

1

TECHNIKA LOTNICZA

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

STYCZEŃ • 1960 • LUTY

TREŚĆ ZESZYTU

| | str. |
|---|------|
| P. MORELLI: Ciężar szybowców jako funkcja ich głównych parametrów geometrycznych | 1 |
| J. LANGE: Rysunki aksonometryczne wykonywane nową metodą „rzutowania bezpośredniego” | 5 |
| T. WIŚLICKI: Kształtowanie profili i rur , cz. I | 11 |
| S. SCHEFFS: Lutowanie aluminium i jego stopów, cz. I | 17 |
| W. KORDZIŃSKI: Osiągnięcia firmy D. Napier & Son w dziedzinie silników lotniczych | 23 |
| Lotnicze Słownictwo Techniczne — S. WITKOWSKI: Laminarny — układny. Turbulentny — burzliwy | 30 |
| Na półkach księgarskich | 30 |
| Przegląd Dokumentacyjny Lotnictwa | 31 |
| Pomoce Konstruktorskie — T. WIŚLICKI: Obróbka skrawaniem stopów lekkich i tytanu, cz. III | okł. |

Pomoce konstruktorskie „Techniki Lotniczej”

Obróbka skrawaniem stopów lekkich i tytanu. Część III

Zaletą narzędzia jest jego trwałość (100+200 godz.) i możliwość dopuszczenia bardzo wysokich prędkości skrawania. Wymagają jednak obrabiarek bardzo szybkich i o wysokich obrotach. Skrawanie odbywa się tu przy $v > 100 \text{ m/min}$, najlepiej 200+400 m/min przy bardzo małych grubościach wióra ($a = 0,05 + 0,2 \text{ mm}$) i najmniejszych posuwach ($s = 0,02 + 0,15 \text{ mm}$). W niektórych przypadkach prędkości skrawania dochodzą do 2000 m/min.

Od wartości kąta przystawienia λ zależy gładkość obrabianej powierzchni. Ponieważ jest on bardzo mały ustawienie narzędzia z ostrzem jednokrawędziowym jest trudne i wymaga przyrządów pomocniczych, podobnie zresztą jak i ustawienie na średnicę (na wysokość). Ostrze diamentowe wymaga również użycia specjalnych obravek. Oprócz toczenia narzędzi diamentowych używa się czasem również przy wierceniu.

W tabeli 15 zebrane są parametry obróbki stopów lekkich ostrzem diamentowym.

Tabela 15 Parametry obróbki stopów lekkich ostrzem diamentowym

| Kąt przyłożenia α° | Kąt natarcia γ° | Kąt wierzchołkowy ϵ° | Kąt przystawienia główny λ | Kąt pomocniczy λ' | Kąt pochylenia głównej krawędzi skrawającej λ'' | Promień zaokrąglenia wierzchołka ostrza $r, \text{ mm}$ | Szybkość skrawania $v, \text{ m/min}$ | Posuw $s, \text{ mm/obr.}$ | Głębokość wióra $a, \text{ mm}$ |
|--------------------------------|-----------------------------|------------------------------------|--|---------------------------|---|---|---------------------------------------|----------------------------|---------------------------------|
| 5-8-10 | 0-4 | 180 (w skł.) | 30-45 <small>dla jednokrawędziowego</small> | 0,5-2 | 0-7 | 0,1-5 | 200-600 (2000) | 0,005-0,03-0,2 | 0,02-0,15 |

Gładzenie, docieranie, dogładzanie

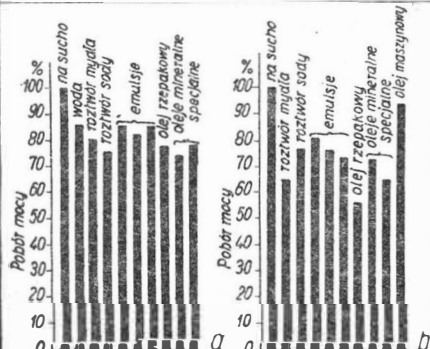
Gładzenie, docieranie, dogładzanie stosowane bywa przy obróbce stopów lekkich twardych w bardzo rzadkich przypadkach. Wspomniane metody obróbki w odniesieniu do tych materiałów znajdują się w stadium badań.

Najwyższą jakość powierzchni z wysokim połyskiem uzyskuje się dla otworów przez przeciskanie kul, lub sworzni o nadmiarze wymiarowym 0,05+0,1 mm.

Polerowanie stopów lekkich odbywa się tarczami flanelowymi nasyonymi mieszaniną kleju i proszku ściętego, przy użyciu wosku pszczelego.

Chłodzenie i smarowanie

Stosowanie przy obróbce skrawaniem cieczy smarująco-chłodzących ma na celu zmniejszenie tarcia pomiędzy ostrzem skrawającym a obrabianym materiałem i skrawaniem wiórem, a więc zmniejszenie mocy potrzebnej do skrawania (rys. 36) oraz ilości wyzwalającego się w tym procesie ciepła. Daje to możliwość zwiększenia szybkości skrawania (rys. 37), zwiększa trwałość narzędzia, polepsza dokładność i jakość obrabianych powierzchni.



Rys. 36. Pobór mocy w zależności od rodzaju użytego czynnika smarująco-chłodzącego a. przy toczeniu, b. przy gwintowaniu.

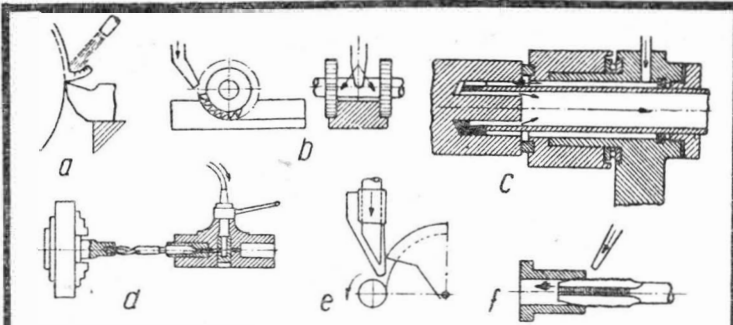
Rys. 37. Wpływ chłodzenia i smarowania przy obróbce wiórowej na obniżenie temperatury procesu i możliwość zwiększenia szybkości skrawania.

W pewnych przypadkach ciecie smarująco-chłodzące spełniają też dodatkową rolę usuwania wiórow. Wreszcie niektóre ciecie smarująco-chłodzące mogą również spełniać rolę ochrony obrabianych powierzchni przed korozją.

W związku z powyższym ważnym jest aby poza doborem odpowiedniego czynnika smarująco-chłodzącego spowodować właściwe jego skierowanie w procesie obróbki.

Przykłady sposobów doprowadzenia cieczy smarująco-chłodzących przy różnych typach obróbki przedstawiono na rys. 38.

W tabeli 16 zestawiono wskazówki odnośnie stosowania czynników smarująco-chłodzących przy obróbce wiórowej.



Rys. 38. Sposoby doprowadzenia cieczy smarująco-chłodzących: a. przy toczeniu, b. przy frezowaniu, c. przy głębokim wierceniu, d. przy wierceniu normalnym, e. przy szlifowaniu, f. przy gwintowaniu.

Tabela 16 Stosowanie czynników smarująco-chłodzących przy obróbce wiórowej.

| Rodzaj obróbki | Stale | | Stopy kolorowe | | Stopy lekkie | | | | Tytan (5) | Uwagi |
|-----------------------|---------------------|--|--------------------------|---------------------|---------------------------|---------------------------|---------------------------|---------------------|-----------|---|
| | węgłowe | stopowe | mosiądz | brązy | aluminium (1) | durale (2) | silikony (3) | stopy magnezu (4) | | |
| Struganie i dulowanie | S | S | S | S,R | E, N, S | S, N | E, N | S, N, F, N | S, E | dla 5 mm i 7 mm przy prędkościach wiórowej: 10-15 |
| | E, R przy wykarcz. | E, R przy wykarcz. | | | | | | | | |
| Toczenie | zdzieranie | E ₃ | E ₄ | E ₁ , P | E ₁ , P | E ₁ | S, SM | E ₁ | N, F, P | dla 5 mm i 7 mm przy prędkościach wiórowej: 10-15 |
| | wykarczanie | E | R, N | S | S | S, N | S, N, SM | M, O, M | S | |
| Frezowanie | zdzieranie | E ₃ | E ₁ | E ₁ | E ₁ | E ₁ , WM | RM, MO, WM | E ₁ , MO | N, F, S | dla 5 mm i 7 mm przy prędkościach wiórowej: 10-15 |
| | wykarczanie | E ₃ | MO, E ₁ | E ₁ | S | S, WM | RM, MO, WM | E ₁ , MO | S | |
| Ciecie pila | E ₁ , MO | E ₁ , MO | E, S | E ₁ , S | S, E, N, WM | MO, RM, WM | M, RM | S, NF | | |
| Wiercenie | E ₃ | RM, MO, E ₁ | S, E, MO | E ₁ , S | E, E, WM | N+RM, E ₁ , WM | E ₁ , MO | S, NF | | |
| Rozwiercanie | RM, MO talk | RM, MO | S, R, MO | S, R, MO | E, S, M, WM | MO, R, WM | N, T | S, NF, N+M | | |
| Przeciąganie | RM, R | RM | S, R | R | T+N (4-5) | R, E, MO | N, T, E | S, NF, M | | |
| Gwintowanie | | benzol | S, MO | | S, E, S, M | R, MO, E | N, N, F | | | |
| | E ₃ | E ₁ , MO, olej znie. aut. rzezy | R, przy pracy na automat | S, R, MO | N, WM, MO, T | WM, SM, N+M, M | | | | |
| Szlifowanie | WS, E (1:60) (1:50) | WS, E (1:60) (1:50) | WS, E (1:60) (1:50) | WS, E (1:60) (1:50) | olej wrzecionoowy+N (1:1) | olej wrzecionoowy+N (1:1) | olej wrzecionoowy+N (1:1) | N, NF | | |
| | | | | | N | N, RM | N | | | |

Uwagi: 1. czynniki smarująco-chłodzące dla wszystkich metod obróbki zawierają dodatki stearki dla zwiększenia trwałości narzędzia i zmniejszenia tarcia. 2. dla gwintowania przy prędkościach wiórowej: 10-15. 3. dla gwintowania przy prędkościach wiórowej: 10-15. 4. dla gwintowania przy prędkościach wiórowej: 10-15. 5. dla gwintowania przy prędkościach wiórowej: 10-15.

Oznaczenia: E. roztwór płynnego mydła i oleju mineralnego, emulsje z wodą; E₁. 5+10%, E₂. 5+15%, E₃. 5+20%, E₄. 10+20%; M. olej mineralny; MO. mieszanina olejów mineralnych roślinnych i zwierzęcych; N. nafta; NF. 4% roztwór fluorku sodu; P. sprężone powietrze; R. olej rzepakowy; RM. mieszanina oleju rzepakowego z olejami mineralnymi; S. na sucho; SM. spirytus + 4% wody z mydłem; T. terpentyna; WM. woda mydlana; WS. mieszanina wody + 5% sody.

Uwagi: przy obróbce stopów magnezowych pod żadnym pozorem nie stosować wody; przy posługiwaniu się naftą i benzalem zwracać uwagę na niebezpieczeństwo zapłonu.

KONIEC

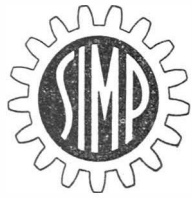
CONTENTS

| | |
|--|----------|
| F. MORELLI: Load of gliders, as a function of their main parameters | page 1 |
| J. LANGE: Axonometric designs, performed by means of the new method of „direct projection” | 5 |
| T. WIŚLICKI: Forming of profiles and tubes, part I | 11 |
| S. SCHEFFS: Soldering of aluminium and aluminium-alloys | 17 |
| W. KORDZINSKI: Firm's „D. Napier & Son” achievements in domain of aircraft engines | 23 |
| Aeronautical Technical Glossary — S. WITKOWSKI: Laminar — laying, Turbulent — stormy | 30 |
| On Bookseller's Shelves | 30 |
| Aviation Documentation Review | 31 |
| Designer's Data Sheets — T. WIŚLICKI: Machining of light alloys and titanium, part III | on cover |

СОДЕРЖАНИЕ

| | |
|---|---------|
| P. MORELLI: Вес планеров как функция их главных геометрических параметров | стр. 1 |
| J. LANGE: Аксиометрические чертежи исполняемые методом „непосредственного проектирования” | 5 |
| T. WIŚLICKI: Фасонирование профилей и труб, часть I | 11 |
| S. SCHEFFS: Сварка алюминия и его сплавов, часть I | 17 |
| W. KORDZINSKI: Достижения фирмы D. Napier & Son, в области авиационных двигателей | 23 |
| Авиационная техническая лексикология — S. WITKOWSKI: Ламинарный — слоистый, Турбулентный — бурный | 30 |
| На книжных полках | 30 |
| Документационный обзор авиации | 31 |
| Конструкторская пособия — T. WIŚLICKI: Обработка резкой легких сплавов и титана, часть III. | Обложки |

„Technika Lotnicza, Pomoce Konstruktorskie” 74-6-59 str. III. 01.



TECHNIKA LOTNICZA

DWUMIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH

ROK XV

STYCZEŃ – LUTY 1960 R.

ZESZYT 1

Dr inż. PIERO MORELLI

Ciążar szybowców jako funkcja ich głównych parametrów geometrycznych

Dane dotyczące ciężarów szybowców, charakterystyk geometrycznych, współczynników obciążeń itd., podane niedawno przez OSTIV (lit. 1), pozwalają na przeprowadzenie studium zależności pomiędzy ciężarem szybowców a ich zasadniczymi geometrycznymi parametrami.

Dane, opublikowane przez OSTIV, dotyczą wielu rozmaitych szybowców. W zestawieniu tym istnieją znaczne różnice w typie konstrukcji, w materiale konstrukcyjnym, w typie podwozia (chowane lub nie). Różnice te dotyczą również klap, hamulców aerodynamicznych itd.

Wszystkie te szczegóły, które bez wątpienia wywierają wpływ na ciężar szybowca, mogą przesłonić związek przy czynowy między geometrycznymi parametrami a ciężarem szybowca. Jednakże istnieje możliwość wybrania dostatecznej liczby szybowców, między którymi można dokonać porównania.

Charakter zależności pomiędzy ciężarem a wymiarami geometrycznymi, który będzie omówiony w niniejszym artykule, odnosi się do szybowców podobnej konstrukcji i wykonanych z tego samego materiału. Innymi słowy artykuł ma na celu odpowiedzenie na następujące pytania:

a) jaka jest spodziewana zmiana ciężaru przy ustalonym typie konstrukcji i materiału uzależniona od geometrycznych parametrów szybowca, takich jak rozpiętość skrzydeł i wydłużenie?

b) jak się przy tym zmienia obciążenie powierzchniowe?

To pytanie różni się nieco od pytań, na które odpowiedzieli inni autorzy. W godnych uwagi pracach K. G. Wilkinsona (lit. 2) i W. Stendera (lit. 3) zbadano zależność między ciężarem a wymiarami geometrycznymi na bazie statystycznej, nie biorąc pod uwagę różnic konstrukcyjnych rozmaitych szybowców. Innymi słowy — fakt, że na przykład w szybowcach większej rozpiętości użyto specjalnych

metod konstrukcyjnych oraz możliwie innych materiałów został przyjęty jako zwykle rozwiązanie konstrukcyjne*).

Należy przypuszczać, że konstruktora będzie interesowała zmiana ciężaru, jakiej może się spodziewać ze zmianą geometrycznych wymiarów szybowca. Na przykład znajomości takiej zależności mogą wymagać obliczenia osiągow. Dla konstruktora ważny będzie wybór danego typu konstrukcji i materiału związany z kosztami, problemami wytwarzania, możliwościami napraw itp.

CIEŻAR SKRZYDŁA

Przy rozważaniu oddzielnie różnych elementów szybowca zwróćmy w pierwszym rzędzie uwagę na ciężar skrzydła jako elementu grającego najważniejszą rolę w rozłożeniu ciężarów szybowca.

Prosty wzór, który podał G. Gabrielli (lit. 5 i 6) dla wyznaczania ciężaru skrzydeł wolnonośnych metalowych samolotów przybierze w naszym przypadku następującą postać:

$$w_w = k_1 N W b A$$

gdzie

- w_w = ciężar skrzydła,
- k_1 = współczynnik zależny od materiału, od jego stopnia zastosowania i od rodzaju konstrukcji,
- N = współczynnik obciążenia dopuszczalnego,
- W = ciężar całkowity samolotu,
- b = rozpiętość skrzydeł,
- A = wydłużenie skrzydła.

W przypadku szybowców nie można pominąć zmniejszenia obciążenia spowodowanego przez ciężar skrzydła, ponieważ jest to zbyt duża część całkowitego ciężaru. I tak $W - w_w$ należy wstawić na miejsce W :

$$w_w = k_1 N (W - w_w) b A \quad \dots [1]$$

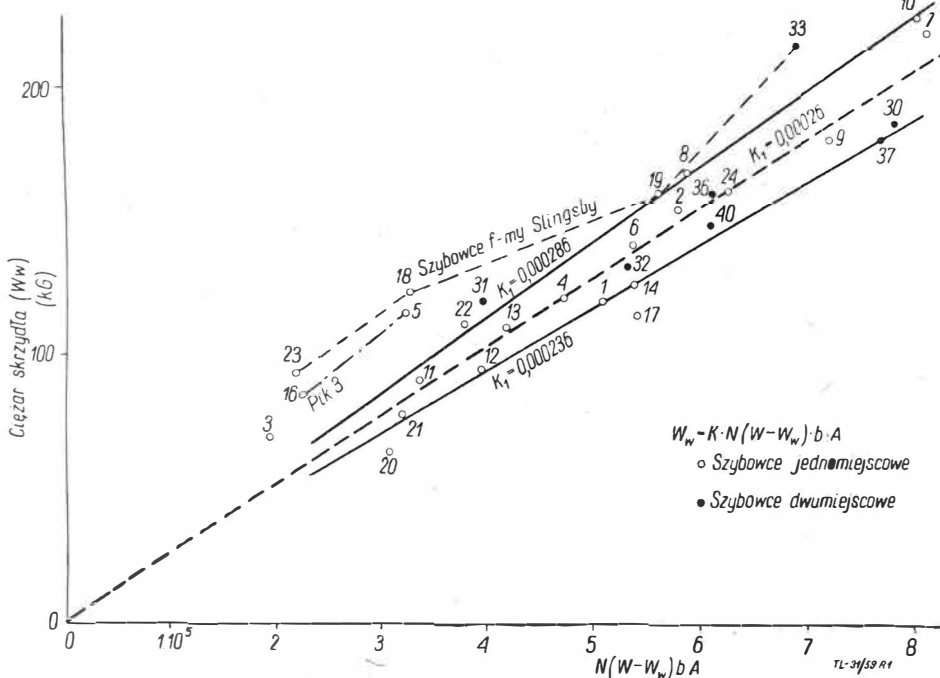
Wzór ten został sprawdzony w przypadku skrzydeł szybowców o budowie klasycznej przy następującym rodzaju konstrukcji: skrzydła wolnonośne drewniane, grubość procentowa 15—18% (ciężka przykadłubowa), zbieżność równa 03 do 05.

Zależność w_w od $N(W - w_w)bA$ jest podana na rysunku 1 dla szybowców jednomiejscowych i dla skrzydeł szybowców dwumiejscowych. Numeracja odpowiada szybowcom umieszczonym w tabeli 1.

Operując tymi danymi uzyskano wystarczającą zgodność. Można nakreślić dwie proste linie odpowiadające wartościom $k_1 = 0,000236$ i $k_1 = 0,000286$, przy czym średnia wartość odnosi się do skrzydeł

jednodźwigarowych krytych sklejką z noskiem pracującym na skręcanie i krytych płótnem w pozostałych częściach skrzydła (przykładem takiego skrzydła jest płat szybowca Weihe). Większa wartość odnosi się

* Ciekawe uwagi na temat zależności między ciężarem a wymiarami szybowca, opublikował B. S. Shenstone (lit. 4).



Rys. 1

do skrzydeł krytych sklejką, gęsto uźebrowanych, takich, jakie stosuje się dla uzyskania opływu laminarnego (na przykład skrzydła szybowców Eolo i Veltro).

Skrzydła rozpatrywane mogą różnić się niektórymi szczegółami, co oczywiście wywiera wpływ na ich ciężar i częściowo usprawiedliwia rozrzut punktów na rysunku 1. Różnice dotyczą rodzaju hamulców aerodynamicznych, wyposażenia w klapy lub nie, rodzaju połączenia skrzydła (skrzydło z dwóch części, z trzech części lub skrzydło nie dzielone) i innych szczegółów konstrukcyjnych.

Grubość procentowa (t) przekrojów skrzydeł nie jest wzięta pod uwagę we wzorze [1]. We wzorach obecnie stosowanych (lit. 6) ciężar skrzydła na ogół uważa się za odwrotnie proporcjonalny do grubości procentowej. Zestawiono wykres wartości w_w w funkcji $N(W - w_w) b A 1/t$, lecz rozrzut punktów nie zmniejszył się wcale w porównaniu z rysunkiem 1. To sugeruje, że w naszym przypadku redukcja ciężaru materiału pracującego na zginanie, spowodowana przyrostem grubości procentowej, jest w przybliżeniu wyrównana przez przyrost ciężaru pokrycia sklejkowego i ścianek dźwigarów (grubość tych ścianek nie może być zmniejszona poniżej pewnej granicy), żeber i innych mniejszych elementów. W każdym razie przyjmuje się, że grubość procentowa t nie wywiera większego wpływu na ciężar skrzydeł szybowca, z wyjątkiem przypadku krańcowych wartości t , tak jak to pokazano w punktach 20 i 21 rysunku 1 odnośnie szybowców D-34 i D-34B (szybowce te posiadają skrzydło o grubości procentowej 21% na całej rozpiętości).

Trzy współczynniki obciążenia dopuszczalnego (N) można rozróżnić w szybowcu przy danym ciężarze całkowitym:

- 1) współczynnik obciążenia dopuszczalnego, na którym oparto obliczenia konstrukcyjne,
- 2) współczynnik obciążenia dopuszczalnego, dla którego wykazano zgodność z przepisami,
- 3) efektywny współczynnik obciążenia dopuszczalnego, wynikający na przykład ze statycznych prób prowadzonych aż do zerwania.

Ostatnia wartość jest na ogół nie znana, ponieważ szybowce poddaje się rzadko statycznym próbom dla zbadania doraźnej wytrzymałości.

W niektórych przypadkach istnieje znaczna rozbieżność pomiędzy wartościami 1) i 2): wymagania wytrzymałościowe odnoszą się do wartości minimalnych, ale nieraz — zależnie od woli konstruktora i jego doświadczenia — obiera on większe wartości współczynników obciążeń.

Ponadto różnica istnieje pomiędzy współczynnikiem efektywnym a obliczonym obciążeniem dopuszczalnym, w zależności od założeń, na których oparto obliczenia, oraz od metody obliczeń.

Z wszystkich trzech wartości współczynnika obciążenia dopuszczalnego N bez wątpienia współczynnik 2 jest najmniej znaczący i w konsekwencji najmniej nadaje się, aby go użyć we wzorze [1]; jednak jest to jedyny ze współczynników znany zazwyczaj. Należy zdać sobie sprawę, że różnica pomiędzy obliczonym a efektywnym współczynnikiem obciążenia dopuszczalnego może znacznie zmieniać się z rodzajem konstrukcji. Na rysunku 1 uwidacznia to się jasno w postaci rozrzutu punktów w kierunku równoległym do osi odciętych.

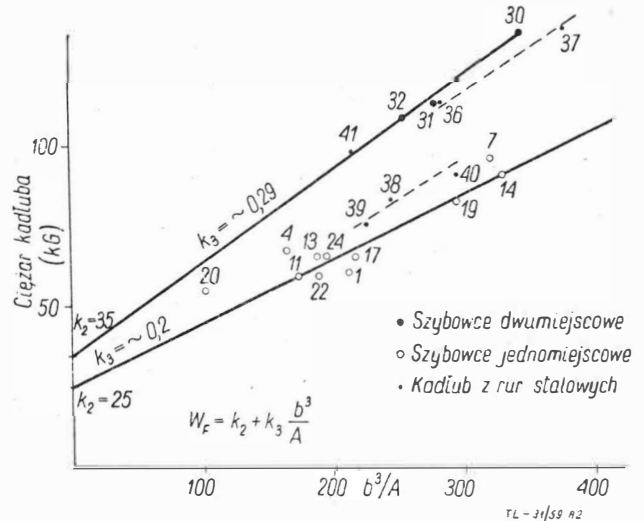
Aby sprawdzić zakres stosowalności wzoru [1] należy rozpatrzyć punkty odpowiadające szybowcom skonstruowanym przez tego samego konstruktora. Należy bowiem przypuszczać, że w takim przypadku różnica między efektywnym współczynnikiem obciążenia a tym, dla którego wykazano zgodność z przepisami, będzie wielką stałą. W związku z powyższym punkty powinny leżeć na linii prostej równoległej do linii odpowiadającej wzorowi [1]. W przybliżeniu zostało to sprawdzone w przypadku szybowców Sling-sby (punkty 23 — 18 — 19 — 33).

CIEŻAR KADŁUBA

Ciężar kadłuba można rozpatrzyć jako sumę trzech składników:

- 1) stały składnik (odnoszący się do części kadłuba z pilotem: do kabiny, kopuły, sterownic w kabinie itd.);
- 2) składnik zależny od geometrii skrzydła (głównie od rozpiętości i wydłużenia);
- 3) składnik zależny od ciężaru całkowitego szybowca (podwozie).

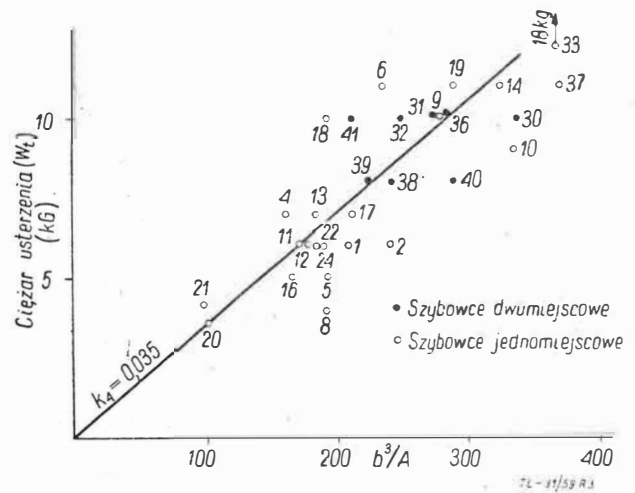
Wyznaczenie pierwszego całkowitego składnika jest możliwe przez wykreślną ekstrapolację (rys. 2), tak jak i będzie omówione poniżej.



Rys. 2

Ciężar odpowiadający drugiemu składnikowi odnosi się do belki ogonowej, która musi być dostatecznie długa, aby umożliwić wymagane momenty wyważające i potrzebne do sterowania. Ciężar ten w pewnym zakresie odnosi się również do przedniej części kadłuba, która musi być odpowiednio dłuższa i cięższa, stosownie do ciężaru i wymiarów tylnej części kadłuba ze względu na wyważenie ciężarowe (rozłożenie mas). Wyrażenie ciężarów w formie wzoru [2], zawierającego wszystkie trzy składniki odnoszące się do różnych funkcji tej części kadłuba, byłoby bardzo skomplikowane. W rzeczywistości należy ustalić związek pomiędzy tą częścią kadłuba a momentami pochodzącymi od sterowania podłużnego i kierunkowego, które kadłub musi przenieść. Związek ten powinien uwzględniać również momenty wyważające w krytycznych warunkach lotu (wyrwania, nurkowania z dużą prędkością itd.).

Analiza tych różnych warunków wykazuje, że wpływ zwiększania rozpiętości skrzydła jest zawsze taki, że powoduje wzrost ciężaru kadłuba. Powiększenie wydłużenia wywiera na ogół przeciwny skutek.



Rys. 3

Dla celów naszych rozważań wystarczyłoby proste wyrażenie, które podawałoby w przybliżeniu rzeczywistą zależność. Sporządzono wykresy w_{fus} w funkcji b ,

$$\frac{b^2}{A} (=S), \quad \frac{b^4}{A^2} (=S^2), \quad \frac{b^3}{A}$$

Niewielki rozrzut punktów można stwierdzić na wykresach odnoszących się do $\frac{b^4}{A^2}$ i $\frac{b^3}{A}$.

$\frac{b^3}{A}$ przyjęto jako najbardziej nadający się parametr (rys. 2).

Ciężar podwozia (część 3) jest niewielką częścią ciężaru kadłuba i tutaj nie będziemy go oddzielnie rozważać. Jest on zawarty w pozostałych dwóch składnikach, co należy uważać za dopuszczalne w ogólnym studium tego rodzaju.

$$w_p = 100 \text{ kG (szybowce jednomiejscowe)} \dots [4]$$

$$w_p = 180 \text{ kG (szybowce dwumiejscowe)}$$

CIEŻAR SZYBOWCA PUSTEGO I CIEŻAR CAŁKOWITY

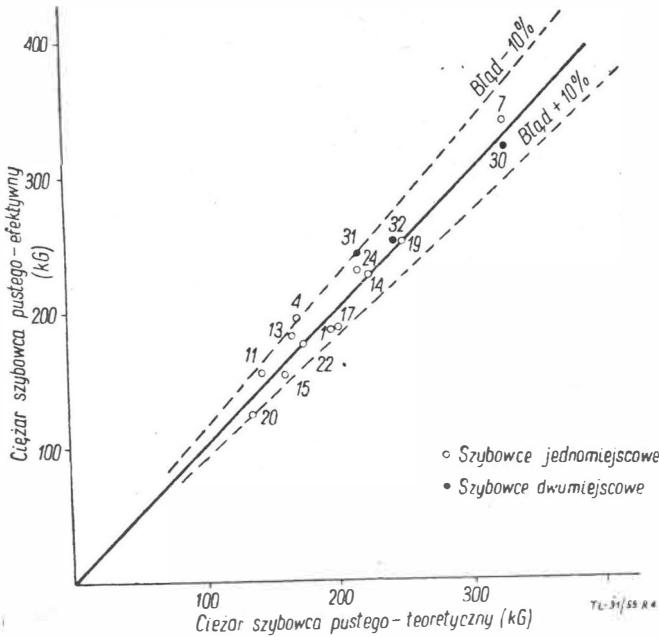
Ciężar całkowity szybowca (W) można ostatecznie napisać jako sumę wyrażeń (1), (2), (3) i (4):

$$W = W_e + w_p = (w_w + w_{fus} + w_t) + w_p = k_1 N (W - w_w) b A +$$

$$+ k_2 + k_3 \frac{b^3}{A} + k_4 \frac{b^3}{A} + w_p = k_1 N (W - w_w) b A +$$

$$+ (k_3 + k_4) \frac{b^3}{A} + k_2 + w_p \dots [5]$$

Stąd wynika: $W - w_w = (k_3 + k_4) \frac{b^3}{A} + k_2 + w_p$



Rys. 4

Dane, odnoszące się do ciężaru usterzenia pionowego, nie były oddzielnie rozważane. Ciężar ten jest zawarty w części 2 ciężaru kadłuba.

Rysunek 2 wykazuje, że stosownie do naszych założeń można z dostatecznym przybliżeniem wyrazić ciężar kadłuba w postaci wzoru:

$$w_{fus} = k_2 + k_3 \frac{b^3}{A} \text{ (kG)} \dots [2]$$

gdzie

- $k_2 = 25$ dla szybowców jednomiejscowych,
- $k_2 = 35$ dla szybowców dwumiejscowych,
- $k_3 = 0.2$ dla szybowców jednomiejscowych,
- $k_3 = 0.29$ dla szybowców dwumiejscowych.

Liczby na rysunku 2 odnoszą się do szybowców zestawionych w tabeli 1. Na rysunku 2 rozważano wyłącznie kadłuby, które można porównać ze sobą wystarczająco ze względu na konstrukcję.

CIEŻAR USTERZENIA POZIOMEGO

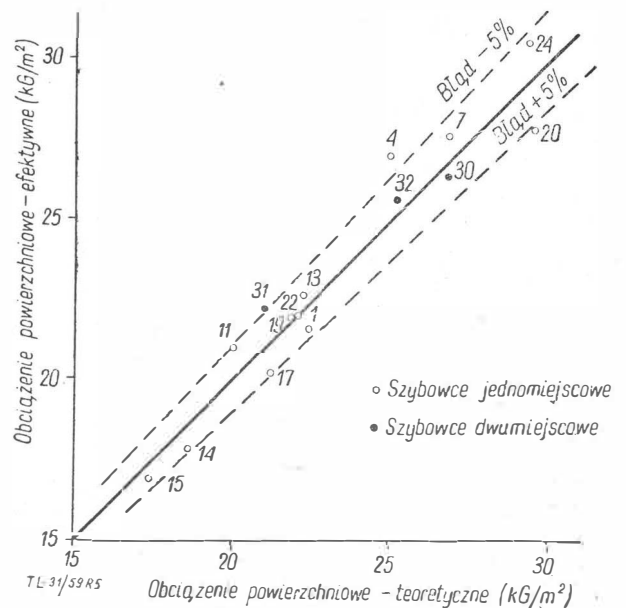
Na rysunku 3 uwidoczniono zależność ciężaru usterzenia poziomego (w_t) w funkcji $\frac{b^3}{A}$. Jak wynika z wykresu można poprowadzić prostą linię odpowiadającą równaniu:

$$w_t = k_4 \frac{b^3}{A} \dots [3]$$

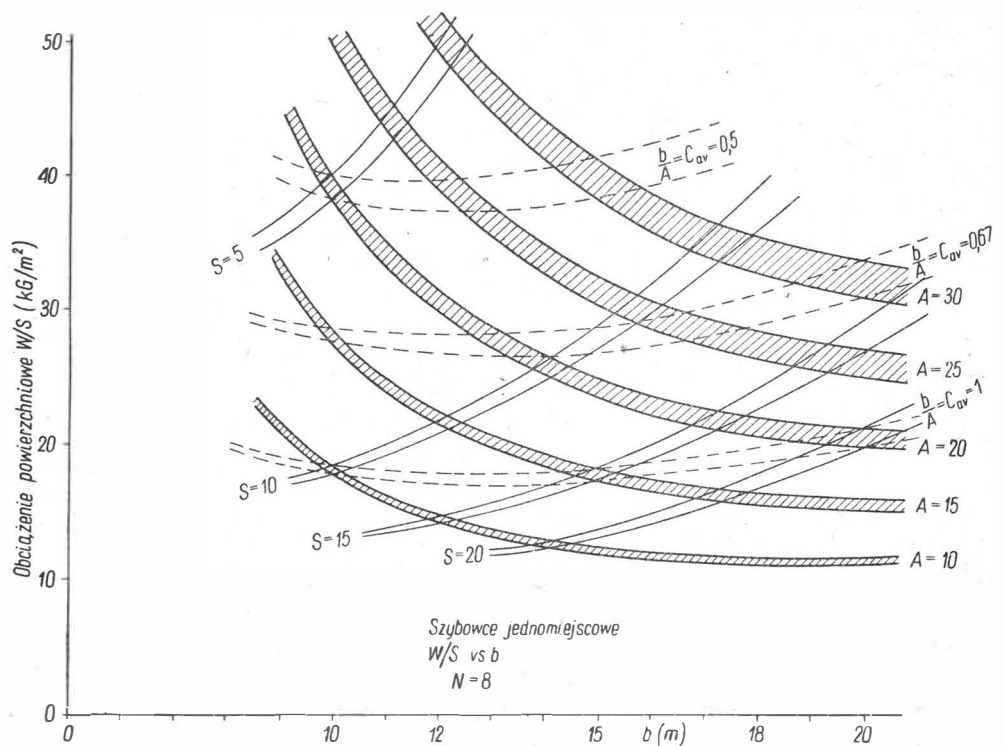
($k_4 = 0,035$) poprzez punkty reprezentujące dużą ilość drewnianych usterzeń poziomych szybowców (tabela 1).

CIEŻAR UŻYTECZNY

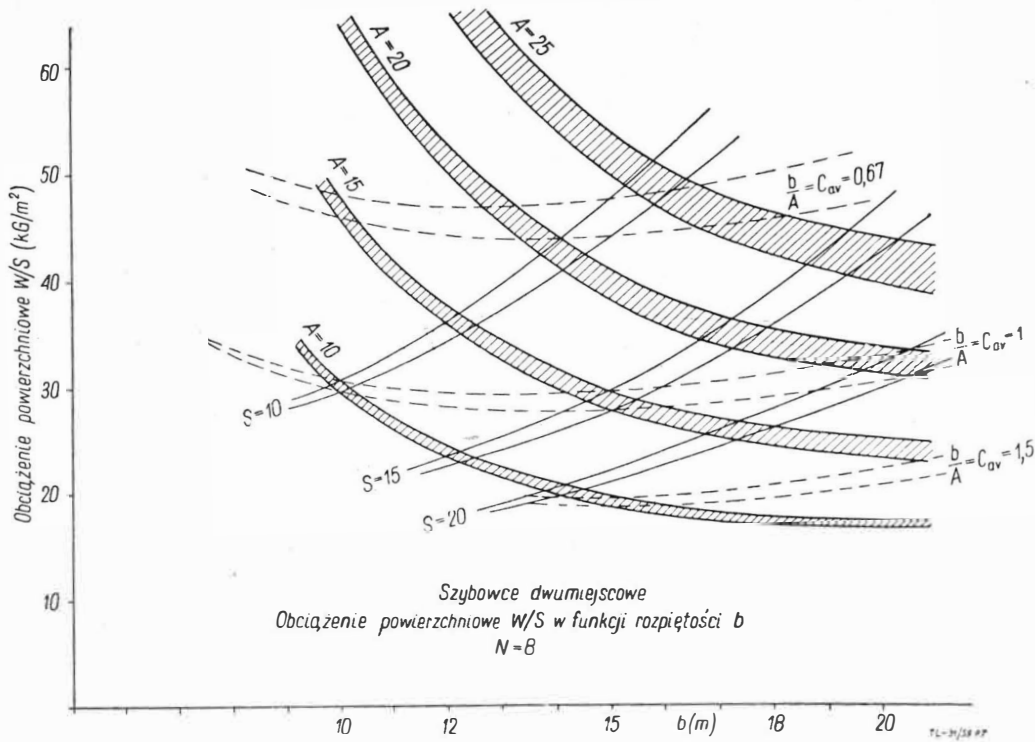
Ciężar pilota(ów) + spadochron(ny) i ciężar przyrządów jest uważany za stały:



Rys. 5



Rys. 6



Rys. 7

Wyrażenie (5) przybiera w ten sposób postać:

$$W = k_1 N \left[(k_3 + k_1) \frac{b^3}{A} + k_2 + w_p \right] bA + (k_3 + k_4) \frac{b^3}{A} + k_2 + w_p = k_1 (k_3 + k_1) N b^4 + k_1 (k_2 + w_p) N b A +$$

$$+ (k_3 + k_4) \frac{b^3}{A} + k_2 + w_p \cdot \cdot [6]$$

W przypadku szybowców konstrukcji drewnianej rozważanych na rysunkach (1), (2), (3) współczynniki k przybierają wskazane już wartości.

Współczynnik k_1 wynosi 0,000236 i 0,000286 dla skrzydeł „normalnych” (pierwsza wartość) i „laminarnych” (druga wartość). Porównać tu można rozdział dotyczący ciężaru skrzydła i pozycję 7 ze spisu literatury.

