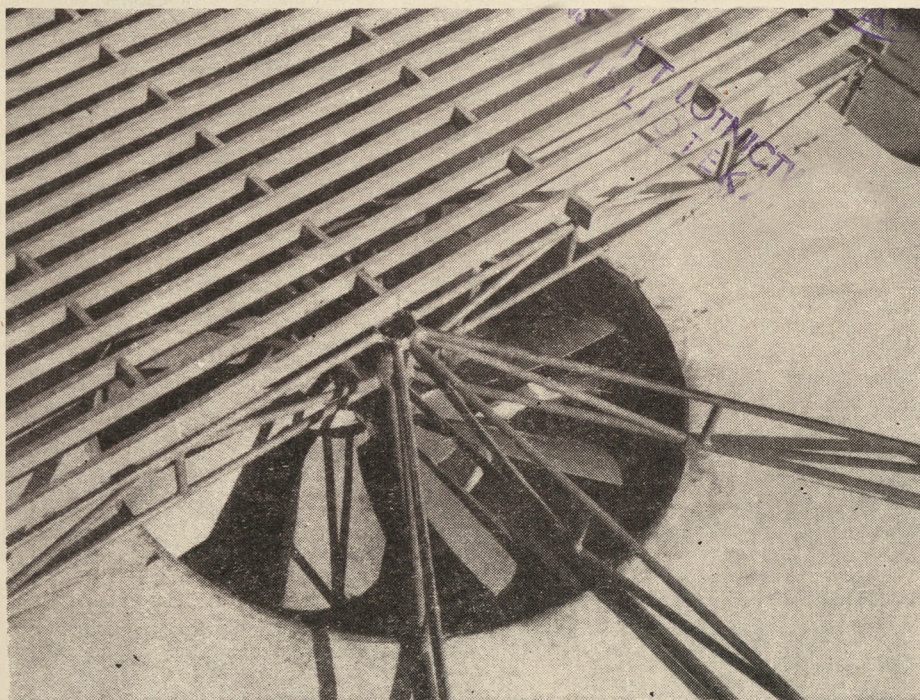


3

TECHNIKA LOTNICZA

**MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH
MARZEC 1963**



WYDAWNICTWA CZASOPISM TECHNICZNYCH NOT

POMOCE KONSTRUKTORSKIE „TECHNIKI LOTNICZEJ”

Opór pojedynczych ziaren nierówności powierzchni

Zebrała i opracowała mgr inż. E. Zewalska

Osobno należy potraktować pojedyncze nierówności powierzchni, takie jak: nity, śruby, łączenia blach pokrywowych oraz otwory i szczeliny.

Pojedyncze nierówności — podobnie jak szorstka powierzchnia — wpływają na:

- 1) przesunięcia punktu przejścia,
- 2) przyrost współczynnika oporu profilowego wywołany własnym oporem.

Nierówności powierzchni można rozdzielić na kilka charakterystycznych rodzajów:

a. Opór pojedynczych części.

Najbardziej charakterystyczne i najczęściej spotykane są nity. W przypadku występowania szeregu nitów łączących blachy pokrywowe, punkt przejścia jest przesunięty do pierwszego szeregu nitów (licząc od krawędzi natarcia).

Przyrost współczynnika oporu spowodowanego umieszczeniem nitów na powierzchni, określić można za pomocą wzoru:

$$\Delta C_{xn} = 1,56 \frac{n h^2}{S} \left[\left(\frac{h}{x} \right)^{2/7} (Re_x)^{2/35} (1 - \bar{p}) \right]$$

gdzie: $Re_x = \frac{V \cdot x}{\nu}$ — lokalna liczba Reynoldsa,

$$\bar{p} = \frac{p - p_{at}}{\rho \frac{v^2}{2}} \text{ — ciśnienie względne w miejscu umieszczenia nitów,}$$

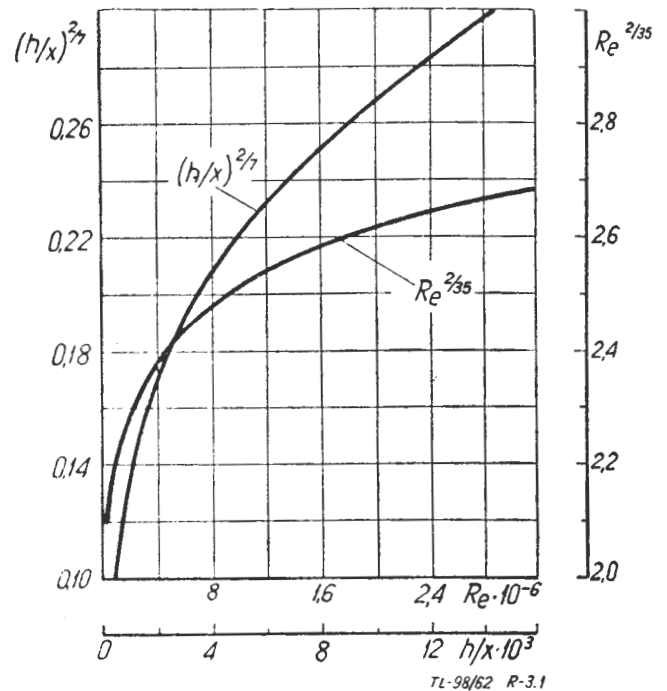
p_{at} — ciśnienie atmosferyczne,

S — powierzchnia skrzydła,

n — ilość nitów,

h — wysokość główki nita,

x — odległość rozpatrywanego rzędu od krawędzi natarcia.



Rys. 3.1. Zależności: $[Re]^{2/35} = f(Re)$ oraz $\left(\frac{h}{x}\right)^{2/7} = f\left(\frac{h}{x}\right)$

(d.c. na str. 91)

TREŚĆ ZESZYTU

J. STASZEK — Wnioski z narad branżowych	65
E. ŻMIHORSKI — Konstrukcje przekładkowe w lotnictwie, cz. III	66
Kronika	70
J. BUĆ — Metodyka przygotowania programu dla obrabiarek sterowanych programowo	70
A. WOJCIŃSKI — Hydrauliczne prasy tunelowe do tłoczenia blach przeponą gumową, cz. II	77
Nowości techniczne	81
Nowości patentowe	83
Na półkach księgarskich	85
Terminologia lotnicza	87
Przegląd Dokumentacyjny Lotnictwa	89
Pomoce Konstruktorskie Techniki Lotniczej — E. LEWALSKA: Opór pojedynczych ziaren nierówności powierzchni	okł. i str. 91, 92

CONTENTS

J. STASZEK — Conclusions of branch consultation	65
E. ZMIHORSKI — Sandwich structures in aviation, part. III	66
Chronicle	70
J. BUĆ — Way of programe preparation for numerically controlled machines	70
A. WOJCIŃSKI — Hydraulic tunnel presses forming sheets by rubber diaphragms, part. II	77
Technical News	81
Aviation Terminology	87
Aviation Documentation Review	89
Designer's Data Sheets — E. LEWALSKA: The drag of simple roughnes grains of the surface	on cover

СОДЕРЖАНИЕ

J. STASZEK — Вывод из resortных заседаний	Стр. 65
W. ZMIHORSKI — Конструкции с прослойками в авиации часть III	66
Хроника	70
J. BUĆ — Методика приготовления программы для станков управляемых по программе	70
A. WOJCIŃSKI — Гидравлические туннельные прессы для прессыровки резиновой перепонкой листовых металла, часть II	77
Технические новости	81
Авиационная терминология	87
Документационный обзор авиации	89
Конструкторские пособия Авиационной Техники. — E. LEWALSKA: Сопротивление одиночных зерен неровности поверхности	обложки



NASZA OKŁADKA

Widok na wirnik polskiego poduszkwoca

(Fot. Leszek Zagański)

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

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

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

Cena pojedynczego zeszytu 12.— zł

Prenumerata roczna 144.— zł

Półroczna 72.— zł

PKO Warszawa, konto 1-9-121697 WCT. Zakład kolportażu, Warszawa, ul. Mazowiecka 12.



TECHNIKA LOTNICZA

MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH

ROK XVIII

MARZEC 1963 R.

ZESZYT 3

Mgr inż. JAN STASZEK

Wnioski z narad branżowych

Zorganizowane przez Sekcję Lotniczą SIMP i ZPL narady branżowe osprzętu, silników i płatowców pozwoliły na stwierdzenie, jaki jest obecny stan postępu technicznego naszego lotnictwa, szczególnie w zakresie nowych konstrukcji i związanych z nimi badań naukowych oraz jaka jest więź pomiędzy nimi a właściwą produkcją.

