypadku ma się do czynienia z konstrukcją mniej lub więcej nieudaną i przewymiarowaną. Parametry wyznaczone z warunku minimalnej mocy [1] będą nazywane parametrami optymalnymi.

Rozwinięcie wzoru na minimum mocy

Rozpatrzone zostaną kolejno oba człony wchodzące do wzoru [1]. Jak wiadomo, jednym z zasadniczych parametrów przewodów jest prędkość przepływu W ; dlatego zmianę mocy N sprowadza się do badania funkcji $N = f(W)$ przy pozostałych stałych parametrach. W tym

celu zarówno moc na pokonanie strat w przewodach (N_s), jak i moc niezbędną na wytworzenie siły ciągu w odniesieniu do przewodów (N_p), wyrazi się w zależności od prędkości przepływu. Zależność na moc przeznaczoną na pokonanie strat tarcia i strat lokalnych w przewodach przyjmuje prostą postać:

$$N_s = \sum_{i=1}^n \frac{\bar{Q}_i H_i \gamma_i 1000}{75} = \sum_{i=1}^n \frac{\bar{Q}_i \Delta p_i 1000}{75} \quad [2]$$

gdzie: n — ilość przewodów.

Całkowite straty ciśnienia Δp można wyrazić za pomocą klasycznych zależności z hydrauliki:

$$\Delta p = \Delta p_t + \Delta p_m = \lambda \frac{l}{D} \gamma \frac{W^2}{2g} + f \gamma \frac{W^2}{2g} \quad [3]$$

Podstawiając wyrażenie [3] do wzoru [2] otrzyma się bezpośrednią zależność mocy strat od prędkości przepływu cieczy w przewodach w postaci:

$$N_s = \sum_{i=1}^n \frac{\bar{Q} 1000}{75} \frac{\gamma_i}{2g} \left(\lambda_i \frac{l_i}{D_i} + f_i \right) W_i^2 \quad [4]$$

Ostatni wzór można jeszcze przedstawić w innej postaci, wyrażając średnicę przewodów D w zależności od innych parametrów za pomocą równania ciągłości:

$$D = \sqrt{\frac{4G}{\pi \gamma W}} \quad [5]$$

Wzór [4] przyjmie postać:

$$N_s = \sum_{i=1}^n \frac{\bar{Q} 1000}{75} \frac{\lambda_i \gamma_i l_i \sqrt{\pi \gamma_i}}{2g \sqrt{4G_i}} \sqrt{W_i} W_i^2 + \sum_{i=1}^n \frac{\bar{Q} 1000}{75} \frac{f_i \gamma_i}{2g} W_i^2 \quad [5']$$

lub:

$$N_s = \sum_{i=1}^n A_{1i} W_i^{5/2} + \sum_{i=1}^n A_{2i} W_i^2 \quad [5'']$$

gdzie:

$$A_1 = \frac{\bar{Q} 1000}{75} \frac{\lambda \gamma}{2g} \frac{l \sqrt{\pi \gamma}}{\sqrt{4G}} \quad [5''']$$

$$A_2 = \frac{\bar{Q} 1000}{75} \frac{f \gamma}{2g} \quad [5IV]$$

Wyrażenie [5''] jest bezpośrednią zależnością pomiędzy prędkością przepływu cieczy i mocą straconą na straty w przewodach.

Z kolei zbuduje się zależność $N_p = f(W)$. Moc niezbędną na wytworzenie siły ciągu w odniesieniu do ciężaru przewodów można wyrazić za pomocą wzoru:

$$N_p = \frac{P_p V}{75} \quad [6]$$

gdzie: P_p — siła ciągu przypadająca na napęd ciężaru przewodów.

Zakładając proporcjonalność pomiędzy stosunkami z jednej strony ciężaru przewodów Q_p do siły ciągu przypadającej na napęd ciężaru tych przewodów P_p , a z drugiej strony całkowitego ciężaru samolotu Q do całkowitego ciągu samolotu P , otrzyma się:

$$\frac{Q_p}{P_p} = \frac{Q}{P} \quad [7]$$

lub:

$$P_p = \frac{Q_p P}{Q} \quad [7']$$

Wstawiając wyrażenie [7'] do wzoru [6] otrzymuje się:

$$N_p = \frac{P}{Q} \frac{V}{75} Q_p \quad [8]$$

Ciężar przewodów można przedstawić za pomocą wzoru:

$$Q_p = \sum_{i=1}^n l_i \pi D_i \bar{\gamma}_i \delta_i \quad [9]$$

lub po uwzględnieniu:

$$\delta = \frac{pD}{2k_r} \quad [10]$$

otrzymuje się:

$$Q_p = \pi \sum_{i=1}^n l_i \bar{\gamma}_i \frac{p_i D_i^2}{2k_{ri}} \quad [11]$$

Korzystając z równania ciągłości strumienia, wstawia się wyrażenie:

$$D = \sqrt{\frac{4G}{\pi \gamma W}} \quad [12]$$

do wzoru na ciężar przewodów, wówczas wzór [11] przyjmie postać:

$$Q_p = \sum_{i=1}^n l_i \bar{\gamma}_i \frac{p_i}{k_{ri}} \frac{2G_i}{\gamma_i W_i} \quad [13]$$

Z kolei po wstawieniu zależności na ciężar przewodów [13] do wzoru [8], otrzyma się bezpośredni związek pomiędzy mocą N_p a prędkością przepływu W , w postaci:

$$N_p = 2 \frac{P}{Q} \frac{V}{75} \sum_{i=1}^n l_i \bar{\gamma}_i \frac{p_i G_i}{k_{ri} \gamma_i} \frac{1}{W_i} \quad [14]$$

lub:

$$N_p = B_1 \sum_{i=1}^n B_{2i} \frac{1}{W_i} \quad [14']$$

gdzie:

$$B_1 = 2 \frac{PV}{Q75}; \quad B_2 = l \bar{\gamma} \frac{PG}{k_r \gamma}$$

Podstawiając zależność na moc strat [wzór 4] oraz zależność na moc niezbędną na wytworzenie siły ciągu w odniesieniu do ciężaru przewodów [wzór 14'] do wzoru [1], otrzyma się:

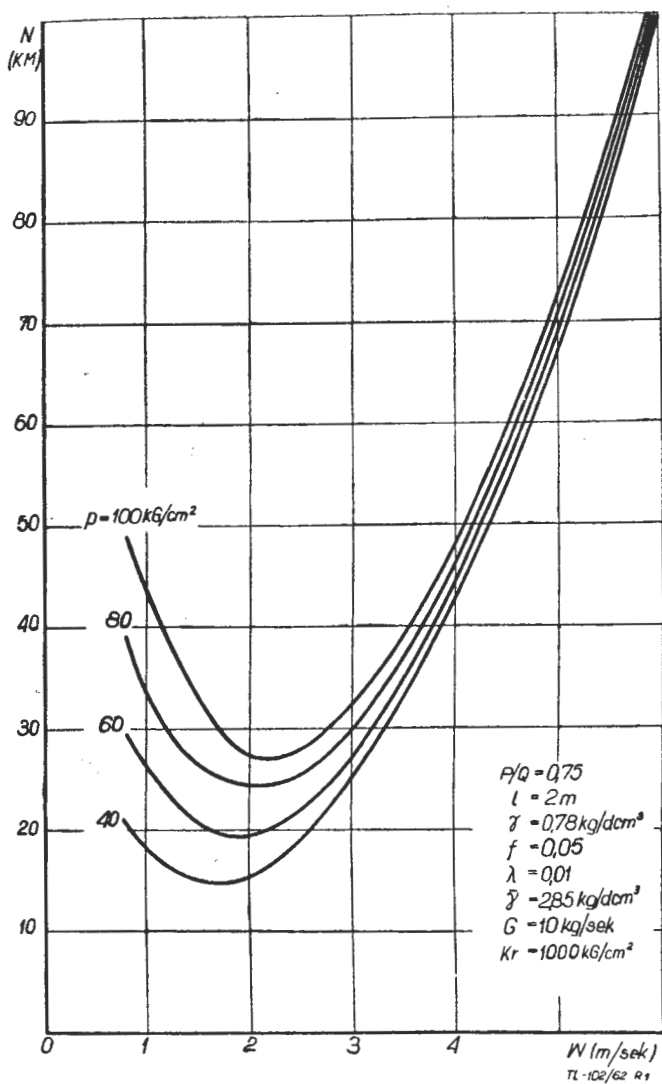
$$N = \sum_{i=1}^n A_{1i} W_i^{5/2} + \sum_{i=1}^n A_{2i} W_i^2 + B_1 \sum_{i=1}^n B_{2i} \frac{1}{W_i} \quad [15]$$

Przewody będą wówczas dobrze zaprojektowane, jeżeli ta moc (N) przyjmie wielkość minimalną. W konkretnym przypadku będzie się rozpatrywać każdy przewód osobno i do każdego z nich oddzielnie dobierać parametry. W takim przypadku wzór [15] przyjmie postać:

$$N = A_1 W^{5/2} + A_2 W^2 + B_1 B_2 \frac{1}{W} = \min. \quad [16]$$

Najmniej mocy na wytworzenie siły ciągu w odniesieniu do przewodu i mocy na pokonanie strat w przewodzie straci się, jeżeli tylko wyrażenie [16] przyjmie wielkość minimalną. To minimum dla N odpowiada pewnej prędkości przepływu W , którą będzie się nazywać optymalną prędkością przepływu cieczy w przewodzie.

W celu przedstawienia zależności $N = f(W)$, wykonano obliczenia mocy N dla zakresu prędkości przepływu od 0 do 6 m/sek. Wyniki obliczeń przedstawiono na wykre-



Rys. 1

Tabela 1

$A_1 = 1,05$	B_2	2,92	4,38	5,84	7,33
$A_2 = 0,33$	p [kG/cm ²]	40	60	80	100
$B_3 = 5,56$					

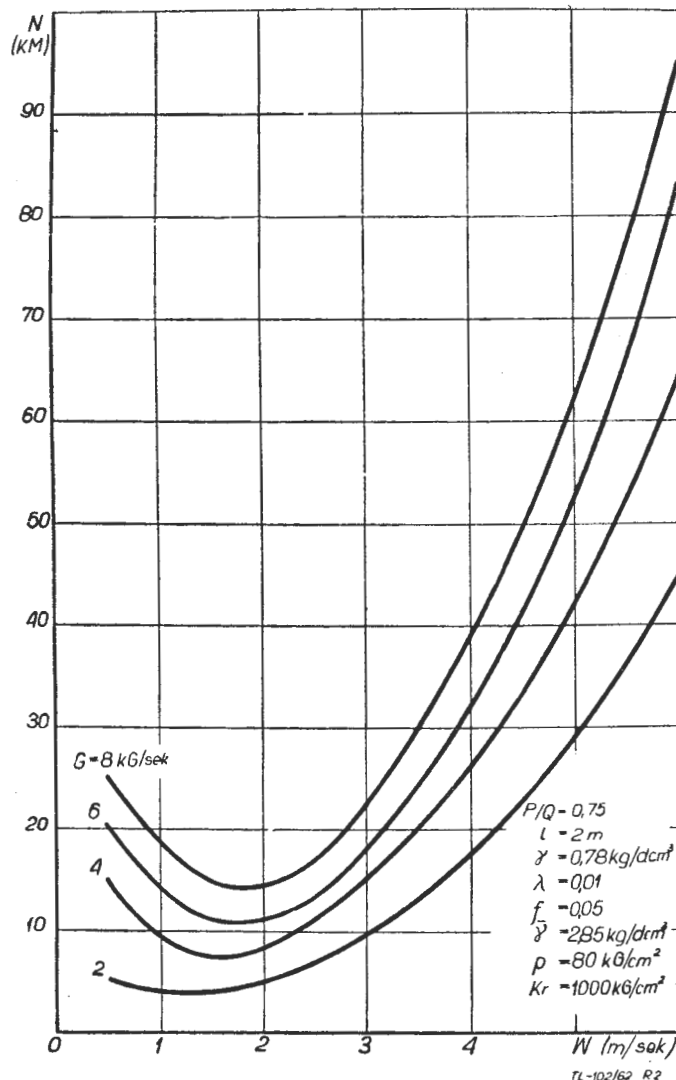
sach 1, 2, 3 i 4 dla prędkości lotu $V = 1000$ km/h i długości przewodu $l = 2$ m. Wpływ ciśnienia w przewodach uwzględniony jest na rys. 1, co odpowiada zmianie stałej B_2 , przy niezmienności A_1 , A_2 i B_1 . Wielkości stałej B_1 , odpowiadającej różnym ciśnieniom, podano w tabeli 1. Z wykresu wynika, że moc N , w miarę wzrostu prędkości przepływu, początkowo spada i osiąga wielkość najmniejszą, a następnie wzrasta. Przyjęcie zarówno małej W (poniżej 1 m/sek.), jak i dużej (powyżej 3 m/sek.) prowadzi do nadmiernej straty mocy. I tak na przykład, przejście od prędkości przepływu 2,25 m/sek., odpowiadającej najmniejszej mocy dla $p = 100$ kG/cm², do prędkości $W = 4,25$ m/sek. powoduje prawie dwukrotne zwiększenie mocy. W przypadku jednego przewodu nie jest to istotne, jeśli natomiast uwzględni się fakt, że współczesny samolot posiada dość dużo przewodów, to dochodzi się do wniosku, iż właściwy dobór prędkości przepływu w przewodach ma duże znaczenie. Wpływ wielkości ciśnienia p jest szczególnie wyraźny przy małych W . Przejście od $p = 40$ kG/cm² do $p = 100$ kG/cm², dla $W = 1$ m/sek, prowadzi do zwiększenia mocy od 18 do 42 KM. Wpływ ciśnienia na przebieg $N = f(W)$ przy prędkościach powyżej 3 m/sek. jest niewielki i w miarę wzrostu W , ten wpływ staje się mało istotny. Należy zauważyć, że interesująca nas prędkość optymalna przesuwa się od mniejszych do większych wielkości w miarę wzrostu ciśnienia w przewodach.

Na rysunku 2 pokazana jest zmiana mocy w zależności od prędkości przepływu z uwzględnieniem wpływu

wielkości natężenia przepływu G . Wielkości stałych A_1 , A_2 i B_2 odpowiadających różnym G i wielkości stałej B_1 , podane są w tabeli 2. Wpływ natężenia przepływu jest szczególnie istotny dla dużych prędkości przepływu (powyżej 3 m/sek). Jednak nawet w tym zakresie przyrost mocy nie jest proporcjonalny do przyrostu G . Na przykład, czterokrotne zwiększenie natężenia przepływu (przejście od $G = 2$ do 8 kG/sek), dla prędkości przepływu $W = 3$ m/sek, powoduje zwiększenie mocy tylko około dwa i pół raza. Ten przyrost mocy jest jeszcze mniejszy dla W bliskich prędkości optymalnych. W miarę wzrostu G prędkość optymalna przesuwa się od wielkości mniejszych do większych.

Na rysunku 3 pokazany jest wpływ wielkości naprężenia dopuszczalnego na rozerwanie (k_r) dla materiału przewodu, a na rys. 4 wpływ stosunku ciągu do całkowitego ciężaru samolotu na przebieg funkcji $N = f(W)$. Odpowiednie wielkości stałych podane są w tabelach 3 i 4. Wpływ k_r , szczególnie dla $W > 3$ m/sek jest mało istotny. Natomiast zmiana P/Q dość zasadniczo wpływa na zmianę mocy. Przejście od $P/Q = 0,5$ (co odpowiada samolotom) do $P/Q = 2$ (co odpowiada rakietom), przy $W = 2$ m/sek, powoduje zwiększenie mocy od 18 do 50 KM.

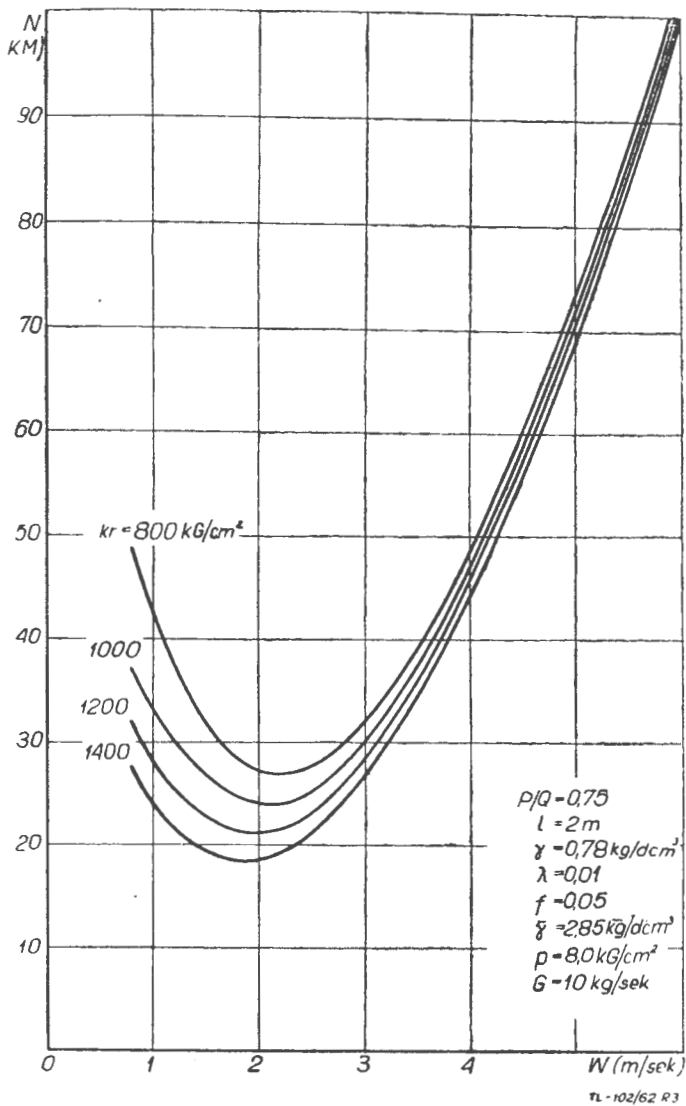
Z dotychczasowej analizy wynika, że zarówno mała prędkość ($W < 1$) jak i duża ($W > 3$) powoduje duże straty mocy. Zakres prędkości przepływu, dla którego mamy najmniejsze straty N mieści się w przedziale $1,5 \leq W \leq 2,2$. W celu uzyskania minimum mocy należy



Rys. 2

Tabela 2

$B_1 = 3,70$	G [kG/sek]	2	4	6	8
	A_1	0,470	0,663	0,816	0,930
	A_2	0,07	0,133	0,200	0,266
	B_2	1,170	2,340	3,510	4,680



Rys. 3

Tabela 3

$A_1 = 1,05$	k_r [kg/cm ²]	800	1000	1200	1400
$A_2 = 0,33$					
$B_1 = 5,56$	B_2	7,33	5,84	4,90	4,16

każdorazowo, przy projektowaniu przewodów, określić wielkość prędkości optymalnej W_{opt} . Wpływ takich parametrów, jak p , k_r i P/Q jest istotny szczególnie dla małych W i średnich — położonych w pobliżu minimum funkcji $N = f(W)$. Dla prędkości przepływu powyżej $W > 3$ m/sek. ten wpływ jest nieistotny. Natężenie przepływu w całym zakresie, a w szczególności dla dużych W , istotnie wpływa na przebieg i wielkość mocy.

Optymalna prędkość przepływu

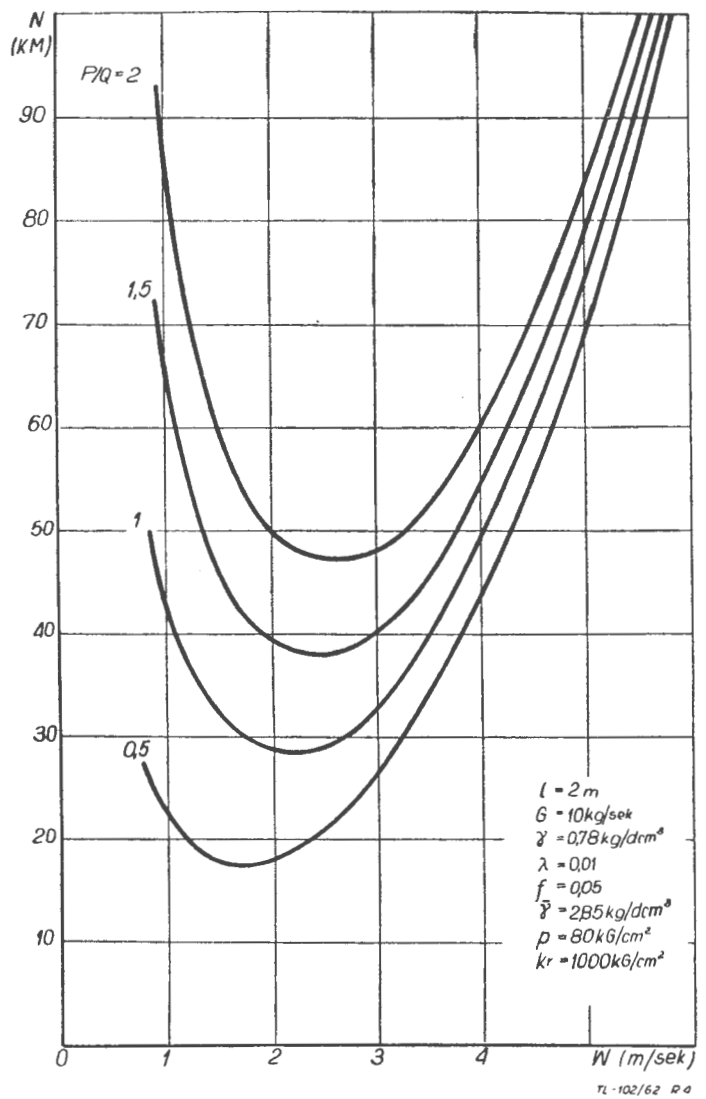
Jak wiadomo, klasyczna metoda poszukiwania ekstremum funkcji polega na przyrównaniu pierwszej pochodnej do zera i zbadaniu rodzaju tego ekstremum za pomocą znaku drugiej pochodnej. Różniczkując wyrażenie [16] i przyrównując do zera, otrzyma się:

$$\frac{dN}{dW} = A_1 \frac{5}{2} W^{3/2} + 2A_2 W - \frac{B_1 B_2}{W^2} = 0 \quad [17]$$

lub:

$$A_1 \frac{5}{2} W^{5/2} + 2A_2 W^3 = B_1 B_2 \quad [17']$$

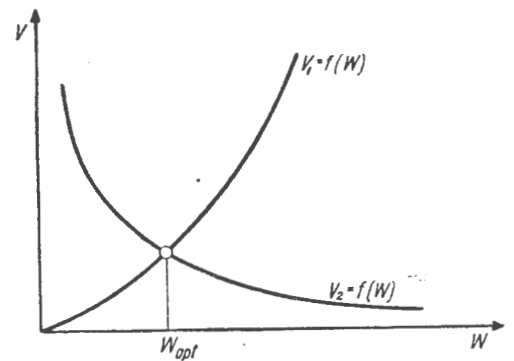
Rozwiązanie tego równania prowadzi do wyznaczenia W_{opt} , dla której moc N przyjmie wielkość minimalną. Jest to jednak typ równania, dla którego dokładnego rozwiązania dotychczas nie ma. Trzeba w tym przypadku uciec się do jednej z metod przybliżonych. W tym celu należy znać przede wszystkim z grubsza przybliżoną wielkość pierwiastka równania [17'], a następnie przejść do jednej z metod uściślenia przybliżenia.