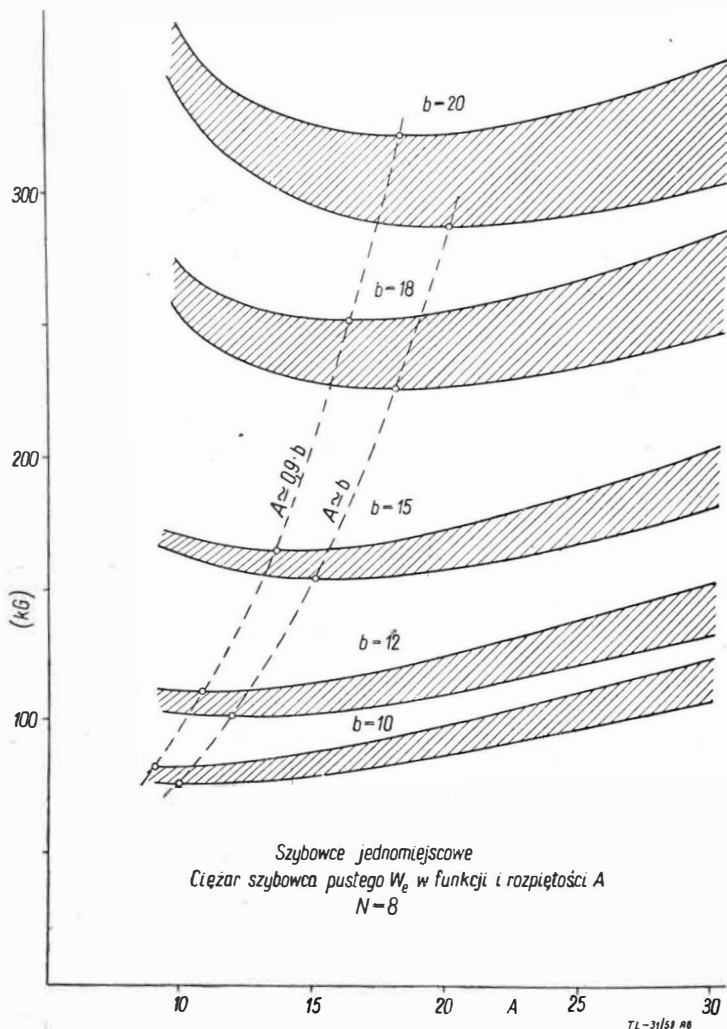
Odpowiednio do powyższego całkowity ciężar szybowca i ciężar szybowca pustego (W_e) mogą być wyrażone w następujący sposób (dla $N = 8$):

Szybowce jednomiejscowe:
($k_1 = 0,000236$, „skrzydła normalne“)

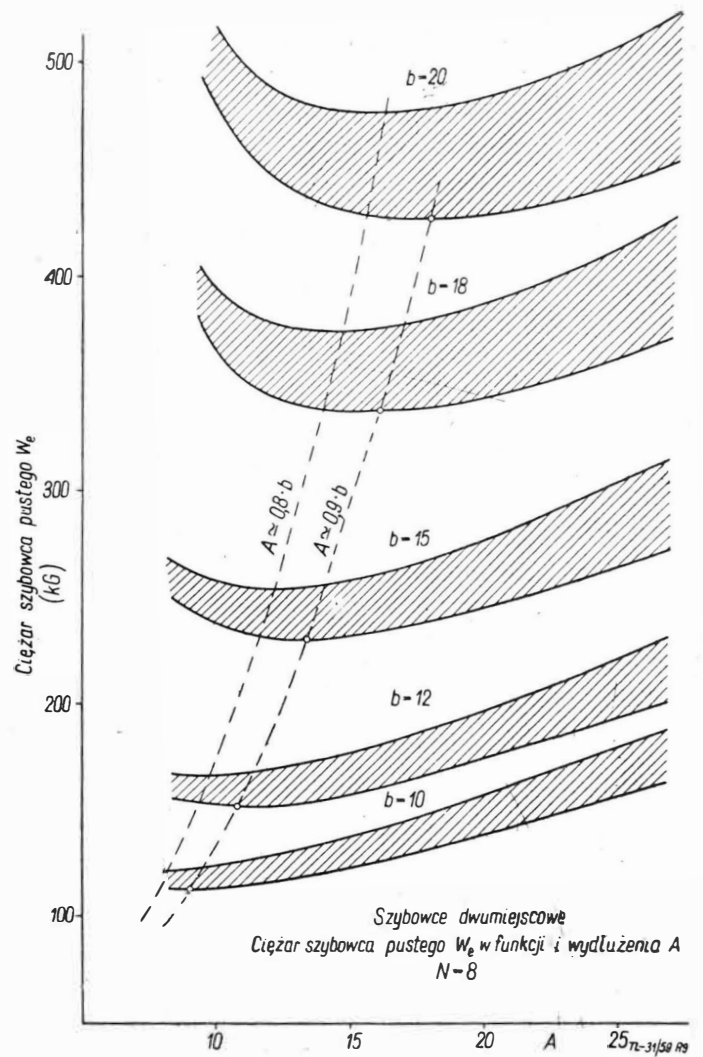
$$W = W_e + w_p = \left(0,000443 b^4 + 0,236 bA + 0,235 \frac{b^3}{A} + 25 \right) + 100$$

($k_1 = 0,000286$, skrzydła „laminarne“) $W = W_e + w_p =$

$$= \left(0,000538 b^4 + 0,286 bA + 0,235 \frac{b^3}{A} + 25 \right) + 100$$



Rys. 8



Rys. 9

Szybowce dwumiejscowe:

$$(k_1 = 0,000236, \text{ skrzydła „normalne“}) W = W_e + w_p = \\ = \left(0,000614 b^4 + 0,406 bA + 0,325 \frac{b^3}{A} + 35 \right) + 180$$

$$(k_1 = 0,000286, \text{ skrzydła „laminarne“}) W = W_e + w_p = \\ = \left(0,000744 b^4 + 0,492 bA + 0,325 \frac{b^3}{A} + 35 \right) + 180$$

Dla obciążenia powierzchniowego W/S można wyprowadzić w prosty sposób następujące wyrażenia:

Szybowce jednomiejscowe:

$$(k_1 = 0,000236) [7] \quad W/S = W \frac{A}{b^2} = 0,000443 Ab^2 + \\ = 0,236 \frac{A^2}{b} + 0,235 b + \frac{A}{b^2}$$

$$(k_1 = 0,000286) [8] \quad W/S = 0,000538 Ab^2 + 0,286 \frac{A^2}{b} + \\ + 0,235 b + 125 \frac{A}{b^2}$$

Szybowce dwumiejscowe:

$$(k_1 = 0,000236) [9] \quad W/S = 0,000614 Ab^2 + 0,406 \frac{A^2}{b} + \\ + 0,325 b + 215 \frac{A}{b^2}$$

$$(k_1 = 0,000286) [10] \quad W/S = 0,000744 Ab^2 + 0,492 \frac{A^2}{b} + \\ + 0,325 b + 215 \frac{A}{b^2}$$

Wypróbowano wyżej podane wzory porównując rzeczywiste i obliczone wartości W_e i W/S (rys. 4 i 5). Przy wyznaczaniu wartości W_e błąd popełniany zawierał się w granicach $\pm 10\%$. Dla przypadku wyznaczenia obciążenia powierzchniowego W/S błąd był na ogół mniejszy niż $\pm 5\%$.

Na rysunkach 6 i 7, odnoszących się do szybowców jednomiejscowych (rys. pierwszy) i dwumiejscowych (rys. drugi), obciążenie powierzchniowe W/S jest wykreślone w funkcji rozpiętości b przy stałym wydłużeniu A , stałej po-

wierzchni skrzydła S i przy stałej średniej geometrycznej cięciwie ($c_{av} = b/A$). Dwie krzywe wykreślone w każdej wartości tych geometrycznych parametrów (A lub S lub c_{av}) odpowiadają dwóm wartościom współczynnika k_1 w wyrażeniu na ciężar skrzydła. Obydwie krzywe można uważać za dolną i górną granicę ciężaru szybowców wielu typów.

Z rysunków omówionych powyżej wypływają dwie interesujące uwagi:

1) krzywe przy stałym wydłużeniu A wykazują stały spadek obciążenia powierzchniowego W/S z rozpiętością w przedziale $b = 10$ do 20 metrów. Osiągają one najmniejszą wartość dla rozpiętości skrzydeł powyżej 20 metrów;

2) jeżeli obciążenie powierzchniowe ma być utrzymane stałe, to wzrostowi rozpiętości musi towarzyszyć przyrost wydłużenia. Warunek stałości obciążenia powierzchniowego W/S odpowiada w przybliżeniu $c_{av} = \text{constant}$.

Sporządzono również rysunki W_e w funkcji wydłużenia A (rys. 8 i 9) przy stałej wartości rozpiętości b . Tak jak na poprzednich rysunkach nakreślono dwie krzywe dla każdej wartości rozpiętości b , odpowiednio do dwóch wartości współczynnika k_1 w wyrażeniu na ciężar skrzydła.

Krzywe te osiągają najmniejsze wartości W_e przy wartościach rozpiętości A , co można łatwo wyznaczyć przyrównując do zera pochodną cząstkową

$$\left(\frac{\partial W_e}{\partial A} \right) b = \text{const.}$$

równań [7], [8] i [9], [10], otrzymując przez to:

$$A_{W_{emin}} = (0,9 + 1,0)b \text{ dla szybowców jednomiejscowych,} \\ A_{W_{emin}} = (0,8 + 0,9)b \text{ dla szybowców dwumiejscowych.}$$

Tabela 1 do niniejszego artykułu wydrukowana na str. 30.

LITERATURA

1. „The World's Sailplanes” — published by O. S. T. I. V. and Schweizer Aero Revue — first edition, Bern 1958
2. K. G. Wilkinson — „The Design of Sailplanes for High Performance” — Aircraft Engineering, Sept. 1951
3. W. Stender — „Entwurfsgrundlagen für Segelflugzeugen” — Weltluftfahrt, Dec. 1952
4. B. S. Shenstone — „Progress in Two-seater Sailplane Design” — Aircraft Engineering, Jan. 1953
5. G. Gabrielli — „Note sul progetto dei velivoli” — L'Ingegnere, Sept. 1949
6. G. Gabrielli — „Peso teorico e peso reale delle ali a sbalzo” — L'Aerotecnica, fasc. 1° — 1953, vol. XXXIII
7. P. Morelli — „Study Construction and Flight Tests of the High Performance Sailplane CVT-2 Veltro” — Schweizer Aero Revue, Jan. 1957, and O. S. T. I. V. Publ. IV

Inż. JANUSZ LANGE
Wrocław

Rysunki aksonometryczne wykonywane nową metodą „rzutowania bezpośredniego”

Autor, po omówieniu trudności napotykanym przy wykonywaniu rysunków aksonometrycznych, przedstawia własną metodę graficzną automatyzującą pracę i nadającą się do stosowania w szerokim zakresie w biurach technicznych.

1. WSTĘP

O ile usprawnienia procesów technologicznych są ogólnie doceniane, a obniżenie kosztów produkcji uzyskane na skutek ich wprowadzenia może być stosunkowo łatwo obliczone, o tyle ulepszenia dokumentacji technicznej traktowane są często jako coś drugorzędnego, nie mającego większego znaczenia ekonomicznego. Przyczyna tego stanu rzeczy leży prawdopodobnie w tym, że zysk otrzymywany na skutek ułatwienia procesów myślowych jest trudny do obliczenia, jeśli nie zupełnie niemożliwy. Stanowisko to jest jednak całkowicie niesłuszne, gdyż niewątpliwie wszystkie czynniki, które ułatwiają w jakikolwiek sposób korzystanie z dokumentacji, mają podstawowy wpływ na czas przygotowania oraz szybkość produkcji, a zatem w wysokim stopniu zmniejszać muszą koszt tej ostatniej.

Jednym z takich czynników jest zaopatrywanie normalnych rysunków rzutowych bardziej skomplikowanych przedmiotów w ich widoki aksonometryczne, co — ułatwiając pracę konstruktora sprzętu, konstruktora oprzyrządowania, matryc odkuwkowych i form odlewniczych, pracę technologa, mistrza, robotnika, magazyniera itd. — przyspiesza proces myślowy u tych pracowników, a tym samym wpływa dodatnio na ogólną sprawność zakładu. Odnosi się to w szczególności do produkcji lotniczej, w której często mamy do czynienia z częściami o kształcie skomplikowanym.

Tymczasem, jeśli część posiada kształty proste, już sam rysunek rzutowy daje dostateczne wyobrażenie o jej postaci, jeśli natomiast część ma kształt skomplikowany i wykonanie jej widoku aksonometrycznego byłoby pożądane, praca ta, wykonywana zwykłym sposobem odmierzania

poszczególnych odcinków wzdłuż ustalonych osi aksonometrii, jest trudna i wymaga dużej umiejętności i uwagi, tak że dla osób nieczęsto ją wykonujących staje się bardzo pracochłonna, co często służy jako argument przeciwko w ogóle wykonywaniu rysunków aksonometrycznych jako kosztownych i nieopłacalnych.

Przypuszczać należy, że oddanie w ręce konstruktorów prostej metody rzutowej, pozwalającej na szybkie i bezbłędne, wykresne wyznaczanie położenia poszczególnych punktów widoku aksonometrycznego, przyczyni się do usunięcia ich niechęci do tych rysunków.

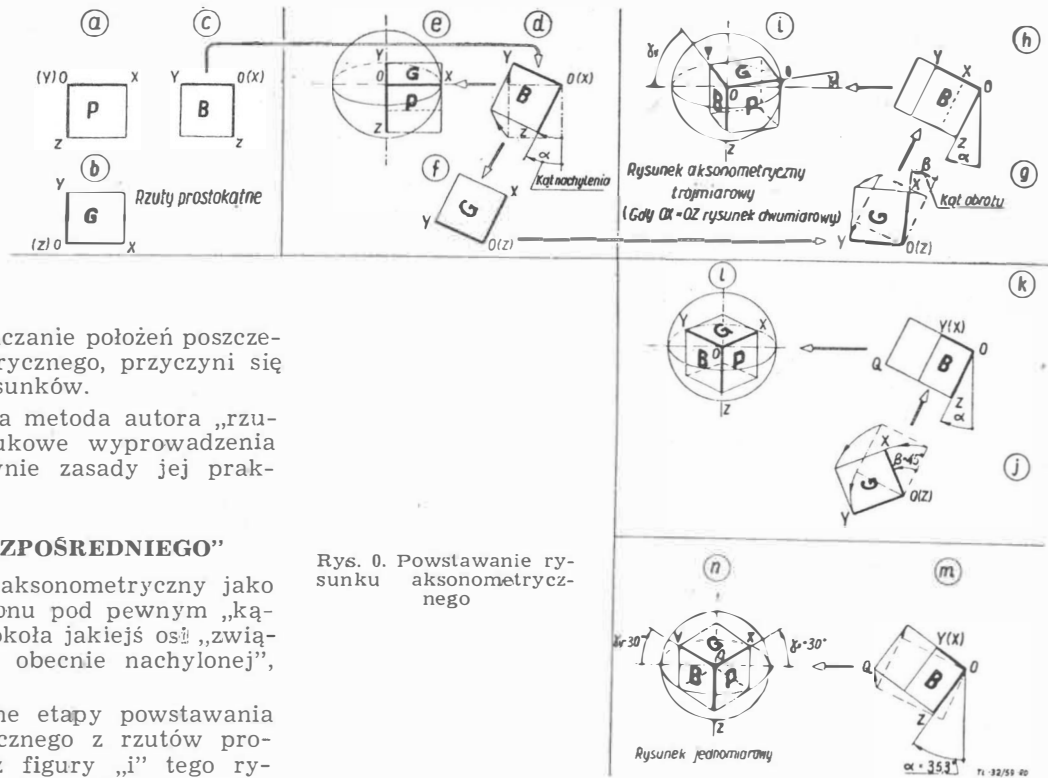
Celowi temu ma służyć uniwersalna metoda autora „rzutowania bezpośredniego”, której naukowe wyprowadzenia tutaj pominięto, przedstawiając jedynie zasady jej praktycznego stosowania.

2. METODA „RZUTOWANIA BEZPOŚREDNIEGO”

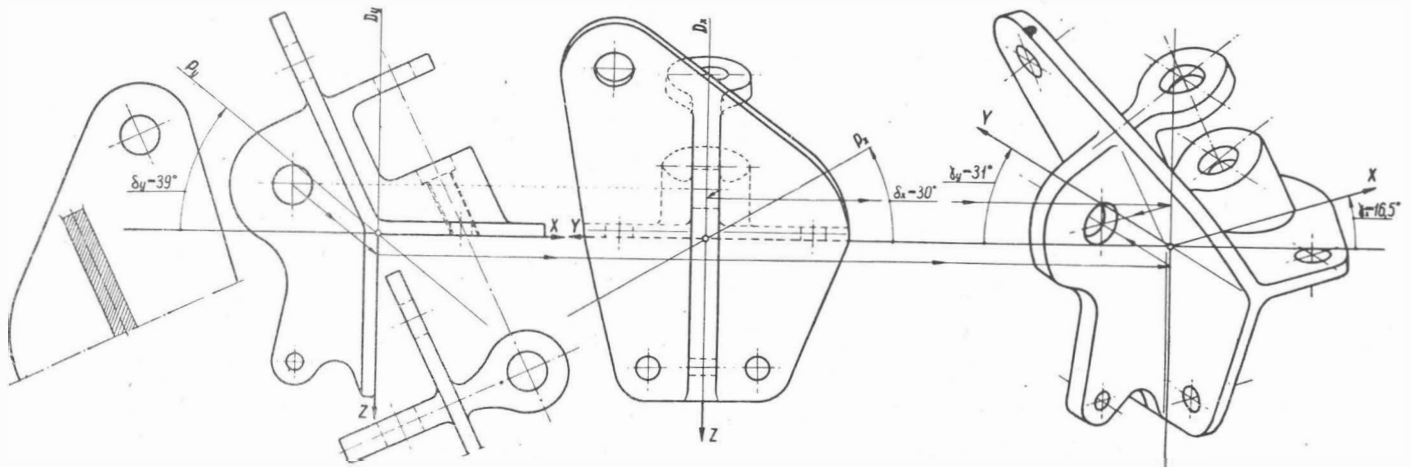
W pracy niniejszej ujęto rysunek aksonometryczny jako widok przedmiotu nachylonego do pionu pod pewnym „kątem nachylenia α ” oraz obróconego dokoła jakiejś osi „związanej z przedmiotem i wraz z nim obecnie nachylonej”, o pewien „kąąt obrotu β ”.

Rysunek 0 przedstawia poszczególne etapy powstawania w tym ujęciu rysunku aksonometrycznego z rzutów prostokątnych przedmiotu. Jak widać z figury „i” tego rysunku, każdej parze kątów wyjściowych α i β odpowiadają określone kąty γ_x i γ_y nachylenia osi aksonometrii do linii poziomej rysunku. Wartość tych kątów odczytujemy z wykresu 1 (prawa strona), przy czym dla odczytywania

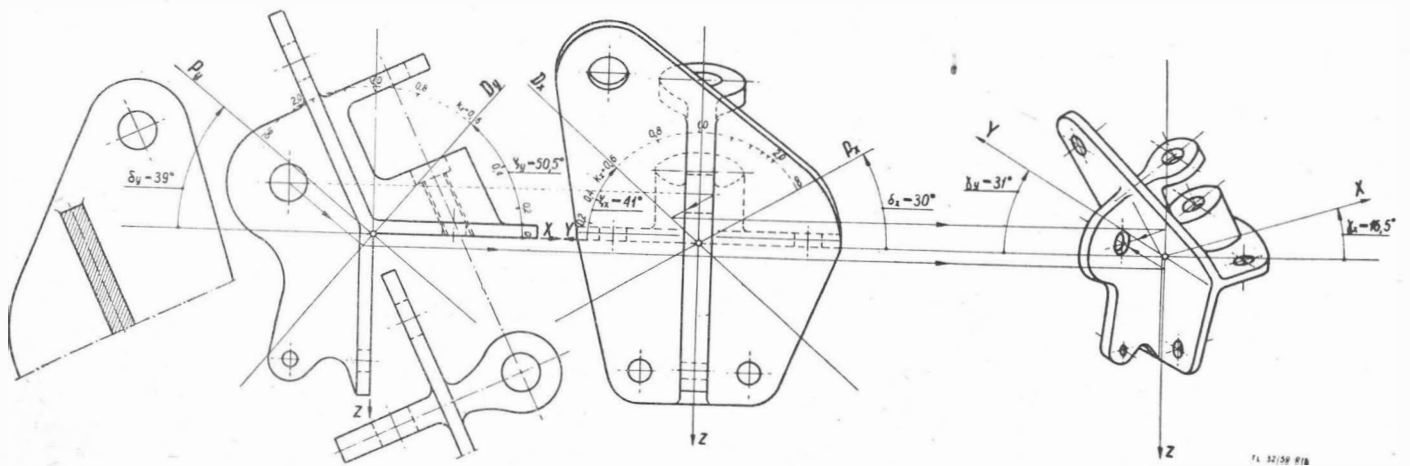
Rys. 0. Powstawanie rysunku aksonometrycznego



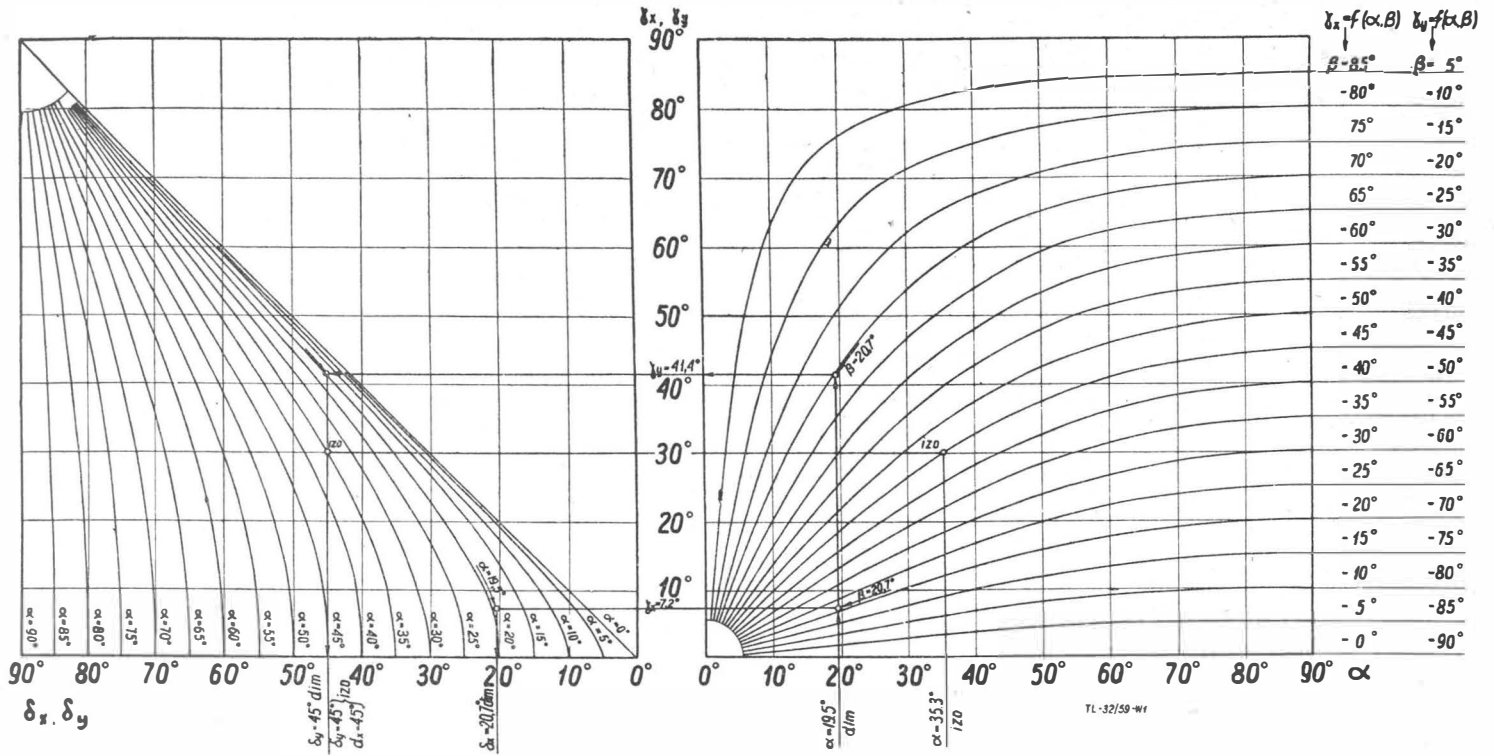
wartości kąta γ_x korzystamy z oznaczeń krzywych β podanych w kolumnie $\gamma_x = f(\alpha, \beta)$, zaś dla odczytywania wartości kąta γ_y — z oznaczeń podanych w kolumnie $\gamma_y = f(\alpha, \beta)$.



Rys. 1a. Rysunek trójmiarowy wykonany z widoków z przodu i z boku (o podziałce $k_2 = 1$)



Rys. 1b. Rysunek trójmiarowy wykonany z widoków z przodu i z boku zmniejszony (o podziałce $k_2 = 0,6$)



Wykres 1. Wykres dla określania kątów γ i δ

Następnie stosujemy się do niżej podanych wskazówek w zależności od rodzaju posiadanego rysunku rzutowego oraz żądanej podziałki k_z wzdłuż osi pionowej (OZ) rysunku aksonometrycznego.

Przypadek 1. Przedmiot pokazany jest na rysunku rzutowym w widokach z przodu i z boku.

Zadanie 1a. Narysować rzut aksonometryczny o podziałce $k_z = 1$ (rys. 1a).

Z wykresu 1 (strona lewa, pęk krzywych δ_y, δ_x) dla określonego poprzednio kąta γ_y i założonego kąta α określamy kąt δ_y w sposób następujący:

Przez punkt osi rzędnych odpowiadający danej wartości kąta γ_y prowadzimy prostą poziomą aż do przecięcia się z krzywą $\delta_y = f(\gamma_y, \alpha)$ odpowiadającą założonej wartości kąta α (odczytanej na osi odciętych). Przez punkt przecięcia prowadzimy prostą pionową i na osi odciętych odczytujemy odpowiednią wartość kąta δ_y .

W analogiczny sposób określamy kąt δ_x odpowiadający γ_x .

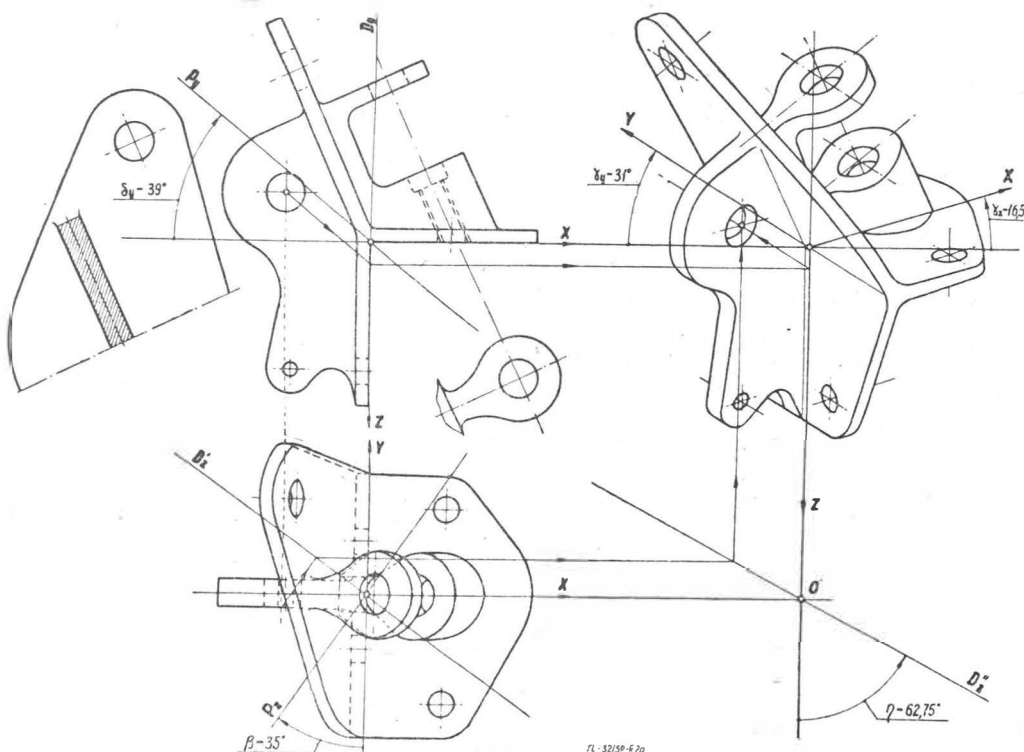
Teraz dla każdej pary odpowiadających sobie punktów przedmiotu (rys. 1a), obieramy dowolny punkt przedmiotu jako początek układu osi współrzędnych, zaznaczamy go na obu rzutach i kreślimy na nich osie poziomą i pionową. Na przedłużeniu osi poziomej obieramy w dowolnym punkcie początek układu osi współrzędnych mającego powstać rysunek aksonometryczny i kreślimy z niego trzy osie aksonometrii: oś OZ w dół, zaś dwie pozostałe pod kątami γ_x i γ_y do linii poziomej. Następnie, na lewym widoku przedmiotu (tj. na widoku „z przodu”) kreślimy „rzutnicę P_y ” — prostą nachyloną pod kątem δ_y do poziomu, zaś na prawym widoku (widok „z boku”) kreślimy „rzutnicę P_x ” — prostą nachyloną pod kątem δ_x do poziomu.

Teraz dla każdej pary odpowiadających sobie punktów w rzutach prostokątnych możemy wyznaczyć punkt rysunku aksonometrycznego w sposób następujący:

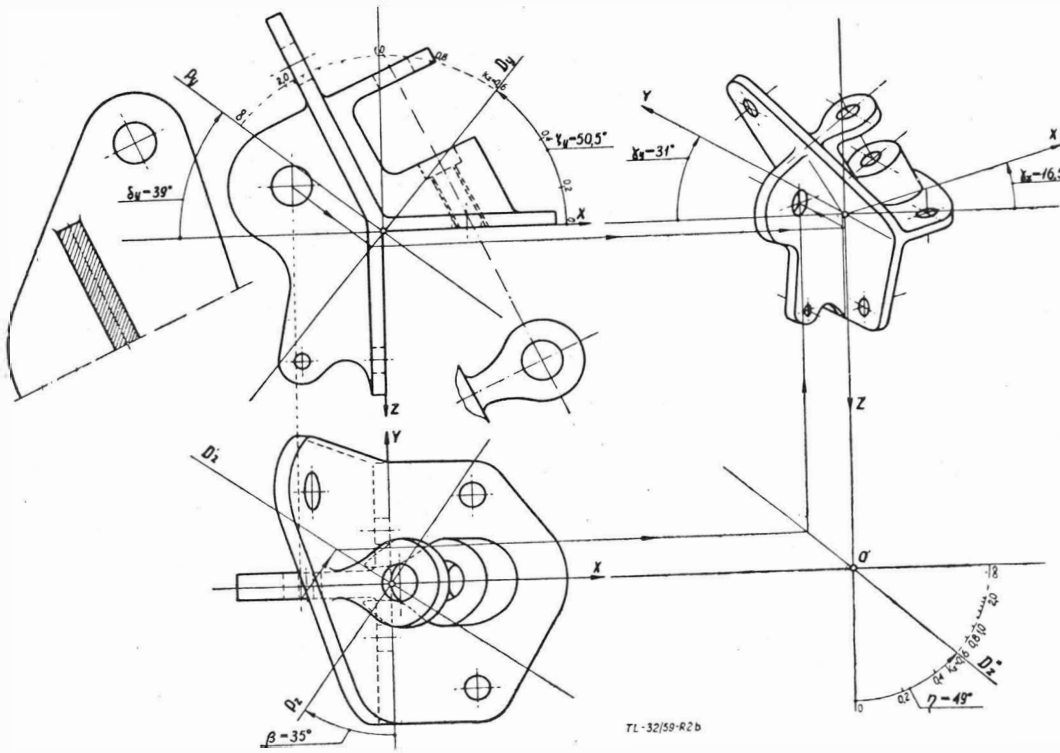
Przez dany punkt przedmiotu w widoku z przodu kreślimy linię równoległą do „rzutnicy P_y ” aż do przecięcia się z osią pionową tego widoku. Z punktu przecięcia prowadzimy linię poziomą do przecięcia się z osią OZ rysunku aksonometrycznego i z tego punktu przecięcia prowadzimy linię równoległą do osi OY rysunku aksonometrycznego.

Analogicznie, przez punkt widoku z boku odpowiadający obranemu punktowi widoku z przodu, prowadzimy linię równoległą do „rzutnicy P_x ” aż do przecięcia się z osią pionową tego widoku. Z punktu przecięcia prowadzimy prostą poziomą do przecięcia się z osią OZ rysunku aksonometrycznego. Na przecięciu się tej linii z poprzednio nakreśloną linią równoległą do osi OY uzyskujemy poszukiwany punkt rysunku aksonometrycznego.

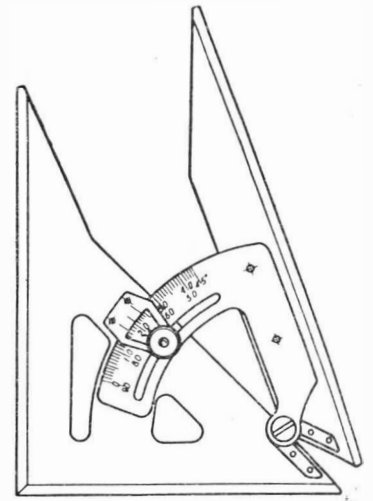
Zadanie 1b. Narysować rzut aksonometryczny zmniejszony o podziałce $k_z = 0,6$ (rys. 1b).



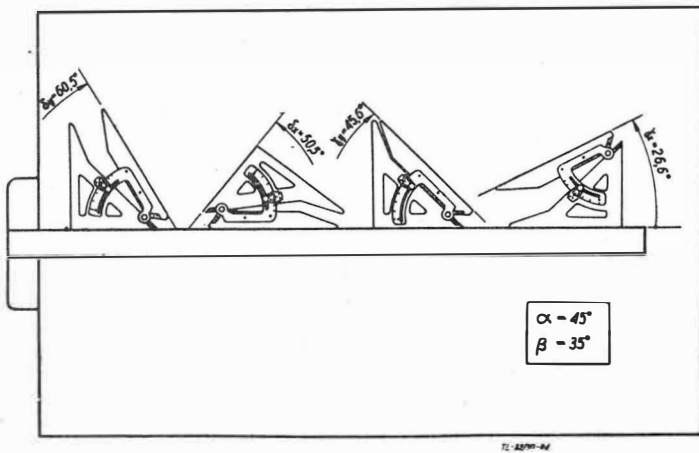
Rys. 2a. Rysunek trójmiarowy wykonany z widoków z przodu i z góry (o podziałce $k_z = 1$)



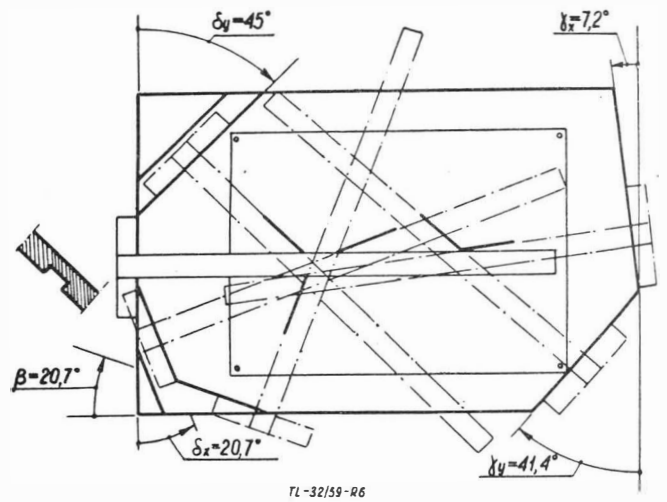
Rys. 2b. Rysunek trójmiarowy wykonany z widoków z przodu i z góry zmniejszony (o podziałce $k_z = 0,6$)



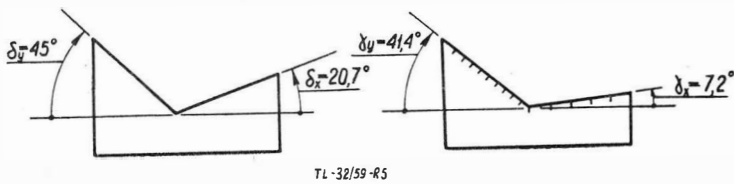
Rys. 3. Trójkąt nastawny



Rys. 4. Używanie trójkątów nastawnych do wykonywania rysunków aksonometrycznych metodą „rutowania bezpośredniego”



Rys. 6. Specjalna deska rysunkowa dla rysunków dwumiarowych



Rys. 5. Szablony dla rysunków dwumiarowych

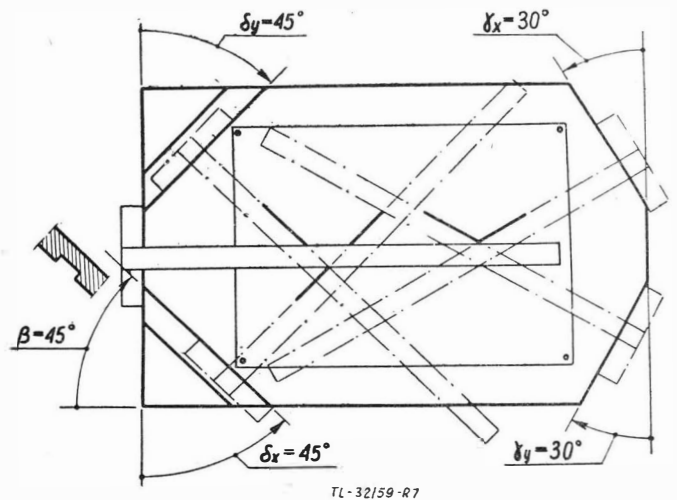
Po określeniu kątów δ_x i δ_y , jak opisano wyżej, wyznaczamy jeszcze z wykresu 2 kąty $\zeta_x = f(\delta_x, k_z)$ oraz $\zeta_y = f(\delta_y, k_z)$.

Na widoku z przodu, oprócz „rzutnicy P_v ”, наносимy „kierownicę D_v ” pod kątem ζ_v do poziomu, zaś na widoku z boku, oprócz „rzutnicy P_x ” — „kierownicę D_x ” pod kątem ζ_x do poziomu.

Nanoszenie poszczególnych punktów na rysunek aksonometryczny odbywa się jak w zadaniu 1a, z tą tylko różnicą, że pierwsze linie rzutowe obu widoków prowadzimy do przecięcia się z „kierownicami D_v, D_x ”, a nie jak tam, z liniami pionowymi.

Opisana tutaj metoda ma zastosowanie również wtedy, gdy chcemy otrzymać rysunek aksonometryczny powiększony ($k_z > 1$), wówczas „kierownice D_v i D_x ” obracają się dalej poza linię pionową.