W wypowiedziach przedstawiciele poszczególnych zakładów i ośrodków ujawniono opinie odnośnie stanu obecnego, podawano przyczyny niedomagań, ujawniano tendencje kształtujące się w niektórych ośrodkach, sugerowano środki potrzebne dla poprawienia sytuacji i wysunięto szereg postulatów dla polepszenia obecnego stanu. Przy okazji naświetlono również wzajemny stosunek poszczególnych zakładów, ośrodków i instytutów oraz poglądy odnośnie generalnego, kierunkowego rozwiązania problemów.

Jako zasadniczą przyczynę niedostatecznych wyników rozwoju konstrukcji własnych wysuwano brak perspektywicznego planu rozwoju techniki i stąd postulat szybkiego zbudowania takiego planu. Słuszny w zasadzie wniosek nie znajduje uzasadnienia w naszej sytuacji, ponieważ wszystkie ośrodki posiadały i posiadają zadania. Postulowano uwzględnienie przy opracowaniu tego planu prawidłowej koncepcji specjalizacji produkcyjnej zakładów i prac konstrukcyjno-doświadczalnych związanych z nią.

Dyskusja ujawniła także konieczność uporządkowania trybu zatwierdzania założeń oraz opiniowania i zatwierdzania dokumentacji. Przy tej okazji zwrócono uwagę na niedostateczność obowiązujących przepisów budowy sprzętu. Momenty te są podstawą kryteriów właściwej oceny budowanego sprzętu i ich brak prowadzi często do szeregu niekonsekwencji.

Jedną z poważnych przeszkód dla szybkiego opracowania, wykonywania i sprawdzania nowych konstrukcji jest zbyt szczypliwy park prototypowni i niedostateczne wyposażenie laboratoriów w aparaturę pomiarową i naukowo-badawczą, jak również i niedostateczna ilość maszyn do liczenia. Postawiony postulat możliwie szybkiego doinwestowania prototypowni, Instytutu Lotnictwa i laboratoriów przyzakładowych należy uznać za słuszny.

Wobec ogólnie stwierdzonego braku i niedostatecznie zorganizowanej informacji technicznej wysunięto wniosek możliwie szybkiego i starannego zanalizowania sytuacji i rozwiązania tego problemu w jak najszerszym zakresie.

Położono również nacisk na konieczność uporządkowania i właściwego ustawienia normalizacji, która ma wielki wpływ na ułatwienie współpracy, skrócenie opracowań, uniknięcie dublowania i oszczędność środków. Zagadnienia nie należy również ograniczać tylko do problemów konstrukcyjnych, a potraktować je jak najszerszej.

Ze strony odbiorców zwrócono uwagę na lekceważenie tak zwanego małego postępu, polegającego w pierwszym rzędzie na zwiększeniu rezerwy produkowanego sprzętu. Świadczy to między innymi o braku opieki ze strony konstruktorów nad przystosowaniem do potrzeb eksploatacyjnych produkowanego sprzętu, a ogólnie biorąc nad polepszeniem jego jakości. W zakresie koordynacji prac wysunięto cały szereg zastrzeżeń, bowiem obecna sytuacja powoduje niedostateczną kooperację i trudności wzajemnego porozumienia, wywołane brakiem chęci wnikania w potrzeby kontrahenta.

W zakresie planowania zwrócono uwagę na konieczność zabezpieczenia dostatecznego wyprzedzenia kon-

strukcji silników w stosunku do płatowców oraz dostatecznie operatywnego i wczesnego określania założeń, warunków technicznych i potrzeb w zakresie osprzętu, który znajduje się w kompleksie zagadnień konstrukcji nowych prototypów w specjalnej niekorzystnej sytuacji.

Dyskusja zwróciła również uwagę na konieczność jak najszybszego wyrównania dysproporcji istniejących w zakresie projektowania i budowy prototypów osprzętu, silników i płatowców. Sprawa ta była wielokrotnie podnoszona w przeszłości, jednak nie doczekała się dotąd zadowalającego rozwiązania.

Rozważania nad zagadnieniami kadrowymi zajmowały poważną część narad i ujawniły — ogólnie biorąc — poważne trudności. Wymagają one uporczywej, długotrwałej pracy nad podnoszeniem kwalifikacji pracowników, przeprowadzenia ich selekcji, rozszerzenia kontaktów z zagranicą, uregulowania szeregu problemów socjalno-bytowych itp.

Wiele wypowiedzi poświęcono brakowi samodzielności biur konstrukcyjnych, sugerując nadanie im jak największej autonomii. Były nawet wypowiedzi sugerujące wyłączenie zespołów konstrukcyjnych i prototypowni z pod gestii kierownictwa zakładu. Trzeba jednak przyznać, że w szczególności ośrodki zakładowe podkreślały konieczność ściślejszego powiązania konstrukcji z technologią i produkcją, ponieważ lepiej czują to zagadnienia.

Zwracano również uwagę na konieczność wyprzedzenia konstrukcji przez opanowywanie nowych procesów technologicznych. Na zagadnienie zwracano dotąd zbyt mało uwagi, a w pewnych przypadkach warunkuje ono pozytywne wyniki prototypu, produkcji i eksploatacji. Sporo uwagi poświęcono zagadnieniu konieczności wzmocnienia biur konstrukcyjnych w zależności od postawionych zadań, wychodząc z założenia, że plany winny być realne, a terminy dostosowane do zadań i możliwości ich wykonania. Tylko nieliczne głosy zwracały uwagę na konieczność koncentracji sił do wykonania zadań na odpowiednim poziomie i w krótkim czasie, natomiast większość dyskutantów postulowała znaczne zwiększenie środków.

Świadczy to o niedostatecznej jeszcze trzeźwości oceny sytuacji, w jakiej się znajdujemy i tendencji naciągania zadań do zamiłowań i ambicji poszczególnych jednostek obdarzonych dużą inicjatywą a nie do przystosowania ich do rzeczywistych potrzeb i możliwości.

Innego rodzaju tendencją było sugerowanie podporządkowania całej działalności przemysłu lotniczego ośrodkom konstrukcyjnym. Nie uwzględniając sytuacji ogólnieekonomicznej zakładów przemysłowych, postulowano nadanie pracom prototypowym priorytetu przed zadaniami produkcyjnymi. Komplikacje związane z tego rodzaju postawieniem sprawy świadczą o zupełnym niezrozumieniu faktu, że istotą rzeczy nie jest konstruowanie dla zaspokojenia własnych ambicji, a wytwarzanie produktów potrzebnych użytkownikowi.

Należy stwierdzić, że w dyskusjach niemal zupełnie pominięto ocenę minionego okresu oraz określenie naszych możliwości. Akcenty samokrytyczne były bardzo rzadkie i szukano raczej przyczyn złego stanu i niedociągnięć u innych, a mniej u siebie samych. Tym niemniej jednak dyskusja wyłoniła cały szereg negatywów w pracy dotychczasowej i sprecyzowała jednocześnie wnioski dla ich usunięcia. Część z nich jest dyskusyjna i wymaga raczej wyjaśnień, natomiast pozostałe są słuszne i powinny być w możliwie krótkim czasie uwzględnione w dalszej naszej działalności.

Konstrukcje przekładkowe w lotnictwie

cz. III

W zeszycie 2/62 zostało omówione wytwarzanie i obróbka wiórowa wypełniaczy oraz łączenie ich z okładzinami przez zgrzewanie i lutowanie. W tym zeszycie podane są kleje i metody łączenia wypełniaczy z okładzinami metodą klejenia.

3c. Klejenie. Duża ilość prowadzonych badań nad klejeniem różnych materiałów, a zwłaszcza metali, została uwieńczona poważnymi sukcesami w latach 1943—45, w postaci wprowadzenia klejenia metali do budowy samolotów. Starsze, znane kleje do metali wykonywane były ze szkła wodnego sodowego ($\text{Na}_2\text{O}, 3\text{SiO}_2$) z różnymi dodatkami organicznymi.