Rys. 4

Tabela 4

$A_1 = 1,05$	P/Q	0,50	1	1,50	2
$B_2 = 5,84$					
$A_2 = 0,33$	A_1	3,70	7,43	11,10	14,80



Rys. 5

TL-102/62 R-5

Jednak wadą wszystkich metod analitycznych przybliżonych jest to, że są one bardzo pracochłonne. Można również skorzystać z metody wykreślnej, która jest w tym przypadku wystarczająco dokładna. W tym celu równanie [17] trzeba przedstawić w postaci:

$$\frac{5}{2} A_1 W^{3/2} + 2 A_2 W - \frac{B_1 B_2}{W^2} \quad [18]$$

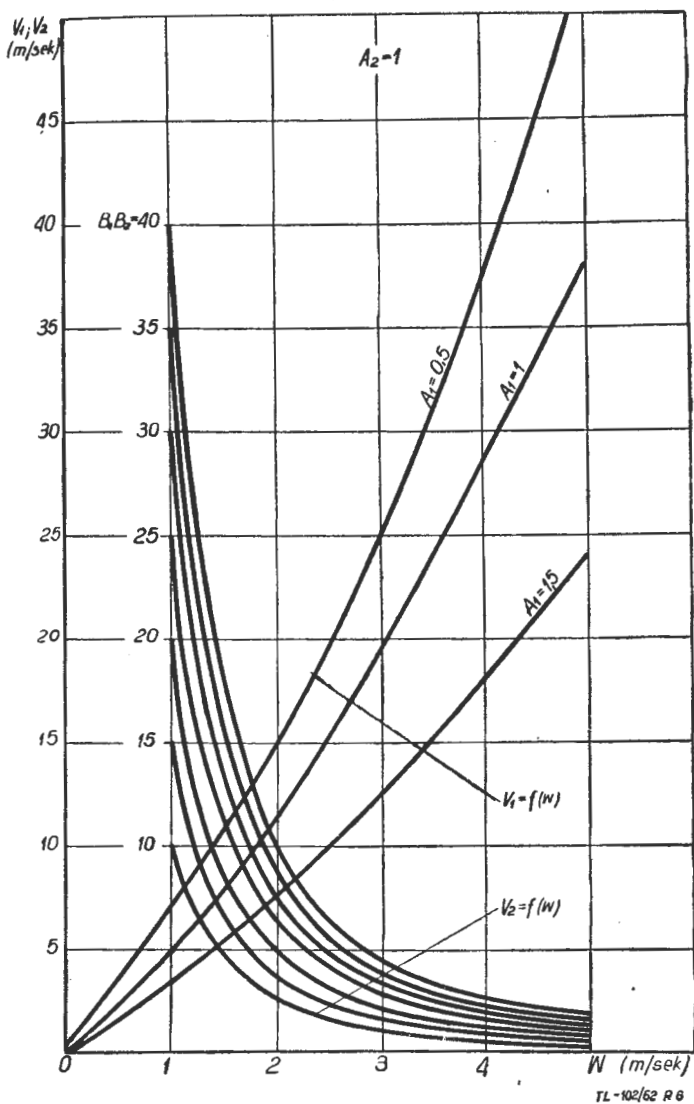
lub:

$$V_{1(W)} = V_{2(W)} \quad [18']$$

gdzie:

$$V_{1(W)} = \frac{5}{2} A_1 W^{3/2} + 2 A_2 W; \quad V_{2(W)} = \frac{B_1 B_2}{W^2}$$

Funkcja $V_1 = f(W)$ przedstawia parabolę, a zależność $V_2 = f(W)$ odmianę krzywej hiperbolicznej. Przecięcie



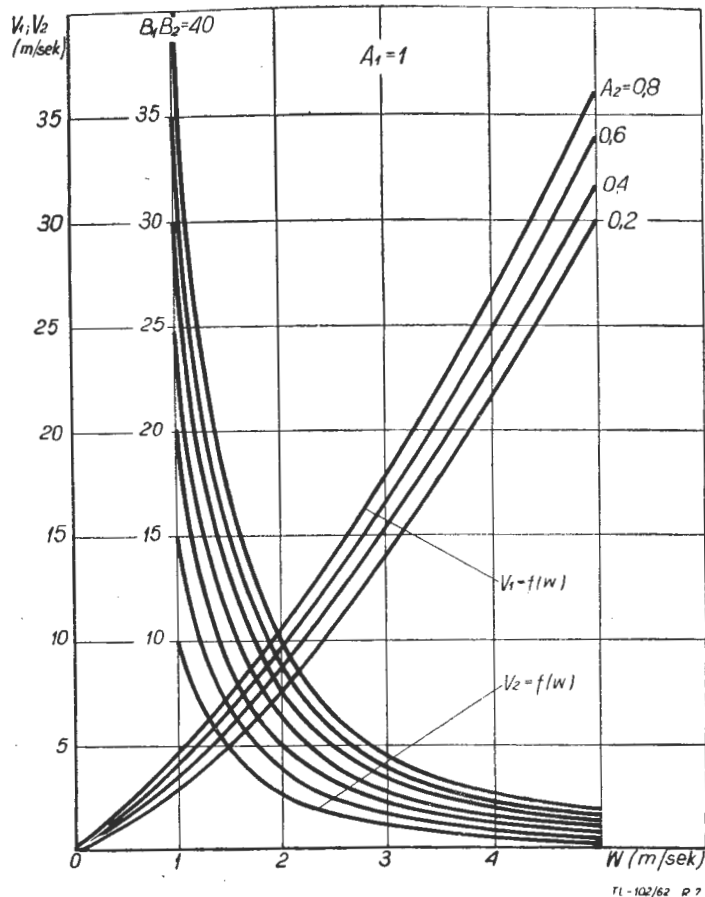
Rys. 6

się na wykresie (rys. 5) obu tych krzywych daje właśnie szukaną prędkość przepływu spełniająca równanie [17 i 17']. Znaleziona w ten sposób prędkość jest prędkością optymalną W_{opt} , przy której moc N przyjmuje wielkość minimalną.

W celu przedstawienia wykreślnej metody określenia prędkości W_{opt} , wykonano obliczenia dla obu funkcji $V_1(w)$ i $V_2(w)$. Wyniki obliczeń przedstawiono na wykresach (rys. 6 i 7). Przecięcie się krzywej z rodziny funkcji $V_1(w)$ oraz krzywej z rodziny $V_2(w)$ określa właśnie prędkość optymalną W_{opt} . Na rysunku 6 uwzględniono wpływ zmiany stałych B_1 , B_2 i A_1 , przy ustalonej stałej $A_2=1$, natomiast na rys. 8 wpływ zmiany stałych B_1 , B_2 i A_2 przy niezmienniej wielkości stałej $A_1=1$.

Zakończenie

W niniejszej pracy wykazano, że dowolne przyjmowanie prędkości przepływu w przewodach lotniczych może doprowadzić do nadmiernego rozrzutu energii i ciężaru. Wystarczy zamiast prędkości $W \approx 2$ m/sec (odpowiadającej minimalnej mocy) przyjąć 5 m/sec., a już moc wtedy wzrasta około trzykrotnie (rys. 3). W kon-



Rys. 7

strukcjach lotniczych, gdzie jak wiadomo, walczy się o każdy kilogram ciężaru i każdy koń mechaniczny mocy, zagadnienie właściwego doboru parametrów dla przewodów jest ważne. Rzecz jasna, że w samolotach, które mają małą ilość przewodów, przy ciężarowych kalkulacjach wstępnych, można by się specjalnie nie przejmować ścisłym określeniem W . Jednak we współczesnych samolotach, gdzie istnieje coraz więcej układów automatycznej regulacji oraz wzmacniaczy typu hydraulicznego, właściwy dobór parametrów przy projektowaniu przewodów jest chyba wskazany. Szczególnie w napędach rakietowych, mających długie przewody i zużywających dużo paliwa i utleniacza, to zagadnienie winno być osobno potraktowane.

Zgodnie z wytycznymi w tej pracy, należałoby podczas projektowania przewodów ustalić wielkość parametrów P/Q , l , γ , γ , p , G , λ , f i V , a następnie określić wielkość stałych A_1 , A_2 , B_1 i B_2 . Później winno się wykreślić na papierze milimetrowym funkcje $V_1=f(w)$ i $V_2=f(W)$. Punkt przecięcia tych dwóch krzywych da szukaną prędkość optymalną przepływu W_{opt} . Znając natężenie przepływu G i ciężar właściwy cieczy γ , można określić optymalną średnicę przewodu korzystając przy tym z równania ciągłości strumienia.

Literatura

- W. POGORZELSKI — Analiza matematyczna: Tom 1 i 2, PWN — 1956
 L. PRANDTL — Dynamika przepływów, PWN — 1956
 J. McNELL — Hydraulic Operation And Control of Machines — London 1954.

Hydrauliczne prasy tunelowe do tłoczenia blach przeponą gumową

Cz. I

Artykuł omawia początkowo metody formowania gumą. Szczegółowiej porównano metodę Guerina i metodę Wheelona, ich zalety i wady. Po krótkim zapoznaniu się z rodzajem stosowanych narzędzi, szerzej ujęto zarys technologii kształtowania i cięcia oraz omówiono praktyczne wnioski, wynikające z procesów technologicznych. Końcowa część artykułu omawia ekonomię stosowania metody Wheelona, ze względu na koszt inwestycji i koszty ruchu maszyny, jej wydajność oraz koszty używanych narzędzi.

W literaturze technicznej spotyka się ogólne dane o metodach formowania części z blachy gumą, które nie dają technologowi ani konstruktorowi zasadniczych podstaw prawidłowego konstruowania i wykonania części i narzędzi. Głównym powodem jest trudność w analitycznym rozpracowaniu powyższych zagadnień.

Jedyną drogą są żmudne próby doświadczalne, które prowadzą do wskazówek o znaczeniu empirycznym. Wyniki badań są zależne od wielu czynników, jak na przykład od własności fizycznych i mechanicznych materiału, kształtu i wielkości części rodzaju foremnik, rodzaju gumy, od smarowania itp. Z tych powodów zastosowanie metody kształtowania gumą jest obecnie za-

leżne od osobistego doświadczenia pojedynczych praktyków. W przypadku stosowania tej metody, każda zmiana narzędzia wymaga kosztownych prób tak, że nie można w całej pełni wykorzystać jej ekonomicznych zalet.

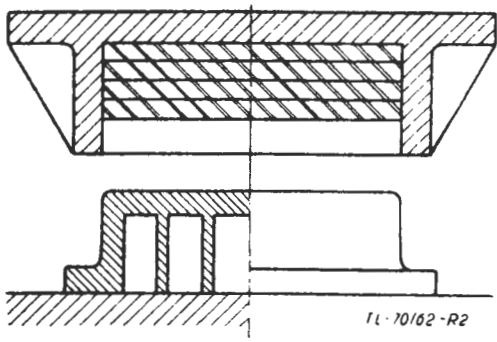
W celu rozpowszechnienia i wykazania ekonomii metod kształtowania gumą należy możliwie jednoznacznie określić zakres (granice) technologiczny poszczególnych metod kształtowania oraz zasady i możliwości ich zastosowania.

Technologia szerokiego asortymentu kształtów elementów blaszanych w produkcji mało i średnio seryjnej, za pomocą konwencjonalnego tłoczenia okazała się nieekonomiczna. W tych przypadkach stosowane są metody

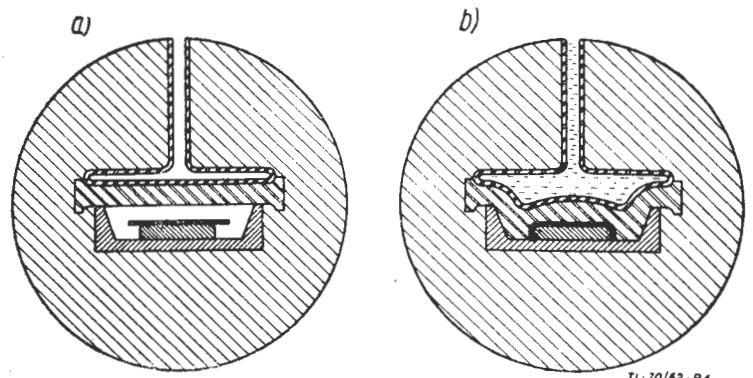
Rys. 1. Metody kształtowania blach gumą

Lp.	Szkiec	Metoda	Maszyny i urządzenia stosowane	Ciśnienie jednostkowe kg/cm ²	Podczas formowania			
					Obudowa gumowa	Poduszka gum. lub war.	Foremnik	Stół lub płyta podst.
I		Stara - bez płyty podstawowej <i>(obecnie nie stosowana)</i>	Prasy hydrauliczne	150	stała	ruchoma	staty	staty
II		Guerina ogólnie używana	Duże prasy hydrauliczne Prasy cierne Młoty spadowe Prasy mechaniczne	200	ruchoma	ruchoma	staty	staty
III		„Marform”	Prasy hydrauliczne specjalne lub dokonstruowane urządzenia na prasach konwencjonalnych	400	ruchoma	ruchoma	staty	ruchomy
IV		„Hidraw”	Prasy hydrauliczne specjalne lub dokonstruowane urządzenie	400	ruchoma	ruchoma	ruchomy	ruchomy
V		„Hydroform”	Specjalna prasa z przeponą gumową Specjalne narzędzie metoda „Saab.”	1000	stała	stała	ruchomy staty	staty staty
VI		Wheelona	Specjalne prasy hydrauliczne tunelowe	525	stała	ruchoma	staty	staty

TL-70/62-R1

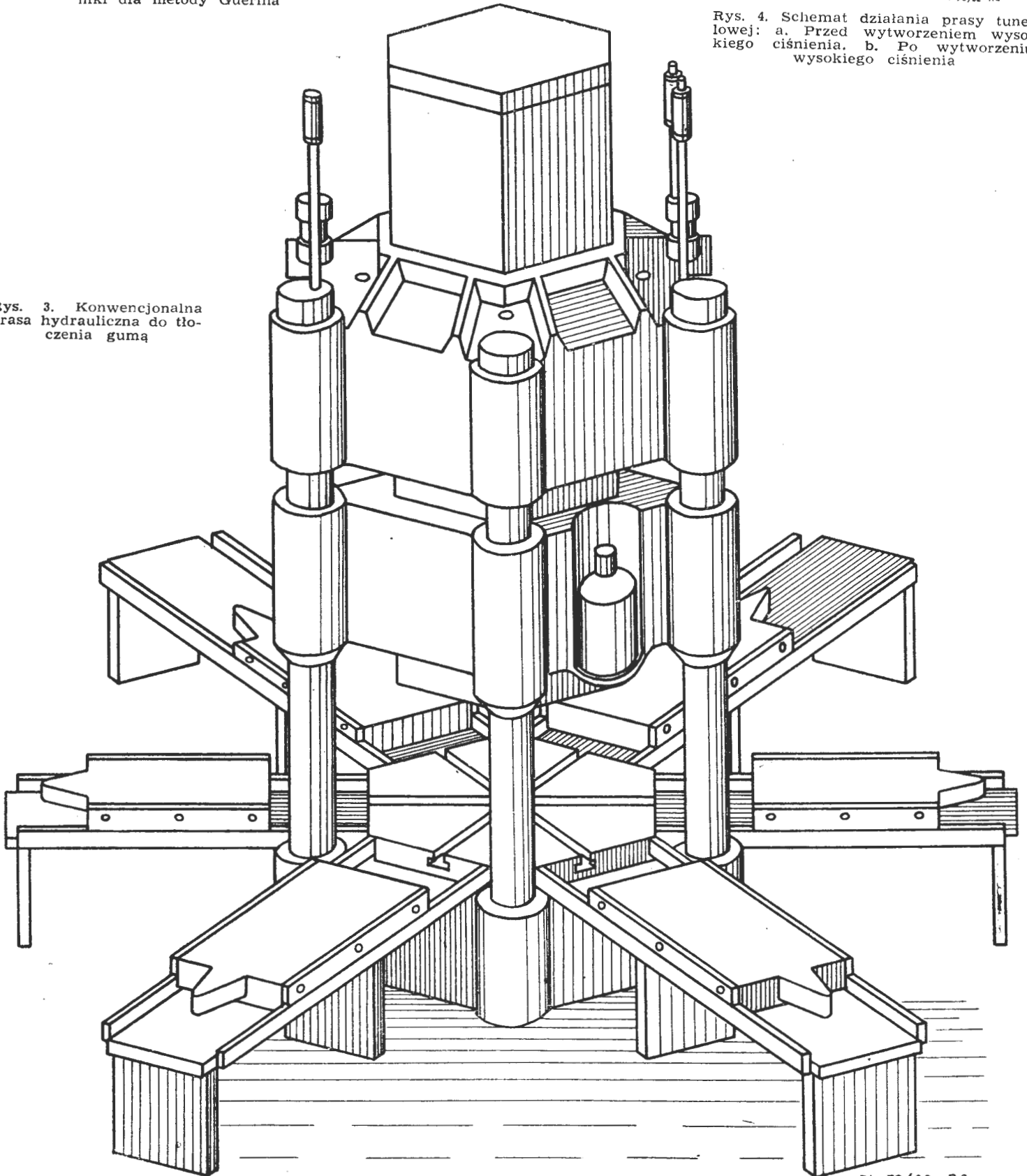


Rys. 2. Obudowa poduszki z płytą na foremniku dla metody Guerina



Rys. 4. Schemat działania prasy tunelowej: a. Przed wytworzeniem wysokiego ciśnienia. b. Po wytworzeniu wysokiego ciśnienia

Rys. 3. Konwencjonalna prasa hydrauliczna do tłoczenia gumą



TL-70/62-R3

tlóczenia, które pozwalają otrzymywać wystarczająco dokładne wyroby przy prostym oprzyrządowaniu, z możliwością mechanizacji i o krótkim czasie przygotowania produkcji.

W przemyśle lotniczym mechanizacja procesu kształtowania blach odgrywa pierwszorzędną rolę. Ze względu na to były i są wprowadzone nowe metody, pozwalające kształtować części w niewielkich seriach za pomocą specjalnych maszyn i urządzeń.

W chwili obecnej na świecie istnieje szereg metod kształtowania gumą. Metody te pokazano na rys. 1. W naszym przemyśle zastosowanie znalazły dwie metody: metoda Guerina, znana od lat trzydziestych i obecnie wprowadzana metoda Wheelona. Pozostałe metody na ogół uzupełniają w pewnym sensie i rozszerzają zakres stosowania możliwości kształtowania gumą.

Metoda Guerina polega na formowaniu części z blach przy użyciu jednego narzędzia (matrycy). Rolę stempla spełnia poduszka gumowa. Guma użyta na poduszkę składa się z kilku warstw wzajemnie sklejonych, o następujących własnościach: twardość — 70° Shore'a, $Rr = 120-180 \text{ kG/cm}^2$, i $A = 350$ do 500% (wydłużenie sprężyste), maksymalny nacisk do 200 kG/cm^2 . Obudowa gumy w kształcie prostokątnej skrzyni jest elementem spawanym lub odlewany i przy zamocowaniu na maszynie należy ją wzajemnie ustawić ze stołem na foremniki (rys. 2). Stół może być jeden, dwa lub nawet sześć w przypadku dużych pras hydraulicznych (rys. 3). Poduszki z obudową zamocowuje się na konwencjonalnych prasach hydraulicznych, jak również na młotach spadowych lub prasach ciernych.

Dużym postępem było wprowadzenie w roku 1952 przez Amerykanina O. A. Wheelona, kształtowania za pomocą przepony gumowej, na prasie tunelowej. Zastosowanie prasy tunelowej pozwoliło na formowanie grubszych blach gumą, co ma szczególne znaczenie przy produkcji nowoczesnych szybkich samolotów.

Prasa tunelowa jest znacznie tańsza — mniejszy ciężar i gabaryty, a ponadto jest bardziej wydajna. Schemat pracy prasy tunelowej pokazano na rys. 4. Dętka i poduszka eliminują całkowicie takie części jak cylinder, tłok, suwak, kolumny.

Cechą szczególną metody Wheelona jest użycie gumy

miękkiej o twardości 35° Shore'a i o wydłużeniu sprężystym do 700% oraz stosowanie znacznie wyższych nacisków jednostkowych (do 525 kG/cm^2). Miękką gumę łatwiej się odkształca przenosząc niemal równomiernie naciski na powierzchnie kształtowanych przedmiotów i foremników.

Różnicę między obiema metodami najlepiej przedstawia szkic odkształcania i przemieszczenia się gumy.

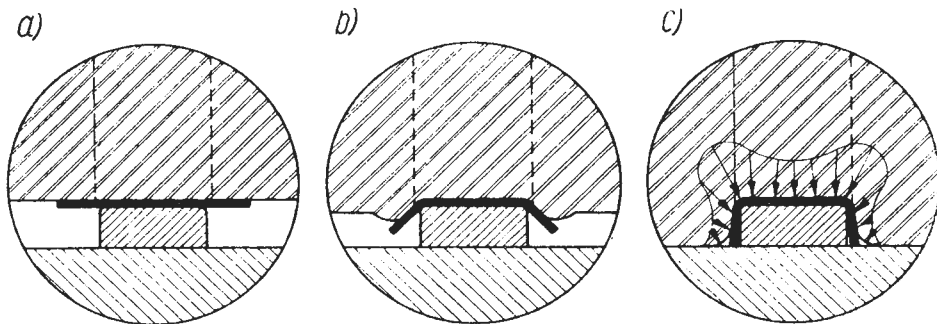
Na rys. 5 (a, b, c), pokazano schemat procesu kształtowania przy metodzie Guerina. W pierwszej chwili (rys. 5b) zachodzi zginanie blachy według krawędzi konturu foremnika. Przy wzroście nacisku guma obsuwa się ku podstawie foremnika powodując dalsze zginanie, a w zależności kształtu konturu — spęczanie półki lub jej rozciąganie. Przy osiągnięciu maksymalnego nacisku guma dgniata blachę do foremnika cisnąc również płytę stołu. Przemieszczanie gumy ustaje, przy czym nacisk jednostkowy jest większy na górze foremnika, mniejszy u dołu. Krawędź styku powierzchni foremnika i stołu bywa często niezapełniona (rys. 5c). Zależy to przede wszystkim od wysokości foremnika, a przy szczelinach — od ich szerokości (rys. 6 a, b).