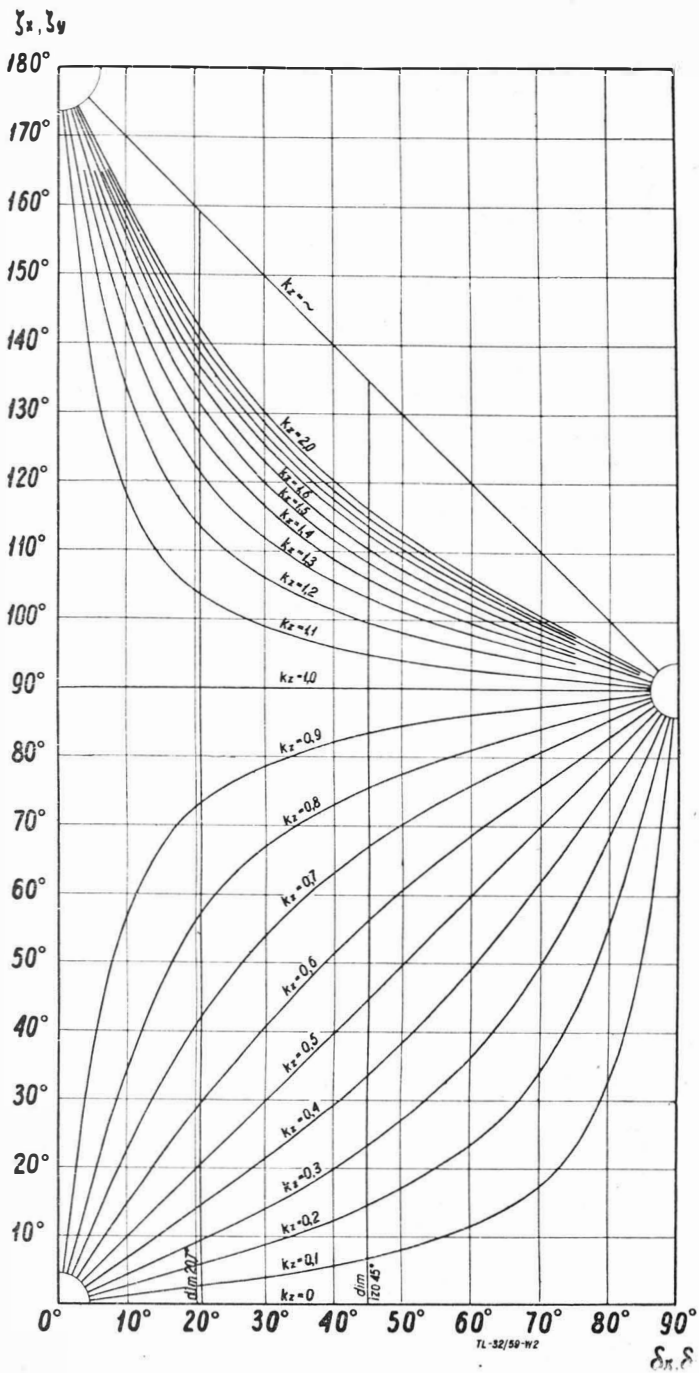
Przypadek 2. Przedmiot pokazany jest na rysunku rzutowym w widokach z przodu i z góry.



Rys. 7. Specjalna deska rysunkowa dla rysunków jednomiarowych

Z a d a n i e 2a. Narysować rzut aksonometryczny o podziałce $k_z = 1$ (rys. 2a).

Z wykresu 1 (strona lewa, pęk krzywych δ_y, δ_x), dla określonego poprzednio kąta γ_y i założonego kąta α określić kąt δ_y sposobem objaśnionym w zadaniu 1a.



Przechodząc do posiadanego dwurzutowego rysunku przedmiotu, obieramy, jak poprzednio, początek układu osi współrzędnych i ustalamy położenie osi z tym, że dodatkowo rysujemy „pomocniczy układ współrzędnych” o początku O leżącym na przecięciu się osi OX widoku z góry i osi OZ rysunku aksonometrycznego. równicę $\perp P_z''$ pod kątem β do poziomu.

Na widoku z przodu nanosimy „rzutnicę P_y'' ” pod kątem δ_{η} do poziomu, zaś na widoku z góry — „rzutnicę P_z'' ” pod kątem β do pionu oraz prostą $\perp P_z''$ do niej „kierownicę D_z'' ”.

Z wykresu 3 określamy, dla danych kątów α i β oraz dla podziałki $k_z = 1$, kąt η . Pod kątem tym (w stosunku do pionu) nanosimy w „pomocniczym układzie współrzędnych” „kierownicę D_z'' ”.

Rzutowanie z widoku z przodu odbywa się tak, jak w zadaniu 1a, natomiast rzutowanie z widoku z góry przeprowadzamy w sposób następujący:

Z rozpatrywanego w tym widoku punktu prowadzimy prostą równoległą do „rzutnicy P_x'' ” aż do przecięcia się z „kierownicą P_z'' ”. Następnie prowadzimy prostą poziomą do przecięcia się z „kierownicą D_z'' , a dalej prostą pionową, której przecięcie się z prostą rzutowaną z widoku z przodu daje nam poszukiwany punkt rysunku aksonometrycznego.

Z a d a n i e 2b. Narysować rzut aksonometryczny zmniejszony o podziałkę $k_z = 0,6$ (rys. 2b).

Jak w zadaniu 1b, określamy z wykresu 2 kąt i nanosimy na widoku z przodu, oprócz „rzutnicy P_y'' ” — „kierownicę D_y'' ”.

Z wykresu 3 określamy, dla danych kątów α i β oraz dla $k_z = 0,6$, kąt η . Pod kątem tym (w stosunku do pionu) nanosimy w „pomocniczym układzie współrzędnych” „kierownicę D_z'' ”.

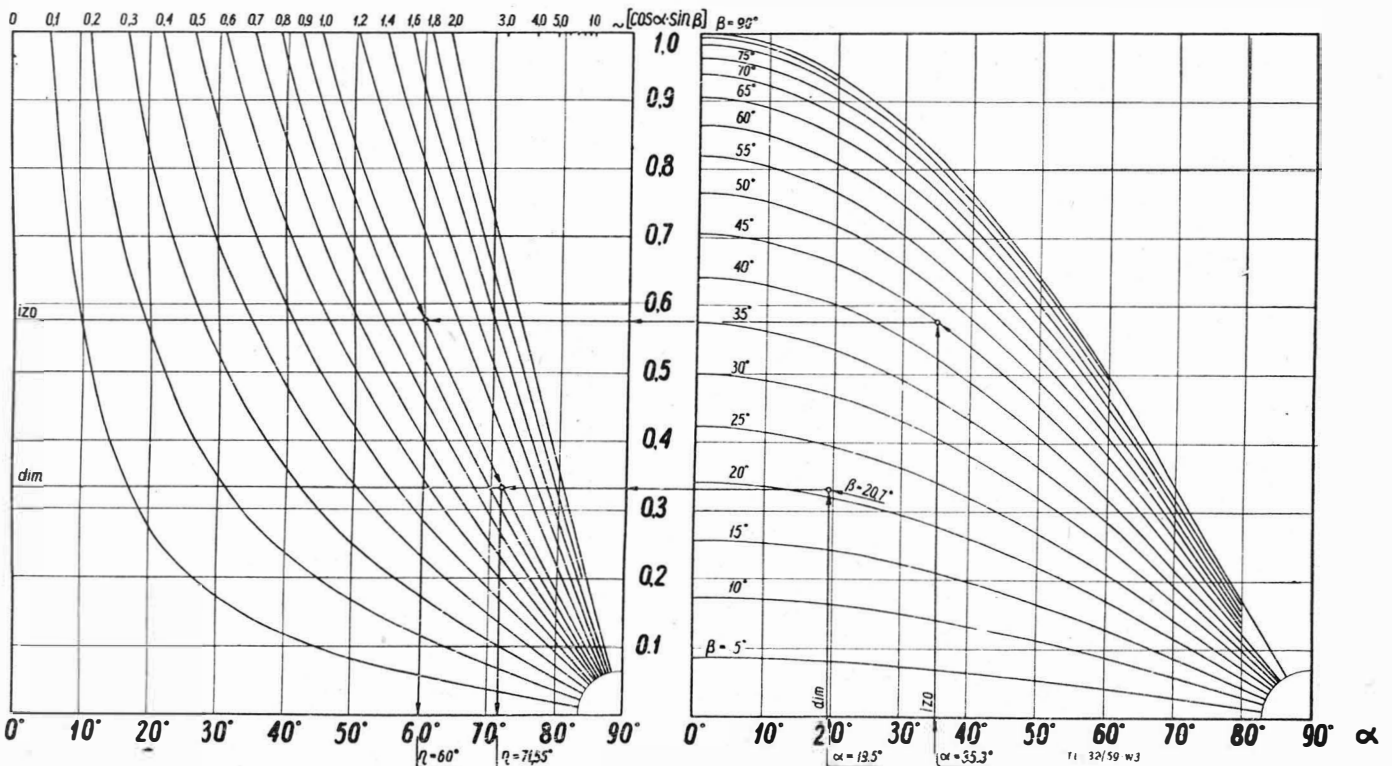
Rzutowanie z widoku z przodu odbywa się tak, jak w zadaniu 1b, natomiast rzutowanie z widoku z góry — jak w zadaniu 2a.

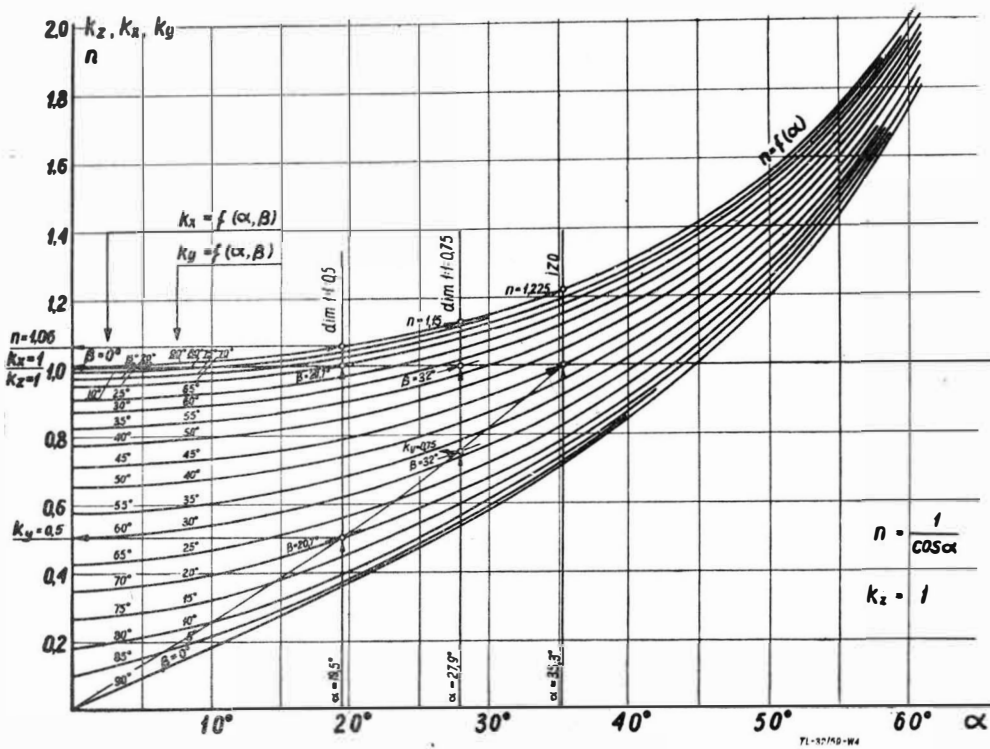
3. UWAGI PRAKTYCZNE

a. Podziałki wzdłuż poszczególnych osi aksonometrii.

Po naniesieniu, przy pomocy wyżej opisanej metody, charakterystycznych punktów rysunku i jego trudniejszych (krzywoliniowych) partii, może się okazać wygodne rysowanie dalszych, łatwiejszych szczegółów zwykłą metodą odmierzeniową. Chociaż więc przy samej metodzie rzutowania bezpośredniego znajomość podziałek k_x i k_y odpowiednio wzdłuż osi OX i OY nie jest potrzebna, do pracy niniejszej dołączono wykres 4 podający (przy założo-

Wykres 3. Wykres dla określenia kątów η





Wykres 4. Wykres dla określenia podziałek k_x i k_y przy $k_z = 1$

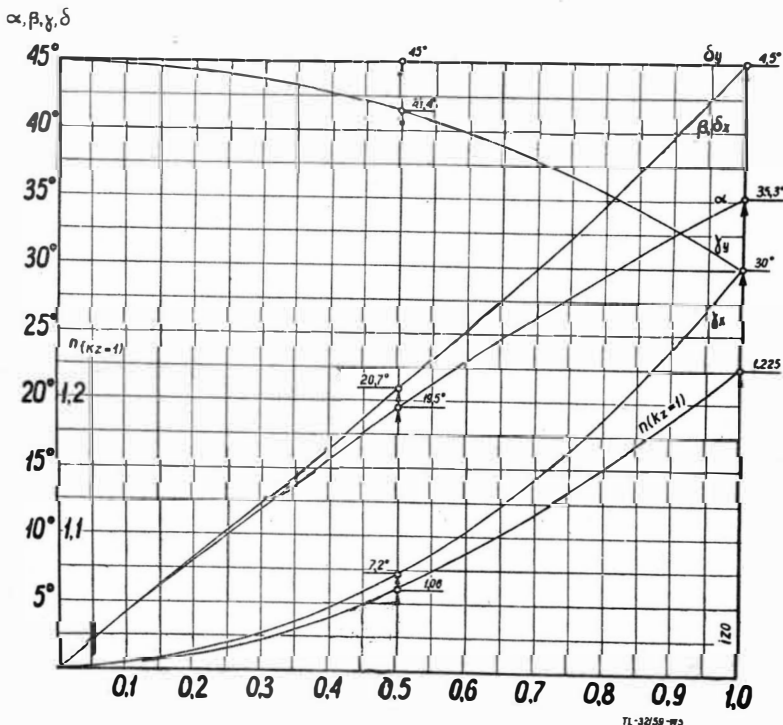
nym $k_z = 1$) wartości tych podziałek w zależności od przyjętych na początku kątów α i β . Ostateczne wartości podziałek otrzymujemy mnożąc otrzymane liczby przez przyjętą wartość podziałki k_z .

b. Rysunki di- i izometryczne.

Rysunek aksonometryczny o tych samych podziałkach k_x i k_y nazywamy rysunkiem dimetrycznym. Podziałkę k_y przyjmuje się najczęściej dwukrotnie mniejszą, albo też równą podziałkom k_x i k_z . W tym ostatnim przypadku otrzymujemy rysunek izometryczny. Związki katowe dla rodziny rysunków dimetrycznych przedstawia wykres 5, z którego możemy szybciej niż poprzednio określać wszystkie potrzebne kąty w zależności od stosunku

$$s = \frac{k_x}{k_z} = \frac{k_y}{k_z}$$

który nazwiemy „wskaznikiem dimetrii”.



Wykres 5. Wykres dla określenia kątów α , β , γ , δ dla rysunków dwumiarowych

$$s = \frac{k_y}{k_z} = \frac{k_x}{k_z}$$

Z wykresu tego odczytać równie możemy „współczynnik wielkości” $n = \frac{k_z}{\cos \alpha}$

sunku aksonometrycznego $n = \frac{k_z}{\cos \alpha}$ w praktyce nie mający zresztą większego znaczenia.

c. Pomoce kreślarskie.

Rysunki trymetryczne dadzą się wykonywać opisaną metodą najszybciej przy jednoczesnym użyciu czterech nastawnych trójkątów typu jak na rys. 3 popularnych w Anglii, u nas w kraju niestety nie wyrabianych. Trójkąty takie są bardzo wygodne również przy wszelkich innych pracach kreślarskich. Sposób użycia tych trójkątów, z których każdy ustawiony jest na inny kąt i używany kolejno podczas pracy wskazuje rys. 4.

Dla pewnego ustalonego ustawienia przedmiotu, na przykład dla rysunków dimetrycznych o stosunku podziałek 1 : 1 : 0,5, możemy sporządzić stałe szablon jak na rys. 5 (prawy zaopatrzone w odpowiednie podziałki i używać ich wraz z przykładnicą względnie używać samej tylko przykładnicy, stosując specjalną deskę rysunkową według rys. 6*).

Do wykonywania rysunków izometrycznych wystarczy przykładnica i zwykle trójkąty 45° i 30°, względnie sama przykładnica i deska — jak na rys. 7.

4. ZASTOSOWANIE NOWEJ METODY

Metoda wyżej opisana umożliwia:

- a) mechaniczne (podobnie jak na przykład w wykresie Cremony), a dzięki temu bezbłędne i nie wymagające wysiłku umysłowego wykonywanie rysunku aksonometrycznego części nawet o wysoce zawiłym kształcie również przez osoby słabiej wykwalifikowane,
- b) wykonywanie tego rysunku w dowolnym powiększeniu lub zmniejszeniu i to bez żadnego wpływu na ilość pracy włożonej,
- c) przedstawianie przedmiotu w takim położeniu, w jakim najlepiej uwydatni się jego postać i to bez obawy utrudnienia przez to wykonywania rysunku aksonometrycznego,

d) szybkie sprawdzanie prawidłowości rysunku aksonometrycznego, wykonywanego na przykład metodą odmierzeniową przez kontrolę dowolnych jego punktów, wykazywanie nieściśłości i ustalanie właściwych położenia błędnie naniesionych punktów,

e) uzupełnianie istniejących rysunków warsztatowych wiernymi widokami przedmiotu w rzucie aksonometrycznym, umieszczonymi od razu na tym samym arkuszu w najwygodniejszym położeniu i żądanej wielkości przy uniknięciu pracochłonnego kopiowania,

f) równoczesne wykorzystywanie wszelkich innych metod dla tych partii rysunku, dla których okażą się one ekonomiczne w użyciu (na przykład wykreślanie elips).

Jeżeli przedmiot ma, ogólnie biorąc, kształty proste ale pewne jego partie posiadają zawiłe kontury lub są ustawione w stosunku do osi pod specjalnymi kątami, zalecać się będzie dla uzyskania maksymalnej ekonomii:

- a) zastosowanie, o ile kształt przedmiotu na to pozwala, rysunku di- lub izometrycznego;
- b) rozpoczęcie pracy (ustawienie osi itp.) opisaną metodą;
- c) nanoszenie łatwiejszych partii metodą odmierzeniową, korzystając (jeśli jednak zastosowano rysunek trymetryczny) z wykresu 4 dla określenia podziałek:

* Pierwszy pomysł takiej deski Autor zawdzięcza doc. inż. Tadeuszowi Sołtykowi.

d) nanoszenie partyj trudniejszych i sprawdzanie punktów charakterystycznych metodą opisaną.

Nic nie stoi również na przeszkodzie temu, aby korzystać — w przypadku rysunku izometrycznego — z pomocy kreślarskich i metod podanych na przykład w p. 3 wykazu literatury dla tych partyj rysunku, dla których to będzie korzystne.

LITERATURA

1. Thomas E. French, Charles J. Vierck — Engineering Drawing, Mc Graw Hill Book Co, Inc., New York, Toronto, London, 1953
2. Mgr inż. Jerzy Chudziński — W sprawie zwiększenia zakresu stosowania rysunków w rzutach aksonometrycznych, Przegląd Mechaniczny nr 1/55
3. Mgr inż. Jerzy Chudziński — Rysunek warsztatowy w rzutach jednoczyniowych (izometrycznych), Mechanik, nr 2/55
4. Głazunow, Czetwrtuchin — Aksonometria

Mgr inż. TADEUSZ WIŚLICKI

Kształtowanie profili i rur

Część I

Pod tytułem tym Autor ujmuje całokształt zagadnień związanych z kształtowaniem różnych profili i rur stosowanych w konstrukcjach lotniczych. Z uwagi na obszerność tematu, ujęcie ma charakter encyklopedyczny, którego pogłębienie umożliwi Czytelnikowi bogaty materiał ilustracyjny.

W artykule poruszone są zagadnienia materiałowe i technologiczne.

W części I omówiono dostatecznie wyczerpująco poszczególne sposoby wytwarzania profili blaszanych oraz gięcia płaskiego i przestrzennego różnych typów kształtowników stosowanych w konstrukcjach lotniczych, uwzględniając zarówno potrzeby produkcji prototypowej, jak i seryjnej.

W części II, która ukaże się w następnym zeszycie, Autor zajmuje się przeglądem metod kształtowania rur. Uwzględniono gięcie rur płaskie i przestrzenne, kształtowanie przekroju poprzecznego oraz zakończeń stosowanych w układach instalacji płatowcowych i silnikowych.

W części omawiającej teoretyczne podstawy technologii kształtowania profili podany jest schemat obliczania momentu gnącego i mocy potrzebnej do gięcia, będący podstawą projektowania wszelkich urządzeń do tego typu obróbki. Poruszony jest również temat sprężynowania powrotnego jako wstęp do rozważań na temat gięcia z rozciąganiem, będącego najnowszym sposobem kształtowania profili.

Kształtowanie profili blaszanych i gięcie wyciskanych oraz rur stanowi w budowie płatowców bardzo poważną pozycję pracochłonności, wyrażającą się 35—40% udziałem w całości prac przypadających na obróbkę plastyczną. Profile blaszane (otwarte), a także wyciskane o bardzo nieraz skomplikowanym kształcie znajdują szerokie zastosowanie w konstrukcji skorupy płatowca, rury natomiast (czyli profile zamknięte) przeważnie o przekroju okrągłym — poza wychodzącymi z użycia konstrukcjami kratowymi — w instalacjach płatowcowych oraz na szkielety foteli, kabinek śmigłowców, łoża silnikowe itp. We wszelkich wymienionych i innych zastosowaniach są to z reguły elementy cienkościenne (o grubości ścianek 0,5 do 1,5, rzadziej do 2 mm) i o średnicach rzadko przekraczających 30 mm.

W zależności od przeznaczenia używa się profili i rur z różnych materiałów. Profile wyciskane wykonuje się ze stopów magnezowych oraz aluminiowych, przeważnie wysoko wytrzymałych. Profile blaszane kształtuje się natomiast ze wszelkich stopów aluminiowych, nadających się do obróbki plastycznej. Rury stalowe znajdują zastosowanie we wszelkich konstrukcjach spawanych, natomiast ze stopów lekkich (przeważnie typu Al Mg Si) na przewody instalacji paliwowych i olejowych, wody chłodzącej i przewody wentylacyjne, a także w pewnym zakresie w instalacjach hydraulicznych. W instalacjach wysokościeniowych spotyka się również rurki stalowe. W szczególnych przypadkach, jak na przykład w instalacjach tlenowych, używa się rur z tombaku.

Kształtowanie profili i rur odbywa się przeważnie na zimno, profile ze stopów magnezu i rury stalowe przy gięciu na małych promieniach obrabiać należy na gorąco. Elementy duralowe obrabia się w stanie przesyconym lub wyżarzonym.

Parametry technologiczne procesów gięcia różnych półfabrykatów z różnych materiałów zebrane są w tabeli (patrz część II artykułu w n-rze następnym).

Zanim przejdziemy do omawiania poszczególnych metod i sposobów obróbki plastycznej profili i rur należy wyjaśnić znaczenie przyjętych określeń.

Pojęcie kształtowania będzie obejmować w omawianych przez nas przypadkach szereg różnych sposobów obróbki, mieszczących się w jak najszerszym ujęciu tego określenia. W odniesieniu do profili będzie to więc samo ich wytwarzanie z blach płaskich, które nazwiemy profilowaniem, jak również nadawanie im odpowiednich dla kon-

strukcji kształtów, jako gotowym już profilom, czyli tzw. gięcie. W odniesieniu do rur natomiast, opierając się na gotowym półfabrykacie, obejmujemy tym zagadnieniem procesy ich gięcia różnymi metodami, kształtowania zakończeń przez: brzegowanie (wywijanie), kopułowanie (zawijanie), czy też przewężanie, jak również zabiegi dotyczące zmiany kształtu w przekroju podłużnym i poprzecznym. Ujęcie takie odpowiada zakresowi prac związanemu z wytwarzaniem elementów konstrukcji płatowców.

Do kształtowania omawianych elementów stosuje się różnego rodzaju specjalne i uniwersalne urządzenia pracujące narzędziami, które w każdym przypadku nazywać będziemy foremnikami, bez względu na to czy będą to tylko rolki kształtowe podtrzymujące i kierujące, czy foremniki typu klasycznego, czy też jedynie wypełniacze.

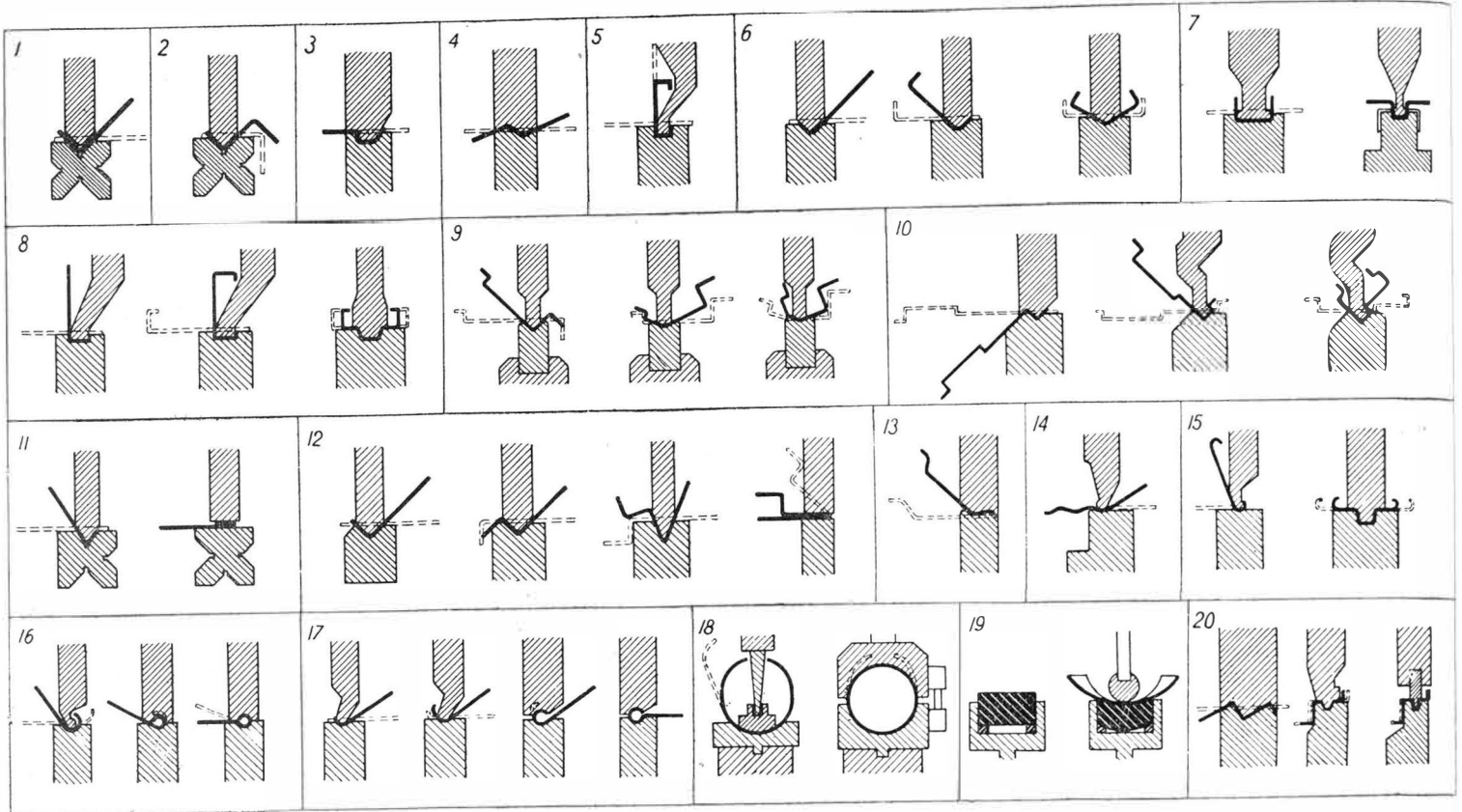
Kształtowanie profili

Teoretyczne podstawy wytwarzania profili blaszanych opierają się na zasadach obowiązujących ogólnie dla gięcia blach. W przemyśle lotniczym profile blaszane wykonuje się różnymi sposobami, zależnie od wymaganych dokładności i długości oraz dysponowanych możliwości produkcyjnych.

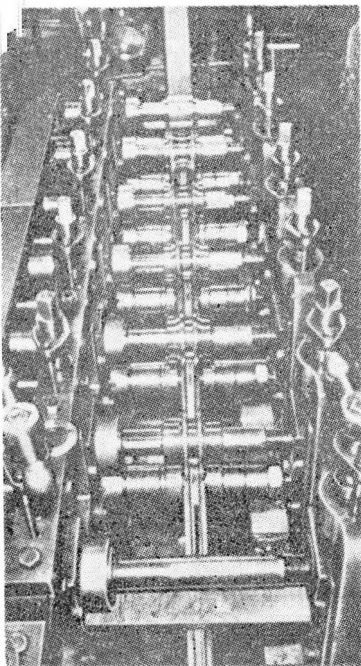
Odcinki prostoliniowe o ograniczonej długości wykonuje się na zaginarkach zwanych krawędziarkami oraz specjalnych prasach do gięcia profili. Te ostatnie dają bardzo duże możliwości w zakresie różnorodności przekrojów, o czym świadczą przykłady pokazane na rys. 1.

Odcinki prostoliniowe o długości nieograniczonej, uwarunkowanej jedynie wymiarem półfabrykatu (taśmy), profilować można za pomocą przeciągania (przez oczka) względnie za pomocą rolek. Zasadę kształtowania tą metodą przedstawia rys. 2. Urządzenia wielokłatkowe, wielorolkowe pozwalają na uzyskiwanie bez trudności profili o przekrojach bardzo skomplikowanych, aż do zamkniętych włącznie.

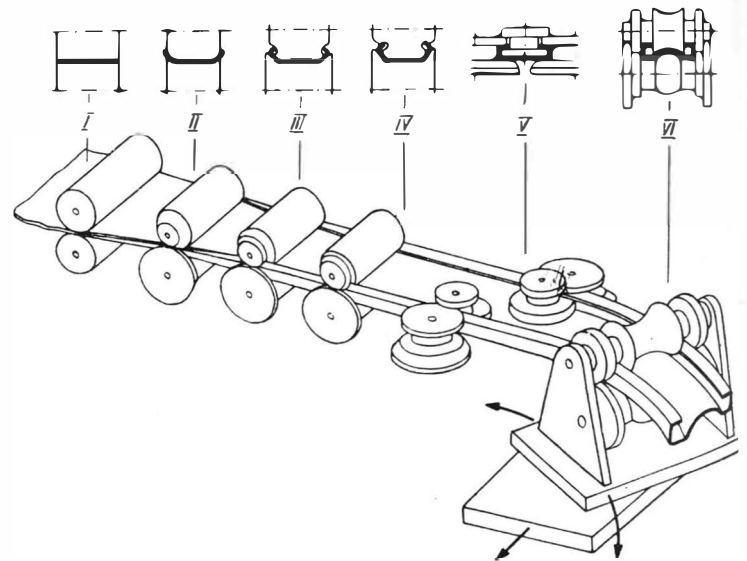
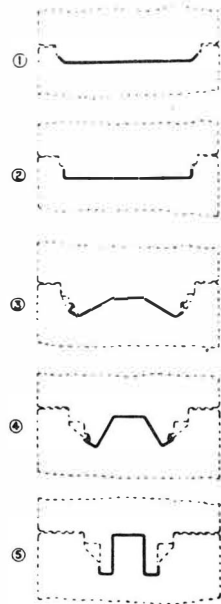
Zastosowanie do wytwarzania profili blaszanych urządzeń rolkowych daje możliwości jednoczesnego ich kształtowania na długości nie tylko przy stałym przekroju, jak to pokazano na rys. 3, ale pozwala również na uzyskiwanie gotowych elementów o przekroju zbieżnym, a nawet różnym na poszczególnych odcinkach długości. Na rys. 4 przedstawiono schematy wyjaśniające zasady tego typu obróbki. Podobne możliwości uzyskać można także w oparciu o zasadę przeciągania. Z urządzeń stosowanych do



Rys. 1. Przykłady wykonywania profili blaszanych na prasie do gięcia



Rys. 2. Sposób wytwarzania profili blaszanych prostoliniowych za pomocą walcarki: a — ogólny widok wielokłatkowej walcarki do produkcji profili z taśmy blaszanej; b — schemat kolejnych etapów procesu kształtowania przekroju poprzecznego profilu



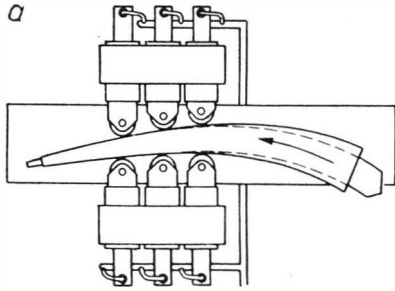
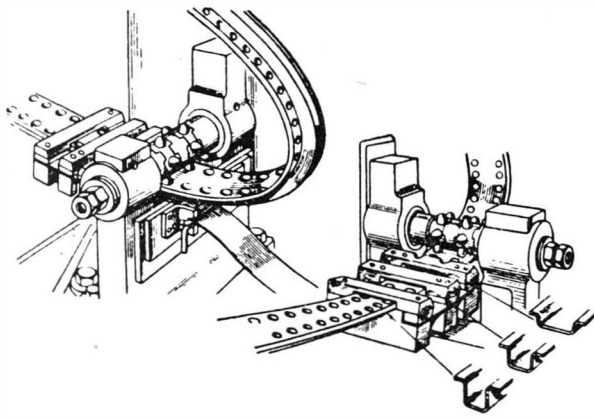
Rys. 3. Wytwarzanie z taśmy blaszanej profili krzywoliniowych o stałym przekroju w zakładach Vickersa

wspomnianych wyżej sposobów kształtowania, mimo że są one bardzo specjalne i dość kosztowne, przemysł płatowcowy korzysta chętnie — naturalnie przy produkcji seryjnej. Istnieją zresztą również możliwości jednoczesnego profilowania i kształtowania elementów za pomocą urządzeń uniwersalnych metodami tańszymi, co umożliwia wprowadzenie odpowiednich elementów konstrukcyjnych także w budowie prototypów. Wspomnieć tu można chociażby o często spotykanej w zakładach lotniczych zaginarcie „Erco”, której schemat i zasady działania przedstawiono na rys. 5. Biorąc jednak pod uwagę dość ograniczone możliwości tych metod w zakresie kształtów i wymiarów obra-

bianych elementów, a także stosunkowo niewielkie dokładności oraz stosunkowo dużą pracochłonność, należy stwierdzić, że jedynie urządzenia rolkowe traktować można jako prawidłowe wyposażenie produkcji w tym zakresie.

Omówione wyżej sposoby zakładały uzyskiwanie odpowiednio ukształtowanych profili giętych z blach, w większości jednak przypadków zabiegi kształtowania dotyczą gięcia gotowych już profili walcowanych, a obecnie nawet częściej wyciskanych, które stanowią magazynowy zapas półfabrykatów. Podejście takie podyktowane jest między innymi również dążeniem do skrócenia cyklu wytwarzania płatowca. Poza tym jednak profile tego typu odznaczają się większą wytrzymałością i pozwalają konstruktorowi na zaoszczędzenie ciężaru, profile wyciskane natomiast dają największe możliwości w zakresie wymagań rodzaju ich przekroju poprzecznego.

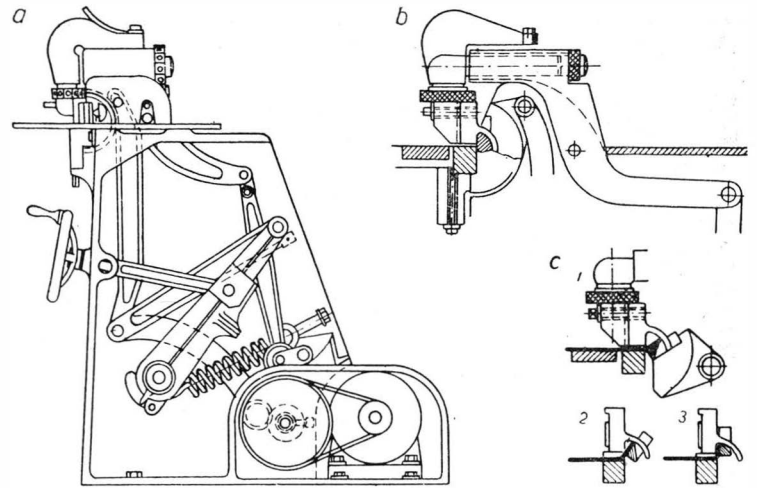
Najprostsze — ale najmniej dokładne — sposoby gięcia opierają się na obróbce metodą rozklepywania i ściągania na uniwersalnych maszynach typu „Erco”, „Gawrilenko”,



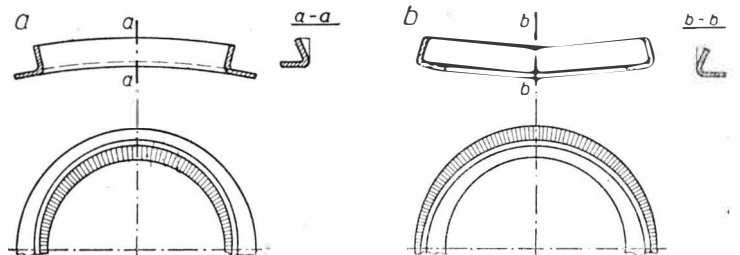
Rys. 4. Zasady kształtowania profili krzywoliniowych o zmiennym przekroju

„Föcker-Eckold”, „Parx” i innych. Obrabiarki te, poza bezsprzecznymi zaletami wynikającymi z ich uniwersalności w omawianym zastosowaniu, nie mogą odgrywać większej roli w produkcji, ponieważ poza wadami pracochłonności wykonywanych na nich prac i konieczności zatrudnienia pracowników o wysokich kwalifikacjach, pracując według zasad nie tylko nie pozwalających na opanowanie zjawisk sprężynowania powrotnego, ale wywołujących ponadto niepożądane odkształcenia wtórne (rys. 6).