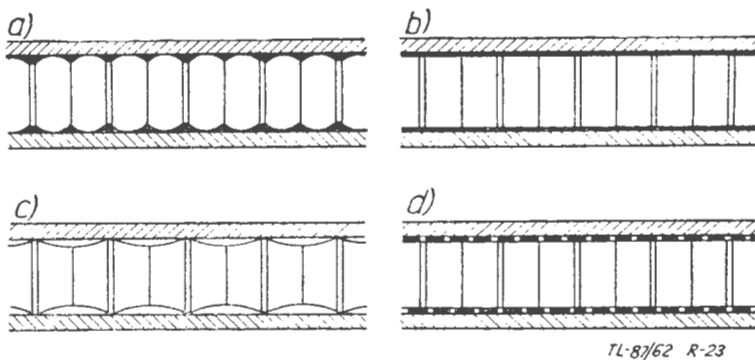
Obecnie produkowane są kleje do metali o podstawowym składniku z syntetycznego kauczuku i nowsze kleje z syntetycznych żywic fenolowych lub epoksydowych.

W chwili obecnej istnieje na rynkach już duża ilość różnych rodzajów dobrych klejów, stosowanych w produkcji samolotów i w produkcji części przekładkowych. Ich konsystencja jest różnorodna, od rzadkoplennych przez pasty klejowe, filmy klejowe, do filmów wzmocnionych różnego rodzaju tkaninami.

Spośród wielu wyprodukowanych i przebadanych klejów obecnie najczęściej stosuje się przy klejeniu lotniczych konstrukcji przekładkowych (okładzin z wypełniaczem) kleje o podstawowym składniku z żywicy fenolo-formaldehydowych lub epoksydowych, względnie ich kombinacje.

Najkorzystniejszym ułożeniem kleju między okładzinami i ściankami wypełniacza w czasie klejenia (utwardzenia kleju) jest „trójkąt” — jak to widać na rys. 23a.

Takie ukształtowanie węzła klejowego zapewnia największą wytrzymałość i płynność przenoszenia sił. Jest jednak ono bardzo trudne do otrzymania, ze względu na spływanie kleju po ściankach komórek przed i w czasie utwardzania kleju.



Rys. 23. Przykład różnego ułożenia się kleju po utwardzeniu między wypełniaczem a pokryciem

Rysunki 23b i c przedstawiają łączenie okładzin z wypełniaczem za pomocą filmu klejowego.

Na rys. 23b pokazane jest prawidłowe połączenie, natomiast na rys. 23c jest pokazane nieprawidłowe położenie filmu klejowego, co w wyniku daje bardzo niską wytrzymałość złącza.

Rysunek 23d przedstawia złącze klejone filmem, wzmocnionym tkaniną. Filmy klejowe mają tę zaletę w stosunku do innych rodzajów klejów, że dają stałą grubość warstw kleju oraz pewność, że cała płyta jest pokryta klejem, przez co wytrzymałość obydwóch połączeń (dolnego i górnego) jest jednakowa.

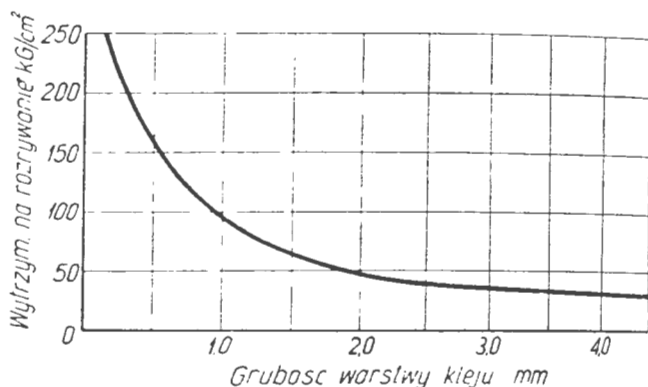
Najczęściej stosowane filmy przy wytwarzaniu elementów przekładkowych posiadają ciężar właściwy od 0,15 do 0,5 kG/m^2 klejonej powierzchni.

Stosowane naciski w czasie utwardzania filmów klejowych wzmocnionych tkaninami mogą być większe bez obawy przecięcia filmu klejowego, co równocześnie poprawia wytrzymałość na odrywanie (okładzin od wypełniaczy).

Do wzmocniania filmów klejonych szczególnie nadaje się tkanina z włókna szklanego.

Wytrzymałość połączenia wypełniacza z okładzinami jest w znacznym stopniu zależna od średnicy komórek; im mniejsza jest średnica komórek, tym większa jest sumaryczna powierzchnia łączenia i przez to wyższa wytrzymałość.

Na wytrzymałość połączenia okładzin z wypełniaczem ma również wpływ grubość warstwy kleju. Na rys. 24 przedstawiona jest zależność wytrzymałości na rozrywanie



Rys. 24. Wytrzymałość na rozrywanie w zależności od grubości warstwy kleju (po utwardzeniu w temp. $+200^\circ\text{C}$)

nie od grubości warstwy kleju [lit. 1]. Im mniejsza grubość warstwy kleju, tym większa wytrzymałość. Istnieje jednak ograniczenie w zmniejszaniu grubości warstwy kleju (mimo, iż jest ono uzasadnione zwiększeniem wytrzymałości i zmniejszeniem ciężaru). Ze względu na dokładność obróbki i ze względu na możliwość przerwania warstwy kleju, co w wyniku dałoby obniżenie wytrzymałości połączenia. Stwierdzono również, że wytrzymałość połączenia wzrasta do pewnej granicy ze wzrostem temperatury i czasu utwardzania. Jednak zbyt wysoka temperatura i zbyt długi czas utwardzania powoduje zwiększenie kruchości i przez to obniżenie jakości skleiny.

Dla samolotów wojskowych i cywilnych, osiągających prędkość do $\text{Ma} = 1$, w których temperatura pracy klejonych elementów nie przekracza $+90^\circ\text{C}$, stosuje się kleje o podstawowym składniku z żywicy fenolowych termoutwardzalnych lub żywicy epoksydowych. Spośród bardziej znanych klejów odpowiednich dla konstrukcji przekładkowych, należy wymienić Redux, FM-47, FM-59, Araldite, Cycleweld, Plastlock i inne. Utwardzenie skleiny przy wyżej wymienionych klejach wymaga:

- 1) odpowiedniej temperatury,
- 2) odpowiednio dobranego czasu utwardzania,
- 3) dostatecznych nacisków.

Na przykład dla kleju Redux 775 temperatura utwardzania wynosi $+145^\circ$ — $+165^\circ\text{C}$, czas utwardzania 30 minut, ciśnienie w pierwszych 10 minutach wynosi 4 kG/cm^2 , dalej 2 kG/cm^2 . Dobierając naciski należy zwracać uwagę, aby naciski te nie przekroczyły wielkości dopuszczalnych naprężeń mogących spowodować zniszczenie wypełniacza, szczególnie w narożach, gdzie często występują lokalne spiętrzenia nacisków.

W ostatnim czasie znalazły się w prasie technicznej wzmianki o nowym, rewelacyjnym kleju do metali firmy amerykańskiej — Eastman Chemical Products, pod nazwą „Eastman 910 Adhesive”. Klej ten, o bardzo wysokiej wytrzymałości, stosuje się bez podgrzewania i bez dociskania w czasie klejenia, a czas przetrzymywania otwartego nie jest potrzebny.

Dla samolotów i rakiet osiągających prędkości nadźwiękowe zachodzi potrzeba stosowania klejów odpornych na działanie podwyższonych temperatur. W chwili obecnej wyprodukowano i stosuje się kleje fenolowo-epoksydowe, mogące pracować w temperaturach do +300 °C, czyli nadające się do klejenia nie tylko stopów aluminiowych, lecz również stali nierdzewnych.

Stosowanie tych klejów, odpornych na podwyższenie temperatury, przewyższa możliwości pracy stopów aluminiowych, które mogą pracować w podwyższonych temperaturach przeciętnie nie wyższych jak +200—250 °C. Dla pracy w wyższych temperaturach należy stosować stale i stopy tytanu.

Jednym z takich klejów do pracy w podwyższonych temperaturach jest klej amerykański Narmco „Metlbond 302”. W USA czynione są również próby nad zastosowaniem kleju mogącego pracować w temperaturach do +450 °C, nadających się do łączenia stali nierdzewnej ze stalą nierdzewną, jednak poza wzmiankami w literaturze technicznej, bliższych informacji na ten temat brak.

Własności fizyczne klejów

Spośród wielu znanych klejów, najbardziej rozpowszechniony w budowie samolotów jest klej o nazwie handlowej „Redux”, powstały z połączenia poliwinylformalu z żywicą fenolowoformaldehydową. W użyciu jest kilka odmian tego kleju. „Redux 120”, „Redux 775” i „Redux 775 R”.