Schemat kształtowania blach za pomocą przepony gumowej (rys. 7 a, b, c) przebiega nieco inaczej. Przepona gumowa odkształca się łatwo pod naporem przyrastającej objętości cieczy w dętce.

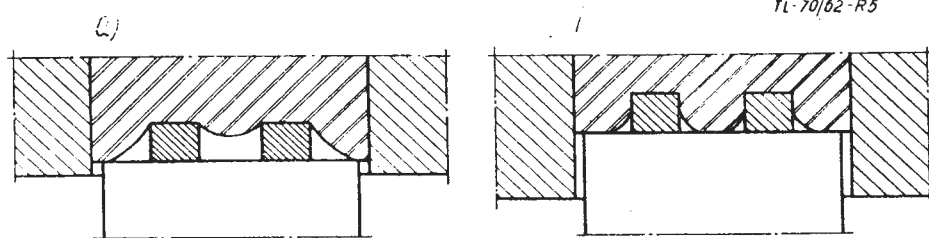
W pierwszym momencie przepona (rys. 7a) wybrzusza się, przyciska przedmiot do foremnika. W miarę wzrostu objętości cieczy i ciśnienia w dętce przepona podczas rozciągania ugina się wraz z dętką, zaginając blachę (rys. 7b).

Po osiągnięciu wystarczającego ciśnienia, przepona dociska blachę do foremnika (rys. 7c), zapełniając równocześnie szczelnie wszystkie zakamarki. W ostatniej fazie procesu następują dalsze wydłużenia przepony gumowej i lokalne przemieszczenia gumy w granicach odkształceń sprężystych. Docisk gumy jest niemal idealny tak, że foremnik i część kształtowana dociskana jest równomiernie.

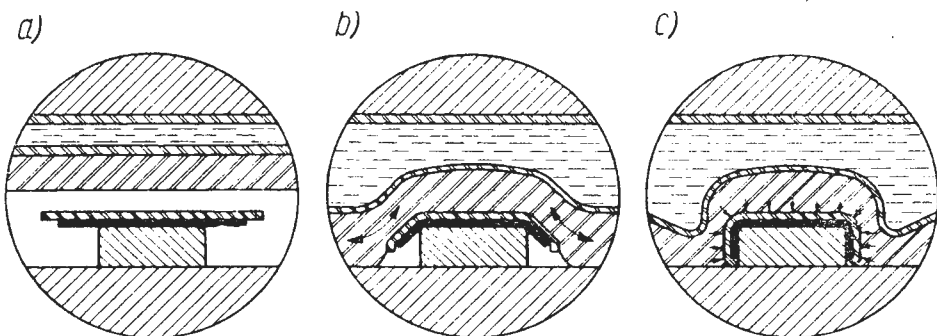
Porównując pracę gum w metodzie Guerina i Wheelona należy stwierdzić, że o wiele lepsze warunki pracy ma guma przy metodzie Wheelona, przy czym jej większe wydłużenie sprężyste pozwala na formowanie głębo-



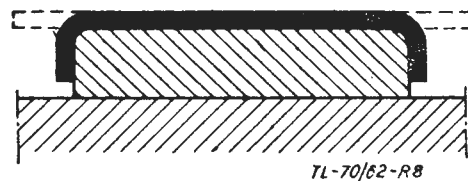
Rys. 5. Schemat procesu kształtowania metodą Guerina



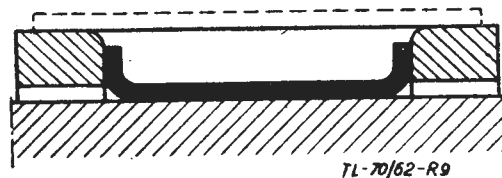
Rys. 6. Schemat współpracy foremnika i poduszki gumowej przy metodzie Guerina



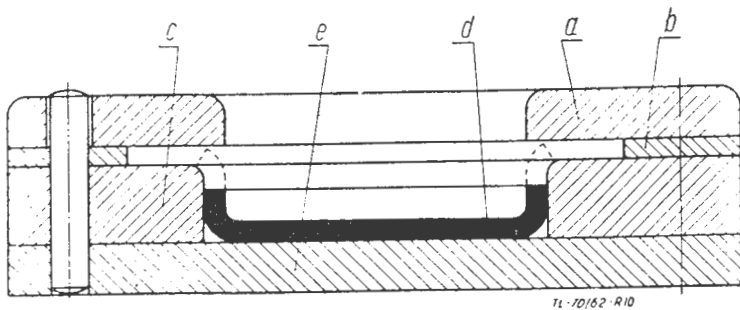
Rys. 7. Schemat procesu kształtowania przeponą gumową na prasie tunelowej



Rys. 8. Foremnik wypukły (kształt pozytywow)



Rys. 9. Foremnik wklęsły (kształt negatywow)



Rys. 10. Foremnik o kształcie negatywowym z przytrzymywaczem izolującym bezpośredni nacisk przepony gumowej: a) przytrzymywacz, b) wkładka, c) foremnik, d) wytłocznica, e) podstawa

kich szczelin i ostrych zagięć wgłębnych, bez ryzyka uszkodzenia gumy i z większym powodzeniem wykonania tych operacji. Przemieszczenie się gumy w metodzie Guerina, szczególnie przy wysokich foremnikach, przekracza czasami własności odkształceń sprężystych tak, że guma szybko ulega zniszczeniu. Wadą stosowania miękkiej gumy jest mniejsza zdolność spęcznienia blachy przy zginaniu półek krzywoliniowych wypukłych. Również miękka guma należy dodatkowo chronić przed ostrymi krawędziami blach odpowiednimi nakładkami z cienkiej twardej gumy.

Przy tłoczeniu gumą, na foremnikach jednostronnych, odróżnia się kształt narzędzia wklęsły i wypukły. Foremnik, spełniający rolę stempla, ma kształt wypukły. Wówczas przy formowaniu blachy guma spełnia rolę matrycy, lub pierścienia ciągowego (rys. 8).

Foremnik wypukły spełnia rolę pierścienia ciągowego, podczas gdy poduszka gumowa spełnia rolę stempla i przytrzymywacza (rys. 9).

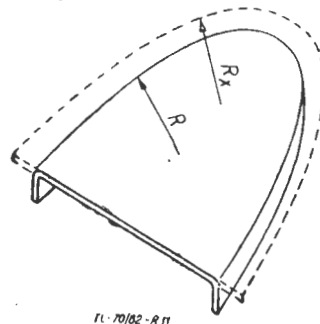
Te podstawowe typy narzędzi nie zawsze występują w takiej prostej formie. Są konstruowane i wykonane w zależności od wymagań poszczególnych części. Podczas tłoczenia bardziej skomplikowanych części stosuje się dodatkowe elementy narzędzi, na przykład w celu uzyskania pełnego wytłoczenia usztywnień, do tłoczenia promieni zaokrąglonych przy dolnych powierzchniach (płyta dociskowa) — płytę stemplową.

Aby zapobiec pękaniu kształtowanej blachy, nakłada się odpowiedni element narzędzia (rys. 10), który odizoluje

lowuje nacisk gumy na obrzeżach kształtowanej blachy. Ponadto narzędzia można wyposażyć we wkładki do dołtaczania krawędzi usztywniających, jak i do wykrawania otworów.

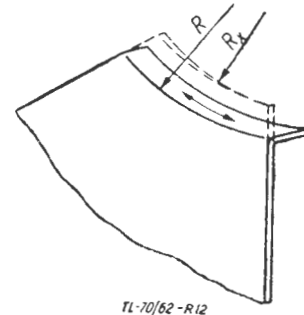
Foremnik wypukły ma najprostszą budowę, jest najtańszy, lecz jednocześnie nadaje się do wykonywania najprostszych kształtów. Tam, gdzie zawodzi narzędzie o kształcie pozytywowym, zaczyna się zastosowanie foremników o kształcie negatywowym. Narzędzia o kształcie negatywowym są jednak znacznie droższe.

Podczas kształtowania na foremniku wypukłym przeważa zjawisko gięcia. Jeżeli narzędzie posiada prostoliniowe kontury, wówczas na krawędzi gięcia w blasze występuje proces czystego zginania. Wielkość absolutna pracy zginania jest niezależna od wysokości zginanej półki. Przy metodzie Guerina ograniczona jest wyłącznie wysokością poduszki gumowej i stopniem deforma-



Rys. 11. Części o konturze wypukłym

Rys. 12. Części o konturze wklęsłym



cji gumy. Natomiast nacisk jednostkowy, który określa potrzebną całkowitą siłę nacisku jest uzależniony od wysokości półki i grubości zginanej blachy. Powiększenie wysokości półki zwiększa moment gnący i odwrotnie.

Przy kształtowaniu na foremnikach o krzywoliniowych obrysach kształtów, na obwodach półek występuje proces rozciągania na wklęsłej krzywiznie, zaś proces spęcznienia na krzywiznie wypukłej półki (rys. 11, 12) i jednocześnie w jednym i drugim wypadku zginanie na krawędzi konturu.

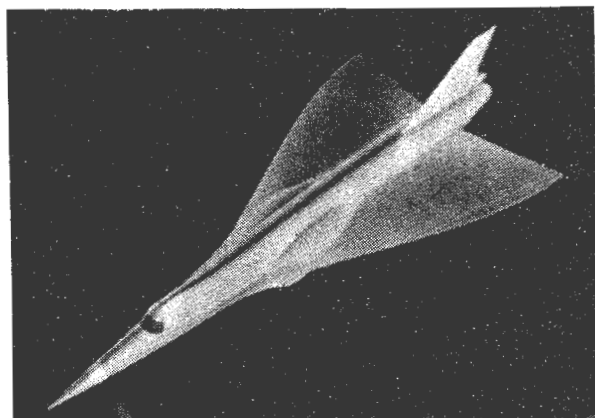
dok. w nast. zeszytcie

NOWOŚCI TECHNICZNE

SAMOLET DOŚWIADCZALNY BRISTOL 221

W zakładach Bristol Aircraft Ltd. w Filton znajduje się w budowie samolot doświadczalny Bristol Type 221, który ma służyć do badania aerodynamiki wąskich skrzydeł trójkątnych przy poddźwiękowych, przydźwiękowych i naddźwiękowych prędkościach lotu (naddźwiękowy samolot doświadczalny Bristol T. 188 służy przede wszystkim do badania zagadnienia nagrzewania aerodynamicznego pokrycia samolotu i zagadnień związanych z napędem, samolot Handley Page H. 115 ma dostarczyć informacji na temat zachowania się samolotu z wąskim skrzydłem „delta” przy małych prędkościach lotu). Samolot został zaprojektowany w oparciu o samolot doświadczalny Fairey „Delta” 2. Ma on przekonstruowane skrzydło — o krawędzi natarcia w kształcie litery S — i usterzenie, oraz jest zaopatrzone w nowe chwytły powietrza, nowe podwozie i automatyczny układ ustępczy. Kadłub został przedłużony o około 1,8 m, co pozwoliło na powiększenie zbiorników paliwa i zwiększenie dzięki temu zasięgu samolotu. Wprowadzono poza tym duże zmiany w wyposażeniu hydraulicznym i elektrycznym. Charakterystyczną cechą samolotu „Delta” 2 była opuszczona do dołu przednia część kadłuba, co zwiększało widoczność z kabiny pilota w czasie startu i lądowania. Podobne urządzenie zastosowano również na samolocie Bristol T. 221. W kropłowej owiew-

ce u nasady statecznika kierunkowego znajduje się spadochron, którego zadaniem jest ułatwienie wyprowadzenia samolotu z korkociągu i skracanie dobiegu przy lądowaniu. Jako napęd ma być zastosowany silnik Rolls-



-Royce „Avon” RA 28 o ciągu około 5000 kG i regulowanej dyszy wylotowej. Samolot będzie zaopatrzone w aparaturę, która umożliwi przeprowadzanie badań aerodynamicznych i dynamicznych.

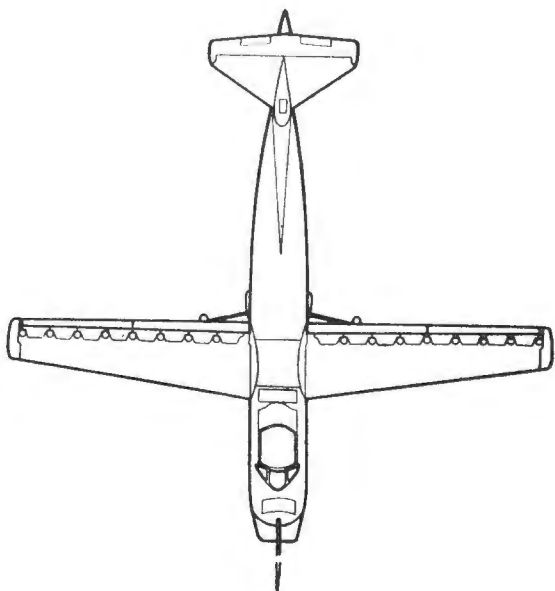
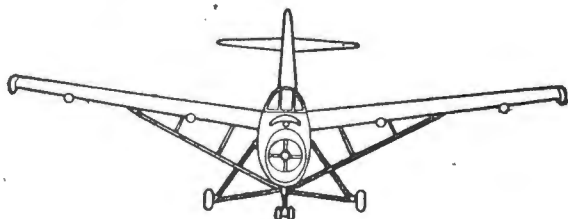
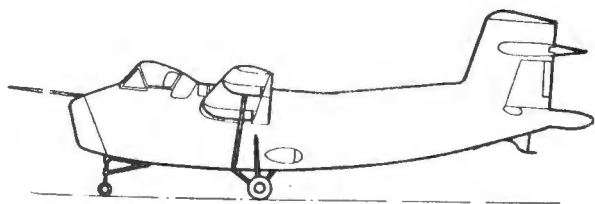
Wymiary samolotu:

rozpiętość	—	7,62 m
długość	—	17,56 m
rozstaw kół	—	3,26 m.

Próby w locie mają rozpocząć się w końcu lata 1963 roku. W. K.

SAMOLÓT HUNTING H.126 GOTOWY DO PRÓB W LOCIE

Gdy ukaże się niniejszy zeszyt, będą już prawdopodobnie w toku próby w locie angielskiego samolotu doświadczalnego z klapami strumieniowymi Hunting H. 126. Teoria klap strumieniowych jest obecnie opracowana bardzo dokładnie, przeprowadzono również dużo badań tunelowych na modelach. W najbliższym czasie wyniki tych prac będzie można porównać z wynikami, które uzyska się w czasie badań na samolocie Hunting H. 126. Poza tym samolot ten pozwoli na zebranie doświadczeń



z zakresu konstrukcji tego rodzaju samolotów. Na temat samolotu H. 126 pisano już w „Nowościach”, jednak wówczas nie były jeszcze znane szczegóły jego budowy.

Większa część wydatku gazów wylotowych turbiny silnika odrzutowego Bristol Siddeley „Orpheus” — o ciągu około 2000 kG — jest kierowana do szczelin umieszczonych na krawędzi spływu skrzydła wzdłuż całej jego długości. Gazy te uchodzą w postaci cienkiej warstwy ponad małymi klapami, które służą jako deflektor strumienia. Opuszczenie klap powoduje odchylenie w dół — na zasadzie zjawiska Coandy — strumienia gazów, co zwiększa siłę nośną skrzydła. Przy pozio-

mym kierunku strumienia otrzymuje się tylko ciąg. Pozostała część ciągu zapewniają dwie dysze wylotowe umieszczone po bokach dolnej części kadłuba, bezpośrednio na krawędzi spływu skrzydła. Samolot H. 126 ma konwencjonalny układ usterzenia, natomiast rolę lotek spełniają końcowe części klap; poza tym na końcu kadłuba znajdują się dysze umożliwiające sterowanie wokół osi poprzecznej i pionowej przy bardzo małych prędkościach lotu. Podobne dysze sterujące są umieszczone na końcach skrzydła — są one uruchamiane za pomocą automatycznego układu usztywniającego.

Konstrukcja samolotu nasycała wiele trudności z powodu dużych ilości gorących gazów, które trzeba przeprowadzić wewnątrz kadłuba i skrzydła. Mimo wysokich temperatur gazów w kanałach, skrzydło i kadłub wykonano ze stopu lekkiego jako konstrukcje skorupowe. Było to możliwe dzięki zastosowaniu skutecznej izolacji kanałów i osłon refrakcyjnych wewnątrz kadłuba i skrzydła. Poważny problem stanowiła również konstrukcja klap mechanicznych, ponieważ ich górna powierzchnia jest wystawiona na działanie wysokich temperatur, podczas gdy dolna jest stosunkowo zimna. Klapy tak skonstruowano, że możliwa jest różnicowa rozszerzalność górnej i dolnej części, przy czym profil klap zachowuje wymagany kształt.

Samolot został wyposażony w bogatą, automatyczną aparaturę pomiarową, umieszczoną w tylnej części kadłuba. W. K.

PIERWSZY LOT LATAJĄCEGO DŹWIGU S-64

Latający dźwig Sikorsky S-64 odbył niedawno swój pierwszy lot. Śmigłowiec, wyposażony w dwa turbiny silniki Pratt & Whitney JFTD-12, przeznaczony jest do



udźwigu ciężaru użytecznego 9,5 ton z prędkością przelotową 178 km/h. Ciężar całkowity śmigłowca wynosi 17 000 kG. Z.

NOWE KONSTRUKCJE Z TWORZYW SZTUCZNYCH

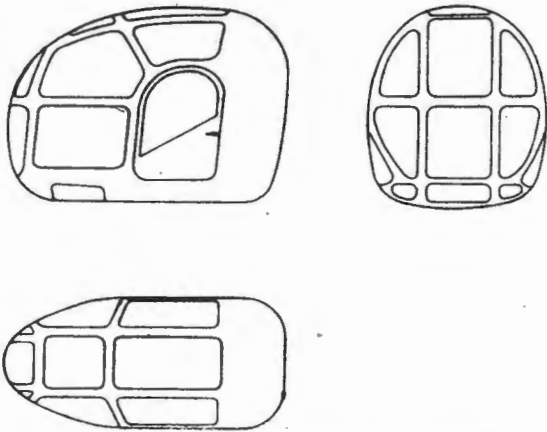
Tworzywa sztuczne, wzmocnione włóknem szklanym, znajdują coraz szersze zastosowanie. Ich zaletą jest duża wytrzymałość przy małym ciężarze, małe przewodnictwo cieplne, dobre właściwości elektryczne i odporność na korozję. W roku 1961 produkcja zbrojonych tworzyw sztucznych w Stanach Zjednoczonych wyniosła 150 000 ton, z czego 14% zużyło lotnictwo w postaci laminatów poliestrowych i epoksydowych wzmocnionych niedoprędem, matami lub tkaniną z włókna szklanego.

Nowy amerykański, dwumiejscowy samolot turystyczny Piper Pa-29 „Papoose” jest wykonany prawie całkowicie z tworzyw sztucznych, przy czym na skrzydło, kadłub i usterzenie zastosowano trzywarstwowe laminaty



wzmocnione włóknem szklanym. Koszt tego samolotu, który ukaże się na rynku w roku 1963, ma wynosić 4995 dolarów.

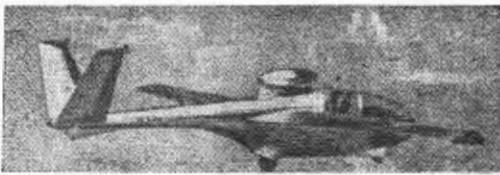
Trzeba tu nadmienić, że również do budowy nowego polskiego śmigłowca „Łątka” użyto tworzyw sztucznych — prawie cała trzysobowa kabina (rysunek) zo-



stała wykonana z laminatu. Podobny materiał zastosowano także w konstrukcji łopaty wirnika nośnego. Z.

RADZIECKI MOTOSZYBOWIEC Z NAPĘDEM ODRZUTOWYM

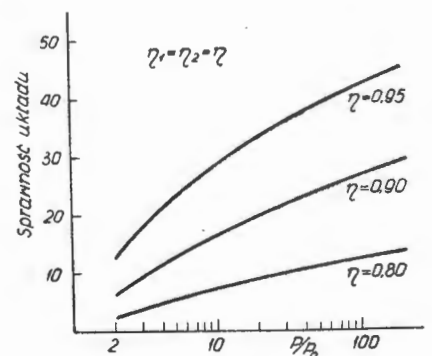
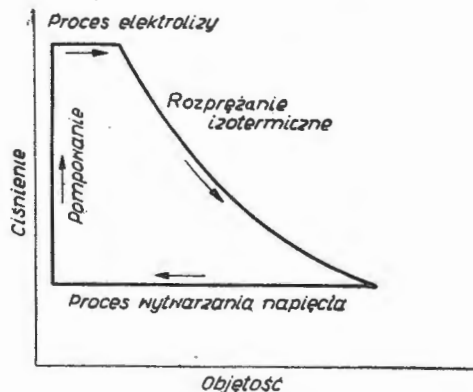
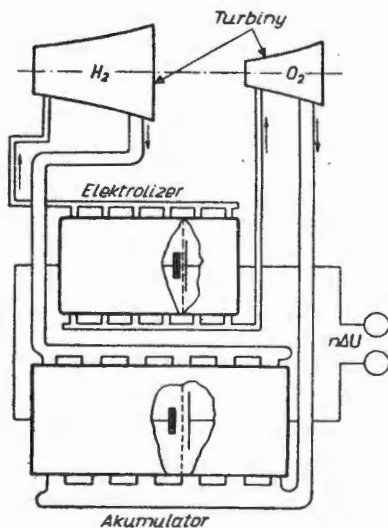
W Związku Radzieckim zbudowano ostatnio motoszybowiec An-13 z turbinowym napędem odrzutowym. Szybowiec ten, konstrukcji Antonowa, zdobył dwa światowe rekordy prędkości: na 3 kilometrach — średnio 196 km/h i na 15 km — 186 km/h. Osiągnięte rekordy dotyczą sportowych samolotów z napędem odrzutowym



w 1 klasie ciężaru, to jest do 500 kg. Silnik, o ciągu 55 kg, zabudowany jest na kadłubie za kabiną pilota; ciężar silnika wynosi 23 kg. Usterzenie Rudlickiego (motylkowe). Z.