Znacznie lepsze warunki kształtowania mają miejsce przy pracy na maszynach specjalnie przeznaczonych do gięcia względnie przy zastosowaniu specjalnych kształtowych

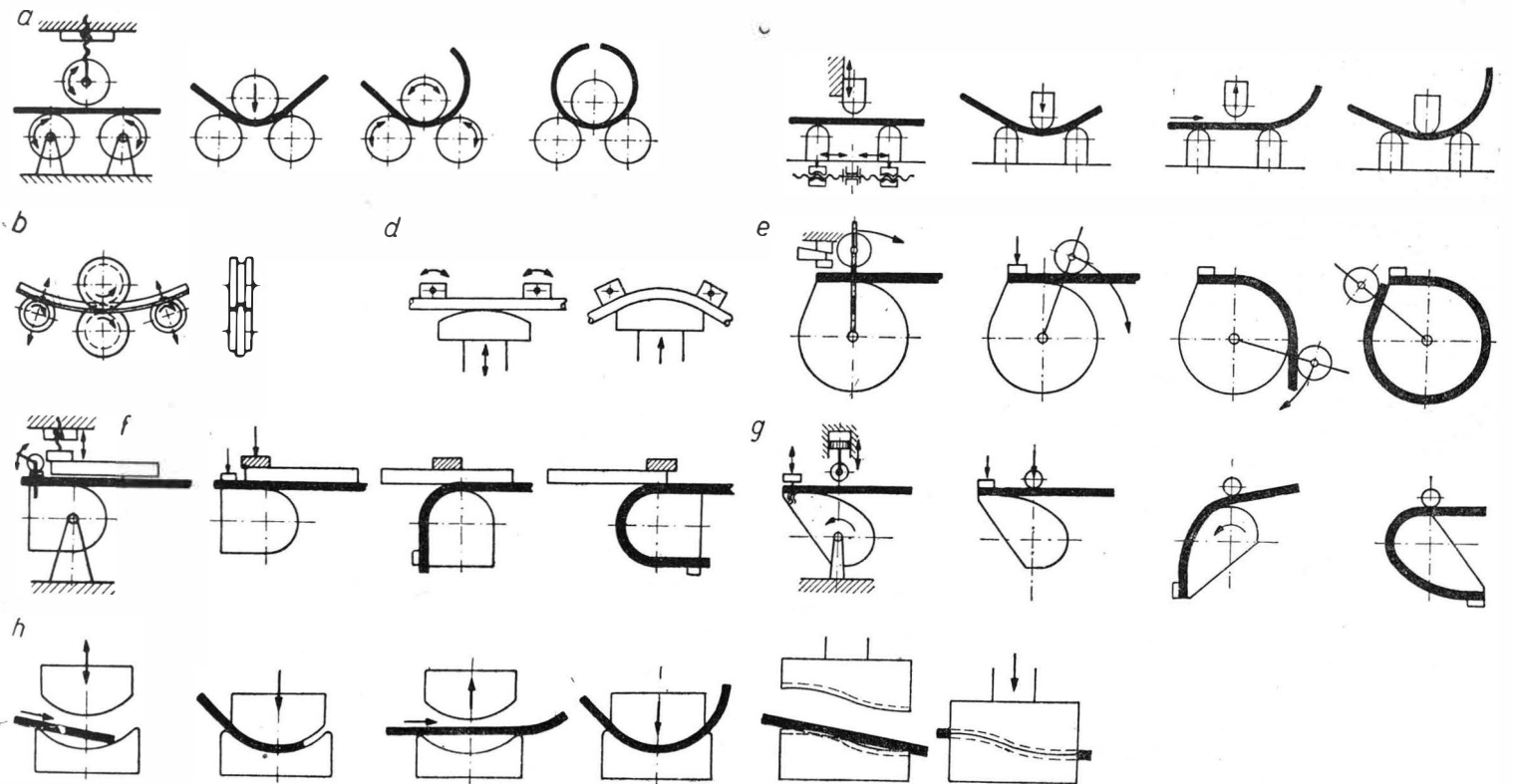


Rys. 5. Kształtowanie profilu na uniwersalnej zagarnarce typu „Erco”: a — schemat konstrukcji maszyny; b — schemat głowicy: 1 — kowadełko, 2 — przycisk, 3 — bijak; c — kolejne fazy zaginania półki na 30, 60 i 90°

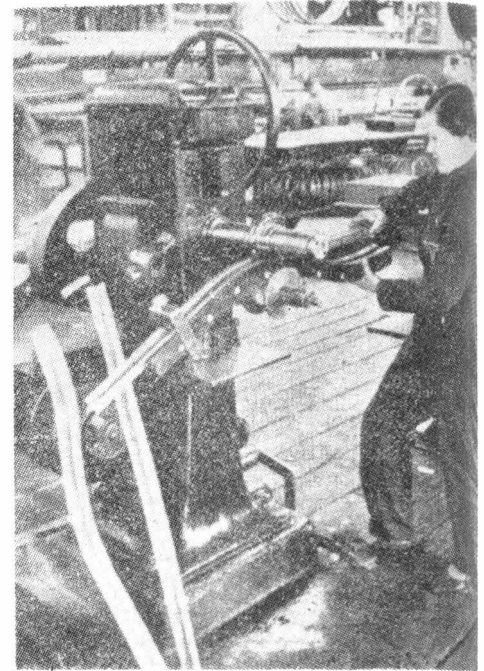
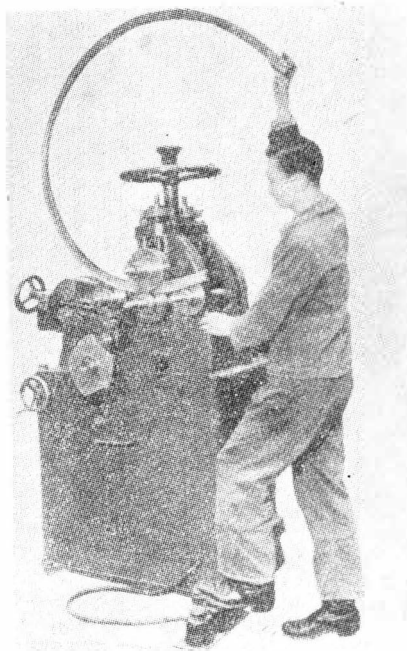
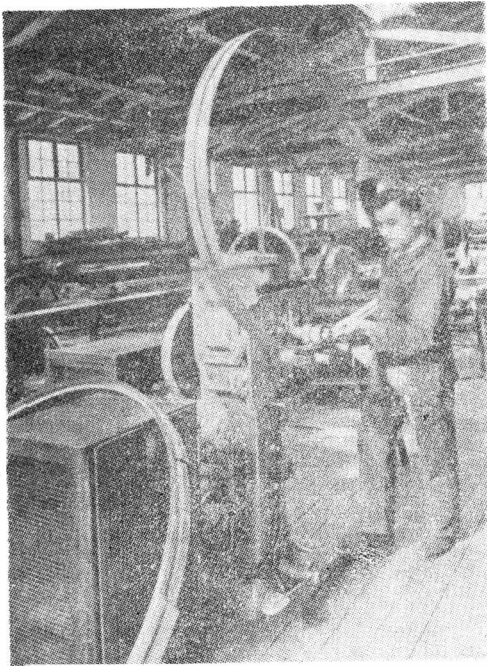


Rys. 6. Zjawisko wtórnego odkształcania się gotowych profili przy ich późniejszym gięciu: a — metodą rozklepywania, b — metodą ściągania

narzędzi. Spośród wielu typowych sposobów gięcia, przedstawionych schematycznie na rys. 7, najmniej korzystne technologicznie i w związku z tym najrzadziej stosowane jest gięcie swobodne z podparciem dwupunktowym (rys. 7a, c, d). Dużym natomiast zastosowaniem cieszą się urządzenia pracujące na zasadzie zawijania swobodnego, to jest bez



Rys. 7. Schematy podstawowych sposobów gięcia profili: a — kolejne etapy gięcia za pomocą trzech rolek, b — gięcie czterema rolekami, c — kolejne fazy gięcia swobodnego z podparciem dwupunktowym metodą uderzeniową, d — gięcie z podparciem dwupunktowym przy użyciu kształtowego stempla, e — kolejne etapy procesu gięcia przez obtaczanie rolką, f — zasada gięcia przez docisk profilowy przy obracającym foremniku, g — gięcie kształtów niekołowych przez docisk rolką przy obracającym foremniku, h — kolejne etapy procesu gięcia metodą uderzeniową w foremniku krótkim z przesuwaniem obrabianego przedmiotu, i — jednocykliczne gięcie w foremniku



Rys. 8. Giętarki rolkowe: a — giętarka mechaniczna do gięcia swobodnego na okrągło, b — giętarka ze sterowaniem krzywkowym pozwala na szybkie gięcie dowolnych kształtów, c — kształtowanie profilu na giętarce dwurołkowej przy użyciu foremnika

wzornika kształtu, przy pomocy kształtowych rolek (rys. 7b). Urządzenia takie od ręcznych do całkowicie zmechanizowanych, których przykłady przedstawia rys. 8, spotkać można w zakładach płatowcowych w większej ilości. Najlepiej nadają się one do zawijania na okrągło, można jednak również, regulując skok rolek w czasie pracy, uzyskiwać kształty niesymetryczne. Ponieważ przy ręcznej regulacji jest to zabieg pracochłonny i niezbyt dokładny, stosuje się również giętarki rolkowe ze sterowaniem krzywkowym.

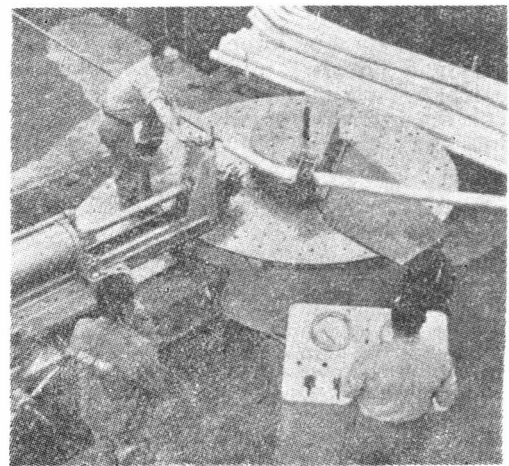
Oddzielną grupę stanowią sposoby gięcia oparte na zasadzie kształtowania przy zastosowaniu foremnika odpowiadającego kształtem postaci gotowego produktu. Oznaczają się one większą dokładnością. Podkreślić trzeba tu znaczenie produkcyjne sposobów polegających na obtaczaniu ruchomą rolką po zamocowanym na stałe foremniku, stosowanych dla zawijania na okrągło (rys. 7e), oraz obtaczanie rolką ustaloną przy ruchomym (obracającym się) wzorniku używanym dla otrzymywania kształtów prawie dowolnych (rys. 7g). W podobny sposób kształtować można również profile za pomocą docisku kształtowego (rys. 7f).

Sposoby kształtowania sterowanego za pomocą wzorników opierają się na użyciu wspomnianych już giętarek rolkowych typu specjalnego oraz urządzeń całkowicie specjalnych zautomatyzowanych. Wspólną ich cechą jest znaczna uniwersalność i korzyści przystosowania do produkcji seryjnej.

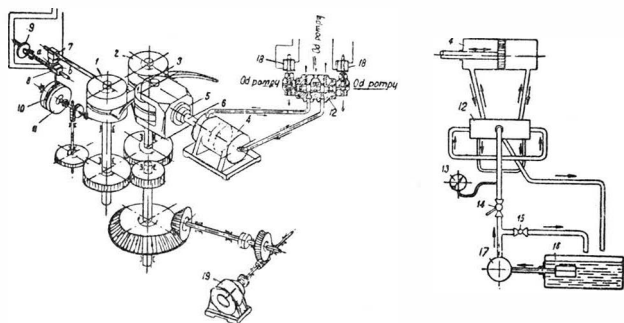
Za najbardziej ciekawą i charakterystyczną maszyną do gięcia profili, pracującą jedną z wymienionych wyżej me-

tod, uznać należy urządzenia trzyrolkowe z automatycznym dociskiem i stosowaniem krzywkowym giętego kształtu. Schemat kinematyczny takiego urządzenia, wyjaśniający zasady działania, pokazany jest na rys. 9.

Kształtowanie profili może odbywać się również w foremnikach na prasie. W metodzie tej wyróżnić należy dwa charakterystyczne sposoby obróbki.



Rys. 10. Obciągarka obrotowa przystosowana do gięcia profilu przez dociskanie



Rys. 9. Schemat wyjaśniający zasadę budowy i pracy giętarki rolkowej typu Denisenko z automatycznym dociskiem: 1, 2 — rolki podpierające, 3 — rołka dociskowa, 4 — cylinder hydrauliczny, 5 — oprawa rolki dociskowej, 6 — tłoczyisko, 7 — kontakt urządzenia kontrolnego zamocowany na drążku połączonym z oprawą rolki dociskowej, 8 — kontakt ze wskaźnikiem na drążku pokrętle, 9, 10 — rysunek kontrolny giętego kształtu, 11 — bęben obrotowy, 12 — rozdzielacz, 13 — manometr, 14 — zawór nastawny, 15 — zawór zwrotny, 16 — zbiornik, 17 — pompa wirnikowa, 18 — solenoidy, 19 — silnik napędu mechanizmu obrotów rolek podpierających i krzywki sterującej

Gięcie z przesuwaniem obrabianego elementu (rys. 7h) nadaje się wprawdzie do wytwarzania części znacznej długości niewielkim stosunkowo foremnikiem, posiada jednak znaczne ograniczenie w zakresie możliwych do osiągnięcia kształtów oraz wadę niewielkiej dokładności.

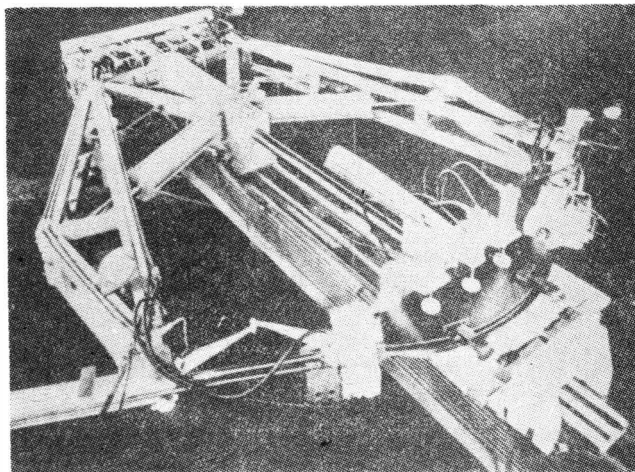
Inny sposób polegający na jednoczesnym gięciu w foremniku przedmiotu na całej jego długości (rys. 7i) posiada wprawdzie ograniczenia wymiarowe (długości), daje jednak całkowitą dowolność kształtów i możliwość uzyskania dużych dokładności z uwzględnieniem zjawiska sprężynowania powrotnego.

Rozwój konstrukcji skorupowych w budowie samolotów, konieczność przejścia na produkcję wielkoseryjną przy dużych wymaganiach dokładności wytwarzanych elementów, wreszcie specjalne własności materiałów używanych w konstrukcjach płatowcowych doprowadziły do opracowania metody kształtowania profili metodami obciągania. Odpowiednie urządzenia, podobne do tych, jakie stosuje się przy obciąganiu powłok blaszanych, pracować mogą kształtowaniem przez obciąganie na obracającym się foremniku bez i z zastosowaniem naciągu wstępnego, przez dociskanie przedmiotu do obracającego się foremnika, wreszcie

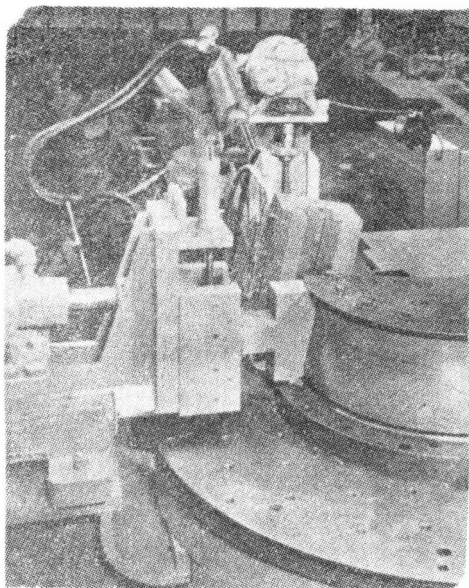
przy jednoczesnym obciążaniu i dociskaniu, a także metodą owijania.

Na załączonych ilustracjach (10 do 13) pokazano układy urządzeń typowych dla każdej z wymienionych metod kształtowania.

Kształtowanie przez obciążanie i dociskanie przy zastosowaniu naciągu wstępnego pozwala na całkowite prawie wyeliminowanie zjawiska sprężynowania powrotnego nawet przy przyjęciu niewielkich stosunkowo sił naciągu. Spowodowane jest to faktem skupienia siły obciążającej na niewielkiej przestrzeni w miejscu układania się materiału na foremniku. W związku z tym kształtować można również profile o przekroju zmiennym. Zasadę obróbki tym sposobem wyjaśnia rys. 14. Uniwersalność omawianej metody polega na możliwości kształtowania elementów o kącie do 360°, a nawet w postaci spirali o wielokrotności kąta pełnego. Przy zastosowaniu foremników dodatkowych i wykorzystaniu przeciwnych obrotów stołu



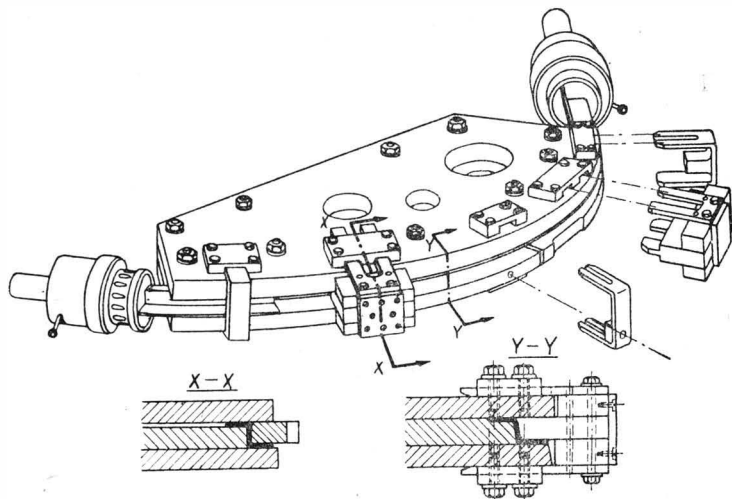
Rys. 13. Ogólny widok nowoczesnej dużej obciążarki typu Hufford do obciążania profili metodą owijania



Rys. 11. Kształtowanie przez obciążanie z jednoczesnym dociskaniem wymaga zastosowania dodatkowej głowicy hydraulicznej

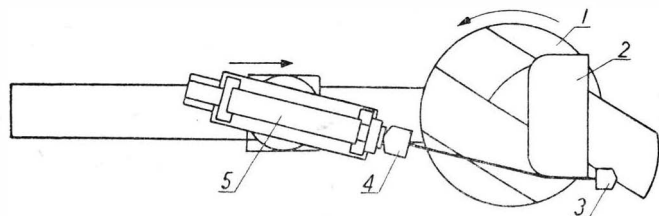
krawędzi foremnika, co uwidocznione jest na schemacie kinematycznym odpowiedniego urządzenia na rys. 15.

Kształtowanie przez dociskanie (rys. 10 i 11) odbywać się może za pomocą rolki lub „kamienia” dociskowego. Stosuje się je przy konieczności zastosowania większej siły na danej maszynie (mniejsze powierzchnie docisku) oraz w innych przypadkach uwarunkowanych czy to kształtem przedmiotu, czy też względami ekonomii budowy foremników. Oś cylindra zespołu dociskowego jest w tym przypadku ustawiona prostopadle do

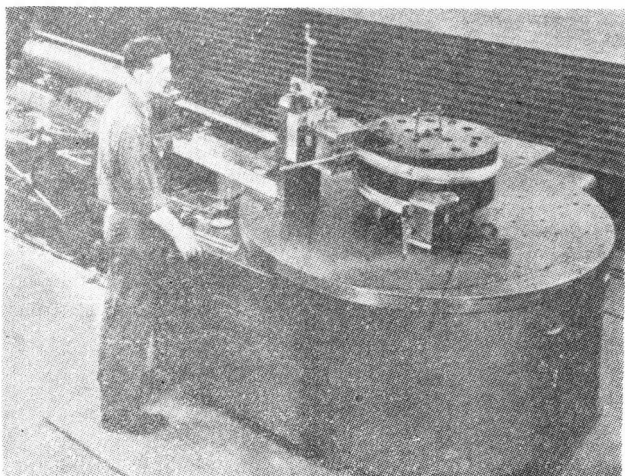


Rys. 14. Schemat wyjaśniający zasadę obciążania profilu o zmiennym przekroju

zarysu foremnika — zgodnie ze schematem przedstawionym na rys. 16. Metoda ta w porównaniu z poprzednią posiada szereg zalet, z których należy wymienić: minimalne wyciąganie włókien zewnętrznych na zagięciach, a w związku z tym możliwość uzyskania krzywizn o praktycznie dowolnej ostrości. Również tą metodą kształtować można elementy o krzywiznie przestrzennej przy dotrzymaniu tych samych warunków dla suportu dociskowego, jakie przy obciążaniu przyjęliśmy dla uchwytu, to jest przy umożliwieniu mu ruchów w kierunku pionowym. Niektóre obciążarki do profili budowane są jako uniwersalne do pracy metodą obciążania lub przez docisk.

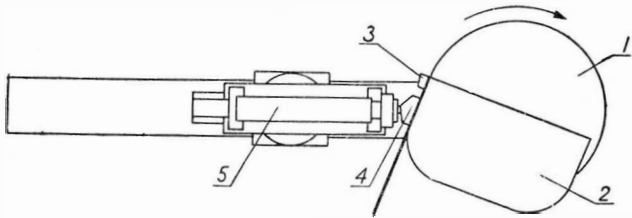


Rys. 15. Zasada obciążania obrotowego: 1 — stół obrotowy, 2 — foremnik, 3 — uchwyt stały, 4 — uchwyt ruchomy, 5 — zespół cylindra hydraulicznego

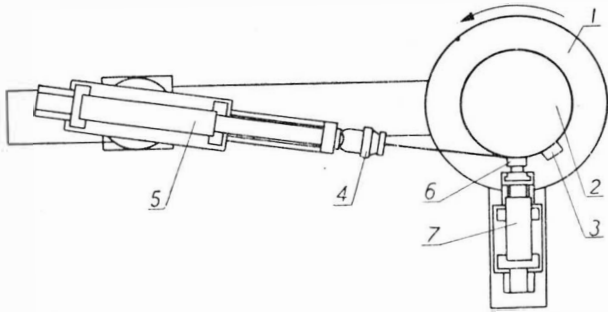


Rys. 12. Obciążarki obrotowe pozwalają na gięcie kątów większych niż 360° przy zastosowaniu dodatkowego urządzenia prowadzącego

można również wykonywać przegięcia różnokierunkowe. Wreszcie najbardziej może godna podkreślenia jest możliwość kształtowania przestrzennego. Wymaga to użycia zamocowanych na foremniku szybkoocucujących zacisków, przy pomocy których ustala się przedmiot w czasie pracy, zabezpieczając ukształtowaną już w jednej płaszczyźnie część przedmiotu przed zniekształceniem przy gięciu w drugiej płaszczyźnie. Uchwyt przedmiotu musi mieć naturalnie w tym przypadku możliwość przemieszczania się w kierunku pionowym (rys. 18c, d). Obróbkę prowadzić można zarówno przez obciążanie obrotowe jak i z owijaniem (rys. 13). Charakterystyczną cechą układu kinematycznego urządzenia do kształtowania metodami obciążania jest styczność kierunku osi cylindra zespołu naciągowego do



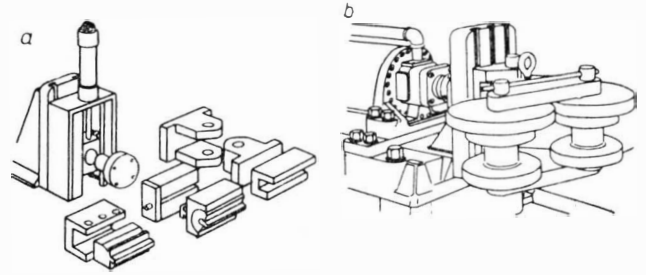
Rys. 16. Zasada kształtowania profili przez dociskanie: 1 — stół obrotowy, 2 — foremnik, 3 — uchwyt stały, 4 — segment dociskowy, 5 — zespół cylindra hydraulicznego



Rys. 17. Zasada kształtowania profili przez obciąganie przy jednoczesnym dociskaniu: 1 — stół obrotowy, 2 — foremnik, 3 — uchwyt stały, 4 — uchwyt ruchomy, 5 — zespół cylindra hydraulicznego do naciągu wstępnego, 6 — segment dociskowy, 7 — zespół cylindra hydraulicznego dla docisku

Przestawienie omawianego urządzenia do kształtowania z pracy metodą obciągania na dociskanie polega na wykorzystaniu hydraulicznego suportu ciągnącego jako dociskowego przy zablokowaniu jego możliwości skrętnych.

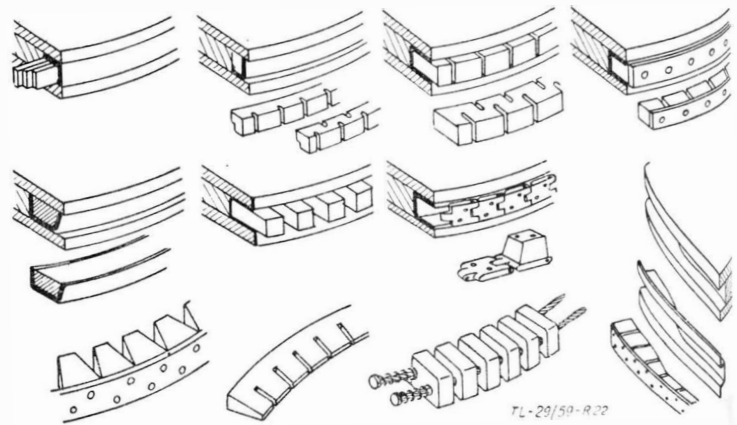
Kształtowanie przy jednoczesnym obciąganiu i dociskaniu według schematu przedstawionego na rys. 17 polega na połączeniu obu omówionych wyżej metod i wymaga zamontowania na maszynie dodatkowej głowicy bocznej (rys. 11) dla uzyskania efektu docisku. Dodatkową zaletą obróbki tego typu poza tymi, jakie cechują oddzielnie obciąganie i dociskanie, jest możliwość jednoczesnego kształtowania



Rys. 19. Głowice zespołów dociskowych: a — głowica uniwersalna wyposażona w różne typy segmentów dociskowych z hydraulicznym wyważeniem ciężaru, b — głowica wyposażona w zespół rolek dociskowych

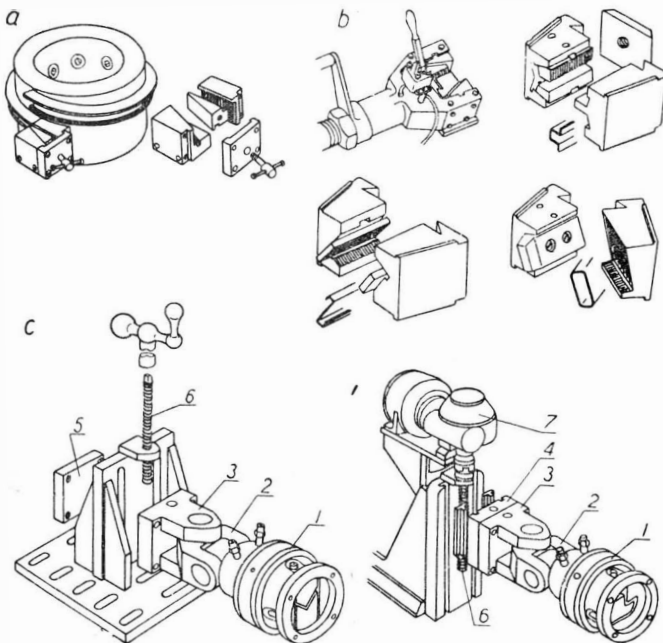
wania profilu z płaskiej blachy i jego gięcie. Ważną również zaletą jest możliwość dokładnego wykonywania trudnych kształtów eliptycznych i prostokątnych. Celowe także jest jej stosowanie przy gięciu tych profili, które wykazują tendencję do zmiany kształtu przekroju poprzecznego w kierunku na zewnątrz.

Podobnie jak w obciągarkach do blach tak i tu przy kształtowaniu profili ważnym zagadnieniem jest właściwe rozwiązanie konstrukcyjne uchwytów mocujących przedmiot. Zapewniać ono musi nie tylko mocne i pewne za-

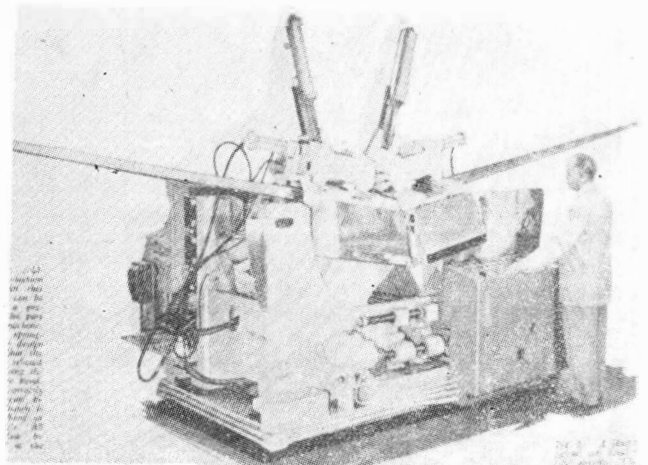


Rys. 20. Wkładki elastyczne typu segmentowego stosowane przy gięciu profili jako wypełniacze w celu zapobiegania niepożądanym odkształceniom pótek

mocowanie, ale również możliwość samonastawienia się w przypadku mimośrodowego zadziałania siły. Szczęki mocujące zwane także wkładkami powinny być przy tym łatwo wymienne, aby umożliwić szybkie dostosowanie urządzenia do kształtowania profili o różnych przekrojach. Zaciśnięcie szczęk uruchamiane jest pneumatycznie, rzadziej mechanicznie. Dla umożliwienia wspomnianych już przesuwów pionowych, potrzebnych przy gięciu przestrzennym, głowica wyposażona jest w urządzenie dodatkowe, obejmujące suport i mechanizm przesuwu.



Rys. 18. Schematy konstrukcji uchwytów mocujących profile w urządzeniach do obciągania: a — prosty uchwyt z zaciskiem klinowym, b — przykład uchwytu uniwersalnego i stosowanych w nim wymiennych wkładek dla obciągania profili o różnym przekroju, c — uniwersalna głowica uchwytu pneumatycznego z ręcznym przesuwem pionowym, d — głowica uniwersalna z silnikiem elektrycznym i przekładnią do napędu przesuwu pionowego; 1 — uchwyt pneumatyczny, 2 — przegub samonastawny, 3 — uchwyt przegubu, 4 — płytki suwaka, 5 — płytka mocująca, 6 — śruba napędu przesuwu uchwytu, 7 — napęd mechaniczny przesuwu pionowego. U w a g a: poz. 2, 4 i 7 są specjalnym wyposażeniem głowicy uniwersalnej



Rys. 21. Ogólny widok specjalnej hydraulicznej giętarzki typu Huford do kształtowania przestrzennego frezowanych pasów dźwigarowych

Na rys. 18 zebrano przykłady typowych uchwytów mocujących stosowanych przy obciążaniu profili od najprostszych klinowych, poprzez uniwersalne z wymiennymi wkładkami, aż do głowic uniwersalnych z możliwością przesuwu pionowego. Różnorodność uchwytów używanych w produkcji jest naturalnie znacznie większa.

Bardzo podobne — można nawet powiedzieć — analogiczne do wspomnianej głowicy uniwersalnej urządzenie stosowane jest w zespole dociskowym, którego schemat pokazany jest na rys. 19, z tym że zamiast uchwytu przewidziany jest samonastawny element kształtujący w postaci „kamienia” dociskowego lub rolki względnie zespołu rolek. Zarówno szczęki mocujące jak i elementy dociskowe posiadać muszą powierzchnie robocze twarde (62—64° Rc) i bardzo gładkie, wykonuje się je więc z hartowanej stali i wykańcza przez polerowanie.

Przy kształtowaniu profili metodami obciążania przekrój ich wykazuje bardzo często tendencję do „zamykania się”. Zjawisko to wywołane jest powstawaniem naprężeń wtórnych w rozciągającym i jednocześnie zginającym profilu, co powoduje zaginanie się pólek ku środkowi przekroju. Temu niepożądanemu objawowi zapobiegamy stosując odpowiednie foremniki względnie wypełniacze, które najczę-

ściej mają postać elastycznych wkładek, rzadziej natomiast wykonuje się je ze stopów łatwotopliwych.

Na rys. 20 pokazane są schematycznie sposoby gięcia profili w specjalnych foremnikach i za pomocą wkładki wielowarstwowej oraz najczęściej spotykane konstrukcje wypełniaczy (wkładek) elastycznych typu segmentowego.

Kształtowanie profili frezowanych lub wyciskanych z materiałów o wysokiej wytrzymałości i przy wymaganiach bardzo dużych dokładności, tak jak to ma miejsce na przykład przy wytwarzaniu pasów dźwigarowych, wymaga zastosowania urządzeń specjalnych.

Pokazana na rys. 21 specjalna hydrauliczna giętarka f-my Hufford do kształtowania pasów dźwigarowych o przekroju zbieżnym charakteryzuje się oryginalną konstrukcją i bardzo ciekawą zasadą pracy. W procesie przestrzennego gięcia dźwigar jest równocześnie skręcany za pomocą specjalnych uchwytów. Urządzenia takie są oczywiście kosztowne i niestety dość ściśle dostosowane do obrabianego elementu. W związku z tym, uzasadnieniem ich stosowania może być jedynie produkcja seryjna i bardzo wysokie wymagania dokładności, niemożliwe do uzyskania przy użyciu innego sposobu kształtowania.

(d. c. i tabela 1 w następnym numerze)

STANISŁAW SCHEFFS

Łutowanie aluminium i jego stopów*)

Część I

W części I Autor podaje wyniki przeprowadzonych w ostatnim czasie badań, wykazujących możliwości lutowania aluminium i jego stopów. Podano składy lutowii, topników, omówiono lutowalność poszczególnych stopów aluminium, konstrukcje połączeń lutowanych oraz ich odporność na korozję. Okazuje się, że lutowanie aluminium jest całkowicie celowe i daje połączenia odznaczające się dobrymi właściwościami mechanicznymi i dobrą odpornością na korozję, zakładając że użyte zostały odpowiednie topniki, lutowia i zachowano właściwy tok postępowania. Bogaty wybór metod zwiększa możliwości zastosowania lutowania aluminium. Metod lutowania poświęconu jest część II artykułu, która ukaże się w następnym zeszycie „Techniki Lotniczej”.

Aluminium i jego stopy długi czas uważano za nie nadające się do lutowania. Lutowanie tego metalu rozwinęło się dopiero na początku naszego stulecia, kiedy to opracowano topniki składające się z chlorków metali. Poprzednio otrzymywano połączenia z aluminium głównie metodą nacierania, za pomocą łatwotopliwych lutowii. Jest to jednak sposób bardzo trudny i nie nadający się do większej produkcji.

Dzięki przeprowadzonym w ostatnim czasie badaniom okazało się, że lutowanie aluminium i jego stopów jest w zupełności możliwe, mimo że jest ono połączone z olbrzymimi trudnościami. Opracowano cały szereg metod lutowania za pomocą nisko i wysokotopliwych lutowii oraz opracowano składy topników i lutowii. Dlatego lutowanie aluminium i jego stopów można dziś uważać za całkowicie opanowane.

Trudności tego procesu wynikają na skutek fizyko-chemicznych właściwości aluminium. Przy świeżym cięciu powierzchni aluminiowej już po ułamku sekundy tworzy się twarda, trudna do usunięcia, niemetaliczna warstwa tlenków. Badania metalograficzne nie ujawniły jej struktury. Przypuszcza się, że przy temperaturach do 400°C, jest ona bezpostaciowa. Grubość warstwy tlenków jest stosunkowo mała i nie przekracza 20Å dla temperatury pokojowej. Narastanie warstwy tlenków zachodzi w ciągu kilku pierwszych godzin, a potem praktycznie już nie rośnie. Grubość warstwy tlenków zależy od składu chemicznego stopu. Na przykład techniczne aluminium ma warstwę tlenków dużo grubszą w porównaniu z czystym aluminium. Jest to spowodowane utlenianiem się metalicznych przymieszek (Fe, Cu). Przy podwyższonych temperaturach warstwa tlenków rośnie do dużych grubości. Zakrywa ona dostęp do metalu, dlatego narastanie jej szybko zmniejsza się. Przy temperaturach 400—600° warstwa tlenków zmienia swoją strukturę z bezpostaciowej na krystaliczny tlenek aluminium γ — Al_2O_3 .

Drugą ważną właściwością — obok łatwości tworzenia się tlenków — są trudności związane z ich usunięciem. Jest to konieczne ze względu na niemetaliczny charakter warstwy tlenków. Uniemożliwia ona bezpośredni kontakt lutowia z głównym metalem i jego zwilżenie, a tym samym uniemożliwia lutowanie.

Właściwości warstwy tlenków tworzących się na powierzchni stopów aluminiowych zadecydowały o sposobach ich lutowania. Aby umożliwić lutowanie należy warstwę tlenków usunąć. Istnieją zasadniczo cztery sposoby usuwania warstwy tlenków i lutowania aluminium.

1. Oparty na mechanicznym oczyszczaniu powierzchni pod warstwą roztopionego lutowia. Zwilżenie powierzchni metalu następuje przez tarcie i skrobanie metalowymi szczotkami pod warstwą roztopionego lutowia. Stosuje się również w tym celu obracające się tarcze miedziane z drucianą szczotką. Przy lutowaniu łatwotopliwymi lutowiami, także zwykle tarcie miedzianą końcówką palnika po powierzchni metalu usuwa warstwę tlenków i umożliwia połączenie. Jest to sposób bardzo trudny, wymagający dużych kwalifikacji i nie nadaje się do dużej produkcji.

2. Przy zastosowaniu specjalnego lutowia. W metodzie tej nie potrzeba stosować topnika. Lutowia oparte są przeważnie na związkach atakujących naskórek tlenkowy. Jeśli lutowie zawiera składniki działające chemicznie, należy liczyć się z późniejszą korozją połączenia, która może być ukryta.

3. Chemicznego usuwania warstwy tlenków. Stosuje się topniki — mieszaniny soli odpowiednich metali, podgrzane do odpowiednio wysokiej temperatury. Sole te niszczą naskórek tlenkowy i tworzą związki łatwe do usunięcia. Z soli, na skutek redukcji, wydzielają się metale czyste chemicznie, zwilżające powierzchnię aluminium. Na wolną od tlenków powierzchnię napływa lutowie, zwilża powierzchnię, a tym samym umożliwia połączenie. Ten sposób — obok lutowania ultradźwiękowego — jest szeroko stosowany w produkcji. Nie usunięte resztki topnika mogą spowodować korozję połączenia.

*) Na podstawie mat. pracy przejściowej wykonywanej w Katedrze Technologii Lotniczej Politechniki Warszawskiej.

4. Zniszczenie warstwy tlenków ultradźwiękiem. Zniszczenie warstwy tlenków następuje pod wpływem drgań ultradźwiękowych, wytworzonych przez magnetostrykcyjne wzbudniki. Lutowanie przeprowadza się za pomocą specjalnych pistoletów, obsługiwanych ręcznie lub przez zanurzenie w roztopionym lutowiu, na które działają drgania ultradźwiękowe. Sposób ten w ostatnich kilku latach znajduje coraz szersze zastosowanie. U nas nie wyszedł jeszcze — niestety — z fazy prób przemysłowych, chociaż za granicą jest szeroko stosowany.

Należy jeszcze wyjaśnić na czym polega lutowanie, aby uniknąć możliwych nieporozumień. Otóż ogólnie lutowanie, w odróżnieniu od spawania, polega na łączeniu części metalowych za pomocą innego metalu w stanie stopionym, którego temperatura topliwości jest niższa od temperatury topliwości łączonych metali. Roztopione lutowie wpływa między łączone powierzchnie, zwilża je i krzepnie, stwarzając połączenie.