Skleiny klejone klejem „Redux” wykazują wysoką wytrzymałość statyczną, odporne są na działanie rozpuszczalników alkoholu, acetonu, wody zimnej i gorącej, benzyny, parafiny i smarów. Skleiny „Redux” nie ulegają starzeniu ani zarażeniu grzybem. Klej Redux nadaje się do łączenia stopów aluminiowych, magnezu, stali nierdzewnej, gumy, materiałów z azbestu, materiałów impregnujących o podstawowym składniku z tkaniny szklanej, drewna i papieru.

W Związku Radzieckim do tego celu używa się klejów o symbolach BF-2, BF-4, będących mieszaniną żywicy fenolowoformaldehydowej i poliwinylbutyralu.

Do klejów tego typu należą również kleje o symbolach BI-16320 (Bacelit), Bastik 7027 (Chemical), FM-45, FM-47.

Parametry utwardzania klejów tego typu są następujące:

- a) temperatura utwardzania +145 +165 °C,
- b) czas utwardzania 10—30 minut,
- c) naciski od 0,7 do 14 kG/cm².

Równie szeroko stosowane są kleje z żywic epoksydowych.

Kleje te charakteryzują się dobrymi własnościami wytrzymałościowymi, dobrym przyleganiem do powierzchni klejonych, są odporne na działanie wody, rozpuszczalników organicznych i nieorganicznych oraz klejów. W procesie wiązania nie wymagają stosowania docisków, względnie bardzo niewielkich docisków. Utwardzanie może być przeprowadzane na zimno i gorąco.

Parametry klejenia kształtują się następująco:

- 1a) na zimno: naciski do 1 kG/cm²,
- 1b) temperatura 30 minut do 48 godzin;
- 2a) na gorąco: naciski do 4 kG/cm²,
- 2b) temperatura utwardzania +140 +240 °C,
- 2c) czas utwardzania 10 minut do 7 godzin.

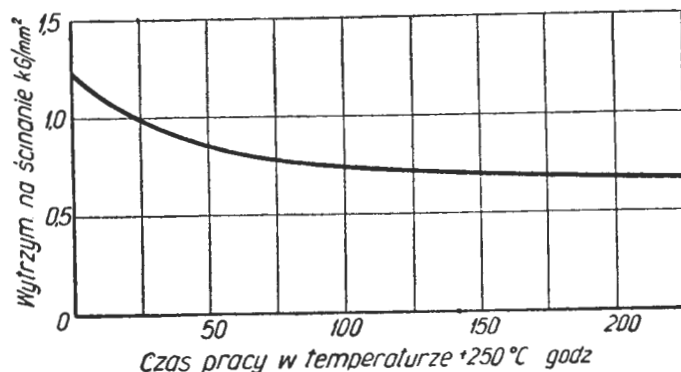
Do znanych i rozpowszechnionych klejów tego typu zalicza się produkowany przez szwajcarską firmę CIBA klej o nazwie handlowej „Araldite F” lub amerykańskie Epicote oraz Epon 828, względnie CH-S-EPOXY (ČSRs), EPILOX (NRD), ED5 (ZSRR); z krajowych żywic należy wymienić Epidian 4 i 5.

Kleje odporne na działanie podwyższonych temperatur produkowane są z żywic fenolowych. Zaliczamy do nich klej „Hidux”, który posiada 70% swojej wytrzymałości w temperaturze 150 °C. Klej Metlbond 302 jest najbardziej rozpowszechnionym klejem do pracy w podwyższonych temperaturach.

Klejem tym można łączyć nie tylko wypełniacze z tworzyw sztucznych z okładzinami ze stopów Al, lecz również dobrze stal nierdzewną ze stalą nierdzewną. Klej ten cechuje się znaczną wytrzymałością na ścinanie w pod-

wyższych temperaturach, na przykład przy +315 °C wynosi 0,7 kG/mm², przy +250 °C wynosi 1,25 kG/mm².

Elementy przekładkowe klejone klejem Metlbond wykazują w czasie dłuższej pracy w podwyższonych temperaturach pewne obniżenie wytrzymałości skleiny, co przedstawia rys. 25 na podstawie doświadczeń przepro-



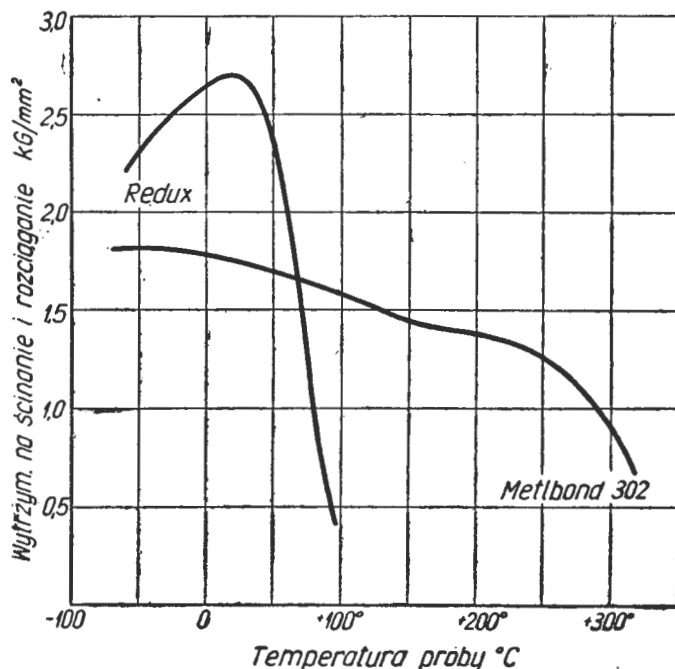
TL-87/62 R-25

Rys. 25. Porównawcze własności klejów Redux i Metlbond 302 w zależności od temperatury badania (lub pracy)

wadzonych na próbkach ze stopów aluminiowych w temperaturze +250 °C w czasie 200 godzin [lit. 14]. Krzywa na tym wykresie ma przebieg asymptotyczny do wielkości 0,7 kG/mm² przy 200 godzinach pracy. Podczas utwardzania klejów tego typu ma podobne parametry klejenia jak kleje FM 47 lub Redux 775. Porównanie wytrzymałości na ścinanie klejów „Redux” i „Metlbond” w zależności od temperatury pracy przedstawia rys. 26.

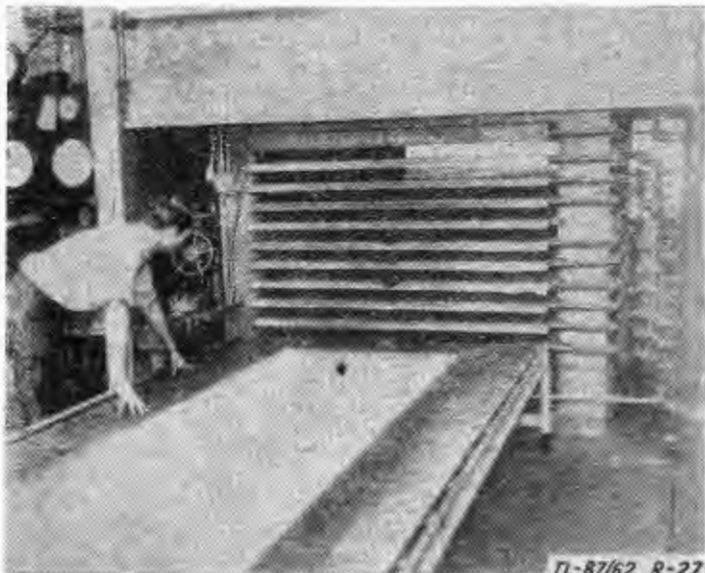
3d. Klejenie. Najtrudniejszą i zarazem najważniejszą operacją w procesie wytwarzania elementów przekładkowych jest łączenie okładzin z wypełniaczem. Wysokie wymagania, jakie stawia się tym połączeniom, możliwe są do zrealizowania tylko przy odpowiednio wyszkolonym personelu i odpowiednich urządzeniach produkcyjnych oraz kontrolnych.