URZĄDZENIE UMOŻLIWIAJĄCE ZAMIANĘ ENERGII ELEKTRYCZNEJ W MECHANICZNA BEZ STOSOWANIA SILNIKÓW ELEKTRYCZNYCH

Konwencjonalne silniki elektryczne odznaczają się małym stosunkiem mocy do ciężaru, co jest wynikiem stosowania w ich konstrukcji materiałów ferromagnetycz-

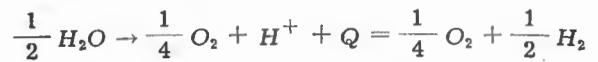
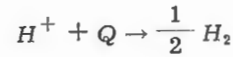


nych. Skłoniło to naukowców do poszukiwania innych sposobów zamiany energii elektrycznej w mechaniczną, które mogą być szczególnie przydatne do celów astro-

nautycznych. Jednym z tych sposobów jest wykorzystanie gazów powstających w czasie elektrolizy.

Jak wiadomo, prąd przepływający przez elektrolit wydziela wodór i tlen. Gazy te mogą być użyte do napędu turbin, a następnie — po rozprężeniu w turbinach — służą do wytworzenia napięcia w akumulatorze o ogniwach specjalnego typu. W akumulatorze wodór i tlen przekształcają się w wodę, która jest przepompowywana do elektrolizera.

W przypadku układu zamkniętego o sprawności przepływu prądu 100% i przy istnieniu równowagi między ilością gazów wytwarzanych w czasie elektrolizy i ilością gazów zużywanych w akumulatorze otrzymuje się zgodnie z prawami Faradaya



co oznacza, że każdy farad elektryczności wytwarza $\frac{3}{4}$ mola gazu.

Jeżeli biegunami ogniw elektrolizera, różnica napięć między tymi biegunami będzie funkcją stosunku ciśnienia na wlocie do ciśnienia na wylocie z turbin:

$$\Delta U = \frac{3}{4} \frac{RT}{F} \ln \frac{p}{p_0}$$

gdzie R jest stałą gazową, F — stałą Faradaya, T — temperaturą absolutną. Założono przy tym, że wodór i tlen wytwarzane są przy tym samym ciśnieniu p i uchodzą z turbin przy tym samym ciśnieniu p_0 . Gdy przyjmie się, że T równa się temperaturze pokojowej i $p_0 = 1$ ata otrzymuje się

$$\Delta U = 0,0444 \lg p$$

W przypadku izotermicznego rozprężania w turbinach praca mechaniczna wynosiłaby

$$L = \frac{3}{4} RT \ln p = F \cdot \Delta U$$

a ogólna sprawność układu 100%.

Ze względu na różny od izotermicznego proces rozprężania w turbinach, straty wewnętrzne w akumulatorze i elektrolizerze — sprawność układu jest znacznie mniejsza od 100% i przy założeniu napięcia poszczególnych ogniw akumulatora $E = 1$ V wyraża się wzorem

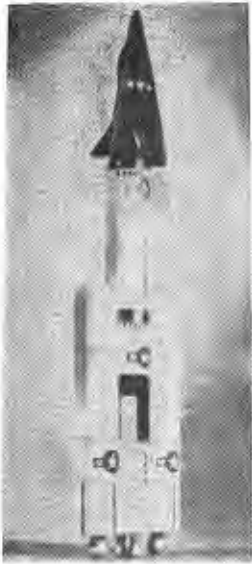
$$\eta_0 = \eta_2 \frac{0,0444 \lg p}{1 - \eta_1 \eta_2}$$

gdzie η_1 jest sprawnością elektrolizera, η_2 — sprawnością akumulatora. Z przytoczonego wykresu widać, że dla osiągnięcia dużej sprawności układu należy stosować

duże stosunki ciśnień, oraz że duży wpływ na sprawność ogólną ma sprawność akumulatora i elektrolizera.

W. K.

RAKIETA „TITAN” III



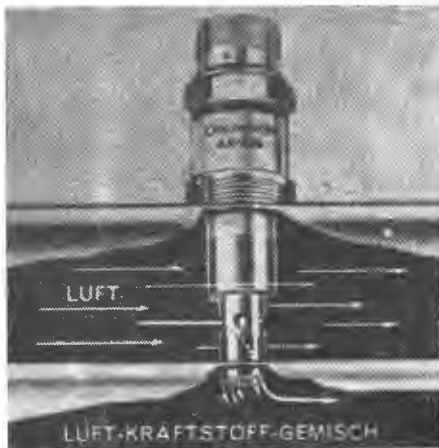
Na zlecenie amerykańskiego ministerstwa obrony zakłady Martin projektują nową wersję rakiety „Titan” — rakiety „Titan” III. Pierwszy stopień tej rakiety otrzyma, obok silnika na paliwo ciekłe, dwa silniki na paliwo stałe o średnicy około 3 m i ciągu ponad 45 000 kG każdy; łączny ciąg pierwszego stopnia będzie wynosił 1 215 000 kG. Drugi stopień będzie napędzany silnikiem na paliwo ciekłe o ciągu 195 000 kG, trzeci stopień — również silnikiem na paliwo ciekłe o ciągu 45 000 kG.

Rakieta „Titan” III ma być użyta m. in. do wyniesienia na orbitę załogowego, uskrzydłonego statku kosmicznego X-20 „Dyna-Soar”.

W. K.

ŚWIECA ZAPŁONOWA O TRWAŁOŚCI 1200 H

W turbinowych silnikach odrzutowych Pratt and Whitney JT-4 zastosowano świece zapłonowe Champion AA-635. Świece te odznaczają się bardzo dużą trwałością wynoszącą 1200 h, dzięki czemu w wielu przypadkach wymagana jest tylko jednorazowa wymiana świec w czasie między głównymi przeglądami silnika.



Tak dużą trwałość osiągnięto przez zastosowanie chłodzenia wnętrza świecy powietrzem, doprowadzonym z kanału wtórnego komory spalania silnika.

W. K.

PROJEKTY NOWYCH SILNIKÓW RAKIETOWYCH NA PALWO STAŁE

Zakłady Boeing rozpoczęły prace badawcze w dziedzinie silników raketowych na paliwo stałe, przeznaczonych do napędu nośnych rakiet załogowych statków kosmicznych. Jest mowa o raketach zaopatrzonych w segmentowe silniki o średnicy 3,96 m, umożliwiające umieszczenie na orbicie okołoziemskiej obiektu o ciężarze 56 600 kG. Inny projekt przewiduje budowę układu silników, z których każdy miałby pojedynczy, odlewany ładunek paliwowy i średnicę 6,6 m. Rakieta z takim układem silnikowym będzie mogła wynieść na orbitę ciężar 225 000 kG.

W. K.

GIROSKOPY BEZ MECHANICZNEGO ZAWIESZENIA WIRNIKA

Amerykańska wytwórnia Humphrey Inc. zbudowała giroskop (ma on oznaczenie RG-28), którego wirnik jest

pozbawiony mechanicznego zawieszenia. Dzięki temu giroskop wytrzymuje bez szkody przyspieszenia wynoszące 200 g. Pewność pracy giroskopu zwiększa również fakt, że ma on tylko dwie części ruchome, co obniża poza tym koszty produkcji. Brak sprężyn eliminuje problemy rezonansu.

W giroskopie bezwładnościowego układu nawigacyjnego firmy Honeywell zastosowano jako wirnik pustą



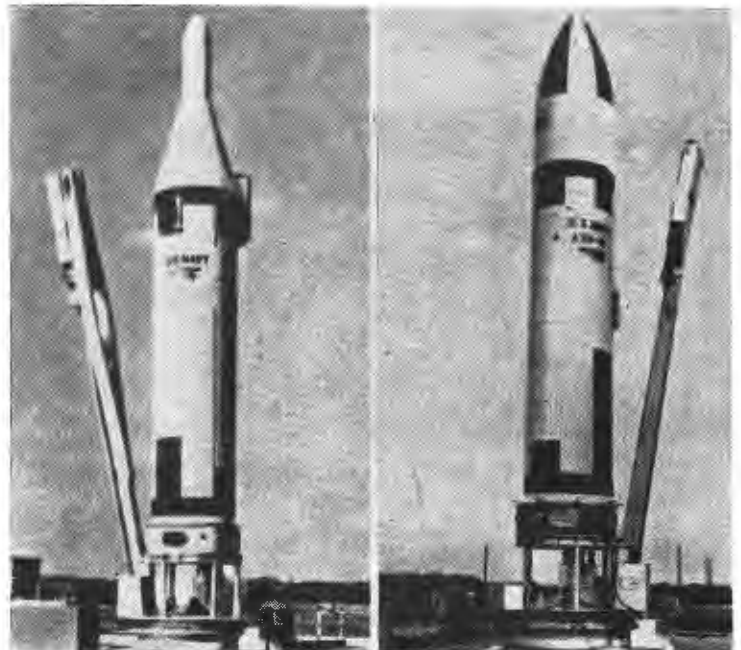
kulę wykonaną z berylu z dokładnością do 1/10 000 mm i zawieszoną w próżni za pomocą pola elektrostatycznego.

W. K.

UDOSKONALONA RAKIETA „POLARIS”

Przeprowadzono już pierwsze próby rakiety Lockheed „Polaris” A-3 będącej wersją rozwojową rakiety „Polaris” A-2. Główne wymiary rakiety pozostały nie zmienione, jakkolwiek drugi stopień otrzymał inny kształt (zdjęcie prawe). Poważnym zmianom uległy urządzenia zdalnego kierowania, zajmując obecnie tylko trzecią część przestrzeni potrzebnej do pomieszczenia analogicznych urządzeń poprzedniej wersji. Obudowa silnika pierwszego stopnia jest wykonana z laminatu wzmocnionego włóknem szklanym. Do sterowania wektora ciągu tego stopnia, zastosowano, w miejsce pierścieni odchyłających strumień gazów, przechylne dysze, a drugiego stopnia — wtrysk cieczy do strumienia wylotowego. Dzięki nowemu rodzajowi stałego paliwa o większym impulsie jednostkowym zasięg rakiety ma wynosić 4600 km, to jest o 1850 km więcej niż w przypadku rakiety „Polaris” A-2.

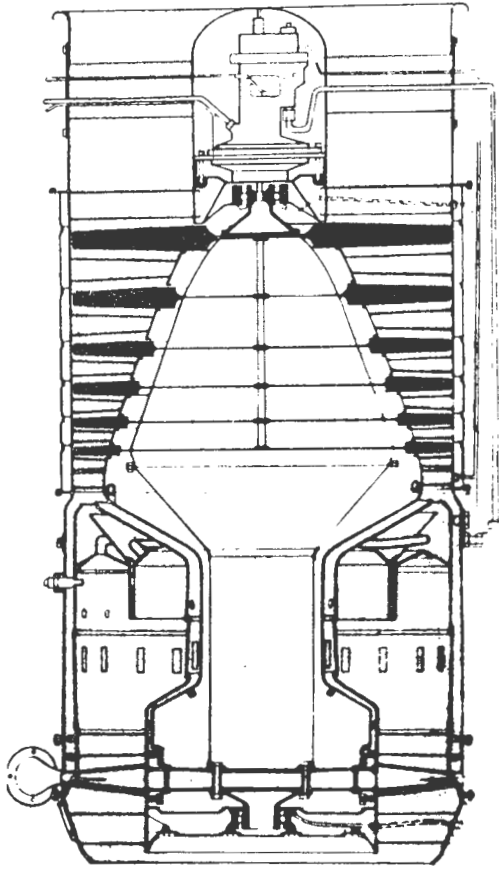
W. K.



PROJEKT SILNIKA NOŚNEGO O STOSUNKU CIĄGU DO CIĘŻARU 19 : 1

W College of Aeronautics w Cranfield (Anglia) zaprojektowano silnik nośny o ciągu 1814 kG i ciężarze 93,9 kG, co odpowiada stosunkowi ciągu do ciężaru 19,3 : 1.

Silnik ma sześciostopniową sprężarkę, pierścieniową komorę spalania i jednostopniową turbinę. Zespół wiru-



jący jest osadzony w dwóch łożyskach, przy czym łożysko tylne — wałkowe — jest umieszczone za turbiną. Wirnik sprężarki, o konstrukcji bębnowo-tarczowej, jest spawany z tytanu i ma łopatki wykonane ze stopu aluminium i mocowane za pomocą sworzni. Odlewane, puste wewnątrz łopatki wirnika turbiny są mocowane między dwoma tarczami, które są połączone ze sobą śrubami. Łopatki kierownicze turbiny są odlewane w segmentach. Jak widać z rysunku, w komorze spalania zastosowano, prawdopodobnie w celu jej skrócenia, dwa zespoły wtryskiwaczy, umieszczone w dwóch rozdzielonych, współśrodkowych częściach strefy spalania. Pompa paliwowa układu zasilania silnika znajduje się w kolepaku wlotowym. Rozruch silnika odbywa się za pomocą sprężonego powietrza kierowanego na łopatki wirnika turbiny.

W przeciwieństwie do silnika Rolls-Royce RB 162 (o stosunku ciągu do ciężaru 16 : 1), w konstrukcji opisanego silnika nie zastosowano, za wyjątkiem wlotu, tworzyw sztucznych.

Pozostałe dane silnika:

spręż	— 4,35 : 1
wydatek powietrza	— 26,9 kG/sek.
temperatura przed turbiną	— 927 °C
prędkość obrotowa	— 16 650 obr/min.
średnica	— 538,5 mm
długość	— 1122,7 mm.

W. K.

TUNEL AERODYNAMICZNY DO BADANIA ZESPOŁÓW SILNIKÓW NADDŹWIĘKOWYCH

Zakłady General Dynamics Convair kończą budowę w San Diego tunelu aerodynamicznego, jednego z nie-

licznych, umożliwiających badanie zespołów silników naddźwiękowych. Tunel ten, którego koszt budowy wynosi 3,5 miliona dolarów, ma służyć przede wszystkim do badania dysz wylotowych silników odrzutowych w warunkach odpowiadających dużym prędkościom lotu, sięgającym 3200 km/h (Ma = 3). Dysze będą mocowane na wsporniku o aerodynamicznym kształcie w przestrzeni pomiarowej o wymiarach 1,23 × 1,23 m. Powietrze będzie doprowadzane do dysz kanałami wewnątrz stalowych zastrzałów, mocujących wspornik. Ciąg będzie mierzony za pomocą wagi, umieszczonej wewnątrz wspornika.

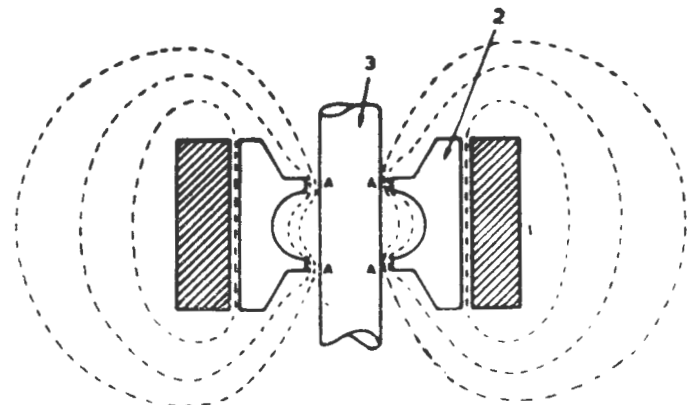
Tunel pozwoli na wybór najkorzystniejszego rodzaju dyszy wylotowej, dającej największy ciąg przy najmniejszym oporze. Urządzenie do badania dysz daje się wymontować, co pozwoli na przeprowadzenie w tunelu również innych badań.

W tunelu zastosowano stalową prostownicę ulową o grubości 9,2 m; jej zadanie polega na wyrównywaniu strumienia przy mniejszych prędkościach przepływu (Ma = 0,5). Prostownica ma „oczek” o wymiarach 7,6 × 7,6 m i średnicę 4,25 m.

W. K.

FORMOWANIE IMPULSOWO-MAGNETYCZNE

Firma amerykańska General Dynamics Corporation opracowała nową metodę formowania. Polega ona na wykorzystaniu energii pola magnetycznego przy równoczesnym wprowadzeniu elementu kształtującego strumień dla koncentrowania lub redukcji energii, zgodnie z kształtem wykonywanego przedmiotu. Na zamieszczonym rysunku brak obwodu wzbudzającego, w którym powinny znajdować się kondensator i wyłącznik. Poza tym na rysunku pokazano: 1) cewkę; 2) element kształtujący pole; 3) przedmiot formowany; 4) miejsce wielkiego nacisku. Na skutek rozładowania kondensatorów, elektromagnes wytwarza w ciągu kilku mikrosekund natężenie pola magnetycznego rzędu 300 000 gausów. Natężenie to odpowiada ciśnieniu około 3500 kG/cm², a jeden cm³ takiego pola zdolny jest do wykonania pracy rzędu 1000 kGm. Strumień ten nadaje się wyśmienicie do procesów formowania i to w bardzo



szerokim zakresie. Energię pola magnetycznego wytworzonego przy rozładowaniu kondensatorów można obliczyć ze wzoru:

$$E_m = \int V_c 10^{-7} \frac{B^2}{8\pi} dV$$

gdzie

E_m — energia pola magnetycznego [joule]
 V_c — objętość całkowita przestrzeni roboczej [cm³]
 B — gęstość pola magnetycznego [gaus]

Z dotychczasowych danych wynika, że istnieje możliwość budowania urządzeń zdolnych do wytworzenia pola

magnetycznego rzędu 1 miliona gausów lub ciśnienia około 35 000 kG/cm². Sam proces formowania trwa kilka mikrosekund, natomiast cykl ładowania kondensatorów do 2 sekund.

Podstawowe zalety nowej metody to:

- brak ruchomych części w samym urządzeniu
- duża pewność działania
- wielkie możliwości sterowania procesem i wynikami, z pełną i łatwą preselekcją parametrów.

Początkowe prace przeprowadzone przez wynalazców pozwalają sądzić o wielkich potencjalnych możliwościach tej metody. Rozwiąże ona szereg problemów konstrukcyjnych i technologicznych.

62.1.991

A. G.

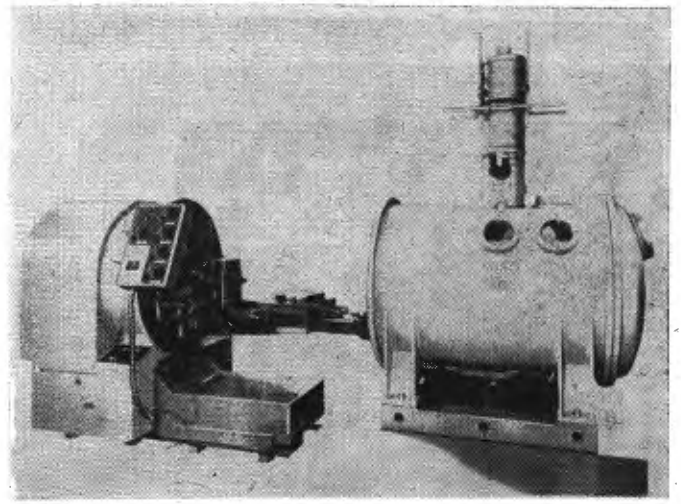
SPAWANIE STRUMIENIEM ELEKTRONÓW

Proces spawania strumieniem elektronów jest w istocie procesem cieplnym, polegającym na bombardowaniu przedmiotu elektronami, wyrzucanymi w formie strumienia przez działko elektronowe. Strumień rozprędzonych elektronów, przechodząc przez układ soczewek magnetycznych, zostaje skupiony do średnicy rzędu 0,1 mm. W ten sposób uzyskuje się skupienie mocy strumienia do wartości nawet 10⁸ W/cm². Dotychczas istnieją dwie zasadnicze grupy wyposażenia:

1. Z niskonapięciowym generatorem strumienia (Firma Sciaky).

2. Z wysokonapięciowym generatorem strumienia (Zeiss).

W pierwszej grupie budowane jest wyposażenie w dwu zakresach napięcia generującego strumień: a) zakres 15—30 kV i b) zakres 50—70 kV. W grupie drugiej natomiast 100—150 kV. W obu grupach urządzenia, operując olbrzymim skupieniem energii, pozwalają na topienie i odparowywanie metali i stopów w miejscu zogniskowania strumienia. Oba systemy zdały praktyczny egzamin w przemyśle lotniczym przy produkcji rakiet i w innych pokrewnych gałęziach. System wysokonapięciowy ma wyższą sprawność użytkową, lepszą sterowność procesu i bardzo czyste warunki spawania. Natomiast system niskonapięciowy redukuje niebezpieczeństwo promieniowania, istniejące w systemie drugim. Spawanie metodą strumienia odbywa się drogą topienia stykających się metali w komorze próżniowej. Próżnia w komorze wynosi około 5 × 10⁻⁵ mm Hg. Osiągalna przenikliwość strumienia (stosunek głębokości szwu do jego szerokości) wynosi 12 : 1, a niekiedy nawet 22 : 1.



Zakres zastosowania tej metody jest niezmiernie szeroki: od bardzo cienkich folii do blach grubości 25 mm, od stopów aluminiowych, poprzez tytanowe, na bazie niklu i żaroodporne — do stopów specjalnych, od cynku do wolframu, od zbiorników ciśnieniowych do filtrów paliwowych. Obecnie wiele firm lotniczych przeprowadza kompleksowe badania porównawcze spawania nową metodą i metodami konwencjonalnymi.

Na rysunku przedstawiono nowy model urządzenia do spawania strumieniem elektronów firmy Zeiss. Na prawo widać komorę próżniową z wystającą kolumną działka elektronowego, na lewo drugą pokrywę komory z przymocowanymi do niej zespołami mocującymi i przesuwnymi oraz zespołem napędowym wszystkich ruchów i układem sterowania. Zespół ten wysuwa się z komory na prowadnicach szynowych. Wymiary komory wynoszą: średnica 90 cm, długość 120 cm. Ruch wzdłużny stołu w komorze do 50 cm, z prędkością od 9,6 cm/min do 572 cm/min. Stół może poruszać się również w płaszczyźnie pionowej i na boki, a przedmiot może się także obracać. W tym urządzeniu można spawać przedmioty o ciężarze do 60 kG. Obserwacja samego procesu spawania następuje przez binokular i wbudowany w komorę układ oświetleniowy.

A. G.

NOWOŚCI PATENTOWE

Patent polski nr 41035
Klasa 67 a, 31/30

ELEKTROEROZYJNA OBRABIARKA DO SZLIFOWANIA I WYGŁADZANIA PRZEDMIOTÓW METALOWYCH

Inż. Janusz Dobrowolski, Warszawa, Polska

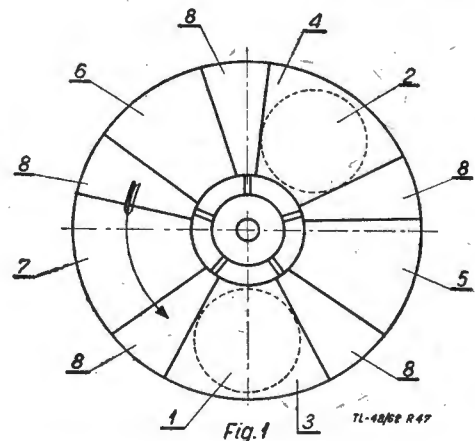
Patent trwa od dnia 28 listopada 1957 r.
Opublikowany dnia 10 czerwca 1958 r.