Jeżeli temperatura topliwości lutowia nie przekracza 350° , lutowanie nazywa się miękkie. Lutowanie zaś lutowiami o temperaturze powyżej 350° — nazywa się twarde. Nazwy te uzasadnione są różnymi właściwościami mechanicznymi, uzyskiwanymi z poszczególnych metod, w zależności od rodzaju użytego lutowia (miękkie, twarde). Ogólnie, wytrzymałe połączenia uzyskuje się przy wysokotemperaturowych lutowaniach, a słabe przy niskotemperaturowych. W przypadku lutowii miękkich rola ich polega głównie na uszczelnieniu i scaleniu danego zestawu. Inną, bardzo ważną właściwością lutowii miękkich jest ich bardzo mała odporność na korozję. Zjawisko to zostanie szczegółowo omówione w dalszym materiale.

Na skutek podgrzania do wysokiej temperatury (do 640°), należy liczyć się z obniżeniem wytrzymałości szeregu podlegających obróbce cieplnej stopów aluminium, w wyniku zjawiska wyżarzenia i przestarzenia. Dotyczy to w szczególności stopów, dla których temperatura lutowania jest wyższa od temperatury stosowanej normalnie dla obróbki cieplnej.

Jeśli zwraca się uwagę na wytrzymałość należy przed lutowaniem stopu zbadać:

1. Sposób w jaki ciepło lutowania wpływać będzie na właściwości nadane przez uprzednią obróbkę cieplną.

2. Obróbkę cieplną jaką można zastosować w wyniku lutowania.

Chociaż temperatura lutowania jest często wyższa niż zwykle stosowana dla obróbki cieplnej, cykl lutowania i następujące po nim starzenie lub oddzielne przesykanie i starzenie może znacznie podwyższyć właściwości uzyskane przez normalną obróbkę cieplną. Uważać należy, aby szybkie ochładzanie nie zniekształciło gotowych zestawów. Lutowane zestawy ze stopów podlegających obróbce cieplnej mogą być również powoli ochłodzone, po czym nastąpić może normalna obróbka cieplna. Wpływ procesu lutowania na właściwości mechaniczne lutowanych stopów omówiony jest szczegółowo w dalszym materiale.

W czasie procesu lutowania należy zwrócić uwagę jeszcze na dwie ważne właściwości stopów aluminium, to jest: niską temperaturę topliwości i wysoką przewodność cieplną i elektryczną. Jest to ważne ze względu na możliwość wewnętrznego nadtopienia metalu, w następstwie którego powstaje kruchość po lutowaniu (przesykanu) i pęknięcie w pracy, nawet przy słabych obciążeniach.

Z tego, że skład głównego metalu i lutowia są podobne i że temperatury topliwości są bliskie sobie — wynika duży stopień stopienia i dyfuzji między nimi przy lutowaniu. Gwarantuje to uzyskanie trwałego i mocnego połączenia.

LUTOWIA

Wybór lutowia zależy od szeregu czynników. Najważniejszym z nich, który należy koniecznie uwzględnić przy lutowaniu stopów lekkich, jest odporność na korozję połączeń lutowanych. Wywołana jest ona elektrolitycznym działaniem, spowodowanym różnicą potencjałów powstałych między elektrodami poszczególnych metali połączenia.

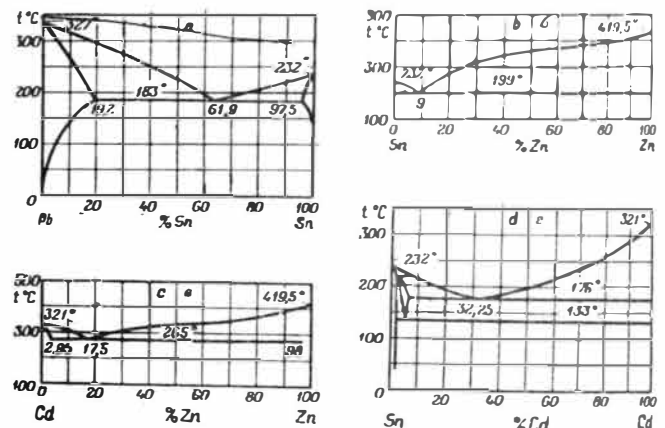
We wczesnych latach, lutowia ołowiuowo-cynowe używano jako podstawowy stop dla łączenia większości me-

tali, włącznie z aluminium. Obecnie wiadomo że nie mają one dużego znaczenia, gdyż ołów znacznie obniża płynność lutowia, jego zdolność zwilżania, oraz wybitnie zmniejsza odporność połączenia na korozję. Dzięki przeprowadzonym badaniom udało się wyprodukować lut w których które zwilżałyby dostatecznie, miały dobrą płynność i były odporne na korozję, zależnie od temperatury lutowania. Lutowia te przedstawione są w tabeli 1.

Tabela 1
Charakterystyka różnych lutowii dla aluminium

| Skład | Typ | Topliwość zakres w $^{\circ}\text{C}$ | Zwilżanie | Topnik | Ocena odporności na korozję |
|------------------|--------------|---------------------------------------|-------------|----------------------|-----------------------------|
| 91 Sn-9 Zn | niskotemp. | 290 | dostateczne | organiczny lub solny | dostateczna |
| 50 Sn-50 Pb | niskotemp. | 180 - 220 | słabe | organiczny lub solny | słaba |
| 34 Sn-63 Pb-3 Zn | niskotemp. | 170 - 255 | słabe | organiczny lub solny | słaba |
| 70 Sn-30 Zn | średniotemp. | 200 - 310 | dobrze | solny | dostateczna |
| 40 Cd-60 Zn | średniotemp. | 265 - 335 | doskonale | solny | dobra |
| 30 Sn-70 Zn | średniotemp. | 200 - 375 | doskonale | solny | dobra |
| 10 Cd-90 Zn | średniotemp. | 265 - 400 | doskonale | solny | dobra |
| 5 Al-95 Zn | wysokotemp. | 385 | doskonale | solny | doskonala |
| 100 Zn | wysokotemp. | 420 | dobrze | solny | doskonala |

Niskotemperaturowe lutowia opierają się zasadniczo na niskotopliwych metalach, takich jak Sn, Pb, Zn i Cd, które mają pewne zalety z punktu widzenia odporności na korozję. Na rys. 1 przedstawione są wykresy fazowe różnych stopów, na podstawie których dobrano poszczególne lutowia. Dla stopu Pb — Sn skład eutektyczny znajdujemy dla 61,9% Sn z temperaturą topliwości 183° . Większe znaczenie mają cynowo-cynkowe lutowia. Stosuje się głównie dwa stopy: jeden z zawartością 91% Sn, mający najlepszą odporność na korozję ze wszystkich niskotopliwych lutowii i drugi — z zawartością 80% Sn, mający wyższą temperaturę płynności około 270°C przy znacznej wytrzymałości połączenia.



Rys. 1. Wykresy fazowe stopów dla różnych lutowii

W niektórych lutowiach stosowany jest kadm w nie dużych ilościach. Lutowia z zawartością kadmu szczególnie zalecane są dla lutowania stopów zawierających Mg.

Dla temperatur powyżej 350°C lutowia zawierają w swym składzie głównie cynk, z dodatkiem małych ilości wysokotopliwych metali, takich jak Ag, Al, Cu, Ni. Są to lutowia o wysokich temperaturach topliwości.

Jak wynika z tabeli, jednym z najlepszych lutowii dla lutowania aluminium jest cynk, ponieważ daje połączenia mające bardzo dobrą odporność na korozję. Niepo-

myślnie czysty cynk komplikuje lutowanie przez dążenie do przyjmowania powierzchni kulistej przed zwilżeniem aluminium. Właśnie przez dodanie niewielkich ilości wysokotopliwych metali skłonność ta zostaje przewyciężona, bez wpływu na korozyjną wytrzymałość. Dlatego cynkowe lutowia składają się zwykle z cynku lub stopów zawierających 90 do 100% cynku z różnym ilościowo składem wysokotopliwych metali. Dodatki te zwiększają właściwość zwilżania aluminium, obniżają temperaturę lutowania i zapewniają większy zakres topliwości, bez żadnego wpływu na odporność na korozję. Jednak tylko małe ilości tych mających wysoką temperaturę topliwości metali można dodawać, gdyż większe ilości szybko podnoszą punkt topliwości lutowia. Aby osiągnąć maksymalną odporność na korozję należy stosować lutowia zawierające 99,99% cynku, uwarunkowaną przez odpowiednie uzyskanie tego składu.

Ogólnie biorąc, właściwości cynkowych lutowi ściśle przypominają właściwości cynku. Punkty topliwości zazwyczaj sięgają od 385 do 575°C, a wytrzymałość lutowanych połączeń jest zwykle większa od wytrzymałości w powszechnie lutowanych stopach aluminium.

Spoiva te, ze względu na wysoką zawartość cynku są tańsze od zwykłych miękkich spoiw.

Dla lutowania piecowego i przez zanurzenie, obok wyżej omówionych, stosuje się lutowia specjalnie przeznaczone dla tych metod. Charakterystyka ich jest przedstawiona w tabeli 2. Są to lutowia na osnowie Al. Oznaczają się one stosunkowo wysoką temperaturą topliwości i nadają się do lutowania aluminiowych stopów, mających wysoką temperaturę solidusu. Stop aluminiowy, zawierający 12% Si posiada stosunkowo wysoką odporność na korozję.

Tabela 2

Charakterystyka lutowi dla lutowania piecowego i zanurzeniowego

| Nominalny skład | Temp. topliw. w °C | Temperatura pieca lub wanny | Gr w kg/mm ² | Zastosowanie |
|-----------------|--------------------|-----------------------------|-------------------------|---|
| | | | | |
| 95 re-szta | 615 | 620-640 615-630 | 13,38 | Lutowanie w piecu lub zanurzenie w topniku, zastosowanie ogólne |
| 92,5 re-szta | 595 | 605-615 595-610 | 14,86 | Pokrycie na blachę lutowniczą, Lutowanie w piecu i zanurzeniowe |
| 86 | 570 | 570-640 | 23,62 | Mała korozyjna odporność, zastosowanie ogólne, lutowanie w piecu, zanurzeniowe i płomieniowe |
| 88 | 580 | 580-595 | 20,4 | Stop służący ogólnym celom, względnie wysoka odporność na korozję, do lutowania piecowego, zanurzeniowego i płomieniowego |

Źródło: American Welding Society's Brazing Manual

Tabela 3

Skład cynkowych i aluminiowych lutowi dla lutowania Al stopów wysokotemperaturowych*

| Oznaczenie lutowia**) | Skład lutowia w % | | | | | | | | Temperatura w °C | |
|-----------------------|-------------------|-------|------|----|-----|-----|-----------|-----|------------------|-----------|
| | Zn | Cu | Si | Cd | Pb | Sn | Al | Mn | Solidusa | Likwidusa |
| — | 80 | 8 | — | — | — | — | 12 | — | 390 | 410 |
| — | 64-55 | 14-15 | — | — | — | — | 22-30 | — | 300 | 420 |
| Eutektyka Zn-Al | 95 | — | — | — | — | — | 5 | — | 380 | 380 |
| B-63 | 85 | 5 | — | — | 1,4 | 0,6 | 8 | — | 370 | 420 |
| B-62 | 24-26 | 20 | 3,5 | — | — | — | 52,5-50,5 | 1,5 | 490 | 500 |
| 43A | — | 27-29 | 6 | — | — | — | 77-65 | — | 525 | 525 |
| P559A | — | 27 | 6 | — | — | — | 67 | — | — | 550 |
| P124A | — | 10 | 7 | 15 | — | 5 | 63 | — | — | 530 |
| P575A | 20 | — | — | — | — | — | 80 | — | — | 575 |
| P590A | — | 10 | 1 | — | — | — | 89 | — | — | 590 |
| Eutektyczny Silumin | — | — | 11,7 | — | — | — | 88,3 | — | 577 | 577 |
| Silumin | — | — | 10 | — | — | — | 90 | — | — | 590 |

*) Lutowanie odbywa się z topnikiem 34A

**) Radzieckie oznaczenie lutowi

Niektóre bardzo wysokotemperaturowe lutowia stosowane obecnie dla lutowania aluminium i jego stopów przedstawione są w tabeli 3. Temperatury lutowania dla tych lutowi wynoszą od 410-590°C. Największe znaczenie ma stop 34A (oznaczenia radzieckie lecz nie znormalizowane jeszcze przez GOST). Jest to stop zbliżony do potrójnej eutektyki Al-Cu-Si. Daje on wytrzymałość połączenia odpowiadającą wytrzymałości materiału lutowanego oraz zapewniający dużą odporność tego połączenia na korozję.

Często jest pożądana niższa temperatura topliwości lutowi wysokocynkowych. Dodaje się wówczas domieszki niskotopliwych metali, takich jak Sn, Pb, Cd. Dodanie ich jednak wybitnie zmniejsza odporność połączenia na korozję. Chociaż niskie temperatury mają zły wpływ, jednak trwałość połączeń jest nieograniczona w suchym otoczeniu. Dla podwyższenia odporności na korozję, lutowane szwy należy pokrywać pokryciami ochronnymi.

STOPY ALUMINIUM PODLEGAJĄCE LUTOWANIU

Prawie wszystkie postacie stopów aluminium można łączyć za pomocą lutowania. Lutowaniu podlegają stopy, których temperatura topliwości leży ponad zakresem topliwości stopów wypełniających. Ze wszystkich stopów lekkich najlepiej lutuje się na twardo czyste aluminium.

Dobrze lutują się następujące stopy aluminium (patrz tabela 4):

1. Z podlegających obróbce cieplnej stopów aluminium najlepiej lutują się stopy typu: Al Mg Si (6053, 6063) oraz Al Mg Cu Si (6061, 6062 i 6951) — oznaczenia stopów według norm USA.
2. Większość nie obrabiających się cieplnie stopów typu Al Mn (EC,1100,3003).
3. Kute stopy o czystości większej niż 99% Al.
4. Stopy odlewnicze kokilowe typu Al Mg Cu Zn (C 612), piaskowe typu Al Mg Cu Zn (A 612) oraz piaskowo kokilowe typu Al Si (Cast 43).

Dla połączeń zakładkowych blach ze stopów Al Mg Si oraz Al Cu Mg uzyskać można wytrzymałość na rozciąganie 29-38 kg/mm² przy zastosowaniu ulepszenia przez szybkie chłodzenie.

Nieco gorzej od powyższych stopów lutują się stopy ze wskaźnikiem lutowności B. Trudne do lutowania są stopy aluminiowe z wysoką zawartością magnezu, ponad 1,5%.

Za pomocą lutowi przedstawionych w tabeli 2 lutują się cztery typy stopów aluminium:

- 1) aluminium techniczne
- 2) stop typu AMc zawierający 1,25% Mn,
- 3) stop typu AW (0,7% Si, 1,25% Mg, 0,25% Cr),
- 4) stop typu A Mg.

Pierwsze dwa stopy nie podlegają obróbce cieplnej, trzeci i czwarty — podlegają utwardzeniu.

Tabela 4
Stopy aluminiowe podlegające lutowaniu*)

| Stop | Lutowność | Nominalny skład**) | | | | | Topliwość Zakres °C |
|-----------|-----------|--------------------|------|------|----|-----|---------------------|
| | | Cu | Si | Mn | Mg | Zn | |
| EC | A | (99,45% min Al) | | | | | 645-660 |
| 1100 | A | (99% min Al) | | | | | 645-660 |
| 3003 | B | 1,2 | | | | | 645-655 |
| 3004 | B | 1,2 | | | | | 630-650 |
| 5050 | B | 1,0 | | | | | 625-650 |
| 6151 | B | 1,2 | | | | | 550-650 |
| 6951 | A | 0,25 | 0,35 | 0,65 | | | 615-655 |
| 5052 | C | 2,5 | | | | | 595-650 |
| 6053 | A | 0,7 | | | | | 595-650 |
| 6061 | A | 0,25 | 0,6 | 1,0 | | | 600-650 |
| 6062 | A | 0,25 | 0,6 | 1,0 | | | 600-650 |
| 6063 | A | 0,4 | | | | | 615-650 |
| Cast 43 | A | 5,0 | | | | | 575-630 |
| Cast 356 | C | 7,0 | | | | | 560-610 |
| Cast 406 | A | (99% min Al) | | | | | 645-660 |
| Cast A612 | B | 0,5 | 0,7 | | | 6,5 | 595-650 |
| Cast C612 | A | 0,5 | 0,35 | | | 6,5 | 605-645 |

*) Oznaczenia stopów według norm USA

**) Procent elementów stopowych. Pozostałość zanieczyszczenia normalne i aluminium. Wskaźniki lutownicze: A — zwykle lutowane przy użyciu dostępnych powszechnie procesów i metod; B — lutowanie przy użyciu specjalnych technik, wskazane przeprowadzenie wstępnych prób dla udoskonalenia procesu lutowania; C — ograniczona lutowność.

Źródło: Brazing Alcoa Aluminium

Najbardziej rozpowszechnione stopy typu Al-Cu-Mg (D1, D16) i wysokowytrzymały stop typu Al-Zn-Mg-Cu (W 95), nie podlegają lutowaniu lutowiem typu silumin, z powodu niskiej temperatury solidusa tych stopów. Z tej przyczyny nie lutuje się odlewniczych stopów aluminium, ponieważ temperatura początku ich topliwości znajduje się niżej, niż w przedstawionych wyżej typach lutowii. Przy lutowaniu w tych temperaturach może nastąpić zjawisko przepalenia, któremu towarzyszy gwałtowne obniżenie wytrzymałości i plastyczności lutowanego materiału.

Zbadano wpływ cyklu obróbki cieplnej na wytrzymałość podlegających obróbce cieplnej stopów aluminium typu D16 i D20 przy lutowaniu w piecu. Skład lutowanych stopów i ich charakterystyka przedstawione są w tabeli 5.

Tabela 5
Skład i mechaniczne właściwości niektórych Al stopów

| Oznaczenie stopu | Skład stopu w % | | | | | Wytrzymałość na rozciąganie w kg/mm^2 | Wydłużenie w % | Temp. solidusa w $^{\circ}\text{C}$ |
|------------------|-----------------|-----|-----|------|--------|--|----------------|-------------------------------------|
| | Cu | Mg | Cr | Ti | Al | | | |
| D20T | 6,5 | — | 0,2 | 0,15 | reszta | 40 | 15 | 548 |
| D16T | 4,5 | 1,6 | — | — | reszta | 42 | 12 | 505 |

Stop D20 poddano normalnej obróbce cieplnej według następującego schematu: przesykanie przy temperaturze 540° i sztuczne starzenie przy 170° w ciągu 10 godzin, stop D16: przesykanie przy temperaturze 500° w wodzie i naturalne starzenie w ciągu 5 dni. Próbkę stopów na-

grzewano w piecu w zakresie temperatur od $250\text{--}540^{\circ}$ w ciągu 5, 10 i 20 minut i następnie ochłodzono na powietrzu. Próby na rozciąganie przeprowadzono w ciągu pięciu dni po nagrzaniu.

Wyniki przeprowadzonych prób przedstawione są na rysunku 2. Przykładowo stop D16 T doznaje obniżenia wytrzymałości w przedstawionych wyżej warunkach w zakresie $300\text{--}420^{\circ}\text{C}$, zaś przy nagrzewaniu w zakresie od $460\text{--}500^{\circ}$ następuje wzrost wytrzymałości. Wytrzymałość na rozzerwanie równa jest w tym zakresie od $32\text{--}33 \text{ kg/mm}^2$. Nagrzewanie powyżej 505°C powoduje przepalenie stopu.

Jak widać, stopy aluminium typu D16 i D20 po nagrzaniu przy temperaturze $300\text{--}420^{\circ}$ i ochłodzeniu na powietrzu mają niski zakres wytrzymałości. Dla połączeń z tych stopów, lutowanych przy temperaturze $300\text{--}420^{\circ}$, nie można zwiększyć wytrzymałości przy następnym przesykaniu i starzeniu z powodu łatwej płynności lutowanego szwu. Dlatego lutowanie podlegających starzeniu stopów D16 należy przeprowadzać przy temperaturze poniżej 250° lub w zakresie $450\text{--}505^{\circ}\text{C}$, a stopu D20 poniżej 250° lub w zakresie od $500\text{--}540^{\circ}$.

Stopów o wysokiej wytrzymałości, podlegających obróbce cieplnej, nie zaleca się do lutowania.

Lutowanie stopów AMc i AMg za pomocą lutowii typu silumin przeprowadza się przy temperaturach wyższych od temperatur wyżarzania, ponieważ wytrzymałość lutowanych połączeń nie przewyższa wytrzymałości tych stopów w stanie wyżarzonym.

W tabeli 3 przedstawione są wysokotemperaturowe lutowia na osnowie aluminium i cynku. Największe znaczenie ma opracowany w 1940 roku przez Łocmanowa lut 34A na bazie aluminium. Daje on wytrzymałość połączenia równą wytrzymałości materiału lutowanego oraz odznacza się dobrą odpornością na korozję. Za pomocą lutowia 34A można lutować czyste i techniczne aluminium, stop AMc, AMg i termicznie obrabiane stopy D20, AK4 i AW.

Do lutowania cynkowego stopu odlewniczego (6,5% Zn, 0,5% Cu, 0,35% Mg i reszta Al) starzejącego się przy temperaturze pokojowej stosuje się lutowia na osnowie Al-Zn-Cu.

Rzadkoplątność i zdolność zwilżania lutowii dla aluminium stopów zależą tak od samych lutowii i topników, jak i od składu chemicznego lutowanych stopów. Ze zwiększeniem zawartości magnezu w stopach rzadkoplątność i zdolność zwilżania ulega silnemu obniżeniu. Podobne zjawisko zachodzi przy zwiększeniu zawartości krzemu w stopach aluminium. Wpływ tych metali polega głównie na ograniczeniu aktywności topnika użytego do lutowania.

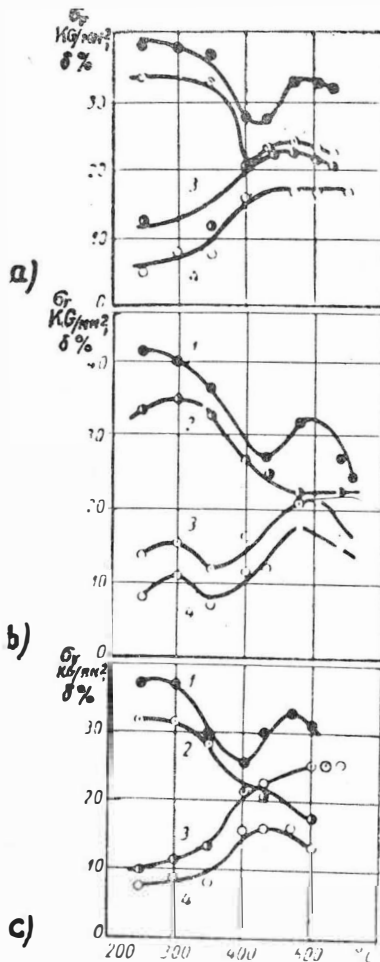
Lutowanie stopów magnezu jest w tej chwili słabo opracowane. Odnacza się ono tym, że lutowaniu podlegają tylko stopy zawierające do 1,5% Mg. Trudności w lutowaniu stopów magnezowych wynikają na skutek dużego zakresu ich krystalizacji, a także niskiej temperatury solidusa. Trudno dobrać dla nich lutowie z dostatecznie niską temperaturą likwidusa. Warstwa tlenków MgO, tworząca się na magnezie i jego stopach, odznacza się wysoką chemiczną trwałością. Dla jej usunięcia potrzebne są bardzo aktywne topniki.

Lutowanie stopów magnezu łatwotopliwymi lutowiami przeznaczonymi dla lutowania aluminium nie jest zalecane. Lutowane w ten sposób połączenia są mało wytrzymałe i kruche. Do lutowania stopów magnezu używa się lutowii na osnowie magnezu z domieszkami Zn i Al o temperaturach topliwości od 560 do 600° .

Usunięcie tlenków magnezu za pomocą ultradźwięków do tej pory nie znalazło realnego zastosowania. Dlatego jedynymi sposobami lutowania stopów magnezu jest mechaniczne tarcie i stosowanie topników.

TOPNIKI

Główną przeszkodą w opanowaniu lutowania aluminium i jego stopów jest tworzenie się na ich powierzchni warstwy tlenków Al_2O_3 , których temperatura topliwości wynosi 2050°C . Dobrymi rozpuszczalnikami tej warstwy są halogenki metali alkalicznych, a w szczególności fluorki potasu. Dodatek chlorków obniża temperaturę topnienia a dodatek chlorku cynku zwiększa aktywność topnika. Są to topniki solne. Oprócz nich do lutowania aluminium stosowane są topniki organiczne, nie zawierające chlorków.



Rys. 2. Wytrzymałość σ i wydłużenie δ próbek ze stopów D16T i D20T, poddanych termicznemu cyklowi lutowania (szybkie nagrzanie w piecu do różnych temperatur i przetrzymanie w tej temperaturze); a) przetrzymanie w ciągu 5 min, b) przetrzymanie w ciągu 10 min, c) przetrzymanie w ciągu 20 min.

1. Wytrzymałość stopu D16T
2. Wytrzymałość stopu D20T
3. Wydłużenie stopu D20T
4. Wydłużenie stopu D16T.

dla temperatur lutowania do 275°. Oba typy topników zawierają sole ciężkich metali Pb, Sn, Cd, Zn, wytwarzające przy dysocjacji cienką metaliczną warstwę na powierzchni aluminium, zapewniającą zwilżenie.

Zadaniem topnika jest związanie związków chemicznych (tlenków i wodorotlenków), zanieczyszczających powierzchnie łączone oraz ochronę tych powierzchni przed utlenieniem w wyższej temperaturze. Topnik atakuje naskórek tlenkowy tworząc łatwe do usunięcia związki.

Topnik powinien odznaczać się następującymi własnościami:

- 1) topić się w temperaturze niższej od spoiwa,
- 2) posiadać dostateczną płynność (aby doорze przeniknąć w złącze),
- 3) powinien pozwalać wypierać się przez lutowie,
- 4) być aktywny w temperaturze lutowania.

Składy chemiczne kilku topników organicznych przedstawione są w tabeli 6. Topniki te zwęglają się przy temperaturach powyżej 275°, dlatego lutowanie aluminium i jego stopów z ich pomocą można przeprowadzać z lutowaniami, których robocza temperatura lutowania jest niższa niż 275°. Topniki te nie powinny stykać się z gorącym palnikiem lub płomieniem, aby uniknąć tworzenia się gazowych pęcherzy, powstających przy przegrzaniu topnika.

Organicznymi topnikami można lutować, tak wstępnie, jak i wykończająco. Nagrzanie przy lutowaniu może być uzyskane za pomocą palnika (zwykłego lub elektrycznego), w piecu, na podgrzanej płycie, przy oporowym nagrzewaniu i prądami wysokiej częstotliwości. Zastosowanie topników tego typu jest celowe przy lutowaniu montażowym.

Przy lutowaniu palnikiem celowe jest wstępne podgrzanie lutowanego elementu do temperatury bliskiej temperaturze lutowania, ponieważ przy długim nagrzewaniu organiczne topniki tracą na aktywności.

Części z aluminium lub jego stopów platerowane aluminium mogą być lutowane przy zastosowaniu tych topników z elementami ze stali, miedzi, brązu berylowego itp.

Resztki topnika lekko zmywamy wodą lub usuwamy przecierając wilgotną szmatką.

Dla wyższych temperatur lutowania stosuje się topniki solne. Składy tych topników przedstawione są w tabeli 7. Ich aktywność przejawia się przy temperaturach powyżej 320°. Lutowanie aluminium i jego stopów za pomocą tych topników jest możliwe tylko z lutowaniami, mającymi temperaturę topności w przedziałach od 300 do 600°. Takie temperatury lutowania mają lutowia na osnowie cynku, z dodatkami elementów, podwyższających temperaturę topności cynku (419°C) oraz lutowia na osnowie aluminium.

Najszerze zastosowanie spośród topników solnych ma topnik 34A. Został on opracowany w 1940 roku przez

Tabela 8
Charakterystyka topników dla lutowania aluminium

| Cechy charakterystyczne | Topnik organiczny (wolne chlorki) | Topnik solny (chlorki) (sole chlorków) |
|----------------------------------|---|---|
| Postać | kleisty płyn | suchy proszek |
| Srodek rozpuszczający | alkohol, woda | alkohol, woda |
| Płynność w zakresie °C | 180—260 | powyżej 315 |
| Wytwarzanie par | obfite | obfite |
| Strącanie ciężkich metali | nieznaczne | nieznaczne |
| Działanie korozyjne topnika | bardzo nieznaczne | duże |
| Działanie korozyjne pozostałości | żadne | duże |
| Elektryczna przewodność właściwa | przeciętna | wysoka |
| Srodki ostrożności | uniknąć działania na skórę, usuwać pary | uniknąć działania na skórę, usuwać pary |
| Efektywna redukcja za pomocą | 1% Mg w stopach | krzemu w stopach |

laureata nagrody stalinowskiej, kandydata Nauk Technicznych — Locmanowa. Pozwala on lutować aluminium i jego stopy za pomocą dowolnego lutowia, zdolnego do łączenia się z tymi stopami.

Nieco wcześniej opracowano bardziej łatwotopliwy topnik ϕ 320 A. Topnik ϕ 380, w odróżnieniu od topnika 34A, praktycznie nie rozpuszcza w sobie aluminium i nadaje się dla wanien topnikowych. Topnik ϕ 124 różni się od topnika 34A tym, że nie traci swej aktywności będąc rozpuszczony w wodzie i może być naniesiony na powierzchnię złożonych konstrukcji przez zanurzenie ich w wodnym roztworze topnika (1 kg mieszaniny składników topnika na 2 l wody) lub przez natryskiwanie.

Topniki ϕ 124 i ϕ 380 A mają wysoką roboczą temperaturę lutowania, pozwalającą na stosowanie tych topników do lutowania stopów typu AD1, AMC i innych, z temperaturą solidusu powyżej 560—570°. Pozostałości tych topników powinny być bezwzględnie i dokładnie usunięte.

Podobne składy topników opracowano na zachodzie, jednak dane odnośnie nich otoczone są głęboką tajemnicą. Ogólna charakterystyka topników stosowanych do lutowania aluminium przedstawiona jest w tabeli 8.

Obecnie opracowano trzy metody lutowania aluminium i jego stopów za pomocą topników solnych:

- 1) lutowanie płomieniowe,
- 2) lutowanie piecowe,
- 3) lutowanie przez zanurzenie.

Wszystkie te metody mają szerokie zastosowanie w przemyśle.

Topniki solne powodują przyspieszoną korozję lutowanych połączeń, o ile pozostałości nie zostaną usunięte. Większą część pozostałości usuwa gorąca woda, lecz całkowite ich usunięcie dokonuje się przez zanurzenie lutowanych zestawów w hamującym roztworze 5% wodorotlenku sodu, następnie mycie w zimnej wodzie, neutralizowanie w słabym kwasie (2% roztwór kwasu fosforowego lub siarkowego), końcowe płukanie w zimnej wodzie i suszenie w strumieniu powietrza.

Gdy stosowane są topniki organiczne, usunięcie pozostałości nie jest bezwzględnie konieczne.

RODZAJE POŁĄCZEŃ LUTOWANYCH

Lutowanie połączenia, składające się z elementów przedłużających jeden drugi, znalazły szerokie zastosowanie.

Lutowane połączenia o wytrzymałości równej z podstawowym metalem można uzyskać głównie przy nakładkowym typie połączenia, który pozwala w pełni wykorzystać wszystkie zalety lutowania. Ten typ połączenia nie stwarza możliwości osadzania się topnika, który może spowodować korozję niszczącą złącze. Wytrzymałość nakładkowych połączeń zależy od wielkości nakładki. Takie połączenia mogą być projektowane w różnych wariantach w zależności od konstrukcji i przeznaczenia lutowanych połączeń (rys. 3).

W stykowych połączeniach szew jest mniej wytrzymały niż główny materiał. Ten typ połączenia nadaje się do lutowania mniej dokładnych i mniej obciążonych zestawów.

Tabela 6
Skład organicznych topników dla lutowania Al

| Składniki topnika | Skład topnika w % | | |
|---|-------------------|-------------|-------------|
| | Topnik nr 1 | Topnik nr 2 | Topnik nr 3 |
| Fluoroboran*) kadmu | 10±0,5 | 10±0,5 | — |
| Fluoroboran cynku | — | 2,5±0,5 | 10±0,5 |
| Fluoroboran amonu | 8±0,5 | 5±0,5 | 8±0,5 |
| Trójetanolamina (HOC ₂ H ₄) ₃ N | 82±1 | 82±1 | 82±1 |

*) Boran — borowodor B_n H_m

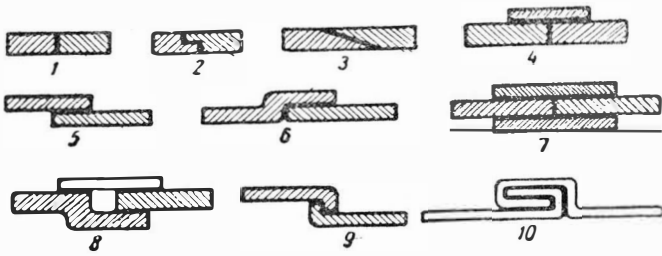
Tabela 7
Topniki solne dla lutowania stopów aluminium*)

| Oznaczenie | Skład topnika w % | | | | | | | | Robocza temper. lut. w °C |
|------------|-------------------|------|----|-------------------|------|-------|-------------------|------------------------|---------------------------|
| | NaF | NaCl | KF | ZnCl ₂ | LiCl | KCl | SnCl ₂ | KFAIF ₃ **) | |
| 34A | 10±1***) | — | — | 8±2 | 32±3 | 50—45 | — | — | ≥420 |
| ϕ320A | 6±1 | — | — | 19—24 | 42±2 | 28±2 | — | — | ≥320 |
| ϕ380 | 5 | — | — | 10 | 38 | 47 | — | — | ≥560 |
| ϕ124 | 7 | 25 | — | 8 | 13 | 47 | 0,05 | — | ≥550 |
| 17 | — | — | — | — | 41 | 51 | — | 8 | ≥570 |

*) Radzieckie oznaczenia topników

**) KF-AlF₃ składa się z 54% AlF₃ i 46% KF

***) NaF może być zastąpiony przez KF

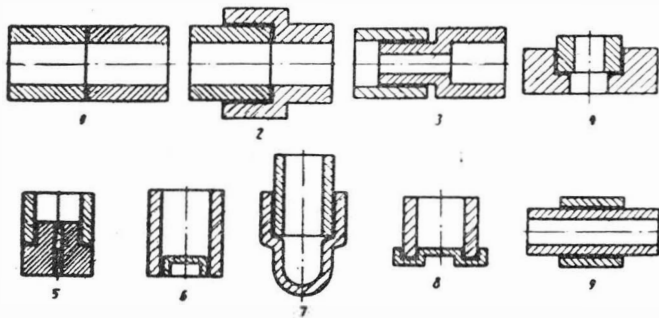


Rys. 3. Typy lutowanych połączeń

Szerokie zastosowanie mają połączenia rurowe (rys. 4). Pierwszeństwo ma tutaj typ połączeń zakładkowy, lub kombinacja zakładkowego i stykowego typu połączenia (tzw. teleskopowe).

Jeśli zwraca się uwagę na wytrzymałość spoiny, zalecane jest konstruowanie połączeń z większą płaszczyzną spoiny. Połączenia takie przedstawione są na szkicach 3, 4, 7 — 11 (rys. 5) i 2 — 4, 7 — 10 oraz 12 — 14 (rys. 6). Wytrzymałość połączeń można zwiększyć przez projektowanie ich w sposób, zapewniający mechaniczne zaczepienie się.

Także sposób lutowania warunkuje konstruowanie połączeń z aluminiowych stopów. Przy lutowaniu płomiennym wymagana jest jednakowa (lub zbliżona do siebie)

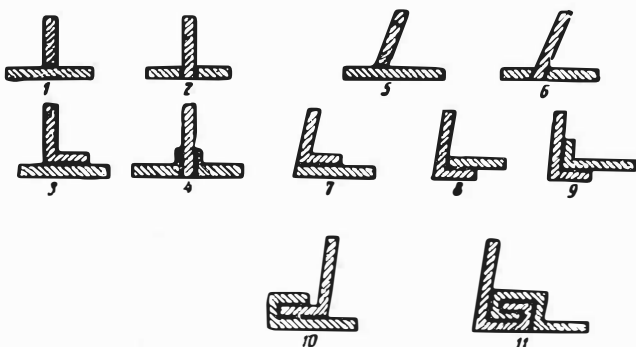


Rys. 4. Konstrukcje niektórych rurowych lutowanych połączeń

bie) grubość łączonych elementów. W przeciwnym przypadku mogą powstać przepalenia materiału, lub wewnętrzne naprężenia i pęknięcia. Przy lutowaniu w piecu wielkość wymiarów nie jest ograniczona. Przy lutowaniu przez zanurzenie wielkość i wymiary są ważne ze względu na konieczność ścisłego określenia temperatury i czasu lutowania, które są warunkami krytycznymi.

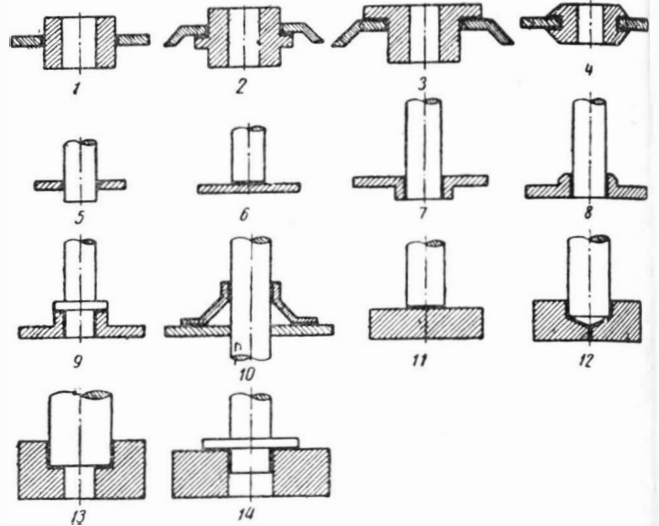
Pełne wypełnienie szczeliny lutowiem zależy od sposobu wprowadzenia go w szczelinę. Lutowia przygotowuje się w formie prętów, drutu, blach, spirali, płaskowników, pierścieni, krążków, proszku, past i ziaren i wprowadza się je zależnie od sposobu lutowania w miejsce połączenia.