Pomieszczenia, w których wykonywane są elementy przekładkowe, powinny być przede wszystkim czyste i wolne od pyłów, gdyż przy wielu rodzajach klejów,

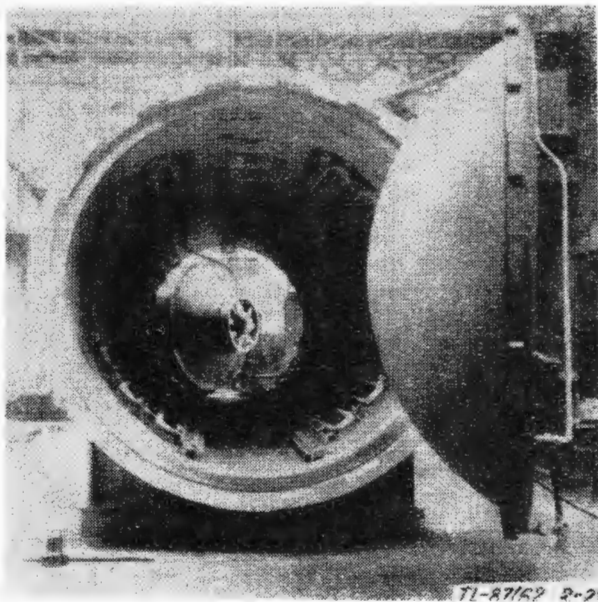


Rys. 26. Wpływ czasu na wytrzymałość klejenia klejem Metlbond 302

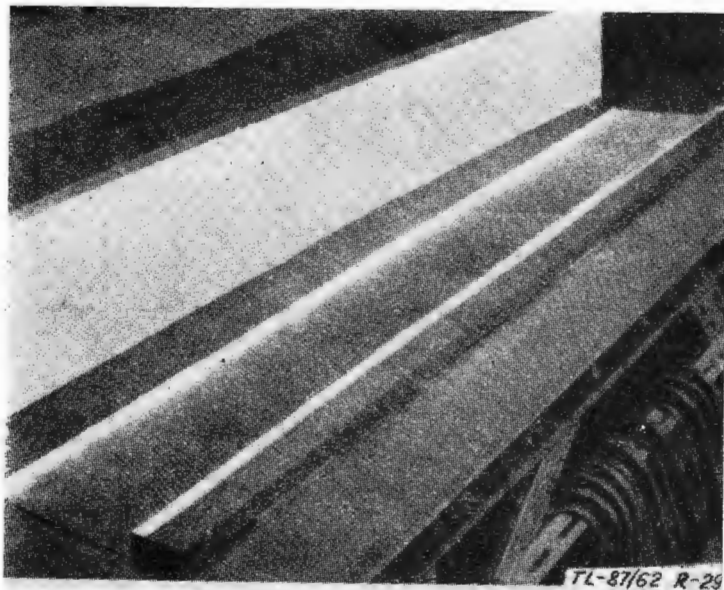
po naniesieniu kleju na elementy, muszą one być przetrzymywane przez pewien czas w celu odparowania związków lotnych. Niezwrócenie dostatecznej uwagi na te sprawy może spowodować obniżenie wytrzymałości skleiny na „odłupywanie”, gdyż wydzielanie się związków lotnych w czasie klejenia (utwardzania) może być przyczyną porowatej struktury skleiny.



Rys. 27. Zakładanie płaskich płyt przekładkowych do utwardzania w prasie



Rys. 28. Widok otwartego autoklawu służącego do klejenia dużych elementów przekładkowych (pojemność 50 m³)



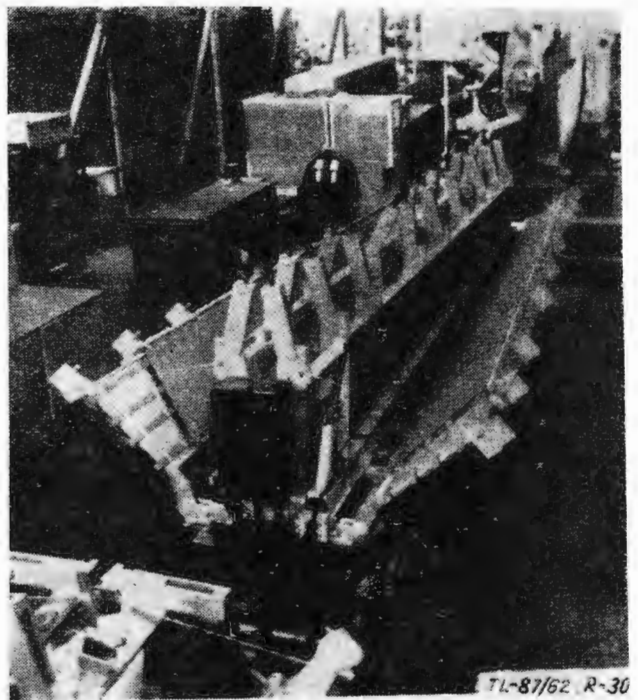
Rys. 29. Przykład przyrządu montażowego dla prostych elementów przekładkowych

W przypadkach klejenia wypełniaczy ulowych, które w ściankach komórek posiadają otworki do odprowadzania na zewnątrz wydzielających się gazów, przetrzymanie otwarte elementów, po naniesieniu warstwy kleju, jest niepotrzebne.

Niektóre rodzaje klejów wydzielają, szkodliwe dla zdrowia pracowników pary, które również powinny być odciągane przez dobrze działającą wentylację.

Pracownicy, pracujący przy nanoszeniu tego rodzaju klejów i przy składaniu elementów, powinni posiadać rękawice ochronne w celu zapobieżenia zatłuszczeniu oczyszczonych przed klejeniem powierzchni elementów oraz w celu ochrony rąk przed żrącymi składnikami klejów. Stosowanie klejów utwardzanych na gorąco wymaga instalowania odpowiednich urządzeń, które — oprócz wywoływania nacisków — będą ogrzewać klejony element. Do tych celów używane są prasy z ogrzewaniem jak na rys. 27 lub autoklawy — jak na rys. 28. Poza tym potrzebne są różne stoły montażowe, pomocnicze przyrządy, uchwyty służące do mocowania poszczególnych elementów w całość, jak to przedstawiają rysunki 29 i 30.

Elementy przekładkowe o małych wymiarach wraz z uchwytyami można wkładać po kilka sztuk do pieca



Rys. 30. Przyrząd do klejenia płyt przekładkowych pokrycia skrzydła pocisku „Matador”

z wymuszoną cyrkulacją powietrza lub do komór podgrzewanych promieniami podczerwonymi.

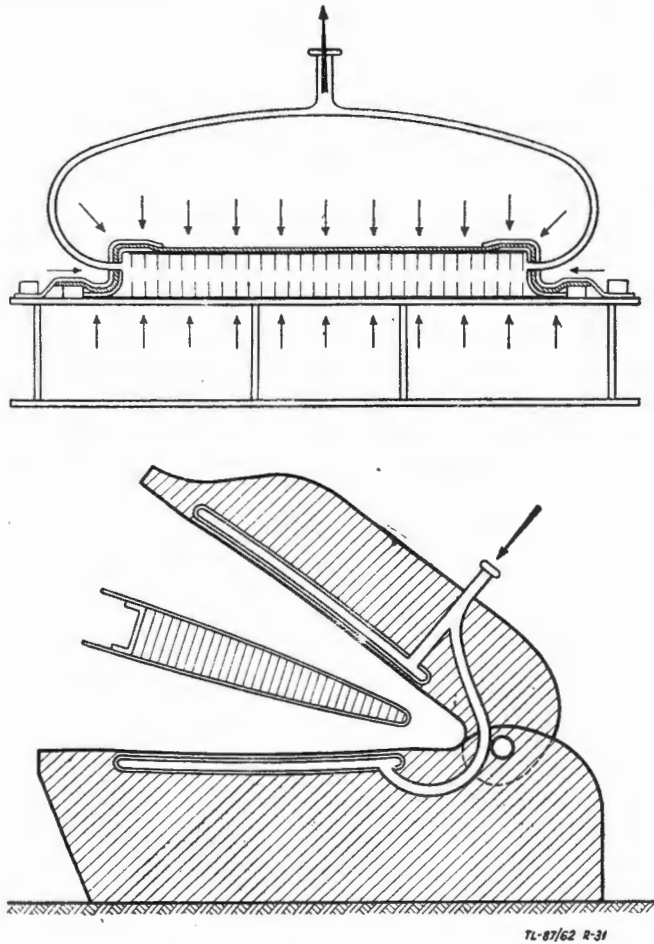
Przy klejeniu klejami, które w czasie utwardzania nie wymagają dużych nacisków, stosuje się metodę próżniową. Po złożeniu wypełniacza z listwami krawędziowymi i okładzinami oraz po odpowiednim zamocowaniu całości za pomocą różnych zacisków i ustalaczy, wkłada się całość pod specjalny worek. Worki wykonywane są z gumy odpowiednio spreparowanej lub z innych elastycznych tworzyw sztucznych, wytrzymujących podwyższone temperatury. Po szczelnym zamknięciu worka wypompowuje się powietrze, przez co otaczające powietrze wywołuje nacisk do $\sim 0,7$ kG/cm² na klejone powierzchnie. Schematy urządzeń, wywołujących dociski w czasie klejenia, pokazuje rys. 31.