Dotychczas szlifowanie i dogładzanie przedmiotów metalowych metodą elektroerozyjną odbywało się przy użyciu jednej tarczy metalowej.

Według omawianego patentu obróbkę przeprowadza się kolejno w dwóch elektrolitach, przy jednym uzyskuje się wysoką wydajność szlifowania, przy drugim zaś — bardzo wysoką gładkość. Wykorzystanie projektu najkorzystniejsze jest w metalografii przy sporządzaniu szlifów.

Obrabiarka jest zaopatrzona w dwie poziome tarcze metalowe (1) i (2) znajdujące się każda we własnej szczelnej komorze roboczej (3) i (4). W płaszczyźnie tarcz znajdują się dwie komory (5) i (6) z urządzeniami służącymi do oczyszczania przedmiotów z elektrolitu oraz jedna komora nieobudowana (7) służąca do nastawiania tych przedmiotów w uchwytach i do kontroli. Imak (9)

osadzony obrotowo w osi obrabiarki posiada nie pokazane na rysunku uchwyty na każdym ramieniu. Komory pośrednie (8) umożliwiają przejście ramion imaka (9)



przez poszczególne komory bez stykania się z rozbryzgiem w tych komorach. Każda tarcza jest podłączona do oddzielnych obwodów elektrycznych i zasilana każdą innym elektrolitem.

Każda próbka przeznaczona do szlifowania po obsa-

dzeniu w uchwycie imaka w komorze (7) przechodzi — po przekręceniu imaka o odpowiedni kąt — kolejno na tarczę (1), potem przez komorę pośrednią (8) dostaje się do komory (5), gdzie zostaje opłukana z elektrolitu i przechodzi dalej przez komorę pośrednią (8) do komory (4) na tarczę (2), skąd po wygładzeniu przez komorę pośrednią (8) przechodzi na płukanie do komory (6), aby w nieobudowanej komorze (7) dotrzeć pod kontrolę. Odpowiednio rozstawione inne próbki odbywają podobną wędrówkę i obróbkę.

Patent polski nr 39567
Klasa 38 c, 2/02

DWUTARCZOWA SZLIFIERKA STOLARSKA

Wojewódzki Związek Spółdzielni Pracy, Wrocław, Polska
Twórca: Dawid Szor

Patent trwa od dnia 29 listopada 1955 r.
Opublikowany dnia 20 lutego 1957 r.

Szlifierka według omawianego patentu przeznaczona jest do obróbki wykończającej powierzchni gotowych wyrobów z drewna, zwłaszcza do równania płyt.

Przedmiot obrabiany (1) jest przesuwany między dwoma tarczami przeciwbieżnymi (2) i (3), zaopatrzonymi w dające się wymieniać obłogi ściernie (29) i (30) wykonane z papieru ściernego. Tarcze te są osadzone na wałach (4) i (5) ułożyskowanych w łożyskach tocznych (6). Są one napędzane indywidualnie silnikami elektrycznymi. Tarcza (3) jest osadzona na podstawie (9) bez poosiowego posuwu, tarcza (2) zaś — na suporcie (14) ustawianym dokładnie za pomocą śruby (15) i korby (16) w podstawie (10). Obydwie te podstawy posiadają rolki (11) umożliwiające przesuwanie ich przy ustawianiu zgrubnym na szynach (12), przy czym do ustalania ustawie-

przez reduktor (22), układ kół zębatych (23), umożliwiających zmianę położenia i zmianę prędkości posuwu łańcucha. Przedmiot jest dociskany do stołu (27) sprężyną (24). Urządzenie wentylacyjne (25) i (28) jest wspólne dla obydwu tarcz.

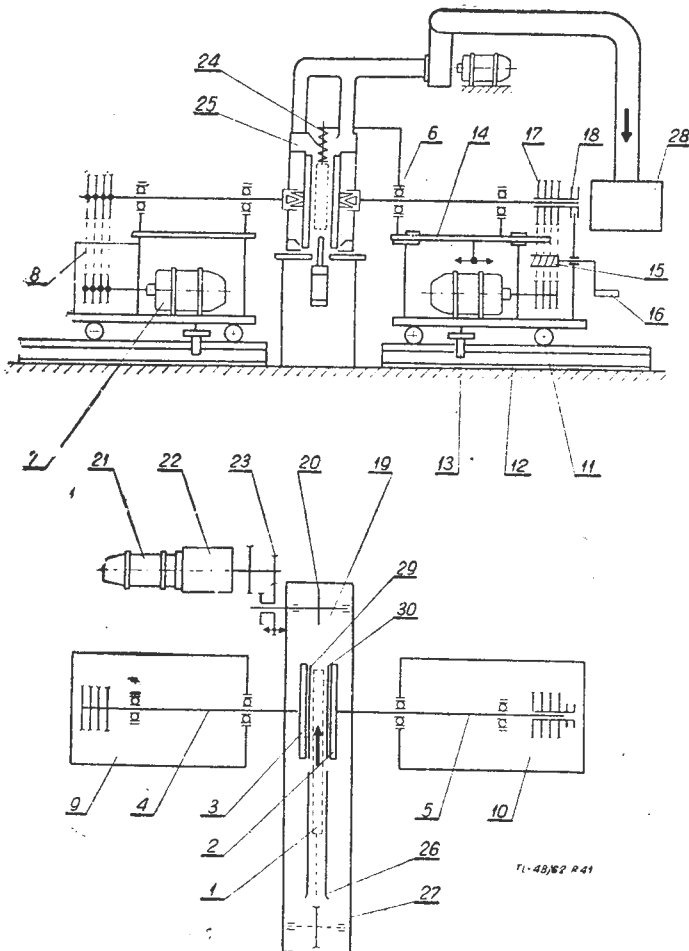
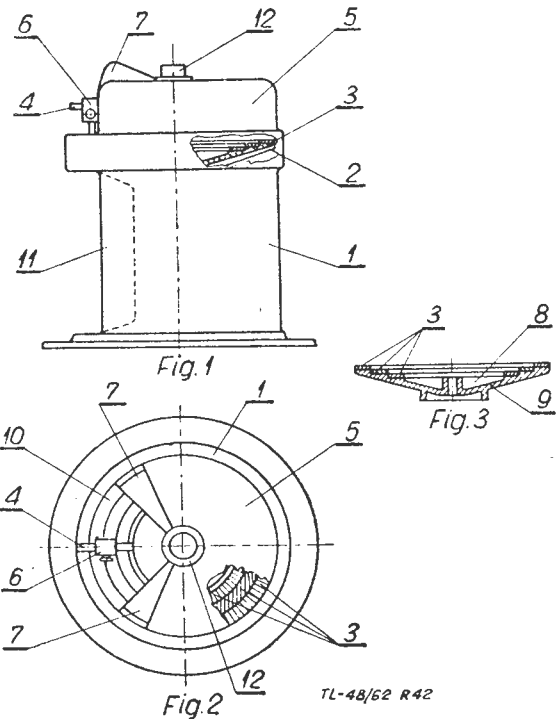
Patent polski nr 39726
Klasa 67 a, 5

ANODOWO-MECHANICZNY SPOSÓB OSTRZENIA NARZĘDZI ORAZ OBRABIARKA DO WYKONYWANIA TEGO SPOSÓBU

Inż. Janusz Dobrowolski, Warszawa, Polska

Patent trwa od dnia 9 marca 1956 r.
Opublikowany dnia 15 czerwca 1957 r.

Znane dotychczas ostrzarki anodowo-mechaniczne wykazują szereg wad, do których należy zaliczyć: trudność prawidłowego ustawiania i zamocowania narzędzia,

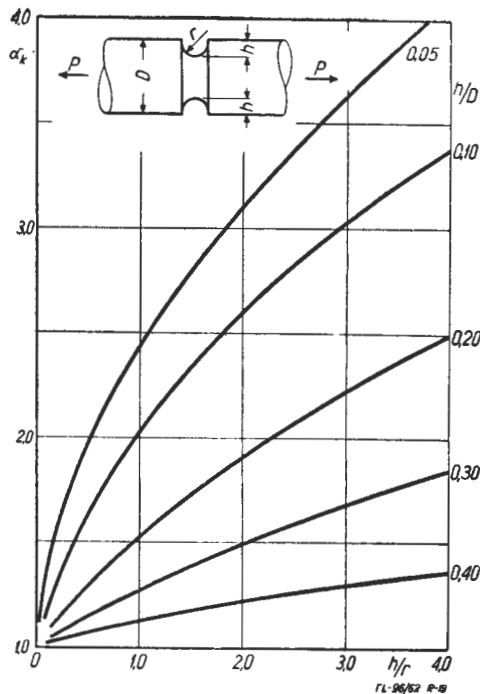


nia podstaw służą zaciski (13), zakleszczające się na szynach. Do przesuwania przedmiotu obrabianego służy łańcuch bez końca (19), zawieszony na dwóch kołach pędnych (20), napędzanych silnikiem elektrycznym (21) po-

umieszczonego wewnątrz komory i przykrytego szczelną pokrywą zabezpieczającą przed rozbryzgiem elektrolitu; niemożność obserwacji i kontroli między poszczególnymi fazami obróbki, ponieważ przechodzenie z jednego stopnia na drugi odbywa się na wycucie; niemożność zmiany parametrów mechanicznych; mała wydajność ostrzenia.

Obrabiarka według omawianego patentu usuwa wymienione wady znanych ostrzarek. Przy ostrzeniu narzędzi za pomocą trójstopniowej obróbki, otrzymywanej przez zmianę warunków elektrycznych, zmianie podlega jednocześnie docisk narzędzia do pierścienia tarczy i szybkość obwodowa szlifowania w trzech stopniach.

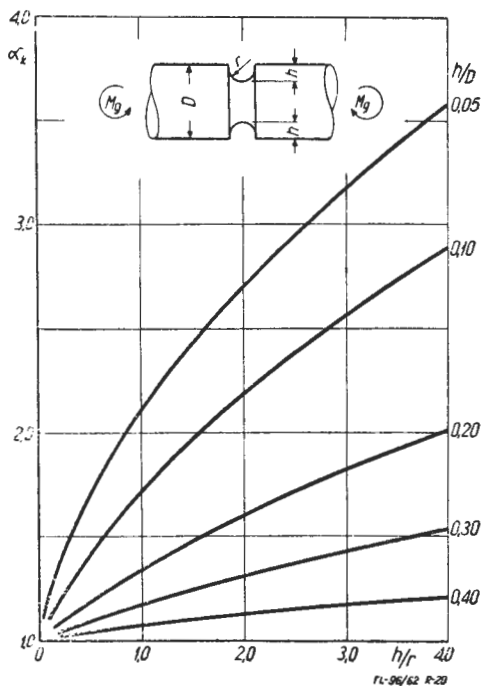
W kadłubie (1) mieści się silnik napędowy, prostownik prądu oraz mechanizmy dodatkowe. W górnej części znajduje się wanna (2), w której ze stałą prędkością obraca się tarcza (9) z trzema odizolowanymi elektrycznie pierścieniami (3) ustawionymi schodkowo, posiadającymi na górnych płaszczyznach nacięte skośne rowki. Umieszczenie narzędzia ostrzonego na jednym pierścieniu zapewnia spełnienie określonych warunków elektrycznych, szybkości i docisku. Elektrolit, zgromadzony we wklęsłości (8) pod działaniem siły odśrodkowej, przechodzi rowkami na pierścieniach, powraca zaś przez wannę (2), czteroramienny wysięgnik (4) z uchwytami (6) dla narzędzi, przy czym tylko jedno jego ramię może być odsłaniane ruchomymi osłonami bocznymi (7), pozostałe są zasłonięte pokrywami (5) i pomostem (10). Pra-



Rys. 19. Geometryczny współczynnik spiętrzenia naprężeń α_k w rozciągającym wale z rowkiem naciętym na wale. Maksymalne naprężenie jest na dnie rowka i oblicza się je z zależności:

$$\sigma = \alpha_k \cdot \frac{4 \cdot P}{\pi \cdot (D - 2h)^2} \text{ kg/cm}^2$$

Gdzie: D — średnica wału, h — wysokość naciętego na wale rowka, r — promień rowka.



Rys. 20. Geometryczny współczynnik spiętrzenia naprężeń α_k w zginanym wale z rowkiem naciętym na wale. Maksymalne naprężenie jest na dnie rowka i oblicza się je z zależności:

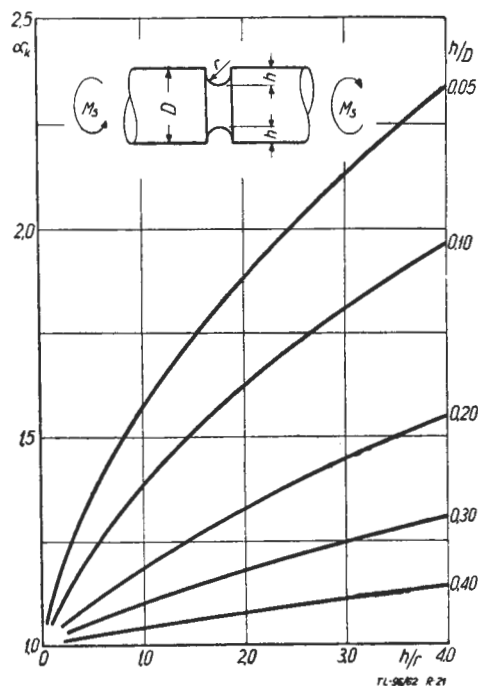
$$\sigma = \alpha_k \cdot \frac{32 \cdot M_g}{\pi \cdot (D - 2h)^3} \text{ kg/cm}^2$$

Oznaczenia wymiarów jak na rys. 19.

Rys. 21. Geometryczny współczynnik spiętrzenia naprężeń α_k w skręcanym wale z rowkiem naciętym na wale. Maksymalne naprężenie tnące jest na dnie rowka i oblicza się je z zależności:

$$\tau = \alpha_k \cdot \frac{16 \cdot M_s}{\pi \cdot (D - 2h)^3} \text{ kg/cm}^2$$

Oznaczenia wymiarów jak na rys. 19.

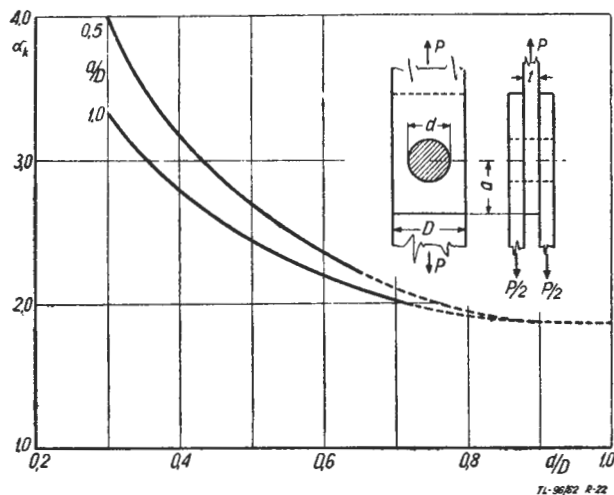


Rys. 22. Geometryczny współczynnik spiętrzenia naprężeń α_k w złączu sworzniowym.

Wielkości współczynnika α_k podano dla dwu stosunków $\frac{a}{D}$

Wielkości współczynnika α_k dla stosunku $\frac{a}{D} = 1$ mogą być stosowane dla wartości $\frac{a}{D} > 1$.

Podany wykres jest ważny dla przypadku, gdy sworzeń i nakładki mają ten sam moduł Younga, ten sam współczynnik Poissona oraz są wykonane z materiału izotropowego. Podany



wykres jest dla przypadku, gdy sworzeń jest pasowany na wale i wloty maksymalne naprężenie jest na krawędzi otworu i oblicza się je z zależności:

$$\sigma = \alpha_k \cdot \frac{P}{(D - d) \cdot t} \text{ kg/cm}^2$$

Wymiary geometryczne są przedstawione na rysunku. W przypadku, gdy między sworzniem i otworem jest pasowanie ruchowe, to geometryczny współczynnik spiętrzenia naprężeń α_k wzrasta. Również, gdy moduł Younga sworzni wzrasta w porównaniu z modułem Younga nakładki, to α_k wzrasta.

rowane wodzikiem (10) i układem elektronowym (16). Przy zbyt dużej odległości wodzika od wzornika (17) większe napięcie uzyskuje sprzęgło pierwsze, co powoduje opadanie pinoli (7) ku dołowi i frez, otwiera w przedmiocie (19) zamocowanym na stole (18) kształty wzornika.

Patent polski nr 41036
Klasa 87 a, 10

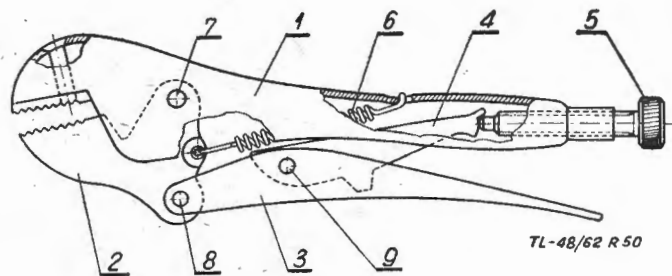
KLESZCZOWY KLUCZ NASTAWNY DO NAKRĘTEK

Bydgoskie Zakłady Metalowe Przemysłu Terenowego
nr 1, Bydgoszcz, Polska
Twórca: Michał Zieliński

Patent trwa od dnia 6 września 1957 r.
Opublikowany dnia 10 czerwca 1958 r.

Klucz nastawny według omawianego patentu posiada szczęki wyłożone płytkami ze stali narzędziowej, naciętymi w ząbki na płaszczyźnie roboczej, poddany obróbce cieplnej i przytwierdzony do szczęk za pomocą nitów.

Do szczęki stałej (1) jest umocowana na nicie (7) ruchoma szczeka (2) zaopatrzona w nit (8), wokół którego daje się obracać rączka (3). Rączka ta służy do dociskania obydwu szczęk do siebie. Oś (9) obrotu rączki (3) umieszczona jest na dźwigni (4) opartej w znany sposób na końcu śruby nastawnej (5), wkręcanej w dolną część



szczęki stałej (1). W ten sposób można zmieniać granice rozwarcia obydwu szczęk. Pomiędzy nitami (7) i (8) do szczęki (2) jest zaczepiona sprężyna (6), drugim końcem obsadzona w otworu szczęki stałej (1).

NA PÓLKACH KSIĘGARSKICH

Awiaционныe гироскопические приборы, G. O. Fridlender, M. S. Kozlov, Oborongiz, Moskwa, 1961 r., stron 391, cena 95 kop.

W podręczniku tym przedstawiono teoretyczne podstawy oraz konstrukcyjne i schematowe własności nowoczesnych lotniczych przyrządów żyroskopowych. Rozpatrzono zasady, na podstawie których opracowuje się najbardziej dokładne układy żyroskopowe, bezwładnościowe żyroskopowe wskaźniki pionu, piywakowe żyroskopy całkujące z korekcją bezwładnościową. W kolejnych rozdziałach rozpatrzono sztuczne horyzonty charakterystykami korekcji, kompensację ich błędów oraz ich konstrukcję i metody obliczeń; lotnicze żyroskopowe półkompasy wraz z zasadami ich obliczania i urządzeń korekcyjnych, busole odległościowe, żyroskopowe wskaźniki prędkości kątowej. Przedstawiono też zasady pracy układów siłowej stabilizacji żyroskopowej oraz układy żyroskopowe niezakłócone siłami bezwładności. Dano opisy najczęściej stosowanych i ważnych przyrządów, ich przeznaczenie i zakres stosowania, zachowanie się ich na ziemi i w locie oraz analizę błędów dynamicznych i błędów w locie, spowodowanych zakłóceniami zewnętrznymi. Treść uzupełniono licznymi rysunkami, schematami, wykresami i fotografiami. Książka przeznaczona jest dla studentów wyższych technicznych szkół lotniczych oraz inżynierów przemysłu lotniczego. L. S.

Wlijanje wysokich temperatur na awiaционныe konstrukcii, Sbornik statiej pieriew, I. M. Griaznowa i S. A. Szestierikowa, Oborongiz, Moskwa, 1961 r., stron 416, cena 1 rb 99 kop.

Tłumaczenie wykonano z oryginalnego wydania amerykańskiego z roku 1958, opracowanego przez N. J. Hoffa. Książka jest zbiorem prac z zakresu wpływu wysokich temperatur na konstrukcje lotnicze, własności materiałów lotniczych w wysokich temperaturach, pełzania i relaksacji metali i mas plastycznych, wytrzymałości zmęczeniowej. W skład zbioru wchodzi piętnaście prac znanych specjalistów z krajów zachodnich: M. H. Bloon — Zewnętrzne źródło ciepła, F. V. Pohle — Przepływ ciepła w konstrukcjach, P. Duwez — Materiały dla konstrukcji lotniczych poddanych działaniu wysokich temperatur, C. Gurney — Materiały konstrukcyjne niemetalowe w wysokich temperaturach, I. Peyches — Zachowanie się materiałów szklanych w wysokich temperaturach, N. P. Allon — Pełzanie i relaksacja metali, W. N. Findley — Pełzanie i relaksacja mas plastycznych pod naprężeniem, B. J. Lazan — Wytrzymałość zmęczeniowa materiałów konstrukcyjnych w wysokich temperaturach, L. Broglio, P. Santini — Naprężenie temperaturowe, A. Van der Neut — Utrata stateczności spowodowana naprężeniami od temperatury, N. J. Hoff — Rozkład naprężeń przy pełzaniu, B. Fracijs de Venbeke — Pęcznienie przy pełzaniu, R. L. Bisplinghoff, J. Dugundji — Wpływ nagrzewania aerodynamicznego na zjawiska aerosprężyste, J. Teylor — Doświad-

czalne metody badania konstrukcji w wysokich temperaturach i R. R. Heldenfels — Modele i analogie. Treść uzupełniają rysunki, wykresy, tabele, fotografie oraz wykaz literatury. Książka przeznaczona jest dla inżynierów, konstruktorów i technologów przemysłu lotniczego. L. S.

Aero-gidrouprugost, ried. J. N. Goodsief, N. J. Hoff, pieriewod E. I. Grigoluka i A. I. Smirnowa, Izdatielstwo Inostrannoj Litieratury, Moskwa, 1961 r., stron 102, cena 35 kop. Tłumaczenie wykonano z oryginału angielskiego wydanego w roku 1960.