Wszystkich trudności, związanych z usunięciem tlenku Al_2O_3 przy lutowaniu stopów aluminium, można uniknąć przez platerowanie ich łatwo lutującymi się metalami, na przykład miedzią lub przez pokrywanie lutowiem. Produkowane są specjalne blachy (o zawartości 1—1,5% Mn,



Rys. 5. Teowe i kątowe lutowane połączenia, konstruowane nieprawidłowo (1, 2, 5, 6) i prawidłowo (3, 4, 7, 8, 9, 10, 11)

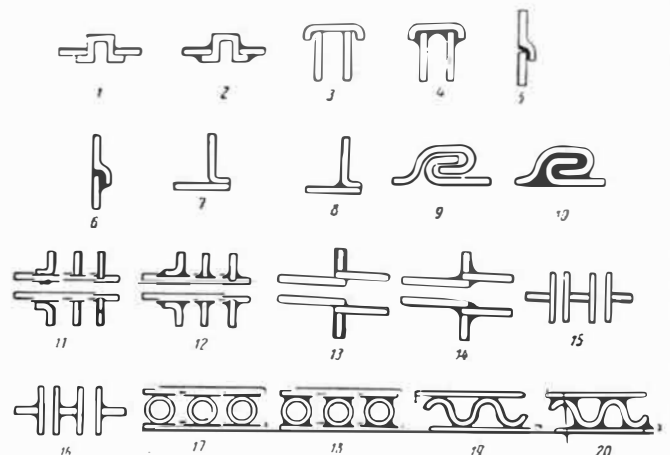
reszta Al) pokrywane lutowiem z jednej lub obu stron. Lutowia używane na pokrycie blachy lutowniczej stopami typu siluminu (np. 5 Si-95 Al lub 7,5 Si-92,5 Al). Grubość warstwy plateru wynosi zazwyczaj 5 — 10% całej grubości. Platerowane blachy mogą podlegać tłoczeniu i gięciu. Jeśli w czasie tłoczenia warstwa lutowia staje się cienka, grubość plateru na materiale wyjściowym do tłoczenia winna być większa od 5 — 10%. Dzięki zastosowaniu blach platerowanych odpada konieczność



Rys. 6. Przykłady prawidłowego i nieprawidłowego konstruowania połączeń, składających się z rur i prętów z płytami lub blachami

dotkowego umieszczenia stopu wypełniającego w miejscu złącza i umożliwiałoby ekonomiczne produkowanie złożonych wyrobów, potrzebujących dużej ilości szwów. Typy połączeń z blach platerowanych lutowiem przedstawione są na rys. 7.

Należy pamiętać, że w razie uprzedniego pocynowania połączenie można wykonać szybciej i w niższej temperaturze, oraz odpowiednimi w danym przypadku metodami. Dalszą zaletą wstępnego cynowania jest możliwość uniknięcia stosowania korodującego topnika przy lutowa-



Rys. 7. Typy lutowanych połączeń z blach platerowanych lutowiem (1, 3, 5, 7, 9, 11, 13, 15, 17, 19) — przed lutowaniem; (2, 4, 6, 8, 10, 12, 14, 16, 18, 20) — po lutowaniu

niu. Aluminium w zasadzie bardzo trudno się cynuje przy pomocy tradycyjnych metod, jak metoda galwaniczna lub specjalne chemiczne metody. Szczególne znaczenie ma tutaj metoda ultradźwiękowa cynowania ze względu na szybkość i taniść.

ODPORNOŚĆ NA KOROZJĘ POŁĄCZEŃ LUTOWANYCH

Odporność na korozję jest czynnikiem, który określa przydatność lutowania. Należy pamiętać, że wszystkie metale są zawsze elektrycznie dodatnie w stosunku do aluminium. Z tego względu w przypadku działania powietrza

i wilgoci powstaje elektryczny element, pod wpływem którego połączenie może ulec szybkiemu skorodowaniu i zniszczeniu. Jeśli średni potencjał aluminium i jego stopów wynosi 0,85 V, przy styczności na przykład z miedzią powstaje różnica potencjałów 0,65 Volta.

Jeśli aluminium stapia się z innymi metalami, stosunek ich potencjałów elektrycznych ma duże znaczenie przy ocenie odporności na korozję. To wyjaśnia stosunkowe zwiększenie odporności na korozję czystego aluminium w stosunku do technicznego.

Omówiono już poprzednio wpływ niektórych czynników na odporność na korozję i mechanizm korozji połączeń lutowanych. Należy jednak podkreślić te aspekty, które są szczególnie charakterystyczne i ważne.

Na odporność na korozję połączeń lutowanych mają wpływ następujące czynniki:

- 1) skład chemiczny stopów lutowanych,
- 2) skład lutowia,
- 3) skład topnika,
- 4) wpływ środowiska i warunków pracy połączenia.

Korozja atakuje zarówno materiał podstawowy, lutowie jak i warstwę zdyfundowaną, bowiem oprócz podatności na korozję lekkich metali, zachodzi sprzyjające temu procesowi zjawisko powstania potencjałów elektrycznych, przez zastosowanie lutowia o bardzo zróżnicowanym składzie chemicznym.

Lutowiami, które są najbardziej odporne na korozję są lutowia czysto cynkowe i cynkowe z dodatkami Al, Ag, Ni, Cu lub podobnych metali, mających punkt topliwości wyższy od cynku. Lutowia te w atmosferze silnie korodującej poddane są względnie wolnemu działaniu powierzchniowemu, w przeciwieństwie do szybkiego działania w połączeniach miękko lutowanych.

Aby osiągnąć maksymalną odporność na korozję należałoby zastosować lutowie zawierające 99,99% Zn, jednak ze względu na małą zdolność zwilżania tego lutowia i wysoką temperaturę topliwości pożądane jest dodanie domieszek niskotopliwych metali Pb, Sn, Cd, Bi. Większe ilości tych metali poważnie zmniejszają odporność połączeń lutowanych na korozję. Z tego względu lutowia miękkie oparte na tych właśnie składnikach posiadają najmniejszą odporność na korozję. Odporność tę można zwiększyć dodając do lutowia cynku. Zjawisko korozji w odniesieniu do lutowania miękkiego nie zostało dotychczas w sposób zadowalający opanowane, co powoduje znaczne ograniczenie możliwości stosowania tej metody.

Mgr inż. WALERIAN KORDZIŃSKI

Osiągnięcia firmy D. Napier & Son w dziedzinie silników lotniczych

Wstęp

Za datę powstania firmy D. Napier & Son można uważać rok 1808, w tym bowiem roku Dawid Napier założył w miejscowości Lloyds Court mały zakład mechaniczny. Główną produkcją zakładu, który w 1836 r. został przeniesiony do Lambeth i rozbudowany, stanowiły maszyny drukarskie, cieszące się dużym uznaniem w kraju i za granicą. W późniejszych latach firma zaczęła produkować obrabiarki dla przemysłu zbrojeniowego, jak na przykład prasy do wyrobu kul karabinowych (patent Dawida Napiera) i obrabiarki z napędem parowym do wykończania luf armatnich. Na początku dwudziestego wieku firma Napier odegrała dużą rolę w młodej wówczas gałęzi produkcji samochodów. W 1905 r. jeden z samochodów Napier, budowanych w nowym zakładzie w Acton, ustanowił światowy rekord prędkości, osiągając wynik 168 km/godz.

W okresie międzywojennym i w czasie II wojny światowej główną dziedziną zainteresowań firmy były silniki lotnicze. Ze statystyk wynika, że 32 typy samolotów seryjnych oraz 134 typy samolotów prototypowych i doświadczalnych były wyposażone w silniki Napier. W czasie II wojny światowej silnik Napier „Sabre” przyczynił się w dużym stopniu do budowy nowych typów samolotów myśliwskich (Hawker „Typhoon” i „Tempest”), przewyższających pod względem osiągnięć myśliwce niemieckie.

Topniki użyte do lutowania aluminium i jego stopów nie powinny zawierać chlorków niskotopliwych metali, głównie ze względu na ich wysoką higroskopijność. Nawet ułamek procenta tych chlorków może poważnie zredukować trwałość lutowanego połączenia. Resztki nie usunięte zwiększają nawilgotnienie otoczenia, powodując elektrochemiczną korozję. Pozostałości te mogą również spowodować międzykrystaliczną korozję połączenia. Ten rodzaj korozji jest szczególnie niebezpieczny, gdyż korozja przebiega w sposób utajony. Aby uzyskać maksymalną trwałość złącza, konieczne jest dokładne oczyszczenie powierzchni w miejscu połączenia. Na czynność tę należy położyć szczególny nacisk.

Najlepszymi połączeniami są takie, które nie łatwo poddają się działaniu korozji i jej produktów. Tak na przykład w połączeniach nasuwkowych korozja spoiwa następować będzie bardzo wolno, na skutek nagromadzenia się produktów korozji w wąskim kanale. Pożądane jest projektowanie połączeń w ten sposób, aby maksymalnie zmniejszyć zatrzymywanie topnika, bez szczelin i wgłębień.

Odkryte otoczenie (powietrze i wilgoć) są najważniejszymi czynnikami wpływającymi na korozję. Połączenia dokonane spoiwami cynkowymi trwają długie lata w zwykłych warunkach atmosferycznych i znajdują się w doskonałym stanie w przypadku, gdy poddane były przez okres lat dziesięciu działaniu środowiska morskiego. Doświadczenia przeprowadzane w ośrodkach przyspieszających korozję, jak wrząca woda lub 3% roztwór solny, w ciągu 100—1000 godzin, nie pozwoliły wyciągnąć wniosków co do odporności łączonych szwów na korozję. Jako miarę odporności na korozję przyjmuje się zmianę ciężaru badanych próbek i liczbę ognisk korozyjnych.

Bez względu na omówione wyżej warunki, odporność na korozję można podnieść, stosując ochronne pokrycia w postaci emalii, farb, oksydacji, tłuśców lub przez osłonięcie miejsca lutowania taśmami lub tulejkami gumowymi. Dotyczy to głównie lutowia miękkich. Połączenia lutowane otoczone benzyną, naftą lub olejem mineralnym nie wymagają żadnej specjalnej ochrony. Połączenia lutowane niszczone są w kwasie solnym i ługach, zwłaszcza w temperaturze podwyższonej.

Odporność na korozję aluminium i jego stopów w dużym stopniu zależy od warstwy tlenków, jaka powstaje na ich powierzchni.

Odporność na korozję jest zagadnieniem, które decyduje o możliwościach zastosowania lutowania aluminium i jego stopów.

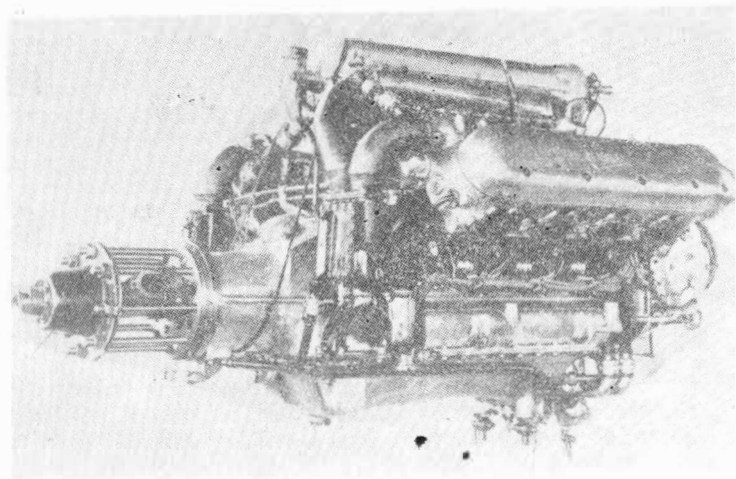
Obecny wachlarz produkcji firmy D. Napier & Son jest bardzo szeroki; obejmuje on wysokoprężne silniki morskie, kolejowe i przemysłowe, turbo-sprężarki doładowujące do silników wysokoprężnych, dokładne odlewy (wykonywane metodą wosku traconego), silniki turbinowe do samolotów i śmigłowców, silniki rakietowe do pocisków kierowanych i samolotów oraz elektryczne urządzenia przeciwbłodzeniowe, stosowane na licznych samolotach cywilnych i wojskowych. W produkcji wykorzystuje się najnowsze zdobycze technologii, a praca biur projektowych jest oparta na wynikach prac naukowo-badawczych. Należy również dodać, że firma prowadzi bezpłatne kursy dla pracowników zatrudnionych przy eksploatacji wyrobów firmy; istnieją poza tym kursy dla wyższego personelu technicznego użytkowników.

Tematem niniejszego artykułu są silniki lotnicze firmy D. Napier & Son. Ich ośrodek znajduje się obecnie w miejscowości Luton (Flight Development Establishment), gdzie obok oddziałów produkcyjnych powstało bogato wyposażone zaplecze naukowo-badawcze.

1. Silniki tłokowe

Historia rozwoju lotniczych silników tłokowych Napier, obecnie już nie produkowanych, sięga swymi początkami czasów I wojny światowej. Pierwszy silnik lotniczy został zbudowany przez firmę Napier w 1918 r. i nosił nazwę

„Lion”. Był on chłodzony wodą, miał 12 cylindrów ustawionych w trzech rzędach (układ „W”) i rozwijał moc 450 KM. W latach dwudziestych silnik „Lion” był budowany w wielu wersjach, przy czym wersje przeznaczone do samolotów wyczynowych osiągnęły moc 1350 KM. Silniki te, uważane wówczas za jedne z najlepszych, były stosowane w kilkudziesięciu typach samolotów. Samoloty, wyposażone w silniki „Lion”, zdobyły 24 rekordy Anglii i świata oraz trzykrotnie odniosły zwycięstwo w zawodach o nagrodę Schneidera (samolot Supermarine „Sea Lion”, Supermarine G. 5 i Gloster VI). W 1938 r. silnik „Lion” został przerobiony na 500 KM silnik morski; w czasie wojny łódzie ratunkowe, wyposażone w te silniki, oddały duże usługi lotnictwu i marynarce angielskiej. W r. 1947 John Cobb osiągnął na samochodzie, napędzanym dwoma silnikami „Lion”, prędkość 632,8 km/godz., ustanawiając rekord świata, dotychczas jeszcze nie pobity.

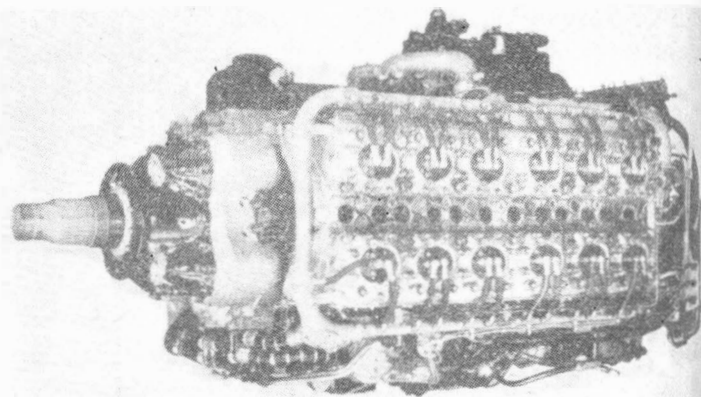


Rys. 1

Na lekkich samolotach (Percival „Gull”, Marzin-Baker MB-1 i in.) był stosowany 6-cylindrowy Napier „Javelin” o mocy 170 KM. Nie weszły natomiast do seryjnej produkcji silniki wysokoprężne: „Cutlass” o mocy 525—545 KM i „Culverin”, o mocy 735 KM, zbudowane na podstawie licencji firmy Junkers. Były to silniki dwusuwowe, o tłokach przeciwbieżnych i dwóch wałach korbowych.

Obok silników „Lion” szerokie zastosowanie znalazły przed wojną silniki „Rapier” i „Dagger”, które charakteryzowały się nowym rozwiązaniem układu cylindrów. Układ ten, znany jako układ „H”, przypomina dwa silniki „bokser” ustawione pionowo obok siebie i napędzające za pomocą kół zębatach wspólny wał śmigła. Silnik „Rapier” o mocy 345—400 KM miał 16 cylindrów (4×4), chłodzonych powietrzem i był wyposażony w sprężarkę doładowującą. Stosowano go na wodnopłatawcu wywiadowczym Fairey „Seafox” i na 4-silnikowym wodnopłatawcu pocztowym Short-Mayo S. 20 „Mercury”. 24-cylindrowy silnik „Dagger III”, chłodzony powietrzem i doładowywany sprężarką odśrodkową, stanowił napęd samolotów wywiadowczych Hawker „Hector”, a jego ulepszona wersja „Dagger VIII” o mocy 1015 KM — dwusilnikowych bombowców Handley

Page „Hereford” i prototypu samolotu myśliwskiego Martin-Baker MB-2 (o prędkości 495 km/godz.).



Rys. 2

Jeden z najlepszych silników II wojny światowej, Napier „Sabre” (rys. 2) o mocy 2000—3000 KM i układzie poziomego „H”, cechowała wyjątkowa zwartość konstrukcji, którą w dużej mierze uzyskano dzięki zastosowaniu rozrządu suwakowego. Silnik miał dwa bloki cylindrowe, wykonane ze stopu aluminium i chłodzone cieczą oraz był zaopatrzony w dwubiegową sprężarkę doładowującą. Nowsze wersje silników „Sabre” były wyposażone w gaźnik wtryskowy Hobson, a silnik „Sabre VII” — w urządzenie wtryskujące do cylindrów mieszaninę wody i metanolu, co zwiększało moc do 3560 KM. Silniki „Sabre” były stosowane na samolotach myśliwskich Hawker „Typhoon”, „Tempest V”, „Tempest VI” i „Fury I” oraz na samolocie torpedowym Blackburn „Firebrand II”.

Po wojnie został zbudowany dwusuwowy silnik wysokoprężny „Nomad 2”, o mocy przekraczającej 3000 KM. Silnik miał 12 cylindrów w układzie „bokser” i był wyposażony w 12-stopniową sprężarkę osiową, którą napędzała turbina spalinowa. Turbina pracowała na gazach wylotowych silnika i była sprzężona za pomocą bezstopniowej przekładni z wałem silnika. W ten sposób nadwyżka mocy turbiny była przekazywana na wał silnika, dzięki czemu uzyskano bardzo niskie, nawet jak na silnik wysokoprężny, jednostkowe użycie paliwa (0,150 kg/KMh). Sprężarka silnika „Nomad” została wykorzystana w późniejszych latach do silnika turbinowego „Gazelle”.

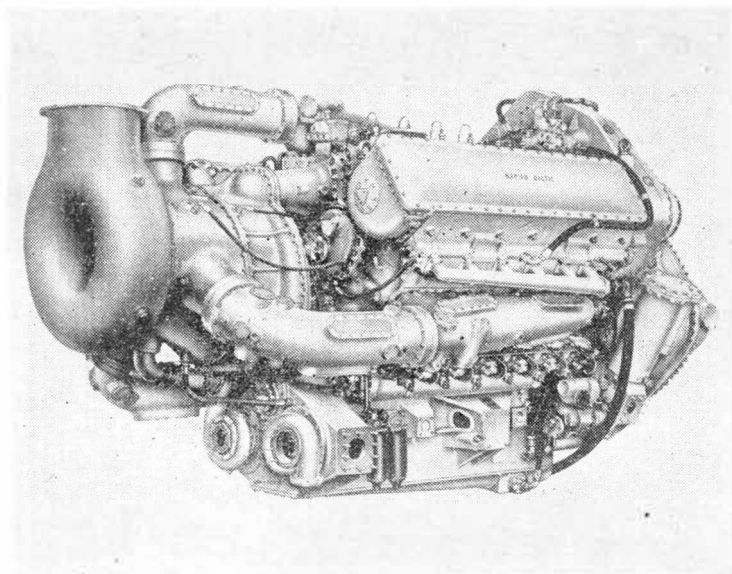
Dane niektórych silników tłokowych Napier podano w tabeli 1.

Jakkolwiek artykuł dotyczy silników lotniczych, należy kilka słów poświęcić wysokoprężnym silnikom „Deltic”, tym bardziej że są one w pewnym sensie dalszym etapem rozwojowym lotniczych silników wysokoprężnych „Cutlass” („Jumo 5”) i „Culverin” („Jumo 4”). Silniki „Deltic” stworzyły nową klasę silników wysokoprężnych i stanowią bardzo duży postęp w tej dziedzinie. Ich wyjątkowy charakter wynika z układu cylindrów, są one mianowicie ustawione w trzech rzędach, które w przekroju poprzecznym tworzą kształt równobocznego trójkąta; podstawa tego trójkąta jest umieszczona na górze

Tabela 1
Dane silników tłokowych

| Typ silnika | Ilość cyl. i układ | Pojemność skokowa (l) | Skok tłoka (mm) | Średnica tłoka (mm) | Stopień sprężania | Warunki max. | | Warunki startowe | | Jednostkowe zużycie paliwa (kg/KMh) | Ciężar (kg) | Ciężar jednostkowy (kg/KM) |
|-------------|--------------------|-----------------------|-----------------|---------------------|-------------------|--------------|-------------------------|------------------|-------------------------|-------------------------------------|-------------|----------------------------|
| | | | | | | Moc (KM) | Prędkość obr. (obr/min) | Moc (KM) | Prędkość obr. (obr/min) | | | |
| Rapier V | 16 H | 8,83 | 89 | 89 | 7,0 | 345 | 4000 | 349 | 3500 | — | 327 | 0,95 |
| Rapier VI | 16 H | 8,83 | 89 | 89 | 7,0 | 400 | 4000 | 379 | 3500 | 0,210 | 324 | 0,82 |
| Dagger III | 24 H | 16,8 | 95 | 97 | 7,7 | 815 | 4000 | 770 | 3500 | — | 592 | 0,73 |
| Dagger VIII | 24 H | 16,8 | 95 | 97 | 7,5 | 1015 | 4200 | 970 | 4200 | 0,210 | 630 | 0,62 |
| Sabre II | 24 H poz. | 36,7 | 121 | 127 | 7,3 | 2130 | 3700 | 2080 | 3700 | — | 1040 | 0,49 |
| Sabre IIA | 24 H poz. | 36,7 | 121 | 127 | 7,3 | 2270 | 3750 | 2028 | 3750 | 0,210 | 1070 | 0,47 |
| Sabre III | 24 H poz. | 36,7 | 121 | 127 | 7,3 | 2348 | 4000 | 2287 | 4000 | — | — | — |
| Sabre VA | 24 H poz. | 36,7 | 121 | 127 | 7,3 | 2650 | 3850 | 2350 | 3850 | 0,225 | 1130 | 0,43 |
| Sabre VI | 24 H poz. | 36,7 | 121 | 127 | 7,3 | 2800 | 4000 | 2435 | 4000 | — | — | — |
| Sabre VII | 24 H poz. | 36,7 | 121 | 127 | 7,3 | 3100 | 3850 | 3050 | 3850 | 0,205 | 1150 | 0,37 |
| Nomad 2 | 12 „bokser” | — | — | — | — | — | — | 3200 | — | 0,150 | 1624 | 0,51 |

Układ ten zapewnia dużą zwartość i sztywność konstrukcji. Silniki są dwusuwowe i mają przeciwbieżne tłoki (każdy cylinder ma dwa tłoki, które sprężają powietrze przesuując się naprzeciw siebie). Każdy rząd cylindrów stanowi oddzielny silnik, przyfominający układem silniki „Cutlass” i „Culverin”; są one połączone ze sobą za pomocą wałów korbowych, umieszczonych w wierzchołkach trójkąta. Za pośrednictwem układu kół zębatych moc z wałów korbowych jest przenoszona na pojedynczy wał napędowy. Silniki „Deltic” są budowane jako 9- i 18-cylindrowe o mocach od 840 KM do 3170 KM i są przeznaczone do napędu statków, jednostek floty wojennej, lokomotyw i do celów przemysłowych. Zastosowano je — między innymi — na ścigaczach klasy „Dark”, na poławiaczach min, na rudowęglowcu o wyporności 17 000 T i do napędu lokomotyw „English Electric”. Jeden z silników „Deltic” przedstawia rys. 3.



Rys. 3

2. Silniki turbinowe

Jednym z najważniejszych czynników wpływających na opłacalność linii lotniczych jest stopień wykorzystania samolotów. Stopień ten jest większy, gdy samoloty wykazują dostateczną ekonomię pracy w szerokim zakresie warunków eksploatacyjnych, to jest na trasach o różnych długościach, przewożąc ładunki o różnym ciężarze i na różnych wysokościach. Powyższa właściwość samolotu zależy głównie od silników. Wprowadzenie silników turbinowo-śmigłowych i turbinowo-odrzutowych, rozwijających duże moce i odznaczających się niskim ciężarem jednostkowym, umożliwiło spełnienie wymagań stawianych projektantom samolotów przez nowoczesną komunikację lotniczą. Silnik turbinowo-śmigłowy wykazuje w porównaniu z silnikiem turbinowo-odrzutowym mniejsze jednostkowe zużycie paliwa, góruje również nad nim większą sprawnością napędową podczas startu. Samoloty wyposażone w silniki turbinowo-śmigłowe mogą być eksploatowane w sposób bardziej elastyczny niż samoloty z silnikami turbinowo-odrzutowymi, co jest bardzo ważne ze względu na dużą różnorodność warunków istniejących w światowej komunikacji lotniczej. Nie bez znaczenia jest również fakt, że silniki turbinowo-śmigłowe można stosunkowo łatwo dostosować do napędu śmigłowców.

Firma Napier była jedną z pierwszych, która przewidywała wielką przyszłość silników turbinowo-śmigłowych oraz silników turbinowych do napędu śmigłowców, w związku z czym bezpośrednio po wojnie dziedzina ta zajęła w pracach firmy naczelną rolę. Debiutem firmy na polu silników turbinowych był silnik turbinowo-śmigłowy „Naiad” o mocy równoważnej 1600 eKM*) i silnik „Coupled-Naiad” (sprężone ze sobą dwa silniki „Naiad”) o mocy

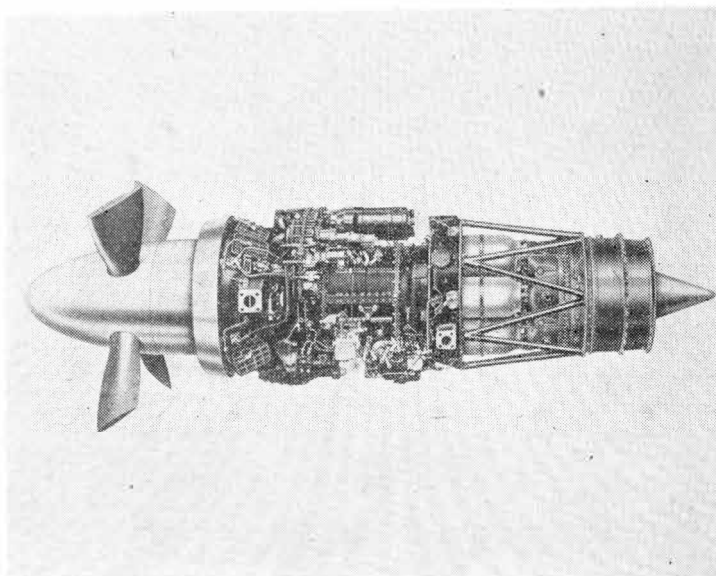
*) Moc równoważna jest sumą mocy na wale silnika i mocy pochodzącej od „szczątkowego” ciągu silnika. Do przeliczania mocy równoważnej (na stoisku) używa się następującego wzoru:

$$N_{ekw} \text{ eKM} = N \text{ KM} + 0,86 R \text{ kG}$$

Symbol „eKM” zastosowano dla odróżnienia mocy równoważnej od mocy na wale (przypp. autora).

3200 eKM. Wprowadzcie silniki te nie znalazły zastosowania, lecz zebrane przy ich rozwoju doświadczenie ułatwiło budowę następnych silników, które stawiają firmę Napier na jednym z pierwszych miejsc w dziedzinie silników turbinowych. Są to: silnik turbinowo-śmigłowy „Eland” i jego pochodne do napędu śmigłowców oraz silniki do śmigłowców „Oryx” i „Gazelle”. Jakkolwiek różnią się one znacznie między sobą pod względem zastosowania i mocy, związane są jednak wspólną koncepcją, zmierzającą do zapewnienia silnikom prostoty konstrukcji, pewności i bezpieczeństwa pracy i łatwości obsługi, w połączeniu z wysokimi osiągnięciami. Konstrukcja poszczególnych zespołów pozwala na ich łatwą wymianę, a układ sterowania jest zaopatrzonego w system zabezpieczeń, chroniących silnik przed zniszczeniem w przypadku uszkodzenia jednego z zespołów.

Silnik „Eland” (rys. 4), zaprojektowany i wykonany na własny koszt firmy, przeszedł pierwsze próby stoiskowe we wrześniu 1952 r. Wyniki tych prób skłoniły rząd do udzielenia pomocy finansowej na dalszy rozwój silnika. W lipcu 1954 r. rozpoczęto próby w locie (na samolocie Vickers „Varsity”), a w końcu tego roku silnik, oznaczony symbolem N. El. 1, przeszedł 150-godzinną próbę typu



Rys. 4

rozwijając moc 3050 eKM. W celu sprawdzenia zachowania się silników „Eland” w warunkach eksploatacyjnych, zostały one zabudowane na dwóch rejsowych samolotach pasażerskich na samolocie Airspeed „Elizabethan” i Con-vaire 340.

„Eland” jest silnikiem jednowalowym, co oznacza, że sprężarka i śmigło jest napędzane przez wspólną turbinę. Układ ten wybrano ze względu na prostotę konstrukcji i mniejszy ciężar. Sprężarka jest 10-stopniowa, cechuje ją wysoka sprawność, a jej charakterystyka jest tego rodzaju, że linia pracy jest daleko odsunięta od linii „pompażu”, dzięki czemu uzyskano dobre właściwości przyspieszenia silnika. Poprawną pracę sprężarki na małych prędkościach obrotowych zapewniają nastawne łopatki wlotowe. Silnik ma sześć oddzielnych komór spalania, zaopatrzonego w przeciwpądowe wtryskiwacze paliwa. 3-stopniowa turbina napędza śmigło za pośrednictwem planetarnej przekładni, w której jest zabudowany dynamometr.

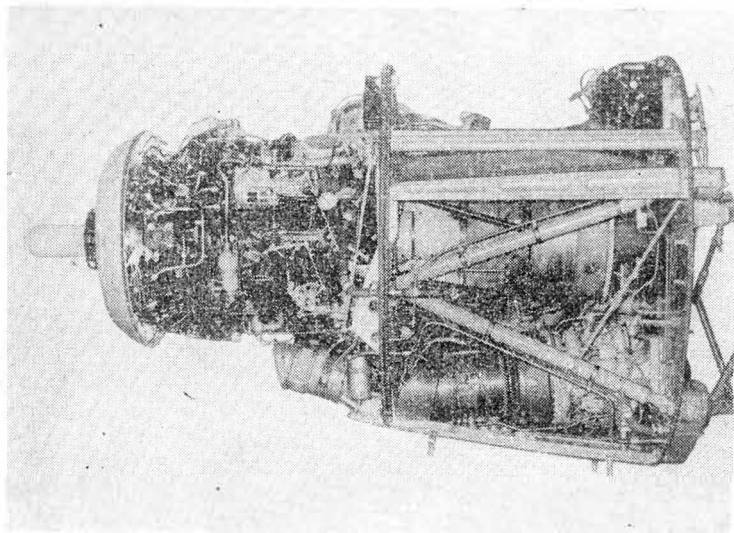
Sterowanie silnika przez pilota odbywa się za pomocą pojedynczej dźwigni, działającej na regulator wydatku paliwa (sprężony z regulatorem skoku śmigła). Regulator wydatku paliwa utrzymuje wybraną przez pilota prędkość obrotową silnika niezależnie od prędkości i wysokości lotu. Jest on poza tym zaopatrzonego w ogranicznik temperatury, który zabezpiecza łopatki turbiny przed przegrzaniem i łącznie z regulatorem ustawienia łopatek wlotowych nie dopuszcza do wystąpienia w czasie przyspieszania silnika „pompażu” sprężarki. Hydrauliczny dynamometr przekładni śmigła oddziałujący na regulator wydatku paliwa zabezpiecza silnik przed przeciążeniem, a ogranicznik prędkości obrotowej, zabudowany w pompie paliwowej, nie pozwala na nadmierny wzrost prędkości obrotowej silnika.

W przypadku uszkodzenia jednego z silników samolotu jest rzeczą bardzo ważną, szczególnie w czasie startu, ustawienie łopat śmigła na taki skok, aby nie stawiło ono dużego oporu. W silniku „Eland” służy do tego celu regulator skoku śmigła i dynamometr przekładni łącznie z automatycznym urządzeniem dużego skoku. Regulator skoku śmigła jest napędzany przez sprężarkę i dzięki temu w razie uszkodzenia połączenia między sprężarką i przekładnią śmigła nie przestaje działać i ustawia śmigło na duży skok. Po wyłączeniu uszkodzonego silnika na zmniejszenie skoku śmigła nie pozwala dynamometr przekładni, który oddziałuje na automatyczne urządzenie dużego skoku. Gdy zawiedzie sam silnik, dynamometr przekładni powoduje zwiększenie skoku śmigła, nie ustawiając go jednak w chorągiewkę. Dzięki temu, że śmigło nie zostaje ustawione w chorągiewkę, jest możliwy szybki powrót do normalnych warunków pracy, w przypadku gdy spadek mocy silnika okaże się przejściowy. W razie potrzeby śmigło można ustawić w chorągiewkę za pomocą urządzenia ręcznego.

Przy projektowaniu silnika „Eland” wiele uwagi poświęcono łatwości obsługi (stopień wykorzystania samolotu zależy w dużej mierze od czasu potrzebnego na okresowe przeglądy i naprawy silników). Zapewniono łatwy dostęp do poszczególnych zespołów i urządzeń silnika i umożliwiono dokonywanie napraw za pomocą wymiany zespołów. Na naprawy za pomocą wymiany zespołów pozwala fakt, że przekładnia śmigła, sprężarka i turbina przed zabudową na silniku są poddawane próbom na stoiskach. Podobnie regulator wydatku paliwa stanowi samodzielny zespół, wypróbowany na stoisku w warunkach odtwarzających warunki pracy na silniku i po zabudowie na silniku zespół ten nie wymaga większego „strojenia”. Komory spalania można wymienić bez wybudowywania sąsiednich zespołów. Elementy silnika pracujące na wyższych temperaturach mają trwałość 1000 godzin, elementy pracujące w niższych temperaturach — 2000 godzin. Tak duża trwałość zmniejsza ilość koniecznych części zapasowych.

Wersje rozwojowe silnika N.El.1, a mianowicie: N.El.6, N.El.4 i N.El.5 nie różnią się pod względem konstrukcji od pierwowzoru. Zwiększenie mocy tych wersji uzyskano przez zwiększenie wydatku powietrza i podwyższenie temperatury przed turbiną (podwyższenie temperatury zmniejszyło równocześnie jednostkowe zużycie paliwa). Należy podkreślić fakt, że silnik N.El.6 o mocy 3550 eKM, jest dotychczas jedynym silnikiem turbinowo-śmigłowym, który spełnia w całości wymagania angielskich i amerykańskich cywilnych władz lotniczych (Aircraft Registration Board i Civil Aeronautical Administration). Silnik ten jest stosowany na kanadyjskich samolotach komunikacyjnych Canadiar 540 i na ich wersji wojskowej — Canadiar CL-66. Poza tym silniki N.Fl. 6 zostały zabudowane na samolotach Convair 440, które do niedawna były eksploatowane przez amerykańską linię lotniczą „Allegheny Airlines”.

Rysunek 5 przedstawia lewy silnik samolotu Canadiar CL-66. Pod silnikiem jest widoczna wytwornica sprężonego powietrza Turbomeca „Palouste”, służąca do napędu turbi-



Rys. 5

nowego rozrusznika powietrznego. Rozruch prawego silnika samolotu odbywa się za pomocą rozrusznika elektrycznego.

Dane podstawowych wersji silnika „Eland” podano w tabeli 2.

Jak już wspomniano, obok silnika turbinowo-śmigłowego „Eland” istnieją również jego pochodne przystosowane do napędu śmigłowca. Są to silniki: E.229, N.El.3 i N.El.7. Pierwszy z nich, E.229, powstał z silnika N.El.6 i różni się od niego tylko przekładnią napędową, zabudowaną z tyłu silnika. Dwa takie silniki napędzają prototyp przyszytego 40-osobowego śmigłowca Westland „Westminster”. Silniki N.El.3 i N.El.7 są modyfikacjami silników N.El.1 i N.El.6 i służą do napędu śmigłowców Fairey „Rotodyne”. Silniki te wyposażone w pomocniczą 9-stopniową sprężarkę, umieszczoną z tyłu silnika i napędzaną za pośrednictwem hydraulicznego sprzęgła. Przekrój wylotowy tych silników został powiększony, dzięki czemu uzyskano większą moc na wale i mniejszy ciąg „szczątkowy” niż w silnikach podstawowych. Jak wiadomo, wirnik śmigłowca „Rotodyne” w locie poziomym pracuje na zasadzie samokrętu (autorotacji), a ciąg do przodu zapewniają zwykle śmigła. Tylko w czasie startu i lądowania wirnik jest napędzany przez dwa silniki. Sprężarki pomocnicze silników doprowadzają sprężone powietrze do komór spalania, umieszczonych na końcach łopat wirnika. Sprężarki włącza się tylko na okres startu i wznoszenia oraz przy lądowaniu. Śmigła są

Tabela 2
Dane podstawowych wersji silnika „Eland”

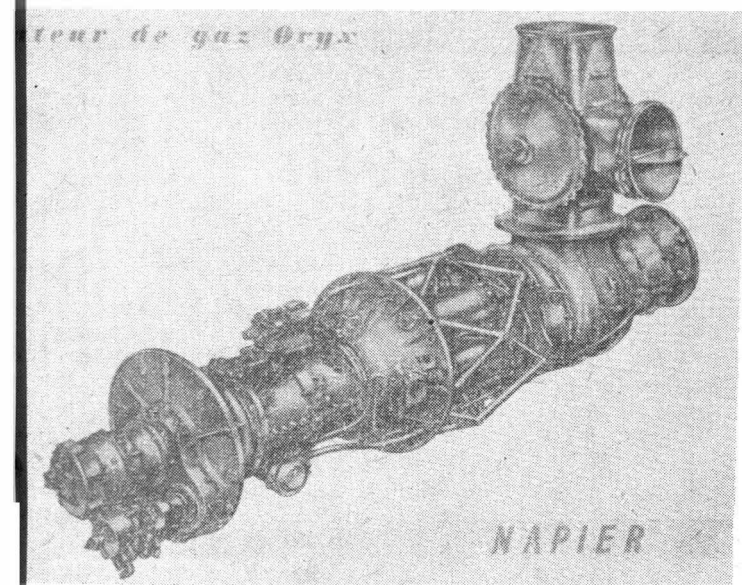
| Oznaczenie wersji silnika | | N. Fl. 1 | N. El. 6 | N. El. 4 | N. El. 5 | |
|---|-----------------------------|-----------------------------|----------|----------|----------|-------|
| Warunki startowe | Moc równoważna (eKM) | 3050 | 3550 | 4055 | 4250 | |
| | Moc na wale (KM) | 2725 | 3195 | 3820 | 3820 | |
| | Prędkość obrotowa (obr/min) | 12500 | 12500 | 12500 | 12500 | |
| | Jedn. zuż. paliwa (kG/KMh) | 0,280 | 0,265 | 0,251 | 0,251 | |
| Warunki przelotowe (typowe) | Moc równoważna (eKM) | 1915 | 2315 | 2640 | 2815 | |
| | Moc na wale (KM) | 1685 | 2080 | 2470 | 2505 | |
| | Prędkość obrotowa (obr/min) | 11500 | 11500 | 11500 | 11500 | |
| | Jedn. zuż. paliwa (kG/KMh) | 0,308 | 0,290 | 0,276 | 0,269 | |
| Wysokość lotu 9000 m, prędkość 650 km/h | warunki max. | Moc równoważna (eKM) | 1950 | 2200 | 2420 | 2690 |
| | | Moc na wale (KM) | 1620 | 1825 | 2260 | 2080 |
| | | Prędkość obrotowa (obr/min) | 12500 | 12500 | 12500 | 12500 |
| | | Jedn. zuż. paliwa (kG/KMh) | 0,207 | 0,202 | 0,199 | 0,143 |
| | warunki przelotowe | Moc równoważna (eKM) | 1350 | 1535 | 1690 | 1910 |
| | | Moc na wale (KM) | 1165 | 1340 | 1630 | 1555 |
| | | Prędkość obrotowa (obr/min) | 11500 | 11500 | 11500 | 11500 |
| | | Jedn. zuż. paliwa (kG/KMh) | 0,223 | 0,211 | 0,213 | 0,197 |
| Spręż | 7,0:1 | 7,0:1 | — | — | | |
| Wydatek powietrza (kG/sek) | 14 | 15 | — | — | | |
| Srednica silnika (mm) | 915 | 915 | 915 | 915 | | |
| Długość silnika (mm) | 3040 | 3040 | 3040 | 3040 | | |
| Ciężar silnika (kG) | 715 | 738 | 818 | 818 | | |
| Ciężar jednostkowy (kG/KM) | 0,235 | 0,208 | 0,202 | 0,193 | | |

stawione wówczas na mały skok i pochłaniają tylko 20% mocy silników. W czasie lotu poziomego sprężarki są wyłączone, dzięki czemu cała moc silników jest wykorzystywana do napędu śmigieł, a wirnik śmigłowca pracuje jako wiatrak. Tego rodzaju układ napędowy eliminuje konieczność stosowania skomplikowanych i ciężkich przekładni, przęgieł i wałów, upraszcza sterowanie wirnika i zapewnia dużą swobodę w rozplanowaniu wnętrza kadłuba. Wirnik napędzany dyszami jest lżejszy od wirnika napęzanego mechanicznie, poza tym prostota układu zapewnia większą pewność pracy i łatwiejszą obsługę.