Duże elementy przekładkowe klei się przeważnie na dużych prasach lub w autoklawach, podgrzewanie przeprowadza się parą, gorącym olejem lub elektrycznie. Szczególnie przy ogrzewaniu olejowym otrzymuje się bardzo równomierny rozkład temperatury.

Dokładna i pewna regulacja temperatury oraz ciśnienia w autoklawie przeprowadzona jest automatycznie. Przed operacją utwardzania skleiny w wyżej omówionych urządzeniach, przeprowadza się jeszcze cały szereg zabiegów przygotowawczych, które mają decydujący wpływ na jakość połączeń klejowych.

Przebieg tych przygotowawczych operacji przed klejeniem omówiony został przez mgr inż. Annę Rossakiewicz w artykule pt. „Przygotowanie powierzchni metali w procesie klejenia”, Technika Lotnicza 6/1961 r.

Przygotowanie powierzchni klejenia ma wielki wpływ na jakość połączenia i jego własności wytrzymałościowe, dlatego musi być przeprowadzone niezwykle dokładnie (według instrukcji technologicznej), a jakość wykonywania wszystkich czynności bardzo skrupulatnie kontrolowana. Oczywiście, każdy zakład posiadający na tym polu pewne doświadczenie stosuje własne, często różniące się od innych metody przygotowania powierzchni przed klejeniem.



Rys. 31. Schemat urządzenia do wywierania nacisku w czasie klejenia przez stwarzanie: a — próżni, b — ciśnienia

Przy stosowaniu klejów rzadkoplennych można używać pistoletów do natryskiwania lub specjalnych urządzeń, jak na rys. 32 lub po prostu ręcznie za pomocą wałków skórzanych albo metalowych, zwilżonych klejem.

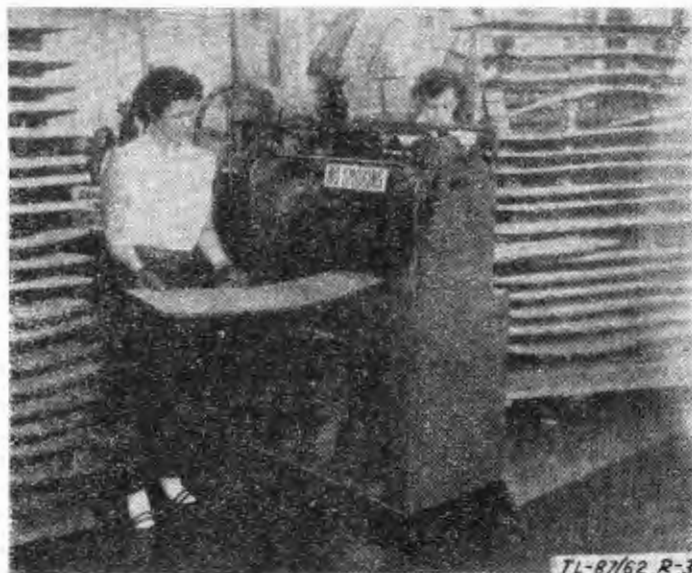
W przypadku stosowania klejów o wielu składnikach (warstwach) poszczególne warstwy zabarwiają się na różne kolory, co ułatwia później kontrolę naniesienia wszystkich składników. Oczywiście każda warstwa kleju musi być wysuszona przed nałożeniem (natryskiwaniem) następnej. Czas suszenia może wahać się w dużych granicach i jest zależny od temperatury w jakiej przeprowadza się suszenie.

Czas ten może dochodzić nawet do kilku godzin. Łączny ciężar naniesionych warstw kleju nie powinien przekraczać 10% nominalnego ciężaru okładziny.

Nanoszenie kleju o konsystencji pasty może odbywać się za pomocą szpachli lub specjalnie skonstruowanego do tego celu pistoletu natryskowego.

Stosunkowo najmniej kłopotów sprawia nakładanie gotowych filmów klejowych, zazwyczaj jednak i tu konieczne jest natryskiwanie na film płynnego składnika kleju po uprzednim zdjęciu warstw ochronnych z filmu.

Po naniesieniu kleju stosuje się tak zwane przetrzymanie otwarte, w celu częściowego wyparowania związków lotnych.



Rys. 32. Nanoszenie kleju na wypełniacz za pomocą wałków zwilżonych płynnym klejem

Przy klejeniu okładzin (pokryć) z wypełniaczem klejem o postaci filmu wskazane jest nakładanie filmu klejowego raczej na okładziny, co zapewnia dobre przyleganie na całej powierzchni okładziny. Nakładanie filmu na wypełniacz komórkowy może spowodować zakłócenie na obszarach między ściankami poszczególnych komórek, jak to widać na rys. 23c i przez to pogorszenie własności wytrzymałościowych klejowych złączy.

Końcowym procesem klejenia jest tak zwane utwardzanie kleju, które — zależnie od typu i rodzaju kleju — może przebiegać w temperaturze pokojowej lub w temperaturze podwyższonej.

Kleje utwardzalne na zimno wymagają bardzo długiego czasu utwardzania, można czas ten skrócić przez podwyższenie temperatury utwardzania.

Najczęściej jednak stosuje się kleje utwardzane w podwyższonych temperaturach, które dają wyższą wytrzymałość w stosunku do klejów utwardzanych na zimno. Czasami (w specjalnych przypadkach) elementy przekładkowe są klejone klejami utwardzonymi na zimno, a potem w celu podniesienia wytrzymałości skleiny elementy te wygrzewane są dodatkowo w odpowiednio podwyższonej temperaturze.

Oprzrządowanie procesu klejenia zależne jest od kształtów elementów przekładkowych. Dla elementów płaskich oprzrządowanie jest proste i utwardzanie przeprowadza się w nieruchomych uchwytach.

Przy utwardzaniu sklejin nieruchomych elementów może zachodzić ściekanie kleju w dół, przez co górne powierzchnie mogą wykazywać wady klejenia. Wady te mogą występować szczególnie przy stosowaniu klejów rzadko płynnych. W takich przypadkach stosuje się w górnych partiach wypełniacza gęsty klej lub wypełnia się klej za pomocą proszku aluminiowego. Przy elementach o różnych krzywiznach utwardzanie przeprowadza się w przrządach obrotowych wstawianych do pieców. Sprawia to jednak trudności i podraża koszty procesu klejenia. Prędkość obracania się przrządów w piecach wynosi około 3 obr./minutę.

Jeżeli proces klejenia odbywa się w przrządzie wstawionym razem z elementem klejonym do pieca lub autoklawu, to przrząd taki powinien być wykonany możliwie z tego samego materiału (lub o tej samej rozszerzalności cieplnej) co i element klejony — aby uniknąć spadeń przy nagrzewaniu i zluźnienia zacisków dociskających elementy klejone.

Po utwardzaniu (na gorąco) kleju, cały element wraz z uchwytami musi być powoli równomiernie chłodzony, aby uniknąć pokrzywienia i szkodliwych naprężeń; ma to szczególnie duże znaczenie przy stosowaniu materiałów o różnej rozszerzalności cieplnej.

d. c. n.

• Gorąco gratulujemy Zarządowi Koła SIMP z okazji otwarcia w ośrodkach szkoleniowych w Mielcu pierwszego roku akademickiego studiów inżynierskich dla 68 osób oraz studiów magisterskich dla 33 osób. Koło SIMP wniosło inicjatywę — a władze Politechniki Krakowskiej umożliwiły jej realizację.

• Winszujemy Kolegom z redakcji „Głosu Świdnika” w związku z sześciolatnym jubileuszem ich periodyka. Doceniamy znaczenie informacyjne i propagandowe „Głosu” w okręgu lubelskim oraz wielki trud kolegium redakcyjnego. Życzymy dalszego rozwoju pisma.