Zbiór ten zawiera dwie prace z zakresu aerohydrosprężystości. Pierwsza z nich, napisana przez A. H. Flaxa, omawia statyczną i dynamiczną aerosprężystość skrzydeł skośnych, siły aerodynamiczne występujące w flaterze oraz dwuwymiarową analizę gętnoskrętnego flatteru. Druga praca H. H. Bleicha omawia wzajemne dynamiczne oddziaływanie między konstrukcją i cieczą, problemy uderzenia hydrodynamicznego na sztywnej konstrukcji, zachowanie się konstrukcji zanurzonej w akustycznej cieczy, oddziaływanie sprężystego cylindra cienkościennego na płaską falę uderzeniową oraz zagadnienia drgań wzbudzonych i rozpraszania dźwięku. Prace te przeznaczone są dla specjalistów mechaniki i inżynierów budowy okrętów i samolotów. L. S.

Awiacja wiertikalnowo wzłota, W. Zacharin, Izdatielstwo DOSAAF, Moskwa, 1961 r., stron 72, cena 10 kop.

Brozura o lotnictwie pionowego startu popularyzuje zagadnienia aparatów startujących i lądujących pionowo. Na wstępie wyjaśniono podstawowe zagadnienia lotu i pracę profilu skrzydłowego. Następnie opisano skrzydła szczelinowe, powstanie pierwszych śmigłowców, śmigłowce radzieckie, aparaty unoszące się na poduszce powietrznej, rotodyny, konwertoplany, aparaty ze sterowanym strumieniem zaśmigłowym, samoloty śmigłowe startujące z pionowego ustawienia, latające silniki odrzutowe, aparaty z silnikami ustawianymi oraz koleoptery — pierścieniolaty. Treść uzupełniono poglądowymi rysunkami. W opisach podano w prostej popularnej formie opisy budowy, konstrukcji i własności lotne, wyjaśniając również na jakie trudności natrafiali konstruktorzy przy tworzeniu i budowie tego typu aparatów latających. Zaznajomiono też czytelnika z perspektywami użytkowania takich maszyn w różnych dziedzinach gospodarki narodowej. L. S.

Sojedinienie elementow konstrukcij iz aluminiowych spławow, Sbornik trudow izdanje Nauczno-Issledowatelskawo Instituta, Leningrad, 1961., stron 198, cena 94 kop.

W zbiorze prac podano wyniki badań Instytutu w zakresie technologii wykonania, wytrzymałości doraźnej i zmęczeniowej połączeń nitowych konstrukcji ze stopów aluminiowych.

W poszczególnych pracach omówiono krajowe stopy aluminiowe i własności elementów połączeń konstrukcji z nich wykonanych, połączenia nitowane w konstrukcjach ze stopów aluminiowych stosowanych za granicą, technologię wykonania mostowych konstrukcji ze stopów aluminiowych, statyczną wytrzymałość połączeń ze stopów aluminiowych przy nitowaniu na zimno, wytrzymałość zmęczeniową połączeń nitowych ze stopów aluminiowych, połączenia wykonane z nitów składanych, nitowanie duraluminu na gorąco, połączenia konstrukcji ze stopów aluminiowych za pomocą sworzni o wysokiej wytrzymałości. Treść uzupełniono licznymi tabelami, wykresami, rysunkami i fotografiami przekrojów nitów. Zbiór prac przeznaczony jest dla pracowników instytutów i inżynierów pracujących w zakresie projektowania, wykonywania i eksploatacji konstrukcji z połączeniami nitowymi. L. S.

Wiertolot, W. A. Zacharin, Oborongiz, Moskwa, 1961 r., stron 116, cena 36 kop.

Jest to książka popularyzująca wiadomości o śmigłowcach. Dlatego w pierwszym rozdziale wyjaśniono w przystępnej formie dlaczego śmigłowiec lata, wyjaśniając zagadnienia te na poglądowych rysunkach. Dalszy opis śmigłowców przeprowadzono za pomocą wycieczki na lotnisko. W opisach zwrócono specjalną uwagę na zagadnienie sterowania i pilotowania śmigłowcami, dając rysunki kilku schematów sterownic oraz rysunki, wyjaśniające zasady działania podstawowych przyrządów pokładowych. Opisano też niespotykane własności wirników i ich łopat, zachowanie się śmigłowców w locie, historyczny przegląd rozwoju śmigłowców z uwzględnieniem śmigłowców radzieckich, przykłady praktycznych zastosowań śmigłowców oraz rozważania na temat ich przyszłości. Szereg poglądowych rysunków uzupełnia treść. L. S.

Projektowanie samolotów, N. A. Fomin, Oborongiz, Moskwa, 1961 r., stron 363, cena 30 kop.

W książce rozpatrzono podstawowe zagadnienia projektowania samolotów. Przedstawiono zasady ogólnego projektowania samolotów, krótki przegląd historyczny rozwoju podstawowych charakterystyk w locie, parametrów i układów samolotów, rozpatrzono układy samolotów i analizę wyboru układu, metody określenia podstawowych parametrów samolotów, zasady wyboru silników dla zespołów silnikowych samolotu, zasady zaprojektowania układu samolotu wraz z jego wyważeniem i wykonaniem ogólnych widoków samolotu oraz problemy ekonomiki zaprojektowania i budowy samolotu. W drugiej części książki przedstawiono zasady projektowania zespołów samolotu, omawiając ogólne zasady, rozpatrzono parametry zespołów, metody ustalenia rozwiązań konstrukcyjnych, ciężarów zespołów, układu przejmującego obciążenia i doboru materiałów dla poszczególnych elementów. Omówiono szczegółowo zasady projektowania skrzydeł, ich mechanizacji, kadłuba wraz z podstawowym jego wyposażeniem, usterzeń, podwozia wraz z mechanizmami chowania oraz sterownic. Przedstawiono zadania stojące na drodze do dalszego rozwoju współczesnych samolotów i udoskonalenie metod ich projektowania. W dodatkach dano typowe rozbięcie pełnego ciężaru samolotu na zespoły i podzespoły, zestawienie wzorów obliczeniowych stosowanych przy wyznaczaniu podstawowych parametrów samolotów odrzutowych oraz dane statyczne ciekawszych samolotów współczesnych. Treść uzupełniono licznymi rysunkami, schematami, wykresami i tabelami, załączono też wykaz literatury. Książka przeznaczona jest dla studentów instytutów lotniczych, może być też wykorzystana przez inżynierów biur konstrukcyjnych. L. S.

Rascziot na procznost obołoczki w samolotostrojenii, P. Kuhn, Oborongiz, Moskwa, 1961 r., stron 307, cena 1 rb 35 kop.

Książka tłumaczona jest pod redakcją S. Ja. Makarowa z wydania amerykańskiego z roku 1956. Przedstawione są w niej metody obliczania najbardziej korzystnych dla konstruktora zespołów samolotu — konstrukcji skorupowych, w zastosowaniu przede wszystkim do zespołów skrzydeł i kadłubów. W wiadomościach wstępnych podano terminologię, typy konstrukcji idealnej i układy zastępcze. Rozpatrzono teorie podstawowe, omawiające skracanie przekrojów jedno- i wieloobwodowych, typy konstrukcji skorupowych wielopodłużnicowych otwartych i zamkniętych, przekątne pola rozciągania w przypadkach pracy ścianki płaskiej, jak i układów ze ściankami, krzywoliniowymi, oraz wyznaczanie dodatkowych naprężeń normalnych przy ścinaniu. Przedstawiono metody obliczania konstrukcji dwudźwigarowych, obliczenie skracania konstrukcji skorupowej czteropodłużnicowej oraz konstrukcji skorupowej jednoobwodowej wielopodłużnicowej. Podano metody obliczeń konstrukcji

skorupowych z wycięciami, a w szczególności płyt płaskich poddanych obciążeniu osiowemu, płyt płaskich obciążonych ścinaniem, płyt płaskich obciążonych momentem zginającym oraz kesonów zamkniętych z wycięciami w pokryciu. Osobno podano metody obliczeń cylindrów okrągłych z wycięciami, a w szczególności cylindrów skorupowych czteropodłużnicowych i bezpodłużnicowych obciążonych zginaniem, skręcaniem lub ścinaniem poprzecznym. Treść uzupełniono licznymi rysunkami, schematami, wykresami, tabelami i fotografiami. Wszystkie wzory obliczeniowe doprowadzone są do układu roboczego, a gdzie to wymagane — uzupełnione są wykresami. Książka przeznaczona jest dla inżynierów-obliczeniowców oraz konstruktorów. L. S.

Sowriemiennye metody rascziota słożnych statičieski neopriedielimych sistiem, sbornik statiej, pieriewod Ł. I. Filinaj, Sudpromgiz, Leningrad, 1961, r., stron 876, cena 5 rb 4 kop.

Książka zawiera zbiór prac napisanych przez angielskich autorów i rozpatrujących metody obliczania złożonych układów wielokrotnie statycznie niewyznaczalnych takich, jak kadłuby okrętów, kadłuby i skrzydła samolotów, z zastosowaniem maszyn liczbowych elektronowych. Ogólna teoria, przedstawiona w układzie matrycowym, przystosowana jest do obliczania dowolnych przestrzennych konstrukcji prętowych oraz do cienkościennych konstrukcji skorupowych i płytowych. Obliczenia rozpatrzone są w kolejnych ich stadiach, rozpoczynając od upraszczających układów konstrukcji, oddziaływania na nie obciążeń, sporządzania matryc dla danych wyjściowych i kończąc zagadnieniami programowania wszystkich operacji obliczeniowych. Podano uniwersalne programy dla metody sił i dla metody odkształceń. W skład książki wchodzi następujące prace: J. H. Argyris — Obliczenie złożonych konstrukcji sprężystych, J. H. Argyris. — Energetyczne metody obliczania konstrukcji, cz. I i II, P. M. Hunt — Zastosowanie elektronowej cyfrowej obliczeniowej przy obliczaniu konstrukcji lotniczych, J. H. Argyris — Matrycowa teoria statyki konstrukcji, J. H. Argyris, S. Kesley. — Obliczanie konstrukcji metodą sił w układzie matrycowym i nowe zastosowania tej metody, J. H. Argyris, S. Kesley — Obliczanie kadłubów o dowolnym przekroju poprzecznym i dowolnej zmianie przekroju wzdłuż osi, A. L. M. Grzędzielski — Zastosowanie metody sił w matrycowej formie do obliczania konstrukcji, J. H. Argyris, S. Kesley — Odkształcenia wstępne przy obliczaniu konstrukcji metodą sił w układzie matrycowym, I. M. Juille, L. B. Wilson — Poprzeczna wytrzymałość statków jednokadłubowych, obliczenia w stadium sprężystości metodą odkształceń z zastosowaniem elektronowym maszyn liczących, oraz — A. P. Filin — Niektóre elementarne wiadomości z algebry liniowej z uwzględnieniem zagadnień matryc. Książka przeznaczona jest dla specjalistów, zajmujących się obliczeniami wytrzymałościowymi w zakresie budowy okrętów i samolotów. L. S.

Lotczik i samolot, W. G. Diemisow, R. N. Łopatin, Oborongiz, Moskwa, 1962, r., stron 703, cena 54 kop.

Autorzy przedstawili w przystępnej i wystarczająco ściśle naukowej formie różne zależności istniejące między pilotem i sterowanym przez niego samolotem oraz rolę i znaczenie psychicznych i fizjologicznych czynników człowieka w sterowaniu współczesnym samolotem. W książce rozpatrzono podstawowe własności samolotu jako obiektu sterowania, różne przyrządy i automaty jako źródła informacji oraz właściwości człowieka przyjmującego i przetwarzającego informacje w procesie sterowania samolotem. Rozpatrzono też techniczne środki zapewniające niezbędne warunki życiowe dla załogi samolotu w lotach na dużych wysokościach i z dużymi prędkościami oraz w lotach w przestrzeni kosmicznej. Całość treści ujęto w rozdziałach odpowiadających kolejnym sytuacjom i fazom lotu. Przedstawiono więc pilota w układzie sterowania samolotem, pilota sterującego według przyrządów, pilota wspomagane przez automaty, pilota zastępowanego przez automaty, pilota latającego na ziemi przy stosowaniu do szkolenia symulatorów, fazę odrywania się samolotu od ziemi, stan samolotu lecącego według trasy, warunki samolotu lecącego do stratosfery, pilota w sytuacjach awaryjnych oraz fazę samolotu lądującego. Treść uzupełniono licznymi rysunkami, wykresami, schematami i fotografiami. Książka przeznaczona jest dla młodzieży i czytelników dorosłych, członków aeroklubów, dla załóg latających i inżynierów nadzorujących sprzęt oraz dla inżynierów przemysłu lotniczego. L. S.

Przoryby dla izmierzienija dawlenija, tiempieratury i naprawlenija potoka w kompriessorach, N. F. Pieszehonow, Oborongiz, Moskwa, 1962 r., stron 184, cena 72 kop.

W pracy tej przedstawiono wyniki szeregu badań doświadczalnych prototypowych przyrządów dla pomiarów ciśnienia, temperatury i kierunku strumienia w sprężarkach. Opisano zwięźli dla pomiaru pełnego ciśnienia i kierunku strumienia, elektryczne przyrządy do pomiaru temperatury strumienia, termopary, termometry oporowe i termistory oraz statyczne wzorcowanie termopar w wannach z olejem i piecach elektrycznych. Opisano też tunele aerodynamiczne i metody wzorcowania przyrządów w tych tunelach oraz ogólne wskazówki metodyczne pomiarów w tunelach aerodynamicznych i w sprężarkach. W dodatku do książki dano wskazówki z zakresu projektowania i technologii wykonania przyrządów. Podano też konstrukcyjne schematy elementów pomiarowych z podstawowymi wymiarami i typowymi wymiarami wzorcowania, zakresy zastosowania. Książka przeznaczona jest dla inżynierów i technologów budowy przyrządów, wykładowców i studentów wyższych szkół technicznych.

L. S.

Borba z korozją dwigatielej wnutrienniewo sgoranja i gazoturbinih ustanowok, ried. D. S. Abramson, R. A. Lipsztiejn, B. W. Łosikow, Maszgiz, Moskwa, 1962 r., stron 296, cena 1 rb. 3 kop.

Jest to zbiór referatów z zakresu ochrony przeciwkorozyjnej silników tłokowych i odrzutowych. Treść referatów oparta jest na najnowszych osiągnięciach zagranicznych i badaniach przeprowadzonych w Związku Radzieckim. Na wstępie podano własności paliw i olejów i ich oddziaływanie na silniki. W części pierwszej książki omówiono w referatach zwalczanie korozji silników tłokowych. Rozpatrzono wpływ siarki na zużycie cylindrów, wpływ temperatury cylindrów na ich zużycie korozyjne, wpływ dodatków przeciwkorozyjnych do olejów i paliw, korozję stali azotowanych przy spalaniu paliw, wyniki badań paliw z domieszkami związków siarkowych, prędkość korozji stopów aluminiowych w gazach ze związkami siarkowymi. W grupie referatów, omawiających zwalczanie korozji silników odrzutowych, rozpatrzono korozję stopów żaroodpornych spowodowaną dodatkiem wanadu, spalanie paliw w silnikach odrzutowych i wpływ dodatków zabezpieczających przed odkładaniem soli i przed korozją wanadową, dyfuzyjne pokrycia stopów żaroodpornych przed korozją w obecności pięciotlenku wanadu. Treść referatów uzupełniona jest licznymi rysunkami, wykresami, tabelami oraz mikroskopowymi fotografiami przekrojów materiałów. Książka przeznaczona jest dla inżynierów konstruktorów, metalurgów oraz chemików paliw i eksploatorów silników.

L. S.

Gazowaja dīnamika dwigatielej, A. I. Borisienko, Oborongiz, Moskwa, 1962 r., stron 794, cena 1 rb. 77 kop.

W książce rozpatrzono podstawowe zagadnienia dynamiki gazów silników lotniczych, przede wszystkim turbodrzutowych. Przedstawiono wyprowadzenia i analizę równań mechaniki ośrodka ciągłego dla cieczy i gazów, rozkłady ogólnych ruchów na składowe oraz ruchy potencjalne i wirowe. Omówiono zasady zachowania masy, zasadę zachowania ilości ruchu i zachowania energii, układy równań aerohydrodynamiki, teorię podobieństwa, metody rozwiązywania równań mechaniki dla nieściśnialnej cieczy lepkiej oraz podstawowe zagadnienia dynamiki gazów. W dalszych rozdziałach rozpatrzono potencjalne przepływy nieściśnialnej cieczy idealnej, siły i momenty sił działające na ciało w przepływie płaskim, teorię profilu skrzydła, opływy wirowe oraz przepływy przestrzenne. Następne rozdziały omawiają przepływy w rurach i kanałach, oddziaływanie tarcia, ciepła, płaski potencjalny ruch gazów, opływ powierzchni falistej, skrzydło płaskie w strumieniu naddźwiękowym, odbicie i przecięcie się fal, przepływy okołodźwiękowe i naddźwiękowe, równania ruchu w warstwie przyściennej, zjawiska warstwy przyściennej i fal uderzeniowych, nagrzewanie aerodynamiczne, skrzydło o skończonej rozpiętości w cieczy nieściśnialnej i w strumieniu naddźwiękowym, chwyt powietrza i dysze, ciąg silników odrzutowych, osłony opływowe, dysze odrzutowe, przepływy w kanałach zakrzywionych oraz zasadę pracy eżektorów. Rozpatrzono też hydrodynamiczne palisady profilów, opływy potencjalne około palisady cienkich profilów, odwzorowanie palisad na obwodzie kręgu na teoretyczne rozwinięte, uwzględnienie wpływu lepkości przy rozpatrywaniu palisad profilów oraz zachowanie się palisad profilów w strumieniu naddźwiękowym. W ostatnim rozdziale omówiono zagadnienia specjalne, jak zjawisko kawitacji, rozpylanie cieczy, mechanikę rozrzedzonych gazów oraz gazody-

namikę magnetyczną. W dodatku podano oznaczenia podstawowych wielkości, fizyczne charakterystyki przestrzeni w pobliżu ziemi, funkcje gazodynamiczne, tablice parametrów prostopadłej fali spiętrzenia, parametry przepływów Prandtla-Meyera oraz wykresy ukośnych fal spiętrzenia. Treść uzupełniono licznymi rysunkami, schematami i wykresami oraz obszernymi wykazami literatury do każdego rozdziału. Książka jest przeznaczona dla słuchaczy lotniczych szkół technicznych oraz dla konstruktorów biur projektowych silników turbodrzutowych.

L. S.

Ispytanija wozduszno-rieaktiwnych dwigatielej, W. M. Dorofiejew, W. Ja. Lewin, Oborongiz, Moskwa, 1961 r., stron 220, cena 62 kop.

W książce omówiono różne rodzaje badań silników odrzutowych i turbośmigłowych, różniąc pomiary naukowo-badawcze, doświadczalne i seryjne. Omówiono podstawy metrologii, błędy pomiarów i zasady opracowania danych doświadczalnych. Szczegółowo opisano przyrządy i urządzenia pomiarowe do pomiaru ciśnienia, temperatur, przepływu strumienia, przyrządy do analizy gazów, urządzenia do pomiaru ciągu, momentu obrotowego, prędkości obrotowej. Podano też opisy nowoczesnych metod pomiaru szybko zmieniających się wielkości, pomiaru drgań oraz pomiaru temperatur szybko obracających się części. Dalsze rozdziały zawierają opisy laboratoriów badania silników, ich zespołów i agregatów oraz wysokościowych badań silników. Opisano też stacje badawcze silników oraz poszczególne ich urządzenia, jak kabiny sterownicze, stanowiska silników, stanowiska badawcze i ich rozmieszczenie oraz stanowiska i metody pomiaru momentu skręcającego i mocy równoważnej silników odrzutowych. Rozpatrzono też zagadnienie walki z hałasem na stacjach badawczych oraz zasady bezpieczeństwa. Ostatnie dwa rozdziały omawiają technologię seryjnych badań silników i badań długotrwałych oraz badań w locie na samolotach wraz z metodami pomiarów. W treści dano dużą liczbę rysunków, schematów i fotografii stanowisk laboratoriów, urządzeń i przyrządów. Podano też wykaz literatury. Książka przeznaczona jest dla studentów wyższych szkół technicznych. Może być też wykorzystana przez inżynierów przemysłu.

L. S.

Osnowy slediaszcziewo gidrawliczeskawo priwoda, N. S. Garmynin, Oborongiz, Moskwa, 1962 r., stron 294, cena 93 kop.

W książce przedstawiono podstawy teorii i metodykę obliczeń hydraulicznych napędów śledzących oraz zasady obliczania statycznych i dynamicznych charakterystyk elementów przekładnic hydraulicznych, jak pomp, silników hydraulicznych, suwaków sterujących i wzmacniaczy hydraulicznych. Omówiono ogólne zagadnienia układów i działania napędów hydraulicznych, elementy napędów hydraulicznych — ciecz, przewody, opory przepływów, maszyny hydrauliczne, ich moc i sprawność, pompy zębate i paletkowe, mechanizmy suwakowe, ich charakterystyki i schematy konstrukcyjne, wzmacniacze hydrauliczne strumieniowe, w układzie dysza-zasłona, z dławieniem igłowym, z dławieniem tulejowym oraz typu suwakowego. Podano opisy napędów hydraulicznych z regulacją pojemnościową i elektromechanicznym sterowaniem, napędów hydraulicznych z regulacją dławieniem, ich charakterystyki, metody obliczania dynamicznych schematów oraz elektrohydrauliczny napęd śledzący z dławieniem. W każdym z rozdziałów podano przykłady obliczeń kilku typowych układów i agregatów. Omówiono głównie agregaty mające zastosowanie w układach automatycznego sterowania nowoczesnymi samolotami i śmigłowcami. Treść uzupełniono licznymi rysunkami, schematami i wykresami. Książka przeznaczona jest dla inżynierów wykonujących obliczenia, projektowanie i badanie napędów hydraulicznych automatyki lotniczej.

L. S.

Konstrukcii s zapoinitelami iz pienopiastow, A. Ja. Aleksandrow, M. Ja. Borodin, W. W. Pawłow, Oborongiz, Moskwa, 1962 r., stron 188, cena 69 kop.

W książce przedstawiono specyficzne warunki pracy konstrukcji z wypełniaczami z mas plastycznych spienionych, metody projektowania, wykonania, obliczania i badań wytrzymałościowych tych konstrukcji. Omówiono własności mas plastycznych spienionych, ich strukturę, metody otrzymywania i podstawy technologii, charakterystyki wytrzymałościowe, odporność cieplną, zachowywanie się w cieczach i rozpuszczalnikach, odporność korozyjną, własności tłumienia dźwięku i elektroizolacyjne. Rozdział drugi daje opis przedmiotów wykonywanych ze spienionych mas metodami prasowania, for-

(d. c. str. 63)

HYDROAEROMECHANIKA. MECHANIKA LOTU

533.6.071 ILot
Jungowski W.: Metoda obliczania temperatury spiętrzenia w hiperdźwiękowym tunelu aerodynamicznym z ruchomym tłokiem i uwagi o projektowaniu tuneli tego typu. Arch. Bud., Maszyn, 1962, t. 9, nr 3, s. 399—411, rys. 8, ods. 41.