Silniki „Eland” wyposażone w pomocniczą sprężarkę mogą być również zastosowane do samolotów, które wykorzystują sprężone powietrze do nadmuchu klap w czasie startu i lądowania oraz do zasilania warstwy przyściennej na górnej powierzchni skrzydeł.

Silnik „Oryx” powstał w związku z projektem śmigłowca, nad którym w 1951 r. rozpoczęła prace wytwórnia lotnicza Hunting Percival Aircraft. Wirnik śmigłowca miał być napędzany gazami spalinowymi, doprowadzonymi do dysz, mieszczonych na końcach łopatek. Spaliny miały wytwarzać dwa silniki. Ponieważ firma Napier była znana ze swych najlepszych turbo-sprężarek do doładowywania silników, wytwórnia Hunting Percival zawarła z nią umowę w sprawie konstruowania wytwornicy gazu do projektowanego śmigłowca P.74. Zasadniczym problemem przy projektowaniu wytwornicy było utrzymanie temperatury gazów wylotowych poniżej 400°C (ze względu na materiał przewodów w łopatkach wirnika). Rozpatrywano wiele układów, które można było zastosować, zaczynając od prostego silnika turbinowo-odrzutowego, a kończąc na różnych wariantach silników dwuprzepływowych. Koncepcję silnika dwuprzepływowego odrzucono ze względu na duże straty przepływu powietrza w kanale otaczającym główną sprężarkę. Ostatecznie zdecydowano się na silnik z oddzielną pomocniczą sprężarką, której zadaniem jest wytwarzanie strumienia powietrza mieszającego się ze spalinami i obniżającego w ten sposób ich temperaturę.

Silnik (rys. 6) ma 13-stopniową sprężarkę (sprężenie N.Or.1 wynosi 6,0 : 1, wydatek powietrza 4,5 kG/sek), pięć komór spalania i 2-stopniową turbinę, napędzającą sprężarkę główną oraz umieszczoną z tyłu silnika sprężarkę pomocniczą o sprężeniu 1,8 : 1 i wydatku 2,3 kG/sek. Między turbiną i sprężarką pomocniczą znajduje się kolektor spalin z zaworem rozruchowym. Gazy spalinowe, uchodzące z turbiny, dostają się do kolektora, gdzie zmieniają kierunek o 90°. Powietrze ze sprężarki pomocniczej przepły-



Rys. 6

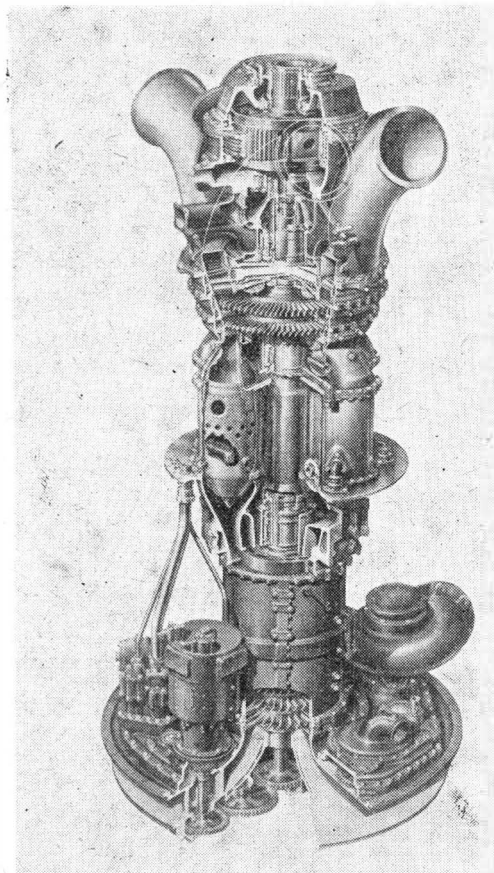
wa zewnętrznym kanałem kolektora obniżając w ten sposób temperaturę ścian kolektora i uchodzi z niego w formie pierścienia osłaniającego strumień gazów spalinowych. Na wylocie kolektora znajduje się dwudrożny zawór, który podczas rozruchu silnika kieruje strumień spalin i powietrza bezpośrednio do atmosfery, co zmniejszając przeciwnie za turbiną ułatwia ruch silnika.

Podobnie jak „Eland”, silnik „Oryx” jest wyposażony w regulator wydatku paliwa, ogranicznik temperatury

przed turbiną, regulator kąta ustawienia łopatek wlotowych sprężarki i ogranicznik prędkości obrotowej.

Wszystko to, co powiedziano na temat łatwości obsługi i wymiany zespołów silnika „Eland”, odnosi się również do silnika „Oryx”.

W czasie prac rozwojowych nad silnikiem powstało kilka jego wersji o mocach od 600 KM do 950 KM (moc wy-



Rys. 7

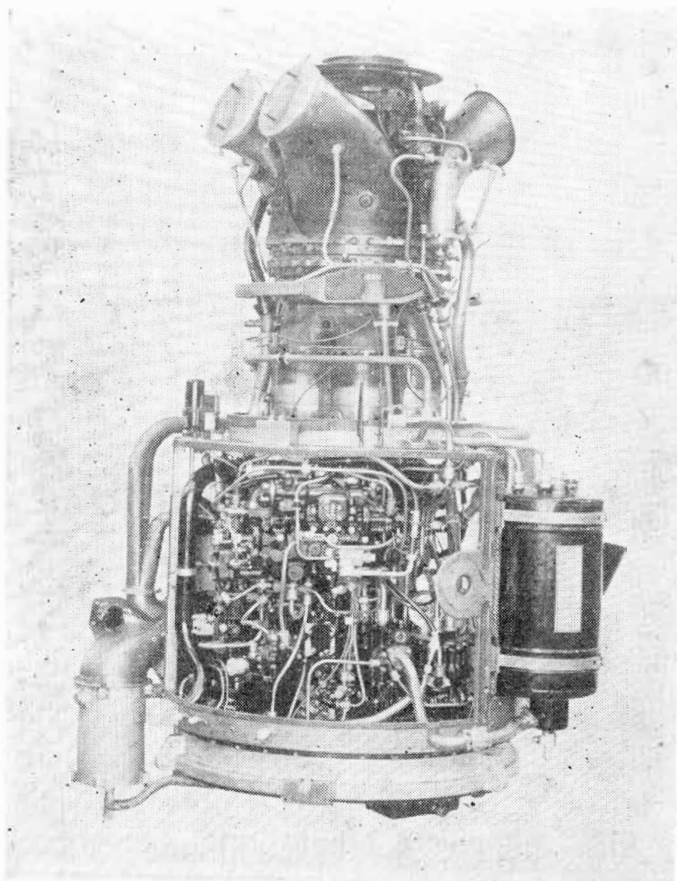
twornicy gazu określa się jako moc, którą dałby strumień spalin napędzając turbinę o sprawności izentropowej równej 100%), jednak nie doczekały się one praktycznego zastosowania, ponieważ rząd, który finansował prace nad śmigłowcem P.74 wycofał zamówienie.

W r. 1953 firma Bristol zwróciła się do firmy Napier z propozycją dostosowania silnika „Oryx” do napędu dwusilnikowego śmigłowca Bristol 173 (z dwoma wirnikami w układzie „tandem”). Firma Napier dokonała niezbędnych przeróbek wersji N.Or.2 o mocy 600 KM i wersji N.Or.3 o mocy 900 KM, zaopatrując je w dodatkową turbinę napędową. Przerobiony silnik N.Or. 3 miał służyć do napędu śmigłowca Bristol 191, który był udoskonaleniem śmigłowca Bristol 173. Okazało się jednak, że projektowany śmigłowiec wymaga silników o mocy przynajmniej 1260 KM — w celu zapewnienia bezpiecznego lądowania w przypadku uszkodzenia jednego z silników. Z silników „Oryx” nie można było uzyskać tak dużej mocy ze względu na ich stosunkowo mały wydatek powietrza, zdecydowano się więc na zaprojektowanie zupełnie nowego silnika, przeznaczonego specjalnie do napędu śmigłowca Bristol 191 i jego dalszej wersji rozwojowej — Bristol 192. Niemalą rolę w podjęciu tej decyzji odegrał fakt, że do projektowanego silnika można było zastosować istniejącą i w pełni wyrobioną sprężarkę. Była to 12-stopniowa sprężarka doładowująca silnika „Nomad 2” o sprężeniu 8,25 : 1 i wydatku 5,9 kG/sek. Ponieważ sprężarka jest najważniejszym zespołem silnika turbinowego, wymagającym długich badań i prób, zastosowanie gotowej sprężarki skraca znacznie cykl rozwojowy silnika. Przy okazji należy wspomnieć, że ośrodek badawczy zakładów w Liverpool prze-rzrowadził zakrojone na szeroką skalę prace badawcze z zakresu sprężarek osiowych, posługując się przy tym zaprojektowaną w tym celu sprężarką doświadczalną. Wynikiem tych prac była sprężarka silnika „Nomad 2”. Przystosowano ją do nowego silnika usuwając ostatni stopień, co zmniejszyło jej sprężenie do 6,37 : 1 i zwiększyło wydatek do

7,2 kG/sek. Na początku 1954 r. Ministerstwo Zaopatrzenia zawarło z firmą Napier umowę na budowę i rozwój silnika, który otrzymał nazwę „Gazelle”. Już w grudniu 1955 r. silnik ten przeszedł pierwszą próbę stoiskową.

Silnik „Gazelle” (rys. 7) ma 11-stopniową sprężarkę z nastawnymi łopatkami wlotowymi, sześć komór spalania we wspólnej obudowie, 2-stopniową turbinę napędzającą sprężarkę i 1-stopniową turbinę napędzającą wirnik śmigłowca za pośrednictwem planetarnej przekładni. Przekładnia jest zabudowana w rozwidleniu kanału wylotowego silnika i jest zaopatrzona w hydrauliczny dynamometr.

Jeśli chodzi o zastosowanie mechaniczne niezależnej turbiny napędowej, to rozwiązanie to wybrano głównie ze względu na bardzo dogodną charakterystykę momentu obrotowego silnika dwuwałowego, który zmniejsza się ze wzrostem prędkości obrotowej. Dzięki temu silnik może rozwijać pełną moc w dużym zakresie prędkości obrotowej. Jest to właściwość szczególnie cenna w przypadku napędu śmigłowców, których wirnik w locie poziomym powinien pracować z dużą prędkością obrotową, a w czasie wznoszenia i zawisu — z małą prędkością obrotową. W przypadku napędu jednowałowym silnikiem turbiny (a także silnikiem tłokowym) zakres zmiany prędkości obrotowej przy stałej mocy silnika jest znacznie mniejszy, co odbija się na sprawności wirnika pracującego w różnych warunkach lotu. Również zespół sprężarka-turbina silnika dwuwałowego może pracować w najkorzystniejszych dla niego warunkach niezależnie od prędkości obrotowej wirnika. Ponadto układ ten czyni zbędnym stosowanie sprzęgła między silnikiem a wirnikiem śmigłowca, ponieważ w czasie rozruchu silnika wirnik można zahamować odciążając w ten sposób silnik. Upraszcza to układ napędowy i zmniejsza jego ciężar.



Rys. 8

Układ sterowania silnika nie różni się w zasadzie od układów sterowania poprzednio opisanych silników. Dynamometr, poza zabezpieczeniem silnika przed przeciążeniem, ma za zadanie zwiększenie wydatku paliwa, doprowadzanego do komór spalania, w przypadku gdy drugi silnik ulegnie uszkodzeniu; umożliwia to bezpieczne lądowanie śmigłowca.

Podobnie, jak przy konstruowaniu silnika „Eland” i „Oryx”, zwrócono baczną uwagę na łatwość obsługi i na łatwość wymiany zespołów i urządzeń, które są podda-

Tabela 3
Dane podstawowych wersji silnika „Gazelle”

| Oznaczenie wersji silnika | | N. Ga.1 | N. Ga.2 | N. Ga.3 | N. G. | |
|----------------------------|-------------------------------|-------------------------------|---------|---------|--------|-------|
| Warunki max. (2,5 min) | Moc (KM) | 1278 | 1673 | 1826 | 2028 | |
| | Prędkość obrotowa (obr/min) | 20400 | 20400 | 20400 | 20400 | |
| | Jedn. zużycie paliwa (kG/KMh) | 0,317 | 0,303 | 0,297 | 0,286 | |
| Warunki max. trwałe | Moc (KM) | 933 | 1065 | 1217 | 1371 | |
| | Prędkość obrotowa (obr/min) | 19000 | 18600 | 18800 | 18800 | |
| | Jedn. zużycie paliwa (kG/KMh) | 0,346 | 0,344 | 0,333 | 0,321 | |
| Wysokość lotu — 1800 m | war. max. | Moc (KM) | 1085 | 1435 | 1567 | 1743 |
| | | Prędkość obrotowa (obr/min) | 20400 | 20400 | 20500 | 20400 |
| | | Jedn. zużycie paliwa (kG/KMh) | 0,312 | 0,297 | 0,290 | 0,281 |
| | war. trwałe | Moc (KM) | 806 | 938 | 1075 | 1187 |
| | | Prędkość obrotowa (obr/min) | 19300 | 18600 | 18830 | 18830 |
| | | Jedn. zużycie paliwa (kG/KMh) | 0,336 | 0,327 | 0,316 | 0,306 |
| Spręż | | 6,37:1 | 6,37:1 | 6,37:1 | 6,37:1 | |
| Wydatek powietrza (kG/sek) | | 7,2 | 7,2 | 7,2 | 7,2 | |
| Średnica silnika (mm) | | 850 | 850 | 850 | 850 | |
| Długość silnika (mm) | | 1778 | 1778 | 1778 | 1778 | |
| Ciężar silnika (kG) | | 354 | 377 | 393 | 409 | |
| Ciężar jednostkowy (kG/KM) | | 0,28 | 0,225 | 0,215 | 0,20 | |

Uwaga: prędkość obrotowa odnosi się do zespołu sprężarka-turbina

wane próbom stoiskowym przed zabudową na silniku. Silnik stanowi całość z wyposażeniem silnikowym (należą do niego również zbiornik oleju i zbiornik cieczy hydraulicznej), co skraca znacznie czas potrzebny na zabudowę silnika na śmigłowcu. Gotowy do zabudowy silnik przedstawia rys. 8.

Ważną cechą silnika „Gazelle” jest to, że może on być zabudowany pod dowolnym kątem od położenia poziomego do pionowego.

Istnieją cztery podstawowe wersje silnika „Gazelle” o mocach od 1278 KM do 2028 KM (tabela 3). Spręż i wydatek powietrza poszczególnych wersji jest jednakowy, a różnice mocy wynikają z zastosowania różnych temperatur przed turbiną. Duży wachlarz mocy ułatwia dobór odpowiedniego silnika do projektowanego śmigłowca.

Silniki „Gazelle” są obecnie stosowane na śmigłowcu Bristol 192 i na śmigłowcu Westland „Wessex” (budowa z licencji śmigłowca Sikorsky S-58).

Ostatnio ukazała się zmniejszona wersja silnika, nazwana „Gazelle Junior” o mocy 935 KM. Silnik ten ma osiągnąć w wyniku rozwoju moc 1100 KM.

3. Silniki rakietowe

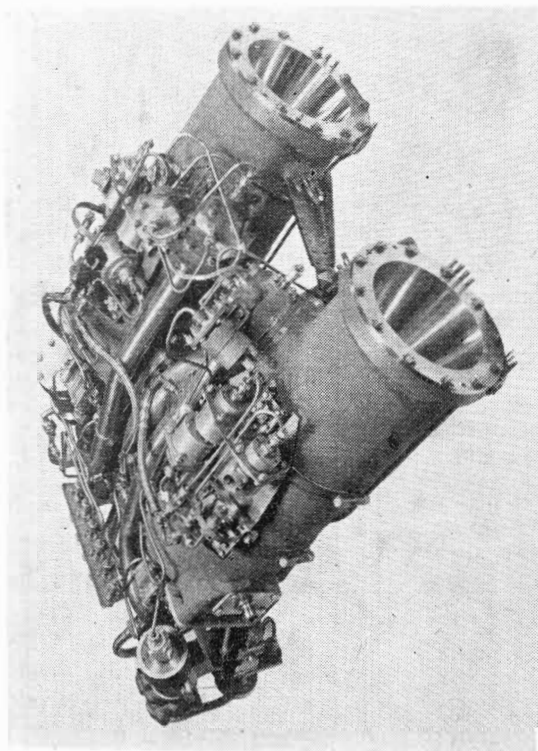
Silniki rakietowe firmy Napier odegrały dużą rolę w rozwoju angielskich pocisków kierowanych. Próby w locie przeprowadzone w Anglii i w bazie Woomera w Australii wykazały pewność i bezpieczeństwo pracy tych silników. Firma produkuje również silniki rakietowe, mogące służyć jako napęd pomocniczy samolotów i śmigłowców lub jako napęd główny przechwytywany o napędzie mieszanym.

Prace nad silnikami rakietowymi rozpoczęto w 1950 w Luton. Podstawę tych prac stanowił szeroki program badań, obejmujący badania komór spalania, ciekłych ukł-

ów chłodzenia, pomp paliwowych napędzanych przez turbiny i zaworów układów paliwowych. Dla zrealizowania programu badań zbudowano w Luton szereg urządzeń i stoisk, między innymi karuzelę dającą przyspieszenia równe 100 g i służącą do badania części układów paliwowych i układów sterowania, stoisko do badania pomp paliwowych, hamownię oraz podziemne stoisko do prób całych pocisków.

Pierwszy silnik raketowy, silnik N.R.E. 10 (rys. 9), przeznaczony do pocisków kierowanych, został oddany do masowej produkcji w 1952 r. Silnik ten pracował na paliwie płynnym i rozwijał ciąg 900 kG. Jego ulepszona wersja o tym samym ciągu, silnik N.R.E. 17, nadaje się do produkcji w dużych seriach i jest stosowana na pociskach seryjnych. Prostotę konstrukcji tego silnika uzyskano przez zastosowanie nie chłodzonej komory spalania i dyszy wylotowej.

W przeciwieństwie do silników służących do napędu pocisków kierowanych, silniki raketowe do samolotów cechuje dłuższy czas pracy i większa trwałość. Są to silniki: „Single Scorpion”, „Double Scorpion” i „Triple Scorpion”. Silnik „Double Scorpion”, pokazany na rys. 10, powstał przez połączenie w jedną całość dwóch, a silnik „Triple Scorpion” — trzech silników „Single Scorpion”. W silnikach tych zastosowano jako utleniacz wodę utlenioną, a jako paliwo — naftę lub gazolinę. Zastosowanie wody utlenionej umożliwia samozapłon paliwa, dzięki czemu nie trzeba stosować specjalnych urządzeń zapłonowych. Utleniacz i paliwo są doprowadzane do komory spalania za pomocą oddzielnych pomp odśrodkowych napędzanych jednostopniową turbiną osiową; turbina jest napędzana parą wodną, powstałą z rozkładu wody utlenionej. Utleniacz, zanim dostanie się do komory spalania, przepływa przez kołatkę otaczającą komorę spalania i dyszę wylotową,



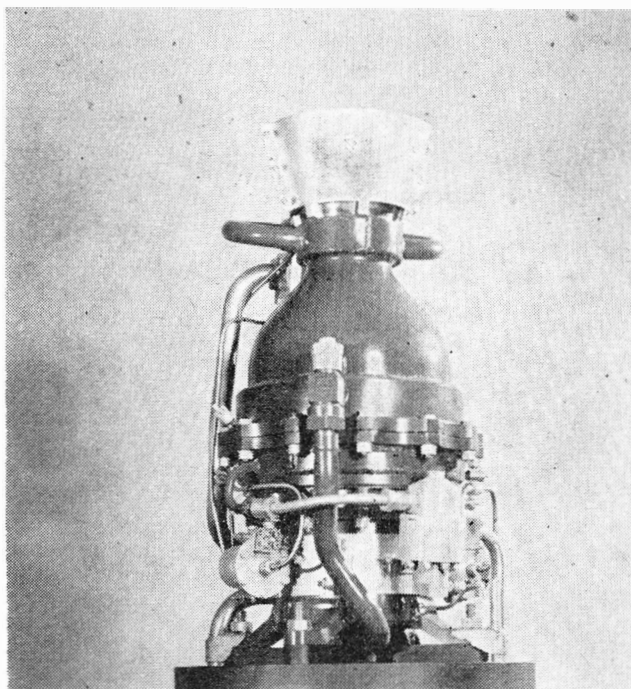
Rys. 9

■ następnie przez katalizator, który powoduje zamianę wody utlenionej na przegrzaną parę wodną i wolny tlen; wysoka temperatura i ciśnienie pary wodnej i tlenu powoduje samozapłon paliwa w komorze spalania. Ciąg silnika „Single Scorpion” wynosi 1130—1370 kG.

28 sierpnia 1958 r. samolot English Electric „Canberra B.2” wyposażony w pomocniczy silnik „Double Scorpion”

popił rekord wysokości osiągając 21 336 m. Silniki „Double Scorpion” są obecnie produkowane do samolotów myśliwskich English Electric P. 1 B.

W 1956 r. zademonstrowano śmigłowiec Saunders-Roe „Skeeter”, wyposażony w pomocniczy napęd raketowy firmy Napier. Instalacja składa się ze zbiornika paliwa,



Rys. 10

umieszczonego nad piastą wirnika, z elektrycznie sterowanego zaworu paliwowego, przewodów paliwowych w łopatach wirnika i silników na końcach łopat. Po przejściu zaworu, paliwo-woda utleniona — na skutek działania siły odśrodkowej — dopływa do silników, gdzie w zetknięciu z katalizatorem rozkłada się na produkty gazowe (parę wodną i tlen), które uchodzą przez dyszę Laval'a dają ciąg ok. 45 kG. Cała instalacja waży mniej niż 14 kG; 40 kG paliwa zapewnia 2,5-minutową pracę silników.

Zastosowanie dodatkowego napędu ułatwia start śmigłowca z lotnisk położonych na dużych wysokościach i przy wysokiej temperaturze otoczenia, a w przypadku przymusowego lądowania umożliwia, zmniejszając prędkość opadania, znalezienie odpowiedniego terenu do lądowania.

4. Badania z zakresu silników strumieniowych

Kilka lat temu Lotniczy Ośrodek w Luton rozpoczął ściśle współpracę z Narodowym Ośrodkiem Turbin Spalinyowych (National Gas Turbine Establishment) w dziedzinie silników strumieniowych. Prace wstępne zostały uwieńczone zaprojektowaniem i zbudowaniem serii tak zwanych „pojazdów doświadczalnych” (Test vehicles) o oznaczeniu RJTV. Pojazdy te są przyspieszane do prędkości naddźwiękowych przez osiem silników raketowych na paliwo stałe. Po osiągnięciu określonej prędkości silnik strumieniowy rozpoczyna pracę, a rakiety zostają odrzucone. Dane na temat pracy silnika są przekazywane na ziemię za pomocą urządzenia telemetrycznego umieszczonego w pojeździe.

Dzięki tym badaniom firma Napier może poszczycić się dużymi sukcesami w dziedzinie prac nad zagadnieniami związanymi z zastosowaniem silników strumieniowych do naddźwiękowych samolotów załogowych. Badania te powiększają zasób wiedzy o tym nowym i rokującym duże nadzieje na przyszłość rodzaju napędu.

Lotnicze Stowarnictwo Techniczne

Laminarny – układny. Turbulentny – burzliwy

Propozycja zastąpienia wyrazu „laminarny” polskim wyrazem „warstwowy” czy „uwarstwiony” nie jest zadowolającą wszechstronnym załatwieniem sprawy i przez to nie zdaje egzaminu w polskim języku lotniczym. Najdogodniejsze są takie polskie wyrazy zastępcze (za wyrazy obce), które można podstawiać w zdaniach zupełnie automatycznie — i zdania pozostają nadal w pełni zrozumiałe. Tymczasem wyraz „warstwowy” nie zawsze spełnia ten dezyderat. Autorzy używają np. często określenia „warstwa laminarna”, które traci sens po podstawieniu wyrazu „warstwowa” zamiast „laminarna”. Również określenie „profil warstwowy” (zamiast „laminarny”) nasuwa raczej mylącą sugestię, że ten profil składa się z warstw.

Wyraz „laminarny” daje się znacznie lepiej zastępować polskim wyrazem „układny”; wyraz ten oddaje zarazem zadowolająco istotę zjawiska przepływu nieburzliwego.

Fakt, że wyraz „układny” bywa czasem używany w innym zakresie swego znaczenia — nie powinien zniechęcać do posługiwania się nim w wyżej proponowanym zakresie, gdyż istota znaczenia wyrazu „układny” pozostaje w obu tych zastosowaniach nader podobna. Będzie to: przepływ układny, warstwka układna, profil układny. Przyjęcie wyrazu „układny” zamiast „laminarny” będzie także do szerokiego posługiwania się wyrazem „burzliwy”, zastępującym już od dawna zadowolająco wyraz „turbulentny”. Ponieważ wyrazy „laminarny” i „turbulentny” stanowią jednak sprzężoną parę wyrazów przeciwnych — zastąpienie tylko jednego z nich wyrazem takim nie rozwiązywało w dostatecznej mierze tego zagadnienia. Dopiero zastąpienie obu tych wyrazów obustronną parą wyrazów polskich „układny” „burzliwy” będzie nowiło całkowite rozwiązanie zagadnienia.

Mgr inż. S. A. Witkowski



na półkach księgarskich

Tiażołoje żidkoje topliwo dla gazowych turbin, A. W. Koziewnikow, Gostoptechnizdat, 1958 r., stron 138.

W książce przedstawione są naukowe podstawy otrzymywania i stosowania ciekłych paliw ciężkich dla turbin gazowych. Rozpatrzone są możliwości produkcji ciężkich paliw dla turbin gazowych z uwzględnieniem fizyko-chemicznych własności krajowych surowców radzieckich oraz z uwzględnieniem znanych doświadczeń zagranicznych. Opisane są własności ciężkich paliw, takich jak mazut o małej gęstości z niskosiarkowej ropy, paliwo końcowe i destylowane z ropy siarkowej, oraz paliwa z produktów przeróbki smoły bitumicznej i sztucznych syntetycznych paliw płynnych. Treść uzupełniona jest 69 tabelami, 22 wykresami i rysunkami oraz wykazem, łącznie 77 pozycji, literatury. Książka przeznaczona jest dla pracowników naukowych i inżynierów pracujących w dziedzinie produkcji i eksploatacji ciężkich paliw płynnych dla turbin gazowych, może być też wykorzystana przez konstruktorów turbin gazowych w celu prawidłowego określenia wyjściowych danych przy projektowaniu komór spalania i przy doborze materiałów konstrukcyjnych.

L. S.

Teoriya awiacionnych dwigatielej, I. I. Kułagin, Oborongiz, 1958., stron 480.

Książka zawiera usystematyzowany materiał z zakresu teorii różnych typów silników lotniczych. Kolejno podane są ogólne podstawy teorii silników oraz w części pierwszej teoria silników odrzutowych, w skład której wchodzi podstawa gazodynamiki silników odrzutowych, zasady pracy silników, cykle termodynamiczne silników, ciąg i współczynniki sprawności silnika, obliczanie części wlotowej silnika, teoria sprężarek, obliczenia cieplne komór spalania, teoria turbin, obliczenia dyszy wlotowej, zależność ciągu i ekonomiczności silnika odrzutowego od podstawowych parametrów procesu roboczego charakterystyki silników, obliczenia cieplne, teoria silników turbosmigłowych oraz teoria i obliczenia cieplne silników dwuobwodowych. W drugiej części książki zawierającej teorię silników tłokowych podano opisy spalania paliwa, procesów silników czterosuwowych na paliwo lekkie, zasad wyznaczania mocy i ekonomiczności silników tłokowych, charakterystyk tychże silników oraz teorii i zasad tworzenia mieszanki i pracy gaźników. Książka jest podręcznikiem szkolnym dla technicznych szkół lotniczych.

L. S.

Stroitielnaja miechanika tonkostiennych konstrukcij, A. F. Fieofanow, Oborongiz, 1958 r., stron 331.

Książka zawiera teorię i przykłady obliczania ogólnej wytrzymałości cienkościennych konstrukcji lotniczych kadłuba i skrzydła. Przedstawione są ogólne zagadnienia cienkościennych konstrukcji, wprowadzenie w metody obliczeń układów statycznie wyznaczalnych i statycznie niewyznaczalnych, wytrzymałość belek cienkościennych, swobodne zginanie i skręcanie skorup, skręcanie czteroobwodowych kesonów, zginanie i skręcanie kesonów prostych z pokryciem pracującym, obliczenia nasady jednodźwigarowego skrzydła o dużym skosie, obliczanie naprężeń w kesonie o dużym skosie z żebrami ustawionymi równoległe do osi samolotu albo prostopadle do dźwigara, obliczanie powłok metodą wariacyjną W. Z. Własowa, obliczanie naprężeń w skrzydłach pierścieniowych. Treść uzupełniona jest 290 rysunkami, wykresami i tabelami. W książce podane są też liczne przy-

kłady obliczeń. Na końcu książki podana jest tabela funkcji tych najczęściej stosowanych przy obliczaniu konstrukcji cienkościennych oraz wykaz literatury. Książka przeznaczona jest dla inżynierów projektujących konstrukcje lotnicze, może być również wykorzystana przez studentów wyższych szkół technicznych przy opracowywaniu projektów dyplomowych.

Tabela 1 do art. inż. Piero Morelli

| | N | b (m) | A | S (m ³) | W _w (kg) | W _{fus} (kg) | W _t (kg) | W _g (kg) |
|--------------------------------|------|----------|------|------------------------|------------------------|--------------------------|------------------------|------------------------|
| Szybowce jednomiejscowe | | | | | | | | |
| 1—Strale | 9 | 16 | 19,4 | 13,3 | 129 | 60 | 6 | 186 |
| 2—Zugvogel III | 8 | 17 | 20 | 14,5 | 154 | 83 | 6 | 243 |
| 3—Lo-100 | 12 | 10 | 9,2 | 10,9 | 76 | 67 | 7 | 150 |
| 4—Lo-150 | 8 | 15 | 20,6 | 10,9 | 121 | 67 | 7 | 195 |
| 5—Pik 3c | 7,5 | 15 | 17,1 | 13,1 | 115 | 45 | 5 | 165 |
| 6—Mg-23 | 8 | 16,4 | 18,5 | 14,2 | 141 | 88 | 11 | 241 |
| 7—Eolo | 7 | 20 | 25 | 16 | 220 | 95 | (16,5) | 341 |
| 8—Rj-5 | 8,4 | 16,7 | 24 | 11,6 | 168 | 50 | 4 | 222 |
| 9—A-08 | 9 | 17,6 | 19,6 | 16,2 | 181 | 105 | 10 | 295 |
| 10—Orao IIC | 9 | 19 | 20,3 | 17,8 | 226 | 121 | 9 | 356 |
| 11—M-100 | 9 | 14 | 16 | 12,2 | 91 | 59 | 6 | 155 |
| 12—L-Spatz 55 | 8 | 15 | 19 | 11,7 | 94 | 53 | 6 | 153 |
| 13—Ka-6b | 8 | 15 | 18,1 | 12,4 | 110 | 65 | 7 | 182 |
| 14—Weihe | 8 | 18 | 17,7 | 18,3 | 126 | 90 | 11 | 227 |
| 15—Meise | 8 | 15 | 15 | 15 | | | | 162 |
| 16—Pik 3 | 8 | 13 | 13 | 13 | 85 | 45 | 5 | 135 |
| 17—Hlindenka I | 11,2 | 15,2 | 16,2 | 14,2 | 115 | 65 | 7 | 187 |
| 18—Skylark 2 | 7,5 | 14,6 | 16 | 13,4 | 123 | 76 | 10 | 209 |
| 19—Skylark 3 | 7,5 | 18,2 | 20,5 | 16,1 | 160 | 82 | 11 | 253 |
| 20—D-34 | 8 | 12,6 | 20 | 8 | 74 | 55 | 4,2 | 123 |
| 21—D-34 b | 8 | 12,6 | 20 | 8 | 78 | 55 | 3,6 | 137 |
| 22—Veltro | 9 | 15 | 18 | 12,5 | 111 | 59 | 6 | 176 |
| 23—Swallow | 7,5 | 11,8 | 10,9 | 12,9 | 93 | 84 | 10,4 | 187 |
| 24—Spillo | 7 | 18 | 30 | 10,8 | 161 | 65 | 6 | 230 |
| Szybowce dwumiejscowe | | | | | | | | |
| 30—M-30 | 8 | 18 | 17,1 | 19 | 186 | 134 | 10 | 320 |
| 31—Gövier | 8 | 14,7 | 11,5 | 19 | 120 | 112 | 10 | 242 |
| 32—Ka-2 | 8 | 15 | 13,4 | 16,8 | 133 | 108 | 10 | 251 |
| 33—T-42 Eagle 3 | 7,5 | 17,8 | 14,8 | 21,3 | 216 | 138 | 18 | 372 |
| 36—K-7 | 8 | 16 | 14,6 | 17,5 | 160 | 112 | 10 | 282 |
| 37—Kranich III | 8 | 18 | 15,6 | 21,1 | 180 | 135 | 11 | 326 |
| 38—Sperber | 8 | 14,2 | 11,6 | 17,4 | 128 | 82 | 8 | 218 |
| 39—Specht | 8 | 13,5 | 11 | 16,6 | 123 | 75 | 8 | 390 |
| 40—Bergfalke | 8 | 16,6 | 15,6 | 17,7 | 148 | 99 | 8 | 246 |
| 41—Rhönlerche II | 7 | 13 | 10,3 | 16,3 | 100 | 97 | 10 | 207 |

PRZEGLĄD DOKUMENTACYJNY LOTNICTWA

OPRACOWANY PRZEZ OŚRODEK DOKUMENTACJI I WYDAWNICTW INSTYTUTU LOTNICTWA

DODATEK DO DWUMIESIĘCZNIKA „TECHNIKA LOTNICZA”

ROCZNIK X

WARSZAWA, STYCZEŃ – LUTY 1960 r.