• Odbyło się Walne Zgromadzenie APRL. W skład nowego zarządu weszli: prezes — St. Antosiewicz (wiceprezydent FAI), wiceprezisi — gen. bryg. pol. Cz. Mankiewicz i mgr J. Olszewski, skarbnik — mgr inż. W. Leja. Przewodniczącym komisji rewizyjnej został mgr inż. Z. Reguła.

• Trzeci rok istnienia Lotniczego Przesposobienia Wojskowego wykazał, że układ trzostopniowego szkolenia (szkolenie podstawowe — II stopień LWP — Oficerska Szkoła Lotnicza) zdał egzamin. Na prowadzonych przez aerokluby obozach I stopnia LWP uczniowie wysoko przekraczali planowaną minimalną ilość 13 wylatanych godzin (średnio 17, maksymalnie — 30 godzin). Na obozach II stopnia wylatano średnio po 33 godz. na ucznia, zdobywając dużą ilość srebrnych odznak i uprawnień II klasy. W ten sposób liczba kandydatów do O.S.L. poważnie wzrosła o pilotów na wysokim poziomie.

• Koła lotnicze Aeroklubu PRL skupiają blisko 90 tys. członków. Są to przeważnie chłopcy w wieku 10—15 lat. W 1962 r. teoretyczne szkolenie szybowcowe przeszło ok. 400 członków kół, zaś spadochronowe — ok. 700.

• Choć w wielu dziedzinach lotnictwa Czechosłowacja trzyma prymat w porównaniu z osiągnięciami polskimi — to jednak szybownicy nasi w ubiegłym sezonie zdecydowanie wysuwają się na czoło. Podczas, gdy Czesi zdobyli 5 złotych i 78 srebrnych odznak, to polscy szybownicy uzyskali 15 odznak diamentowych, 27 złotych, i 196 srebrnych, ponadto zaś ustanowili 6 rekordów międzynarodowych.

Najnowsze rekordy krajowe, wysokości absolutnej — 9060 m oraz przewyższenia — 7950 m, zdobyła w Jeżowie instruktorka L. Pazio na szybowcu Mucha Standard. Najnowszy rekord świata — 640 km uzyskał F. Kempka w przelocie otwartym na dwumiejscowym szybowcu.

• Tytuły mistrzów sportu w szybownictwie przyznał Zarząd Główny APRL następującym szybownikom: M. Królikowskiemu, B. Wodzyńskiemu, J. Kondraciukowi, J. Ziobro, J. Prokopowi i L. Kucińskiemu.

• Z Wałbrzycha odbył się start sześciu balonów, biorących udział w III Krajowych Zawodach Balonowych im. Fr. Hynka. Zwycięzcą został Janusz Krasicki z Aeroklubu Warszawskiego (lądowanie w odległości 6,5 km od celu); piąte miejsce zajęła zawodniczka holenderska.

• W spadochronowych Mistrzostwach Świata, które odbyły się pod Bostonem (Orange) w USA (na specjalnym stadionie spadochronowym) zawodniczki polskie zajęły II miejsce w skokach grupowych. Pierwsze miejsce w tej konkurencji zdobyły spadachroniarki amerykańskie, zaś trzecie — reprezentantki Zw. Radzieckiego. W zawodach brało udział 25 drużyn państwowych. Indywidualnie Polki uzyskały 4 i 5 lokatę, Polacy — 29.

• W Gdańsku padł nowy rekord świata w spadochroniarstwie. Ustanowił go Kiryłuk, 19-letni student politechniki. W skoku nocnym z wysokości 2 tys. metrów z natychmiastowym otwarciem spadochronu Kiryłuk uzyskał wynik 6,77 m. Dotychczasowy rekord świata wynosił 13,05 m.

• VIII Samolotowe Mistrzostwa Polski wyłonili spośród 36 załóg samolotowych mistrzów sportu. Zdobywcem pierwszego miejsca pil. T. Kaczmarski i nawig. St. Babiarski wręczył nagrody na lotnisku Aeroklubu Gdańskiego, Główny Inspektor Lotnictwa gen. J. Frey-Bielecki.

• Zbieraczom ciekawostek przekazujemy wiadomość z tygodnika „Polityka”. W okresie 1945—1961 r. polscy sportowcy lotniczy uzyskali 58 rekordów światowych (na ogólną ilość 106, uzyskanych we wszelkich dyscyplinach). Rekordy zdobyli szybownicy, spadochroniarze, piloci samolotowi i śmigłowcowi oraz modelarze.

• Lotnictwo Sanitarne będzie mogło rozszerzyć swe usługi. Zostało oddane na terenie wojewódzkiego szpitala urazowego w Piekarach Śląskich (drugie na Śląsku po Rybniku) — przy szpitalne lądowisko dla śmigłowców. Ponadto dwa heliporty przyszpitalne zostaną oddane do eksploatacji w Zgorzelcu i Bogatyni w roku bieżącym. Planowane jest wreszcie zbudowanie dwóch lądowisk śmigłowcowych we Wrocławiu.

• Ukonstytuowała się w Warszawie Organizacyjna Komisja Robocza Domu i Muzeum Lotnictwa. Działa ona przy Klubie Seniorów APRL, a w jej skład wchodzi przedstawiciele: Inspektoratu Lotnictwa WP, DLC, MK, Wojskowej Komisji Lotniczo-Historycznej, Muzeum Techniki NOT, Muzeum Wojska, Aeroklubu PRL, tyg. „Skrzydła Polska”, tyg. „Wiraże” i KSL. Na przewodniczącą Komisji Roboczej wybrano prezesa KSL ppłk. rez. Medarda Koniecznego. Z.

Mgr inż. JERZY BUĆ
Politechnika Warszawska

Metodyka przygotowania programu dla obrabiarek sterowanych programowo

Krótki przegląd systemów sterowania ciągłego

Artykuł ten jest dalszym ciągiem artykułu pt. „Metodyka przygotowania programu dla obrabiarek sterowanych numerycznie”, opublikowanego w „Technice Lotniczej” 6/62. Termin „sterowanie numeryczne” zastąpiono terminem „sterowanie programowe”, jako bardziej ogólnym — obejmującym nie tylko układy sterowania cyfrowego, lecz i analogowego. Jest to tym bardziej istotne, że w niniejszym artykule obok metodyki przygotowania programu zostanie rozpatrzony szereg systemów sterowania wraz ze sposobem przygotowania informacji — czyli sporządzania programu obróbki.

Obok obrabiarek pracujących w układzie współrzędnych prostokątnych, istnieją obrabiarki pracujące w biegunowym układzie odniesienia. W tym systemie półfabrykat zamocowany jest na stole obrotowym, a obróbka części prowadzona jest przy istnieniu dwu ruchów składowych: obrotowego i posuwowego. Sporządzenie liczbowego programu pracy obrabiarki z biegunowym układem odniesienia składa się z tych samych etapów, co i sporządzenie programu dla obrabiarki sterowanej w układzie prostokątnym, to znaczy z określenia odcinka interpolacji, obliczenia współrzędnych drogi freza.

Obliczenie odcinka interpolacji oraz współrzędnych konturu elementu dla obrabiarek z biegunowym układem odniesienia

W tym przypadku aproksymację konturu części przeprowadza się spiralami Archimedesesa, zaś odcinek interpolacji określa się za pomocą tych samych zależności,

jak dla układu prostokątnego, na przykład można posługiwać się wzorem wyprowadzonym z interpolacyjnej formuły Gaussa:

$$V_1 = \sqrt{\frac{8 \delta}{4_{max}^2}}$$

Przez współczynnik ten mnoży się przyjęty odcinek (np. tablicowy) interpolacji, analogicznie jak opisano dla prostokątnego układu odniesienia.

Obliczenie współrzędnych punktów konturu części może być przeprowadzone: a) przez podstawienie odpowiednich wartości kąta biegunowego do wzoru określającego konfigurację (kontur) przedmiotu, to jest $\varrho = f(\varphi)$; b) przez zastosowanie formuły interpolacyjnych dostatecznie wysokiego rzędu — przy tablicowym określeniu konturu elementu.

Obliczenie współrzędnych kolejnych punktów drogi środka freza dla obrabiarek z biegunowym układem odniesienia

Podobnie, jak dla obrabiarek z prostokątnym układem odniesienia, obliczenie drogi freza będzie zależało od sposobu określenia konturu przedmiotu obrabianego,

a. Określenie drogi freza przy analitycznym zadaniu obrabianego konturu.