Opis metody obliczania temperatury spiętrzenia w hiperdźwiękowym tunelu z ruchomym tłokiem. Metoda została opracowana w wyniku analizy zjawisk występujących w tunelu i wykonania szeregu wariantów obliczeń przy uwzględnieniu różnych czynników mających wpływ na temperaturę spiętrzenia.

Zastosowanie metody przy projektowaniu tuneli z tłokiem. Wyciągnięto wnioski dotyczące sprawności tuneli tego typu. (a)

533.652:533.6.015.1/2

Gates S. B., Griggs C. F.: An analysis of some VTOL transition motions. Analiza pewnych ruchów przy pionowym starcie i lądowaniu. ARC, R. a. M., 1958, nr 3251, s. 37, rys. 19.

Większość właściwych ruchów przy pionowym starcie i lądowaniu nie może być ustalona w wyniku prób w locie, lecz w drodze wstępnej analizy.

W niniejszej notatce jedna klasa takich ruchów została przebadana, a mianowicie taka, w której wysokość, kąt natarcia i pochylność ciągu są stałe tak, że tor lotu jest linią prostą w nieruchomym powietrzu i zapewniony jest tylko przez zmianę jednej z wielkości sterowanych za pomocą silnika.

Pomysł te prowadzą do startu, w którym płatowiec unosi się pionowo, zatrzymuje i wtedy — po chwili lotu wiszącego — zostaje zmierzony kierunek ciągu, a płatowiec przyspiesza w celu osiągnięcia właściwej prędkości postępowej w locie poziomym. Analogiczne jest lądowanie, czynności manewru są odwrotne w kolejności, lecz trudniejsze. Podano pewne rozważania odnośnie ruchów korekcyjnych. W schemacie tym w czasie lotu wiszącego zachodzi niepotrzebne zużycie paliwa. Podano sugestie zmodyfikowania podstawowych ruchów, mianowicie płynne przejście od lotu pionowego do poziomego przy wznoszeniu i przy starcie (w odwrotnej kolejności).

Z uwagi na to, że jest korzystne wykonywanie manewrów w czasie wiatru, podano poprawki na wiatr poziomy. Obliczono zużycie paliwa. Zużycie paliwa określono na podstawie tej analizy wynosi nie więcej niż 1% ciężaru dla jednego startu i lądowania. Wartości te są przybliżone i wymagają określenia w drodze prób. A. K.

533.6.011.35:533.6.013.422

533.6.013.422:533.6.013.422 ILot
Boadbent E. G., Hartley E. V.: Some possible effects of transonic speeds on wing-aileron flutter. Pewne możliwe wpływy prędkości przydźwiękowych na flatter układu skrzydło-lotka. ARC, R. a. M., 1959, nr 3258, s. 14, rys. 9, ods. 3.

Wzięto pod uwagę typowy układ skrzydło-lotka i opisano potrójny stan odkształcenia skrzydła wskutek flatteru spowodowanego zginaniem, rozciąganiem i obrotem. Wyniki przedstawiono w postaci wykresów prędkości flatteru w funkcji częstotliwości drgań lotki; zbadano także zmiany pochodnych aerodynamicznych, które mogą pojawić się przy prędkościach przydźwiękowych. Zmiany tych pochodnych są następujące: 1) zmniejszenie się najpierw ($-h\beta$), a następnie wszystkich pochodnych po β , 2) przesunięcie się do tyłu aerodynamicznego środka wyporu skrzydła i lotki, każdego z osobna i razem. A. K.

533.6.013.422:533.6.013.422

533.6.013.422:533.6.013.422 ILot
Ham N. D.: An experimental investigation of stall flutter. Doświadczalne badanie flatteru od przeciągnięcia. J. Amer. Helicop. Soc., 1962, t. 7, nr 1, s. 3—16, rys. 22, fot. 2.

Na modelu wirnika śmigłowca wykonano studium doświadczalne flatteru od przeciągnięcia w warunkach symulowanego lotu do przodu. Stwierdzono, że flatter od przeciągnięcia występuje we wszystkich przypadkach lotu do przodu, w których łopata pracuje na kątach nadkrytycznych i że zjawisku towarzyszy niemal wyłącznie skrotny ruch łopaty.

Stwierdzono ponadto, że amplituda flatteru od przeciągnięcia zależna jest od takich parametrów jak peizanie środka ciężkości łopaty na ciężwie, tłumienie skrotne łopaty, częstotliwość drgań skrotnych łopaty i zakres występowania oderwania na tarczy wirnika.

Wyniki studium wskazują na konieczność dysponowania większą ilością informacji na temat skrotnego tłumienia aerodynamicznego obracającej się łopaty, na której występuje przeciągnięcie. R. W.

533.6.054.629.135.4

533.6.054.629.135.4 ILot
Niehaus O. Q.: Army-navy instrumentation program RH-1 flight test results. Wyniki badań w locie przeprowadzonych przez armię i flotę w ramach programu lotów przyrządowych na śmigłowcu RH-1. J. Amer. Helicop. Soc., 1962, t. 7, nr 1, s. 24—32, rys. 32, ods. 8.

Znana trudność z wykonywaniem lotów bez widoczności na śmigłowcach, zwłaszcza lotów wiszących, skłoniła lotnictwo armii i floty USA do podjęcia wspólnych prac, celem których

winno być umożliwienie takich lotów pilotom bez większego zaawansowania w lotach przyrządowych.

Wobec stwierdzenia, iż śledzenie wskazań 18 przyrządów kontrolujących wszystkie stopnie swobody i przyspieszenia śmigłowca stanowi fizyczną niemożliwość, opracowano przyrząd widokowy, który naśladować miał widok z kabiny śmigłowca, umożliwiając ocenę przemieszczeń podłużnych i poprzecznych oraz obrotów wokół głównych osi. Uzupełnieniem przyrządu był wysokościomierz radiowy specjalnego typu, wskazujący z dużą dokładnością wysokość nad ziemią.

Przed przystąpieniem do prób zbadano z wynikiem pozytywnym zdolność pilotów do wykonywania prawidłowych startów, lądowań i zawisów z ograniczonym do 30° polem widzenia przy obserwacji jednoocnej. Następnie przystąpiono do prób na śmigłowcu RH-1, porównując na drodze obserwacji z ziemi błędy, popełnione przez pilotów w lotach wykonywanych z widocznością i przy użyciu opracowanego przyrządu.

Analiza błędów wykazała, że przy użyciu przyrządu widokowego zaawansowany pilot śmigłowcowy zdolny jest do wykonywania startów, lądowań i zawisów bez widoczności ziemi — bez zagrożenia bezpieczeństwa śmigłowca. Błędy malały w miarę nabywania wprawy w obsłudze śmigłowca z oprzyrządowaniem do lotów ślepych. R. W.

AERODYNY, ICH WŁASNOŚCI I WYPOSAŻENIE

658.51:629.13 ILot
Heinkel He 211. Ein Beispiel erfolgreicher Projektentwicklung. Przykład rozwoju projektu — zakończonego sukcesem samolotu He 211. Luftfahrttechnik, 1962, nr 4, s. 112—116, rys. 5, tabl. 1.

W artykule omówiono fazy rozwoju szczególniejszych wersji samolotu pasażerskiego Heinkel He 211 krótkiego zasięgu. Początkowy projekt He 211 A w 1958 r. bazował na dwóch silnikach turbinowo-śmigłowych Lycoming T-55 i klasycznych ich umiejscowieniu na płatach. He 211 A-1 z r. 1961 nie zawierał większych zmian, poza zwiększeniem mocy zasięgu i niewielkimi zmianami wymiarowymi. He 211 B z r. 1958 — bazował na trzech silnikach turboodrztowych J85 (General Electric) — umocowanych do tylnej części kadłuba. I wreszcie He 211 B-1 (1961 r.) jest nowoczesnym samolotem pasażerskim z dwoma silnikami turbinowymi CF 700, mocowanymi w tylnej części kadłuba, z usterzeniem w układzie V.

Artykuł zawiera zestawienia osiągow i danych wszystkich wersji. A. G.

656.7:629.135.4:533.6.054

656.7:629.135.4:533.6.054 ILot
Sabo J. A., Dumont T. E.: FAA certification of turbine transport helicopters. Dopuszczanie do ruchu transportowych śmigłowców turbinowych przez Federalną Agencję Lotniczą FAA. J. Amer. Helicop. Soc. 1962, t. 7, nr 1, s. 40—51, rys.

Przedstawienie przez firmę Sikorsky Aircraft do próby zdatności w Federalnej Agencji Lotniczej (FAA) dwóch turbinowych śmigłowców transportowych (S-62A i S-61L) stało się okazją do ujawnienia szeregu braków w treści przepisów regulujących zakres prób i budowę śmigłowców cywilnych. Przepisy te, opracowane po raz pierwszy w r. 1946 — mimo kilkakrotnego współczesnienia — nie pokrywają zagadnień wyłaniających się w czasie badań śmigłowców turbinowych.

W pracy podane są przykładowo zagadnienia nie ujęte ostatnim wydaniem przepisów (CAR 10), jak np. obciążenia od momentów giroskopowych silników, ochrona na wypadek urwania się łopatek sprężarki i turbiny, obładanie filtrów paliwowych, minimalne wymagane osiągi zawisu itp. Prócz tego zestawione są zagadnienia ujęte dotychczasowymi przepisami, ale wymagające szczegółowego przemyślenia w związku z wprowadzeniem śmigłowców turbinowych w służbę cywilną.

Artykuł opracowany jest z pozycji przedstawicieli przemysłu, napotykającego na trudności w uzyskaniu z FAA świadectwa zdatności do lotu dla nowoczesnych typów śmigłowców turbinowych. R. W.

629.13.015:629.135.4

629.13.015:629.135.4 ILot
Chernoff M.: Analysis and design of skid gears for level landing. Analiza i projekt podwozia saniowego dla lądowań poziomych. J. Amer. Helicop. Soc., 1962, t. 7, nr 1, s. 33—39, rys. 11.

Rozpatrzona jest zdolność pochłaniania energii podwozia saniowego, w którym obciążenia od uderzenia o ziemię są przejmowane przez człon odkształcalny. Przedstawiono liczbowy przykład obliczenia energii od zginania w członach poprzecznych, gdy są one częściowo odkształcone trwale. Wyprowadzono krzywe giętnej sztywności rur przekroju kołowego dla przypadku stosowania materiałów sprężystych.

Pokazany jest również liczbowy przykład obliczenia ugięć belki sprężysto-plastycznej. Krzywe ugięcia w funkcji obciążenia wypadkowego nadano kształt wyidealizowany, który umożliwia przeprowadzenie analizy dla otrzymania wyrażeń analitycznych na energię zginania układu jednego stopnia swobody, obciążanego dynamicznie. Wyniki analizy istniejącego podwozia wykazują dużą zgodność z danymi z prób opadowych, realizowanych z obciążeniem w środku ciężkości.

Przeprowadzono porównanie alternatywnych konstrukcji, w których zastosowano materiały idealnie sprężyste i doskonałe

plastyczne. Wyłożono również metodę postępowania przy analizowaniu układów o dwóch stopniach swobody. Uwzględniono w niej nieliniowe zależności ugięcia od obciążenia, występujące w przypadkach sprężysto-plastycznych. R. W.

SILNIKI LOTNICZE, ICH CZĘŚCI I WYPOSAŻENIE

621.438.056 ILot
Wójcicki S.: Modelowanie komór spalania turbin spalinowych ze wstępnym odparowaniem mieszanki palnej. Arch. Bud. Maszyn, 1962, t. 9, nr 3, s. 393-398, rys. 5, tabl. 1, ods. 4.

Zasady modelowania komór spalania ze wstępnym odparowaniem mieszanki palnej w postaci:

$$w/pd \sim Gp^2d^2 = idem$$

Przytoczono badanie trzech komór modelowych, potwierdzających wynik analizy teoretycznej. Przedstawiony sposób modelowania umożliwia przeprowadzanie badania modelowych komór spalania wyżej wymienionego rodzaju przy niskich ciśnieniach powietrza, doprowadzanego do komory.

621.454:536.46 ILot
Jermolajew W. M., Tałantow A. W.: Issledowanie wlijanja dawlenija na dlinu zory gorienija w zakrystom turbulentnom potokie odnorodnoj smiesi. Badanie wpływu ciśnienia na długość strefy spalania w zakrytym turbulentnym strumieniu jednorodnej mieszanki. Izv. Wys. Uceb. Zaw., Awiacionnaja Tiejchnika, 1962, nr 3, s. 143-153, rys. 14, ods. 8.

Wyniki badań wpływu ciśnienia na długość strefy spalania dla zakresu prędkości 20-80 m/sek przy różnych składach mieszanki $\alpha = 1-1,5$. Ciśnienie zmieniano w przedziale 0,35-1,4 kg/cm². Badania przeprowadzono w komorze o wymiarach 50 x 50 x (1500-2000) mm. Wykazano, że zmianę długości strefy spalania w funkcji ciśnienia można przedstawić zależnością $L \sim p^{-0,7}$.

Wielkość i charakter zależności czasu spalania strumienia ograniczonego ściankami okazują się takie same, jak dla spalania w swobodnym strumieniu. Wyniki badań zgadzają się z wnioskami, opartymi na teorii „powierzchniowego” mechanizmu spalania. R. L.

MATERIAŁY

669.14.018.4:539.434 ILot
Reichel K.: Warmfeste und hochwarmfeste Stähle. Stale odporne na wysokie i bardzo wysokie temperatury. Luftfahrttechnik, 1962, t. 8, nr 4, s. 102-104, rys. 4.

Autor omawia materiały pod kątem odporności na wysokie temperatury, ich podział, oraz niektóre metody badawcze. Zależnie od składu chemicznego i temperatury pracy, autor dzieli materiały na 4 grupy. 1) stale normalne - do temperatury pracy do 350 °C, 2) stale żaroodporne - 350-540 °C, 3) stale o wysokiej żaroodporności - 600-750 °C, 4) stopy żaroodporne 750-1100 °C. Na wykresach zobrazowano wytrzymałość na peźanie dla szeregu stali i stopów żaroodpornych. A. G.

WYTWARZANIE SPRZĘTU LOTNICZEGO

629.13(061.4):621.9 ILot
Farnborough 1962. Wystawa Farnborough 1962. Aircr. Prod., t. 24, nr 10, s. 362-372, rys. 15, tab. 2.

Doroczna wystawa w Farnborough, poza ekspozycją konstrukcyjną, zawierała również wiele elementów technologicznych. Wystawa obejmowała także następujące tematy: stopy żaroodporne, laminaty odporne na podwyższone temperatury, kleje, trawienie, zgrzewanie, materiały o wysokiej wytrzymałości, spawanie strumieniem elektronów, nanoszenie pokryć na oprzyrządowanie, nowe stopy odlewnicze, plastyki w konstrukcji narzędzi i oprzyrządowania, szablony, plazy i inne. W artykule omówiono techniczną stronę tych tematów. A. G.

621.45:658.51 ILot
Allen J. R.: Fertigung eines neuzeitlichen Strahltriebwerks. Wytwarzanie nowoczesnego silnika odrzutowego. Luftfahrttechnik, 1962, t. 8, nr 4, s. 98-102, rys. 10.

Opanowywanie licencyjnej technologii wytwarzania silnika odrzutowego General Electric J79 pozwoliło technologom z NRF na bliższe zetknięcie się z zagadnieniami obróbki stopów żaroodpornych i innymi problemami nowoczesnej technologii lotniczej. Autor omawia i ilustruje takie zagadnienia jak: wiercenie, nacinanie gwintu, szlifowanie, toczenie i spawanie elementów silnika turbinowego.

Jednocześnie zapoznaje z przyrządami i wyposażeniem do produkcji silnika, m.in. omawia obrabiarkę sterowaną programowo. A. G.

621.71:744 ILot
Numerically-controlled drafting. Szkicowanie sterowane numerycznie. Aircr. Prod., 1962, t. 24, nr 10, s. 359-360, rys. 2.

W celu umożliwienia wykonania rysunków i rozrysowań wprost z danych liczbowych, opracowano maszynę sterowaną numerycznie, która zakodowane dane generuje na kalce, lub materiale pokrytym plastykiem. Odtworzenie kształtów może występować w skali 1:4, 1:2, lub 2:1, lub też w formie odwróconej (lustrzane odbicie). Wielkość rysunku 1524 x 3657 mm.

Wysoka dokładność i duża prędkość wykonania linii, pozwala na szerokie zastosowanie do rozrysowań wymiarowych, krzywek, wzorników itp. A. G.

539.431:629.13.002:621.884 ILot
Hoffmann G.: Technologische Probleme der Nietung und ihre Auswirkung auf die Dauerfestigkeit. Techniczne problemy nitowania i ich wpływ na wytrzymałość zmęczeniową. Luftfahrttechnik, 1962, t. 8, nr 4, s. 90-98, rys. 22, tab. 2.

Zagadnienia pozornie opanowane jak nitowanie, z uwagi na nowe, trudne warunki pracy, muszą być poddane badaniom uzupełniającym. W tym przypadku chodziło o zbadanie wpływu czynników technologicznych na wytrzymałość zmęczeniową połączenia. Brało tu pod uwagę takie elementy, jak poprawność wykonania otworów, jakość wypełnienia otworu, sposób zakucia, rodzaje materiałów łączonych itp. Wykresy wytrzymałościowe, zdjęcia stoiska i próbek stanowią wraz z tabelami ciekawy materiał informacyjny. A. G.

621.97.07:662.21:629.13 ILot
Kursetz E.: Die Hochenergieformung in der Luft- und Raumfahrtindustrie: Lichtbogenumformung und Dynapakverfahren. Kształtowanie energetyczne w przemyśle lotniczym i pojazdach kosmicznych. Formowanie elektrohydrauliczne metodą Dynapak. Luftfahrttechnik, 1962, t. 8, nr 4, s. 104-111, rys. 14.

W przemyśle lotniczym i raketowym istnieje konieczność formowania złożonych cienkościennych kształtów. Stąd coraz to nowsze i lepsze metody formowania szybkiego, dużymi ładunkami energii. Autor opisuje dwa z nich: elektrohydrauliczne i metodę Dynapak. Poza opisem tych metod pokazano szereg konkretnych zastosowań ich do elementów typu rurowego i płaskiego. Zastosowanie metody Dynapak obrazują odkrywki stalowe i ze stopów tytanowych o wybitnie złożonych kształtach i niekorzystnych stosunkach wymiarów w tych przedmiotach. A. G.

621.91.07 ILot
Danielian A. M., Bobrik P. J.: Niekotoryje woprosy fiziki riezania żaroprocnych spławow. Niektóre zagadnienia z fizyki skrawania stopów żaroodpornych. Issledowanie w oblasti mechnicheskoi obrabotki mietalłow. Trudy MATI, Moskwa, 1962, nr 53, s. 8-22, rys. 23, tab. 2.

Autorzy podają szerokie informacje z dziedziny podstawowych badań w procesie skrawania stopów żaroodpornych na osnowie niklu, chromu i aluminium. Określono współczynniki i wykładniki we wzorach na siły skrawania. Zbadano wpływ deformacji w czasie skrawania na miejscowe utwardzenie.

Zbadanie temperatur procesu zmusza do obniżenia prędkości skrawania. Duża ilość ciepła przechodzi do przedmiotu. Ogólna ilość ciepła wyzwalanego w procesie rośnie gwałtownie ze wzrostem prędkości skrawania i posuwu. Tabele i wykresy ilustrują wyniki badań. A. G.

621.924.7 ILot
Uspienskiij N. B.: Puti rozwitija technologiczeskich processow oczistki powierzchnostiej dietalej. Drogi rozwoju procesow technologicznych oczyszczenia powierzchni detali. Issledowanie w oblasti mechnicheskoi obrabotki mietalłow. Trudy MATI, Moskwa, 1962, nr 53, s. 114-124, rys. 10.

Problem oczyszczania i wykańczania części jest trudny z uwagi na gotowe wymiary i kształty przedmiotów poddane zabiegowi i z uwagi na masowość zjawiska. W artykule dokonano przeglądu metod i urządzeń dla tych procesów poczynając od bębnowania na sucho, poprzez bębnowanie wibracyjne i na mokro - do obróbki strumieniowej ścierniwej, połączonej z normalnym procesem bębnowania. Obecne urządzenia pozwalają na zastosowanie procesu nie tylko do oczyszczania przedmiotów, ale również do nadania pewnych, określonych własności użytkowych, jak zgniot powierzchniowy. A. G.

621.923.7:621-253.5 ILot
Szaskolskiij B. W.: Woprosy kinietostatiki polirowanija łopatok s bolszoj głubinoj profila. Zagadnienia kinetostatyki polerowania łopatek z dużym wygięciem profilu. Issledowanie w oblasti mechnicheskoi obrabotki mietalłow. Trudy MATI, 1962, nr 53, s. 23-46, rys. 26.

Autor analizuje kinematyki obrabiarki WPL-2 i WPL-3 przy zastosowaniu ich do polerowania łopatek o dużym wygięciu profilu. Przeprowadzone rozważania wykresino-analityczne pozwoliły na określenie mechanizmu zużycia poduszek dociskowych i znalezienie sposobów przeciwdziałania temu zjawisku. Gruntowna analiza przemieszczeń oparta jest na wszechstronnym rozpatrzeniu zjawisk elementarnych, występujących w miejscu pracy. A. G.

621.9:621.357.8 ILot
Wieroman W. Ju.: Sposoby umienszenija iznosa elektroda-instrumenta pri vysokoczastotnoj elektroiskrowoj obrabotkie. Sposoby obniżenia zużycia elektrody-narzędzia przy obróbce elektroiskrowej wysokiej częstotliwości. Stanki i Instrument, 1962, r. 33, nr 6, s. 20-22, rys. 2, tab. 4.

W obróbkach elektrycznych dużo trudności i podstawowy mankament stanowi szybkie zużycie się elektrod. Szczególne znaczenie ma to przy obróbce elektroiskrowej wysokiej częstotliwości, gdzie osiąga się duże gładkości powierzchni, ale zużycie elektrod w stosunku do usuniętego metalu z przedmiotu wynosi 50-100%. Autor podaje opis doświadczeń z zastosowaniem elektrolitów, jako cieczy dielektrycznej i tych cieczy na procentowe zużycie elektrod. A. G.