Z E S Z Y T 1

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

MECHANIKA LOTU

- 130* 533.6.013.42:533.6.054 ILOT
Vries G.: Quelques points particuliers de la technique d'excitation en vol par vibreurs harmoniques. **Kilka uwag o technice wzbudzenia drgań samolotu w locie za pomocą wibratorów harmonicznyc**. Rech. Aéronaut., stycz.-luty 1959, nr 68, s. 47–53, rys. 15, poz. bibl. 5.
Natychniastowa analiza harmoniczna, zastosowana do badań flatteru w locie umożliwia wyjaśnienie niektórych zjawisk nieliniowych. Zastosowanie jej wymaga jednak zmniejszenia gabarytów i ciężaru urządzenia oraz przystosowania układu zasilania urządzenia do elektrycznej sieci pokładowej. Pierwsze próby, oparte na stosowaniu wzbudników elektrodynamicznych oraz na analizie harmonicznej dały obiecujące wyniki. Napotykanne trudności nosiły wyłącznie charakter technologiczny. M. Rabenda
- 131* 629.136.3:613.963 ILOT
Van Every K. E.: Target for tomorrow. **Cel na jutro**. Aeroplane 1958, t. 94, nr 2435, s. 626–629, nr 2436, s. 662–664, A4, rys. 31, poz. bibl. 12.
Wpływ zjawisk aerofizycznych występujących przy locie hyperszybkim na dużych wysokościach na konstrukcję samolotu D-558-III. Grzanie aerodynamiczne, stateczność. Wpływ tych zjawisk na organizm człowieka. Z. Brodzki

ZAGADNIENIA WYTRZYMAŁOŚCIOWE W KONSTRUKCJACH LOTNICZYCH

- 132* 621.—253.5:539.433 ILOT
Haas B.: Gas turbinen — Laufschaufeln mit gleicher Sicherheit in allen Blattquerschnitten. **Łopatkę wirnika turbin spalinyowych o równej wytrzymałości**. Konstruktion 1959, r. 11, nr 1, s. 17–23, rys. 10, poz. bibl. 13.
Autor przeprowadza rozważania nad zagadnieniem wyznaczania rozkładu przekrojów łopatek turbin spalinyowych przy założeniu równej wytrzymałości łopatek. W pracy uwzględniono wpływ temperatury na własności wytrzymałościowe materiału oraz rozkład temperatury wzdłuż łopatki. Szczegółowe rozważania dotyczą przypadków stałej temperatury i liniowo zmiennej wzdłuż łopatki. J. Lipka
- 133* 621.—253.5:539.433 ILOT
Peters G.: Beanspruchungs verhältnisse im Dauerbruchquerschnitt schwingender Schaufeln. **Współczynnik obciążenia w przekroju złomu zmęczeniowego drgających łopatek**. Konstruktion, 1959, r. 11, nr, 1, s. 14–16, rys. 5.
Autor przeprowadził szereg badań nad wpływem wielkości karbu po jednej stronie u podstawy łopatki na naprężenie zmęczeniowe materiału łopatki. Wykorzystane zostały: samo zjawisko rezonansu, oraz odpowiednie związki. W wyniku badań dochodzi autor do szeregu wniosków ciekawych ze względów wytrzymałościowych i technologicznych. J. Lipka
- 134* 539.433:621.—233.1 ILOT
Jäger B.: Die Eigenfrequenzen und Schwingungsformen von Turbomaschinen. **Drgania własne i postaci drgań maszyn wirnikowych**. Ing.Archiv, 1959, nr 27, s. 33–52, rys. 9, tab. 5.
W pracy swojej rozważa autor wpływ masy i sprężystości obudowy łożysk, zawieszania łożysk, korpusów maszyn wirujących na drgania własne tych maszyn. Jak wynika z obliczeń wpływ ten jest znaczny. Praca zawiera uwagi o sposobie sporządzenia układów zastępczych potrzebnych do obliczeń, oraz o sposobie redukcji mas i o wyznaczaniu liczb wpływowych układów. Częstości krytyczne są wyznaczone przy pomocy teorii macryc. W końcowej części podany jest przykład obliczeń dla osiowej sprężarki. J. Lipka

AERODYNY

- 135* 629.135.07 ILOT
Noetinger J.: Ein Franzose testet die Dornier DO-27. **Samolot Dornier DO-27 oceniony przez Francuza**. Flieger, 1958, nr 1, A4, s. 21–24, tabl. 1, rys. 6.
Artykuł jest sprawozdaniem z lotu zapoznawczego na samolocie Dornier 27. Samolot ten jest wolnonośnym górnopłatem z silnikiem Lycoming o mocy 247 KM. Jest to samolot o różnorodnym zastosowaniu, jak np. do akcji ratunkowej, do holu szybowców, do celów rolnictwa i leśnictwa itd. Autor ocenia samolot jako niezwykle udaną konstrukcję i podkreśla w swym sprawozdaniu charakterystyczne cechy tego samolotu, którymi są: mały rozbieg i krótki dobieg po lądowaniu, świetne własności lotne przy przeciągnięciu i w locie w kątach pozakrytycznych, 6 fotografii i tabela danych z rysunkiem samolotu w trzech rzutach uzupełniają artykuł. B. Kitzman
- 136* 629.138.5:629.13.—07 ILOT
The Comet's intensive development. **Wydatny rozwój samolotu Comet**. Engineering, 1958, t. 185, nr 4808, s. 554–557, rys. 9.
Artykuł zestawia cechy konstrukcyjne i użytkowe samolotu pasażerskiego Comet 4 w porównaniu z jego poprzednimi wersjami. Comet 4 jest czterosiłnikowym turbodrzutowym samolotem o mocy dwukrotnie większej od samolotu Comet 1. Zabiera 76 pasażerów (Comet 1 zabierał ich 36). Własności lotne i sterowność samolotu Comet 4 udoskonalono w porównaniu z poprzednimi wersjami, między innymi dzięki zastosowaniu wzmacniaczy hydraulicznych i układu sterowania Lockheed Servodyne. Zastosowano nowe urządzenie jak: urządzenie ostrzegające przed przeciągnięciem, samoczynne ograniczniki steru kierunku, nowy pilot automatyczny SEP2, ha-

- mulce zapobiegające ślizganiu itd. Naprężenia konstrukcji w locie obniżone, zmodyfikowano również instalację paliwową i zabezpieczenie przeciwpożarowe. Wykreślne przedstawiono możliwości transportowe wszystkich wersji samolotu Comet, oraz rysunki obrazujące ewolucję wymiarów samolotów od Comet 1 do Comet 4C. B. Kitzman
- 137* 629.135.9 ILOT
Stępniewski W. Z.: Tilt wing aircraft in comparison with other VTOL and STOL systems. **Zmiennopłat z przekreślonym skrzydłem na tle innych samolotów pionowego i krótkiego startu**. J. Helicopter Ass. Great Britain, 1957, t. 11, nr 6, s. 299–331, rys. 15, poz. bibl. 12.
Szczegółowe omówienie właściwości zmiennopłata z przekreślonym skrzydłem i zbiór uwag cennych dla projektantów tego typu statku latającego. Rozpatrzony jest wpływ zmienności pewnych parametrów, np. obciążenia skrzydła, na właściwości konstrukcji. Omówienie obejmuje analizę osiągnięć, zachowanie wirnika-śmigła w zawisie i locie do przodu, mechanikę lotu przejściowego, stateczność i sterowność. Uzupełnieniem rozważań ogólnych nad cechami zmiennopłata z przekreślonym skrzydłem jest krótki opis doświadczalnego zmiennopłata Verton 76. R. Witkowski

CZĘŚCI AERODYN

- 138* 533.69.042.4:629.13.014.313 ILOT
Tarnogrodzki A.: **Kilka uwag o płatach strumieniowych**. Techn. Lotn., 1958, r. 13, nr 3, A4, s. 63–70, rys. 28, poz. bibl. 16.
Zasady działania płata strumieniowego, różne rozwiązania części strumieniowej płata oraz możliwości zastosowania koncepcji płata strumieniowego w lotnictwie. (a)
- 139* 629.135:533.691.152 ILOT
Stevens J. H.: Die Vorzüge der Strahlklappe. **Zalety kłapy strumieniowej**. Interavia 1958, nr 9, A4, s. 958–961, rys. 7.
Kłapa strumieniowa realizuje zasadę całkowitej integracji przepływu wewnętrznego i zewnętrznego, czyli ciągu i wyporu. Przy odchyleniu strumienia odrzutowego w dół występuje zjawisko przyspieszenia opływu na górnej powierzchni profilu i wzrostu ciśnienia na dolnej powierzchni, czyli zjawisko supercyrkulacji, zwiększającej wydajnie siłę nośną. Do sterowania kierunkiem wypływu strumienia odrzutowego nadaje się najlepiej mała wychylana kłapka umieszczona na krawędzi spływu pod szczeliną wylotową. Działanie kłapki opiera się na efekcie Coanda. Najpoważniejszą trudnością w zabezpieczeniu prawidłowej sterowności i stateczności samolotu wyposażonego w kłapę strumieniową jest konieczność zapewnienia dostatecznej skuteczności usterzenia w różnych warunkach opływu, zależnego od nasilenia i kąta odchylenia strumienia odrzutowego.
Praktyczne zastosowanie kłapy strumieniowej obejmuje również samoloty pionowego lub krótkiego startu napędzane silnikami turbosmigłowymi. J. Sandauer
- 140* 629.13.014.38:629.135.15 ILOT
Zatwarnicki R.: **Rozwój myśli konstrukcyjnej w budowie okuć nośnych skrzydła w S. Z. D.** Techn. Lotn. 1958, r. 13, nr 5, A4, s. 143–146, rys. 13.
Autor daje krótki przegląd rozwoju rozwiązań konstrukcyjnych głównych okuć skrzydłowych szybowców oraz przykłady ich zastosowania. Omawia również wady i zalety poszczególnych typów okuć. Praca była przedstawiona na VII Kongresie OSTIV, Leszno, 1958 r. (a)
- 141* 629.135.15 ILOT
Scholze O.: Hypersonische Ferngleiter. **Hyperdźwiękowe szybowce dalekiego zasięgu**. Flugwelt, 1958, r. 10, nr 11, s. 857–861, rys. 5.
Hyperdźwiękowy szybowiec dalekiego zasięgu przedstawia sobą rakietyowy pocisk balistyczny wyposażony w skrzydła umożliwiające mu lot ślizgowy. Zastosowanie skrzydła w rakietyowym pocisku balistycznym pozwala wykorzystać dużą prędkość lotu balistycznego po osiągnięciu wierzchołka toru do zwiększenia zasięgu albo przez przejście do lotu ślizgowego ze stopniowo zmniejszającą się prędkością, albo na drodze wykonywania prędkości przez kilkakrotnie nabór wysokości; dopiero ostatnią fazę stanowi wówczas ustalony lot ślizgowy. Oprócz zastosowania wojskowego szybowiec oparty na opisanej zasadzie mógłby znaleźć doniosłe zastosowanie cywilne jako najszybszy transportowiec o ogromnym zasięgu. Wielkim krokiem w kierunku opanowania zagadnień lotu balistycznego oraz ślizgowego z prędkością hyperdźwiękową jest doświadczalny samolot amerykański X-15, którego oblot odbył się na początku roku 1959. J. Sandauer

POCISKI LATAJĄCE

- 142* 629.136.3 ILOT
Farfar D. J.: The Bloodhound. **Pocisk Bloodhound**. J. Royal Aeronaut. Soc., styczeń 1959, t. 63, nr 577, s. 35–50, rys. 26.
Artykuł jest tekstem odczytu poświęconego historii powstania angielskiego pocisku kierowanego o napędzie strumieniowym, klasy ziemia—powietrze Bloodhound. Historia rozwoju tego pocisku składa się z dużej ilości konstrukcji doświadczalnych służących do stopniowego rozwijania wszystkich zagadnień pocisku, napędu i układu naprowadzania. Główne trudności na jakie napotykali konstruktorzy w czasie prób konstrukcji doświadczalnych były spowodowane w przypadku pocisku zjawiskami aerospęstymi występującymi na skutek niedostatecznej sztywności skrzydła i układu pocisk—rakiet startowa, a w przypadku napędu — gaśnięciem silnika na wysokościach wyżej 9000 m, występującym na skutek niedostatecznego odparowywania paliwa. J. Sandauer

PRZYRZĄDY POKŁADOWE

143* 620.135.15.05 ILoT
Bojanowski, J.: Zagadnienia nowoczesnego wyposażenia szybowców w świetle VII Szybowcowych Mistrzostw Świata. Techn. Lotn., 1959, r. 14, s. 10—13, rys. 10.

Obecnie szybownictwo osiągnęło taki stopień rozwoju technicznego, że wymaga dla siebie już specjalnych rozwiązań — także w dziedzinie przyrządów i osprzętu. Przegląd najnowszych pozycji omówiono na podstawie tego, co było można zobaczyć na VII Szybowcowych Mistrzostwach Świata. (a)

144* 629.13.014.59 ILoT
Krutowa I. N.: Dynamika wibracyjonowo slerwomechanizmu elektriczekowo awtopilota. Dynamika impulsowego serwomechanizmu elektrycznego pilota automatycznego. Awtom. Tielemiech., 1959, t. 20, nr 2, s. 115—126, rys. 10, poz. bibl. 2.

Rozpatrzono dynamikę elektrycznego impulsowania serwomechanizmu pilota automatycznego. Analizę przeprowadzono metodą graficzną. Wyznaczono krytyczne wartości parametrów serwomechanizmu odpowiadające granicy stabilności. J. Morawski.

WYPOSAŻENIE AERODYN

145* 629.13.061 ILoT
Schumacher E.: Aus Der Anwendung der Flughydraulik. Uwagi o zastosowaniu hydrauliki w lotnictwie. Oelhydr. Pneum., 1958, r. 2, nr 8, s. 257—262, rys. 9.

Omówienie kierunków rozwoju w dziedzinie konstrukcji lotniczych układów hydraulicznych z podaniem wymagań jakie pod względem ciężaru, sprawności, zapotrzebowania energii i pewności działania powinna spełnić prawidłowo zaprojektowana instalacja energetyczna współczesnego samolotu. W. Błocki

146* 629.13.061 ILoT
Błocki W.: Określenie najbardziej korzystnej wielkości ciśnienia pracy w hydraulicznych układach lotniczych. Technika Lotnicza, 1959, r. 14, nr 2, s. 46—50, rys. 10, tabl. 2, poz. bibl. 3.

Wielkość ciśnienia pracy lotniczych układów hydraulicznych posiada wpływ na wiele własności układów energetycznych ważnych z punktu widzenia osiągnięć samolotu. Analizując zależność takich własności jak: ciężar układu hydraulicznego, zajmowana przestrzeń odkształcenia elementu siłowego i temperatura pracy od ciśnienia układu hydraulicznego, została określona optymalna wielkość ciśnienia, która powinna być przyjęta za podstawę przy konstruowaniu lotniczych instalacji hydraulicznych. (a)

147* 629.13.061 ILoT
Mayhew W. E.: Hydraulic system design for future aircraft. Konstrukcja układu hydraulicznego samolotu przyszłości. Appl. Hydraul. Pneum., 1958, t. 11, nr 12, s. 96—98, rys. 2, tabl. 1.

Omówienie osiągnięć amerykańskiego przemysłu lotniczego w dziedzinie wytwarzania materiałów odpornych na działanie wysokich temperatur. Podano dane o składzie chemicznym i własnościach fizykalnych cieczy stosowanych w układach hydraulicznych, materiałów konstrukcyjnych i materiałów stosowanych do wyrobu uszczelnień. W. Błocki

SILNIKI LOTNICZE

48* 621.455 ILoT
Pearce K. W.: The future for solid propellant rockets. Przyszłość silników raketowych na paliwo stałe. J. Royal Aeronaut. Soc., kwiecień 1959, t. 63, nr 580, s. 221—226, rys. 11, poz. bibl. 21.

Artykuł zawiera omówienie postępu dokonanego w dziedzinie silników raketowych na paliwo stałe w ciągu ostatnich 10 lat. W ostatnim okresie wszystkie zasadnicze wady silnika raketowego na paliwo stałe jak: brak regulacji ciągu, krótki czas pracy i niechłodzona dysza wylotowa zostały pomyślnie rozwiązane. Tak więc silnikowi raketowemu na paliwo ciekłe przybliżył obecnie zupełnie równorzędny konkurent. R. Łapucha

149* 621.455 ILoT
Pehlner S. S., Fuhs A. E.: On generalized scaling procedures for liquid — fuel rocket engines. O uogólnionej metodzie modelowania silników raketowych. Comb. Flame., 1957, t. 1, nr 2, s. 229—240, tabl. 1, poz. bibl. 9.

Do chwili obecnej nie opublikowano jeszcze pracy teoretycznej, w której określano by wyraźnie program prac doświadczalnych nad modelowaniem silników raketowych na paliwo ciekłe z uwzględnieniem wszystkich faz działania silnika. Przedstawione prace dotyczą jedynie bardzo szczególnych przypadków, które nie znajdują dostatecznego odzwierciedlenia w praktyce. R. Łapucha

150* 621.455:533.6.015.1. ILoT
Schwarzer K.: Untersuchungen an Heisswasserraketen zum Start von Flugzeugen. Badanie rakiet wodno-parowych służących do startu samolotów. Z. Flugwissenschaften, 1958, nr 1, A4, s. 1—9, tabl. 1, rys. 20, poz. bibl. 7.

Badania nad zastosowaniem rakiet wodno-parowych do startu samolotów były prowadzone w Niemczech już podczas ostatniej wojny. Artykuł stanowi wyciąg ze sprawozdania o wynikach tych badań. Na stoisku statycznym wyznaczono doświadczalnie wielkości impulsowe całkowitych, współczynników sprawności oraz wydatku cieczy dla 4 badanych dysz przy różnych ciśnieniach początkowych w rakiecie. Na podstawie wyznaczonych współczynników sprawności obliczono optymalne parametry rakiet startowej dla samolotu o ciężarze 14 000 kg, prędkości odierwania 180 km/h i długości startu 300 m przy średnim ciągu śmigła wynoszącym 1600 kg. Całkowity ciężar rakiety, którą zabudowano na wózku startowym, wynosił ok. 3500 kg. J. Sandauer

HYDROAEROMECHANIKA

151* 532.526:621.438—135 ILoT
Albring W.: Grenzsichtrechnungen nach der Impulsmethode mit Hilfe verbesserter Ausgangsfunktionen. Obliczenia warstwy przyściennej metodą ilości ruchu przy pomocy ulepszonych funkcji wyjściowych. Maschinenbautechn. 1959, r. 8, nr 3, s. 151—160, rys. 16, poz. bibl. 6.

Autor proponuje sposób obliczania charakterystycznych współczynników warstwy przyściennej laminarnej i burzliwej w przypadku zmiennego gradientu ciśnienia. Sposób autora polega na zastosowaniu profiliów prędkości warstwy przyściennej oraz funkcji Hageny wyliczonych przez Hartreego dla przepływu klinowego w sposób ścisły. Stąd większa dokładność metody autora. Autor podaje obszerną tabelę porównawczą charakterystycznych współczynników warstwy laminarnej i burzliwej dla swojej metody i metody Pohlhausena, jak również przykłady obliczeń dla smukłego profilu elipsoidalnego. Na tej podstawie udowadnia dokładność i zalety swojej metody oraz stwierdza, że dla profiliów smukłych można w pierwszym przybliżeniu stosować wartości takie, jak dla płaskiej płytki. J. Nikoľ

152* 533.697:621.515 ILoT
Manach, J.; Robert, E.: Contribution de la visualisation a l'etude de l'écoulement a faible vitesse dans des maquettes de compresseurs centrifuges. Badanie za pomocą metody wizualnej przepływu o małej prędkości w makietach sprężarek odśrodkowych. Rech. Aero., list.-grud. 1958, nr 67, s. 21—34, rys. 26, poz. bibl. 9.

Utrwalone na filmie zjawiska zachodzące w wewnętrznym polu aerodynamicznym maszyn wirujących potwierdziły całkowicie teorię przepływu cieczy idealnej w wirniku z promieniowymi łopatkami, opracowaną przez M. Roya. Opisane próby zostały przeprowadzone dla różnych wartości współczynnika wydatku η (przepływ stałocenny lub niestacyczny). Celem uwidocznienia zachodzących zjawisk wprowadzono do strumienia proszki, ciecze lub gazy barwiące. Badania aerodynamiczne przepływu wewnętrznego pozwoliły uogólnić otrzymane na makietach wyniki na maszyny wirujące o dużej mocy. M. Rabenda

153* 533.665:629.138.98 ILoT
Staros, B.; Gretz, R.; Mandel, M.: Selection of an aerodynamic configuration for improved beam rider guidance. Dobór układu aerodynamicznego dla pocisku kierowanego w wiązce prowadzącej. A.R.S. Journal, 1959, nr 2, s. 115—122, rys. 13, poz. bibl. 4.

Pocisk kierowany przy pomocy wiązki radarowej, której oś wytacza tor lotu, winien charakteryzować się dużą zwrotnością, tzn. winien posiadać zdolność bardzo szybkiego reagowania na zmianę kierunku prowadzącej wiązki oraz dokładnego śledzenia jej osi. Polepszenie zwrotności pocisku na dużych wysokościach może być uzyskane albo przez zastosowanie układu aerodynamicznego o większej częstotliwości wahań dokoła osi poprzecznej, albo układu aerodynamicznego, w którym zmianę siły nośnej otrzymuje się wyłącznie przez wychylenie skrzydła, podczas gdy kąt natarcia kadłuba pozostaje bez zmiany. J. Sandauer

CZĘŚCI AERODYN

154* 629.13.014.34 ILoT
Panczowski, D.P.: Projektowanie drewnianych dźwigarów skrzynekowych. Technika Lotnicza, 1959, r. 14, nr 3, s. 74—82, rys. 19, poz. bibl. 10.

Ciężar dźwigara sięga 30% całkowitego ciężaru skrzydła co dowodzi, że duże znaczenie ma prawidłowe i ścisłe określenie jego wymiarów. Pewne typy lekkich samolotów oraz prawie wszystkie typy szybowców posiadają drewniane dwupasowe dźwigary skrzynekowe. W locie dźwigar skrzydłowy jest obciążony przede wszystkim momentem gnącym. Przy konstrukcji zastrzałowej występuje dodatkowo obciążenie osiowe. W artykule przedstawiono metodę projektowania drewnianych dźwigarów skrzynekowych dla najkorzystniejszego ciężarowego stosunku grubości pasów. Metoda ta uwzględnia rzeczywisty trapezowy kształt gabarytu oraz ewentualne obciążenie osiowe. Ze wszystkich istniejących obecnie hipotez dotyczących rozkładu naprężeń w pasach dźwigarów drewnianych, najczęściej jest stosowana w praktyce hipoteza Pragera. (a)

155* 629.135:533.691.152 ILoT
Williams J.: British research on the jet-flap scheme. Badania angielskie nad zagadnieniem klapy strumieniowej. Z. Flugwissenschaften, 1959, nr 6, A4, s. 170—176, rys. 15, poz. bibl. 17.

Angielskie badania nad zagadnieniem klapy strumieniowej obejmują pomiary w tunelach aerodynamicznych oraz prace teoretyczne. Badania doświadczalne w tunelach aerodynamicznych prowadzono na dwu odmianach modeli — wyposażonych w dysze umieszczone w krawędzi spływu oraz wyposażonych w klapę o małej cięciwie, sterującą kierunek wylotu strumienia ze szczeliny znajdującej się na jej górnej powierzchni. Druga odmiana urządzenia jest skuteczniejsza wyporowo od pierwszej. Prace teoretyczne doprowadziły do znalezienia przybliżonych metod obliczania rozkładu ciśnień. Sformułowane zależności teoretyczne wykazują dobrą zgodność z wynikami doświadczeń w dużym zakresie wartości współczynnika ciągu i kąta wypływu strumienia. J. Sandauer

Kształtowanie tworzyw sztucznych

I Ogólnie o tworzywach sztucznych stosowanych w lotnictwie i sposobach ich kształtowania.

Korzystne dla niektórych zastosowań własności fizyczne i mechaniczne tworzyw sztucznych spowodowały w ostatnich czasach gwałtowny wzrost ich użycia w konstrukcjach lotniczych. Własności te to przede wszystkim szerokie możliwości zmiany jakości tworzyw przez dobór odpowiednich żywic i wypełniaczy oraz: wysoka wytrzymałość właściwa, zachowywana również w podwyższonej temperaturze, mały ciężar właściwy, dobre własności izolacyjne elektryczne, termiczne i akustyczne, gładkość powierzchni, a także taniość metod kształtowania i łatwość napraw.

Tworzywa jednorodne na bazie żywic fenolowych, epoksydowych oraz aminoplasty stosowane są w najwęższym zakresie najczęściej na elementy aparatury elektrotechnicznej i w galanterii. Najczęściej spotykany i najbardziej właściwy sposób ich kształtowania to odlew normalny i wtryskowy. Tworzywa z rodziny polichloroprenów i polibutadienów dające wszelkiego rodzaju gumy znane w lotnictwie pod nazwą Neoprenu, Perburanu itp. i stosowane do wyrobu uszczelek, amortyzatorów, przewodów elastycznych, kształtujące się różnymi metodami odlewania to odlew normalny i wtryskowy.

Tworzywa na bazie żywic poliakrylatowych, czyli tak zwane szkła organiczne, (których najczęściej spotykamy u nas przedstawicielem jest plexiglas stosowany na oszklenie kabin) dają się łatwo kształtować na gorąco metodami gięcia i ciągnięcia.

Tworzywa piankowe stanowią oddzielną grupę z punktu widzenia możliwości zastosowania w konstrukcjach lotniczych. Używane są przeważnie jako wypełniacze konstrukcji warstwowych oraz wszędzie tam gdzie wymagane są doskonałe własności izolacyjne: akustyczne i termiczne. Najczęstszy sposób ich kształtowania to odlew normalny. Możliwe jest również kształtowanie plastyczne.

Tworzywa warstwowe są obecnie najliczniej reprezentowane w konstrukcjach płatowcowych i oprzyrządowania produkcyjnego. Zasadniczą koncepcją ich wytwarzania jest regulowanie własności fizycznych, a w szczególności mechanicznych przez zastosowanie odpowiedniego wypełniacza. Na bazie żywic fenolowych oparte są tworzywa wzmacniane papierem (gumoid), tkaniną płocienną (textolit), oraz drewno utwardzone (balenit). Są to tworzywa z wypełniaczem miękkim, używane na rolki do linek, kola zebate, tuleje łożyskowe itp.

Najszersze jednak zastosowanie znajdują, obecnie tworzywa z wypełniaczem twardym. Których najczęściej spotykamy przedstawicielem są wzmacniane włóknem szklanym tworzywa fenolowe, melaminowe, silikony, epoksydowe i poliestrowe.

Wszystkie omawiane tworzywa pozwalają się również kształtować metodami obróbki wiotrowej, które jednak w każdym przypadku jako kosztowniejsze, należy stosować jedynie jako obróbkę wykończającą, lub w przypadkach dążenia do uproszczenia foremników do kształtowania plastycznego.

Ogólny podział wszystkich tworzyw sztucznych z uwagi na możliwości obróbki zarówno plastycznej jak i wiotrowej sprowadza się do ujęcia ich w grupach tworzyw termoutwardzalnych i termoplastycznych.

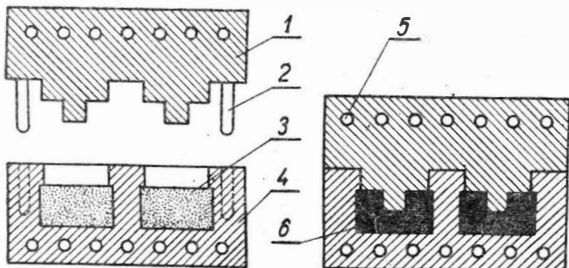
Formowanie pod ciśnieniem w podwyższonej temperaturze (rys. 1), sproszkowanego tworzywa sztucznego stosuje się prawie wyłącznie dla tworzyw termoutwardzalnych.

Formowanie wtryskowe, czyli odlew ciśnieniowy wtryskowy (rys. 2), znajduje zastosowanie w odniesieniu do tworzyw termoplastycznych.

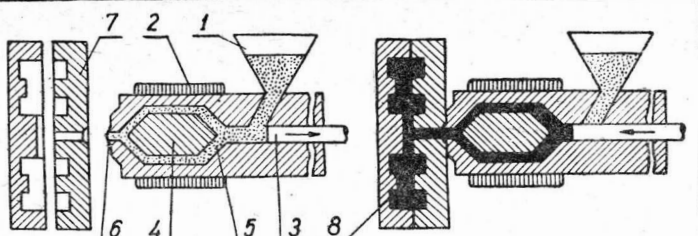
Formowanie metoda wylaczania posiada niektóre cechy obu wspomnianych wyżej sposobów kształtowania i może być uważane za formowanie wtryskowe tworzyw termoutwardzalnych (rys. 3).

Formowanie przez wyciskanie stosowane bywa w odniesieniu do tworzyw termoplastycznych przeważnie przy kształtowaniu profili o znacznej długości (rys. 4).

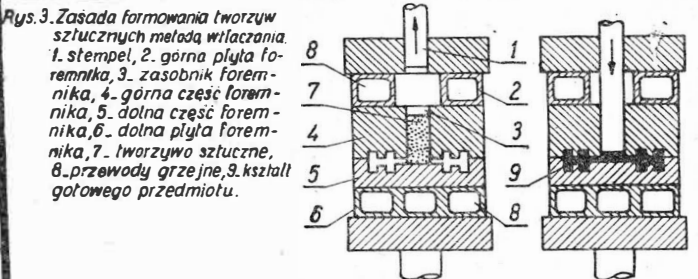
Formowanie przez ciągnięcie i gięcie stosowane może być naturalnie tylko dla tworzyw termoplastycznych.



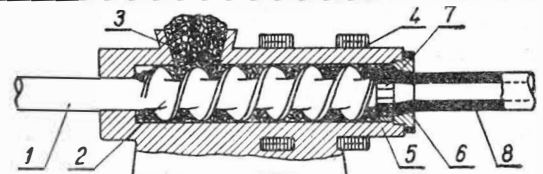
Rys.1. Zasada formowania tworzyw sztucznych pod ciśnieniem.
1. stempel, 2. kolki prowadzące, 3. sproszkowane tworzywo sztuczne, 4. matryca, 5. przewody grzejne, 6. kształt gotowego przedmiotu.



Rys.2. Zasada formowania wtryskowego tworzyw sztucznych.
1. zasobnik tworzywa, 2. grzejnik, 3. tłok, 4. rdzeń komory rozdzielczej, 5. komora rozdzielcza, 6. korcówka wtryskowa, 7. foremnik składany, 8. kształt gotowego przedmiotu.



Rys.3. Zasada formowania tworzyw sztucznych metodą wylaczania.
1. stempel, 2. górna płyta foremnikowa, 3. zasobnik foremnikowy, 4. górna część foremnikowa, 5. dolna część foremnikowa, 6. dolna płyta foremnikowa, 7. tworzywo sztuczne, 8. przewody grzejne, 9. kształt gotowego przedmiotu.



Rys.4. Zasada formowania tworzyw sztucznych przez wyciskanie.
1. wał napędowy ślimaka, 2. ślimak, 3. zasobnik tworzywa sztucznego, 4. grzejnik, 5. cylinder, 6. ogrzewane oczko do wyciskania, 7. rdzeń dla profilu wyciskanego z otworem, 8. gotowy przedmiot.

Ogólne zasady kształtowania metodami obróbki wiotrowej sprowadzają się do zalecania stosowania dużych szybkości skrawania i małych posuwów i głębokości wióra z dodatkowym warunkiem nie przekroczenia temperatury 60°C dla tworzyw termoplastycznych oraz 150°C dla termoutwardzalnych. Przy obróbce tworzyw warstwowych zgodnie z kierunkiem między warstw wypełniacza zachodzi tendencja do rozluźniania czemu należy przeciwdziałać przez użycie odpowiednich przyrządów mocujących i odpowiednim dostosowaniem geometrii ostrza skrawającego.

II Obróbka metodami skrawania.

1. Wprowadzenie

a). Podstawowe zasady skrawania tworzyw sztucznych wynikają bezpośrednio z ich własności fizycznych i mechanicznych, przy czym najbardziej decydującą jest tu mała przewodność cieplna wymagająca, albo zmniejszenia do minimum wytwarzanego przy obróbce ciepła, względnie szybkie jego odprowadzenie.

Ilość czynników wpływających na warunki skrawania tworzyw sztucznych jest obfitymi i obejmuje między innymi: rodzaj, kształt, ustawienie, materiał i stan ostrza narzędzia tnącego, parametry obróbki jak prędkość skrawania, posuw i głębokość wióra, jak również wynikające stąd wielkości sił skrawania, tarcia i temperatury na ostrzu; również duży wpływ posiada tu wielkość i sztywność obrabiarki, wreszcie stan powierzchni i rodzaj obrabianego tworzywa. Z uwagi na powyższe, zagadnienie obróbki skrawaniem tworzyw sztucznych rozpracowanie jest do chwili obecnej jedynie częściowo.

b). Ogólne własności tworzyw sztucznych z uwagi na ich obróbkę wiotrową wymagają ograniczenia temperatury na ostrzu co nie jest zagadnieniem prostym ze względu na ich złą przewodność ciepłą. Do chłodzenia zaleca się stosować raczej sprężone powietrze rzadziej ciecz.

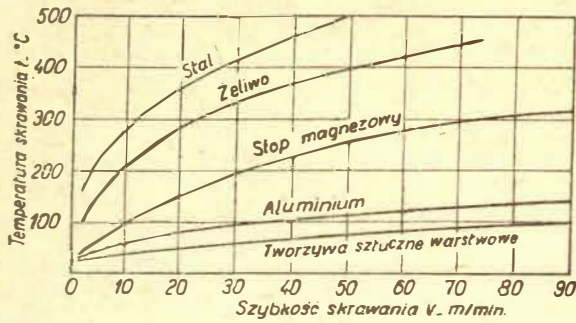
Tworzywa termoplastyczne w temperaturze 60-80°C mięknią wykazując przy obróbce skrawaniem tendencję do smarowania.

Tworzywa termoutwardzalne (np. fenolowe) w temperaturze 160°C, tracą znacznie swoją wytrzymałość, a powyżej tej temperatury następują szkodliwe zmiany strukturalne.

Dalszy ciąg na str. IV

Usprawnianie i unowocześnianie metod pracy w przemyśle obowiązkiem każdego członka SIMP.

Tak więc warunkiem prawidłowej obróbki wiórowej tworzyw sztucznych jest nieprzekraczanie temperatury krytycznej. Spełnienie tego warunku umożliwia wybór małego przekroju wióra, przy czym nieekonomiczność takiej obróbki nadrobić można stosując możliwe wysokie szybkości skrawania (rys. 5). Wszystkie podane poniżej parametry obróbki dla różnych metod skrawania gwarantują, nieprzekraczanie temperatury krytycznej.



Rys. 5. Kształtowanie się temperatury skrawania w zależności od prędkości skrawania dla różnych materiałów.

Tworzywa termoutwardzalne i warstwowe obrabia się znacznie trudniej, niż termoplastyczne. Skrawanie tworzyw z wypełniaczem nieorganicznym wymaga stosowania bardzo twardych ostrzy, a niektóre ich rodzaje (z wypełniaczem azbestowym, z maczki kamiennej lub z włókna szklanego) pozwalają się obrabiać jedynie przez szlifowanie na mokrą. Pył wydzielający się przy obróbce tworzyw sztucznych zwłaszcza z wypełniaczem szklanym jest bardzo szkodliwy i musi być usuwany. c). Narzędzia przy skrawaniu tworzyw sztucznych obciążone są inaczej, niż przy obróbce metali. Ich trwałość nie jest warunkowana obciążeniem termicznym z uwagi na wspomniane już ograniczenia w tym względzie przy obróbce tworzyw sztucznych. Zasadniczą rolę odgrywa tu natomiast zużycie na skutek scierania, zwłaszcza w odniesieniu do tworzyw z wypełniaczem. W związku z tym odpadają narzędzia ze stali narzędziowych, a minimalnym wymaganiem staje się użycie stali szybko tnących. Zadawalające jednak ekonomicznie wyniki obróbki uzyskać można dopiero przy wprowadzeniu narzędzi ze spieków twardych. Obrabiarki sztywne, nieprzerwana powierzchnia skrawania i małe posuwu pozwalają na zastosowanie najtwardszych i najbardziej odpornych na scieranie spieków, natomiast obróbka na maszynach starych przy większych posuwach i przerywanej powierzchni skrawania wymaga bardziej ciągliwych gatunków spieków.

Ostrze skrawające wymaga szczególnie starannego zeszlifowania, a największą jego trwałość uzyskuje się po dotarciu na tarczy diamentowej. Obróbkę ostrzem diamentowym stosuje się bardzo rzadko, przeważnie z zastosowaniem do skrawania tworzyw gumowych. d). Obrabiarki muszą być sztywne i powinny dysponować wysokimi obrotami. Bieg ich musi być bardzo równomierny i pozbawiony drgań. Korzystne jest zabezpieczenie łoża i wszelkich innych prowadnic przed szkodliwym scierającym działaniem pyłów obrabianych tworzyw.

2. Cięcie

Najprostszą formą cięcia stosowaną dla tworzyw czułych na działanie karbu (np. polimetakrylatów) może być wielokrotne zarysowanie ich według liniiu stalowym ostrzem i następnie przelamywanie. Możliwe to jest naturalnie jedynie dla przekrojów o nieznacznej grubości.

Tworzywa z grupy PVC (twarde) i polimetakrylaty można ciąć piłkami ręcznymi i skakankami do grubości 8 mm.

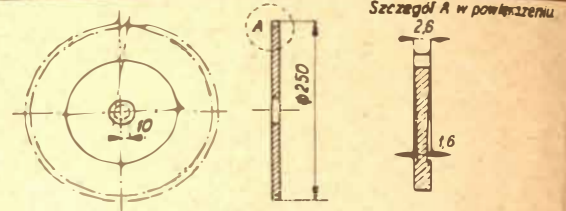
Najbardziej rozpowszechnione jest jednak maszynowe cięcie piłą tarczową.

a). Cięcie piłą tarczową

Tworzywa odlewane tnę się piłą tarczową do grubości 15mm, przy czym wysokość wystawiania piły ponad stół winna być o kilka dziesiątych milimetra mniejsza od grubości ciętego arkusza, aby uniknąć odpryskiwania krawędzi. Grubość tarcz w zakresie 0,6+2mm należy dostawać do grubości materiału. Podziałka zębów wynosi 2+2,5mm. Zęby o zaszlifowaniu, wklęsłym przeważnie nierozwiedzione.

Podobne warunki obróbki obowiązują przy cięciu różnych rodzajów tworzyw termoplastycznych.

Tworzywa termoutwardzalne, zwłaszcza warstwowe wymagają do cięcia pił ze stali szybko tnącej (o twardości 60 Rockwell'a), lub z nakładkami ze spieków twardych o zębach zaszlifowanych dwustronnie wklęsło i nierozwiedzionych (rys. 6)



Rys. 6. Piła tarczowa do cięcia tworzyw warstwowych

Przekrój jest tym gładziej im mniej piła wystaje ponad cięty materiał. Konieczne jest zmniejszenie do minimum szczeliny pomiędzy tarczą piły i stołem obrabiarki. Obrabiany materiał zwłaszcza przy cienkich przekrojach należy dociskać do stołu.

Podziałkę zębów dobiera się do grubości ciętego przekroju, przy czym dla cienkich przekrojów przynajmniej 2 zęby piły muszą, jednocześnie znajdować się w pracy.

Jako ogólną zasadę przy cięciu piłami tarczowymi należy przyjąć, że im grubszy materiał i im większa średnica piły, tym większa może być podziałka zębów.

Do cięcia drewna utwardzonego stosować można piły z zębami rozwiedzionymi.

Przecinanie rur o średnicy powyżej 20mm wymaga obracania ich dla uniknięcia jednostronnego dużego gradu.

Cięcie tworzyw warstwowych w kierunku warstw wypełniacza stwarza tendencje do ich rozłupywania, w związku z czym należy zabezpieczyć się odpowiednim mocowaniem materiału.

Tworzywa warstwowe z wypełniaczem z włókna szklanego mogą być również przecinane tarczami szlifierskimi.

Szczegółowe dane odnosnie cięcia tworzyw sztucznych piłą tarczową, zebrane są w tabeli 1

Tabela 1 Warunki obróbki przy cięciu piłą tarczową

| Grupa tworzyw | Rodzaj tworzywa | Narzędzie | | | | | | Warunki obróbki | | Sposób chłodzenia |
|---------------------------|--|-----------------------|--------------------|-----------------------|----------------------------|---------------------------|-------------------------------|-----------------|--|-------------------|
| | | Średnica piły ø mm | Grubość piły mm | Podziałka zębów mm | Kąty dla stali SS α° β° | Kąty dla spieków α° β° | Szybkość skrawania v m/min | Posuw | | |
| Tworzywa termoplastyczne | Tworzywa acetalizowane (bez wypełniacza) | ~250 | | 4-12 | 40-45 / 0 | - / - | 1000-1350 | | woda | |
| | Tworzywa formaldehydowe | | Q6+1 | 3+4 | | | 1300 | | sprężone powietrze | |
| | Tworzywa polimetakrylowe | | 15+2 max 5 | 3+9 | | | 2000-3000 | | olej mineralny 2-6 mm (nie używać oleju mechanicznego) | |
| | Tworzywa polichlorowinyłowe (twarde) | | | 3+5 | | | 3000-4000 | | olej mineralny (nie używać oleju mechanicznego) | |
| | Tworzywa poliamidowe | | | 5+10 | 30-40 / 5-8 | | 2000 | | olej mineralny (nie używać oleju mechanicznego) | |
| Tworzywa termoutwardzalne | Żywice epoksydowe (odlewane) | <300 | | 4 | | | 2400 | | woda | |
| | Żywice fenolowe bez wypełniacza | 300+350 | 3+4 | | 30-40 / 5-8 | 10-15 / 3 | | | | |
| | Papier utwardzony | | | 4 | | | 2500+ | | olej mineralny (nie używać oleju mechanicznego) | |
| | Tkanina utwardzona | | | 3+6 | | | 3000 | | olej mineralny (nie używać oleju mechanicznego) | |

TECHNIKA LOTNICZA — Dwumiesięcznik Sekcji Lotniczej Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Mechaników Polskich
 Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT. Redaguje Komitet Redakcyjny.

Redaktor naczelny — mgr inż. Stefan Sulikowski, redaktor techniczny: Bronisław Gierczyński, sekretarz redakcji: Jarosław Ber...

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

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

Cena pojedynczego zeszytu 12.— zł. Prenumerata roczna 72.— zł. Półroczna 36.— zł.

Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT, Warszawa 1960 r. Ark. wyd. 10. Ark. druk. 4,25. Format A4. Nakład 700 egz. Papier druk. sat. kl. IV, 80 g. 61 x 80/8. Maszynopis oddano do skład. 11.II.60 r. Druk. ukończono w lutym 60 r. Cena egzemplarza 12 zł.

Druk. im. Rewolucji Październikowej, Warszawa. Zam. 2112/59. C-23.