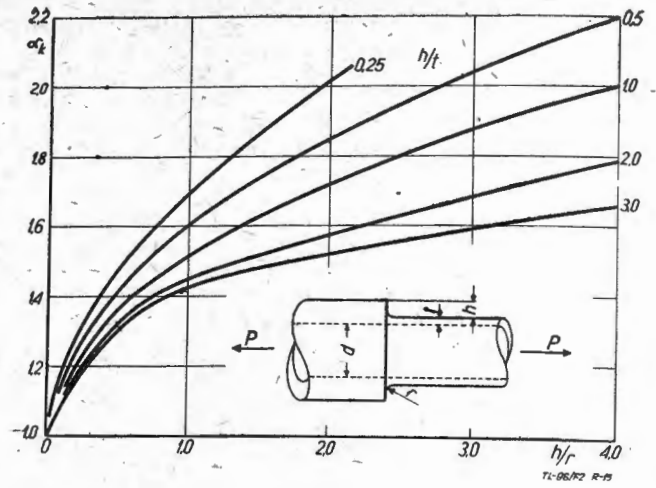
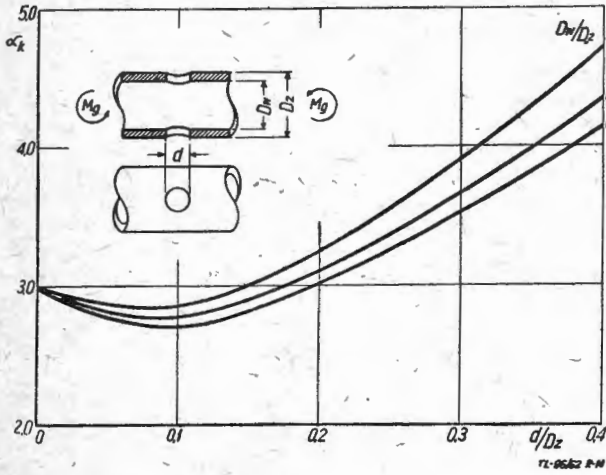
Przegląd Dokumentacyjny Lotnictwa zawiera jedynie część analiz dokumentacyjnych z zakresu lotnictwa. Pełna dokumentacja ukazuje się w postaci kart dokumentacyjnych wydawanych przez Centralny Instytut Informacji Naukowo-Technicznej i Ekonomicznej (Warszawa, Al. Niepodległości 188). CIINTE przyjmuje prenumeratę kart dokumentacyjnych, która może obejmować zarówno całą dokumentację naukowo-techniczną jak i oddzielne jej działy lub poszczególne zagadnienia i tematy. CIINTE wykonuje odpłatnie (wg cennika ZUD) fotokopie i mikrofilmy publikacji objętych zarówno przeglądem dokumentacyjnym, jak i kartami dokumentacyjnymi.

(ciąg dalszy z II str. okł.)

Rys. 14. Geometryczny współczynnik spiętrzenia naprężeń α_k w okrągłej zginanej rurze z okrągłym otworem poprzecznym. Maksymalne naprężenie jest tuż koło otworu poprzecznego i oblicza się je z zależności:

$$\sigma = \alpha_k \cdot \frac{32 \cdot M_g \cdot D_z}{\pi \cdot (D_z^4 - D_w^4)} \text{ kG/cm}^2$$

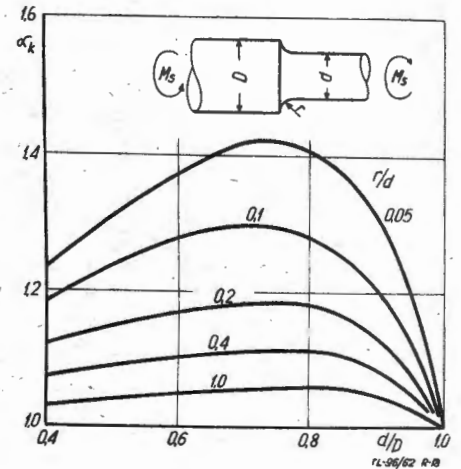
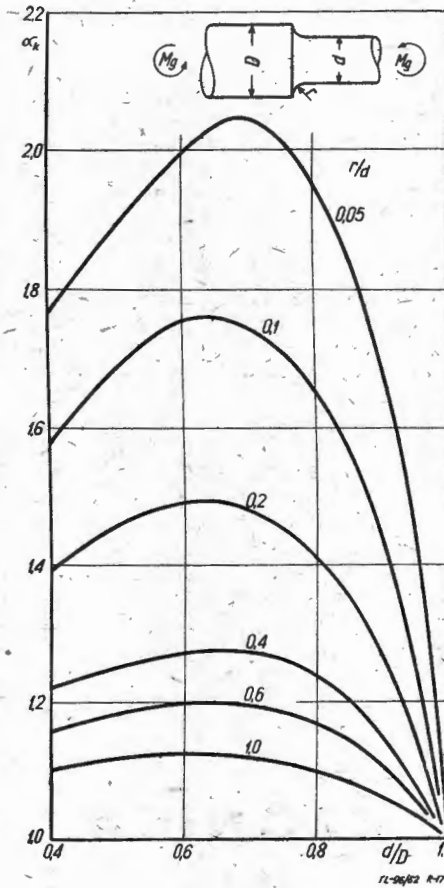
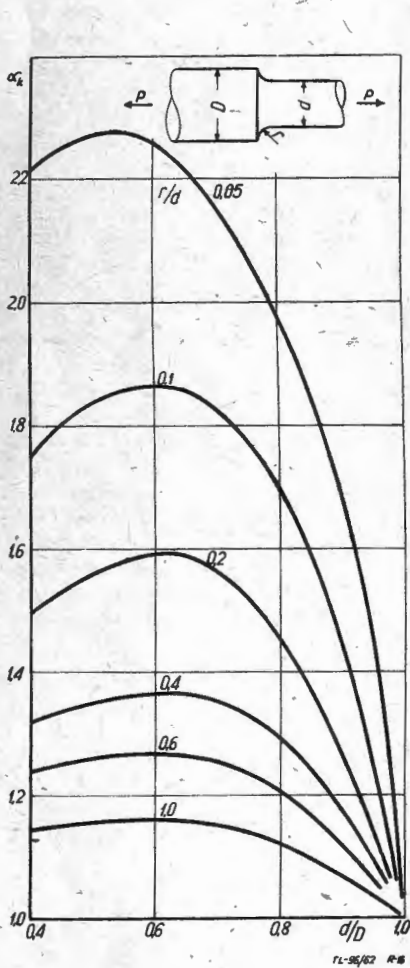
Momenty gnące są przyłożone w płaszczyźnie osi podłużnej otworu poprzecznego. Oznaczenia wymiarów jak na rys. 12.



Rys. 15. Geometryczny współczynnik spiętrzenia naprężeń α_k w okrągłej rozciąganej rurze z odsadzeniem. Maksymalne naprężenie jest na przejściu zaokrąglonym odsadzenia bliżej części rury o mniejszej średnicy i oblicza się je z zależności:

$$\sigma = \alpha_k \cdot \frac{P}{\pi \cdot t \cdot (d + t)} \text{ kG/cm}^2$$

Gdzie: d — średnica wewnętrzna rury, t — grubość ścianki rury w części rury o mniejszej średnicy, h — wysokość odsadzenia, r — promień przejścia odsadzenia.



Rys. 16. Geometryczny współczynnik spiętrzenia naprężeń α_k w rozciągającym wale z odsadzeniem.

Maksymalne naprężenie jest na przejściu średnicy walu bliżej mniejszej średnicy i oblicza się je z zależności:

$$\sigma = \alpha_k \cdot \frac{4 \cdot P}{\pi \cdot d^3} \text{ kG/cm}^2$$

Gdzie: D — większa średnica walu, d — mniejsza średnica walu, r — promień przejścia odsadzenia.

Rys. 17. Geometryczny współczynnik spiętrzenia naprężeń α_k w zginanym wale z odsadzeniem.

Maksymalne naprężenie jest na przejściu średnicy walu bliżej mniejszej średnicy i oblicza się je z zależności:

$$\sigma = \alpha_k \cdot \frac{32 \cdot M_g}{\pi \cdot d^3} \text{ kG/cm}^2$$

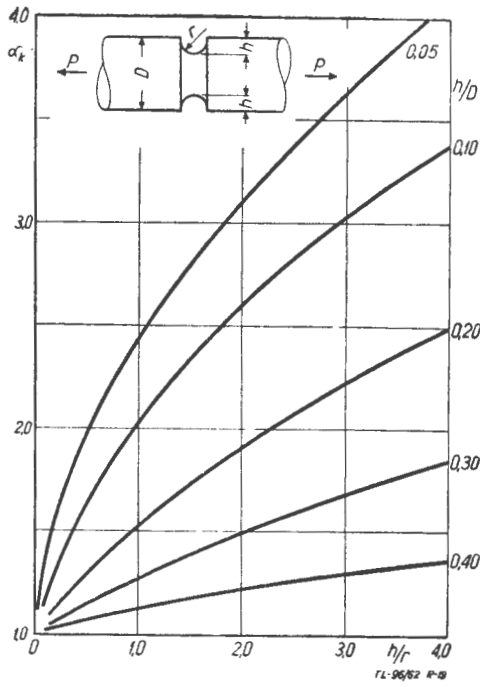
Oznaczenia wymiarów jak na rys. 16.

Rys. 18 Geometryczny współczynnik spiętrzenia naprężeń α_k w skręcanym wale z odsadzeniem.

Maksymalne naprężenie tnące jest na przejściu średnicy walu bliżej mniejszej średnicy i oblicza się je z zależności:

$$\tau = \alpha_k \cdot \frac{16 \cdot M_s}{\pi \cdot d^3} \text{ kG/cm}^2$$

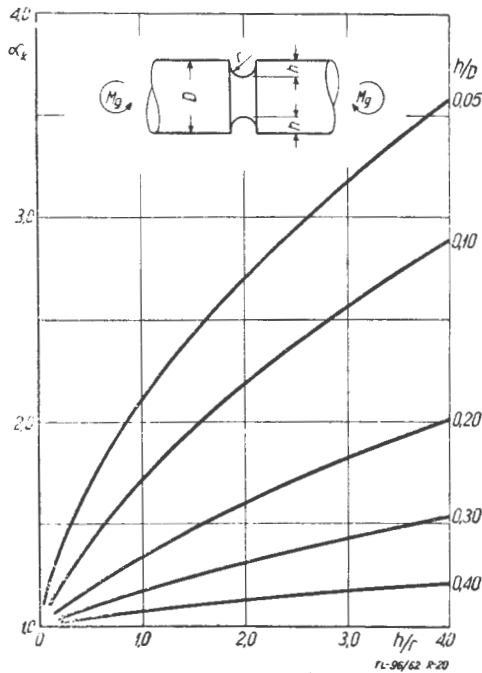
Oznaczenia wymiarów jak na rys. 16.



Rys. 19. Geometryczny współczynnik spiętrzenia naprężeń α_k w rozciągającym wale z rowkiem naciętym na wale. Maksymalne naprężenie jest na dnie rowka i oblicza się je z zależności:

$$\sigma = \alpha_k \cdot \frac{4 \cdot P}{\pi \cdot (D - 2h)^2} \text{ kg/cm}^2$$

Gdzie: D — średnica walu, h — wysokość naciętego na wale rowka, r — promień rowka.



Rys. 20. Geometryczny współczynnik spiętrzenia naprężeń α_k w zginającym wale z rowkiem naciętym na wale. Maksymalne naprężenie jest na dnie rowka i oblicza się je z zależności:

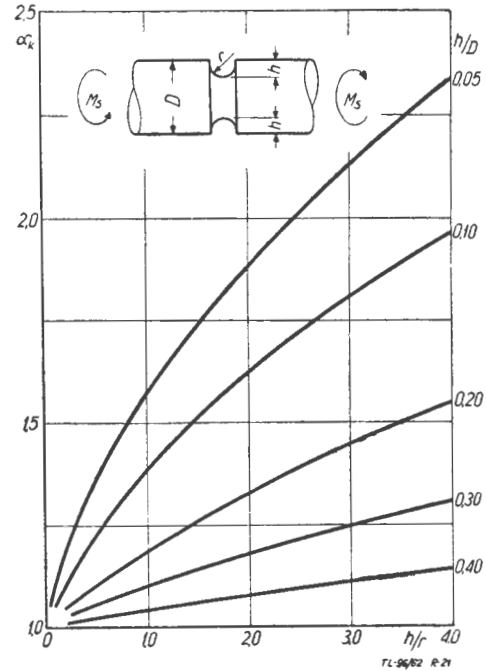
$$\sigma = \alpha_k \cdot \frac{32 \cdot Mg}{\pi \cdot (D - 2h)^3} \text{ kg/cm}^2$$

Oznaczenia wymiarów jak na rys. 19.

Rys. 21. Geometryczny współczynnik spiętrzenia naprężeń α_k w skręcanym wale z rowkiem naciętym na wale. Maksymalne naprężenie tnące jest na dnie rowka i oblicza się je z zależności:

$$\tau = \alpha_k \cdot \frac{16 \cdot Ms}{\pi \cdot (D - 2h)^3} \text{ kg/cm}^2$$

Oznaczenia wymiarów jak na rys. 19.

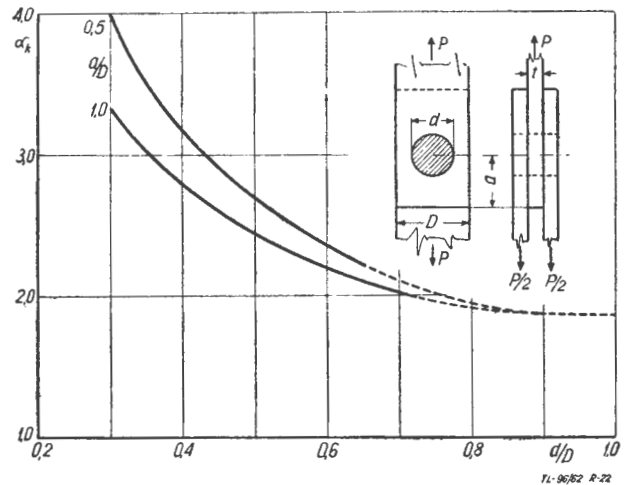


Rys. 22. Geometryczny współczynnik spiętrzenia naprężeń α_k w złączu sworzniowym.

Wielkości współczynnika α_k podano dla dwu stosunków $\frac{a}{D}$

Wielkości współczynnika α_k dla stosunku $\frac{a}{D} = 1$ mogą być stosowane dla wartości $\frac{a}{D} > 1$.

Podany wykres jest ważny dla przypadku, gdy sworzień i nakładki mają ten sam moduł Younga, ten sam współczynnik Poissona oraz są wykonane z materiału izotropowego. Podany



wykres jest dla przypadku, gdy sworzień jest pasowany na wale w otworze i wtedy maksymalne naprężenie jest na krawędzi otworu i oblicza się je z zależności:

$$\sigma = \alpha_k \cdot \frac{P}{(D - d) \cdot t} \text{ kg/cm}^2$$

Wymiary geometryczne są przedstawione na rysunku. W przypadku, gdy między sworzniem i otworem jest pasowanie ruchowe, to geometryczny współczynnik spiętrzenia naprężeń α_k wzrasta. Również, gdy moduł Younga sworznia wzrasta w porównaniu z modulem Younga nakładki, to α_k wzrasta.

POMOCE KONSTRUKTORSKIE „TECHNIKI LOTNICZEJ„

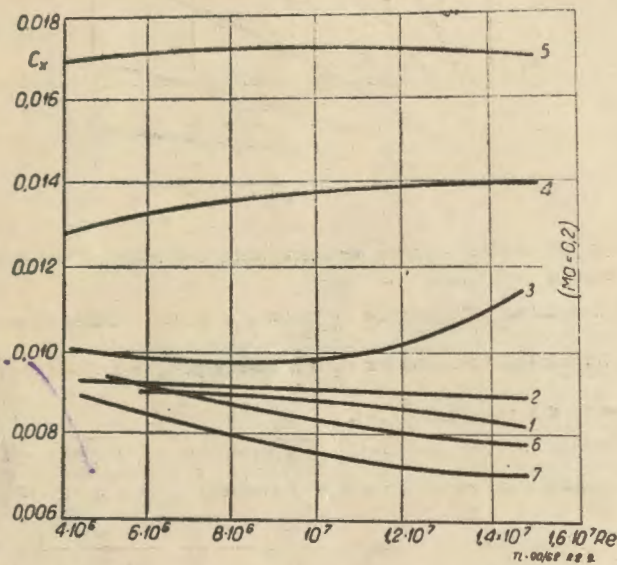
Opory tarcia

Zebrała i opracowała mgr inż. E. Lewalska

(dokończenie z nr 1/63)

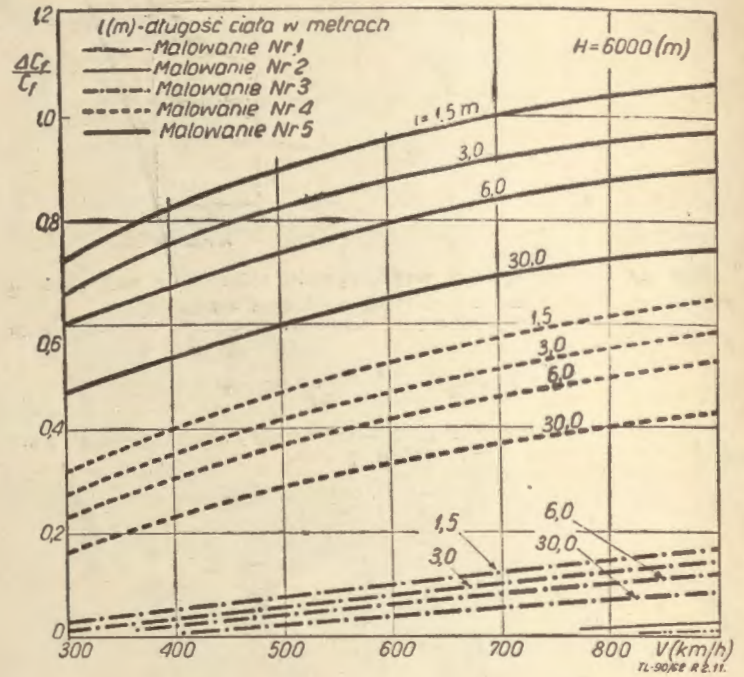
Wykres 2.9. przedstawia zależność współczynnika oporu profilowego od liczby Reynoldsa przy $Ma = 0,2$ dla różnych liczb Reynoldsa, w zależności od stanu powierzchni malowanych.

Wykresy 2.10, 2.11 i 2.12 obrazują przeliczone wzrosty oporów spowodowanych malowaniem powierzchni przy różnych szybkościach oraz wysokościach lotu; uwzględniono również różną długość ciał (lub długość kadłuba).

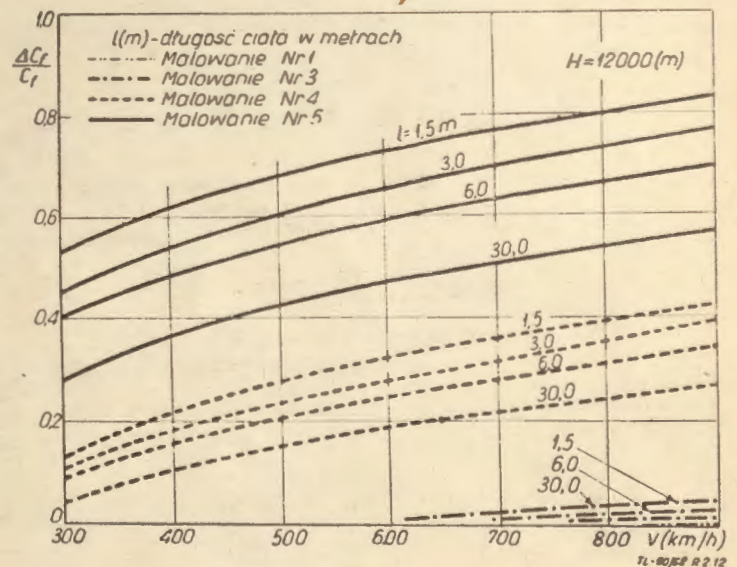
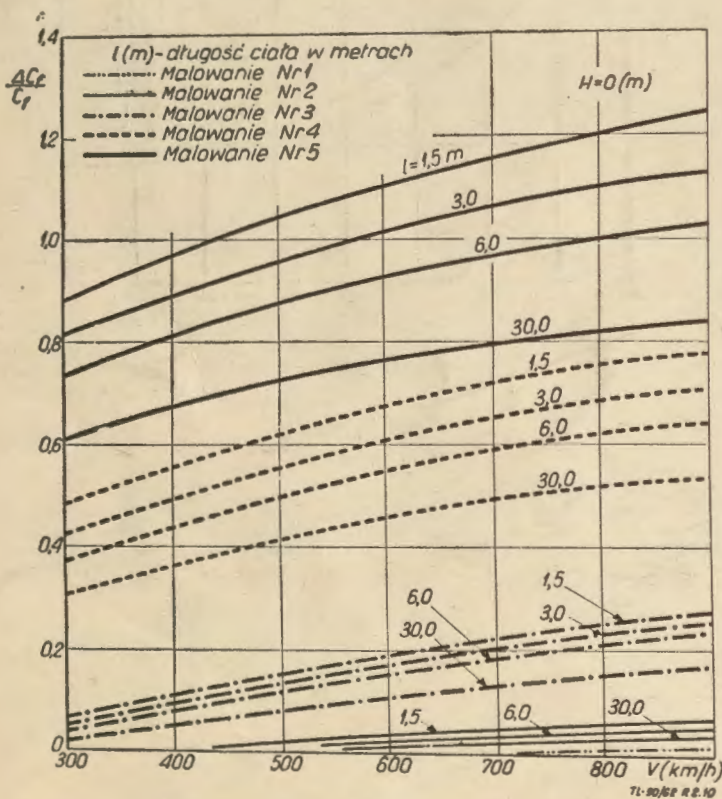


Rys. 2.9. Zależność współczynnika oporu od liczby Reynoldsa dla różnych liczb Macha

Rys. 2.10. Zależność względnego przyrostu oporu płaskiej płytki wskutek szorstkości powierzchni od prędkości powietrza przepływającego, dla różnych rodzajów malowań i różnych długościach bryły rozpatrywanej na pułapie $H = 0$ (m)



Rys. 2.11. Zależność względnego przyrostu oporu płaskiej płytki wskutek szorstkości powierzchni — od prędkości powietrza przepływającego, dla różnych rodzajów malowań i różnych długościach bryły rozpatrywanej na pułapie $H = 6000$ (m)



Rys. 2.12. Zależność względnego przyrostu współczynnika oporu wskutek szorstkości powierzchni od prędkości przepływającego powietrza dla różnych rodzajów malowań i różnych długościach bryły rozpatrywanej na pułapie $H = 12000$ (m)