Niech funkcja określająca dany profil ma postać:

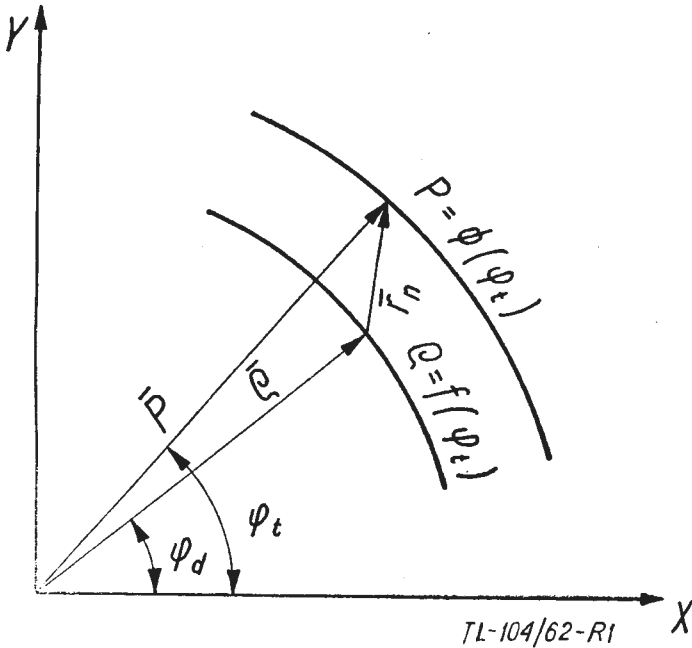
$$\rho = f(\varphi_d)$$

promień freza oznacza się przez r .

Na podstawie rys. 1 można napisać równanie wektorowe określające drogę freza:

$$\vec{\rho} + r\vec{n} = \vec{P}$$

gdzie: ρ — wektor, promień określający kontur elementu,
 \vec{P} — wektor, promień określający drogę freza,
 \vec{n} — wektor jednostkowy.



Rys. 1. Ilustracja do określenia równania drogi freza

Rozwiązując powyższe równanie wektorowe otrzymamy wzory ogólne, pozwalające na określenie drogi freza:

$$P = \sqrt{\rho^2 + \frac{2r\rho}{M} + r^2}$$

$$\varphi_f = \arctg \frac{M \rho \cos \varphi_d + r \left(\cos \varphi_d + \frac{a}{\rho} \cos \varphi_d \right)}{M \rho \sin \varphi_d + r \left(\sin \varphi_d - \frac{a}{\rho} \sin \varphi_d \right)} \quad [1]$$

gdzie: $M = \sqrt{1 + \frac{a^2}{\rho^2}} \quad a = \frac{\partial f}{\partial \varphi_d}$

Na podstawie powyższych wzorów można wyprowadzić przypadki szczególne, na przykład dla określenia drogi freza dla części, którego kontur rozpoczyna się od okręgu itp.

Można natomiast dość często spotkać się z przypadkiem, że zarówno kontur elementu, jak i droga freza są zadane w prostokątnym układzie odniesienia, natomiast przedmiot ma być wykonany na obrabiarence pracującej we współrzędnych biegunowych. Konieczne w takim przypadku przejście z jednego układu w drugi (z układu prostokątnego na układ biegunowy) można zrealizować za pomocą ogólnie znanych wzorów:

$$P = \sqrt{X^2 + Y^2} \quad [2]$$

$$\varphi_f = \arctg \frac{Y}{X}$$

Jak wynika z porównania wzorów [1] i [2], tego typu przeliczenie jest znacznie prostsze od podanego poprzednio (tzn. od przeliczenia drogi freza bezpośrednio w układzie biegunowym).

b. Określenie drogi freza przy tablicowym zadaniu obrabianego konturu.

Jeżeli kontur obrabianego przedmiotu jest zadany sposobem tablicowym (gdzie kolejne punkty konturu otrzymano na drodze doświadczalnej lub doświadczalno-graficznej), wówczas także można korzystać z wzorów [1] dla określenia współrzędnych kolejnych punktów drogi freza. Jednak w tym przypadku odpowiednie pochodne trzeba obierać metodami numerycznymi, np. na podstawie zróżniczkowanej formuły Newtona-Bessela, zapisanej we współrzędnych biegunowych:

$$\rho_n = \frac{1}{B} \left[\frac{3}{4} (\rho_{n+1} - \rho_{n-1}) - \frac{3}{20} (\rho_{n+2} - \rho_{n-2}) + \frac{1}{60} (\rho_{n+3} - \rho_{n-3}) \right]$$

Powyższe metody obliczeniowe dają, w większości przypadków, nierównomierne zagęszczenie punktów wyznaczających drogę freza. Interpolatory dotychczas ogólnie stosowane interpolują drogę środka freza metodą równomiernego podziału, to znaczy kolejne punkty toru leżą w jednakowej od siebie odległości. Należy także dodać, że interpolacja w biegunowym układzie współrzędnych jest dotąd bardzo rzadko stosowana i dlatego mało przebadana, chociaż — w porównaniu z interpolacją w prostokątnym układzie współrzędnych — posiada szereg zalet.

Zatem najdogodniejsza kolejność obliczeń drogi środka freza będzie w tym przypadku składała się z następujących etapów:

- obliczenie współrzędnych punktów krzywej określającej kontur części, w układzie współrzędnych prostokątnych;
- obliczenie współrzędnych punktów drogi środka freza w układzie współrzędnych prostokątnych;
- przeliczenie współrzędnych punktów drogi środka freza z układu prostokątnego na układ biegunowy — na podstawie wzorów [2], w rezultacie tych obliczeń punkty wyznaczające drogę freza będą rozłożone nierównomiernie, dochodzi zatem jeszcze jeden etap:
- przeliczenie drogi freza tak, aby odległość między punktami była równomierna, co można przeprowadzić za pomocą odpowiedniego wzoru Newtona.

Były przeprowadzone obliczenia, które wykazały, że błąd interpolacji w omawianym przypadku zależy od stopnia zagęszczenia punktów wyjściowych oraz od stopnia wielomianu interpolacyjnego. Przykłady takich przeliczeń są podane w książce A. W. Czernyszewa i A. B. Jachina pt. „Awtomatyzacja obrabotki na metalorezuszczkach stankach z primieniem programowego uprawnienia”, na podstawie której opracowano w.w. punkty, dotyczące obliczeń programu dla obrabiarek sterowanych w biegunowym układzie odniesienia.

c. Określenie drogi freza przy graficznym zadaniu obrabianego konturu.

Ten sposób zadawania obrabianego konturu jest najczęściej stosowany w lotnictwie, na przykład przy szablonowo-płazowej metodzie wykonywania elementów samolotu. Określenie współrzędnych punktów drogi freza można wykonywać albo drogą obliczeniową, albo drogą odpowiednich pomiarów.

W pierwszym przypadku odpowiednie punkty konturu otrzymujemy przez bezpośredni pomiar na rysunku, a następnie obliczamy punkty drogi freza w układzie współrzędnych prostokątnych, co zostało opisane w poprzednim artykule. Następnie otrzymane współrzędne drogi freza przeliczamy na układ biegunowy za pomocą wzorów [2].

W drugim przypadku, to znaczy przez pomiar, możemy użyć przyrządu specjalnie w tym celu zaprojektowanego. Rysunek takiego przyrządu jest podany w poprzednio wymienionej książce.

Graficzne metody wyznaczania konturu części i drogi freza — obok zalet (głównie niski koszt eksploatacji przyrządów do obliczeń graficznych w porównaniu z kosztem eksploatacji i obsługi maszyny cyfrowej) — posiadają szereg wad, z których najistotniejszą jest ma-

ła dokładność. Jednak w tym przypadku, kiedy przyrząd dla wyznaczenia drogi freza (lub obliczenia) daje taką samą dokładność, jaka była założona przy sporządzeniu rysunku części, metody graficzne są w zupełności wystarczające, zarówno z punktu widzenia dokładności, jak i szybkości sporządzenia programu.

Sposoby obliczenia drogi freza podane w punktach a. i b., są bardzo pracochłonne. Obliczenia te są przeprowadzane na ogół na maszynach liczących. Inne metody liczenia mogą być nieopłacalne.

Systemy sterowania obrabiarek pracujących w biegunowym układzie współrzędnych (przykłady)

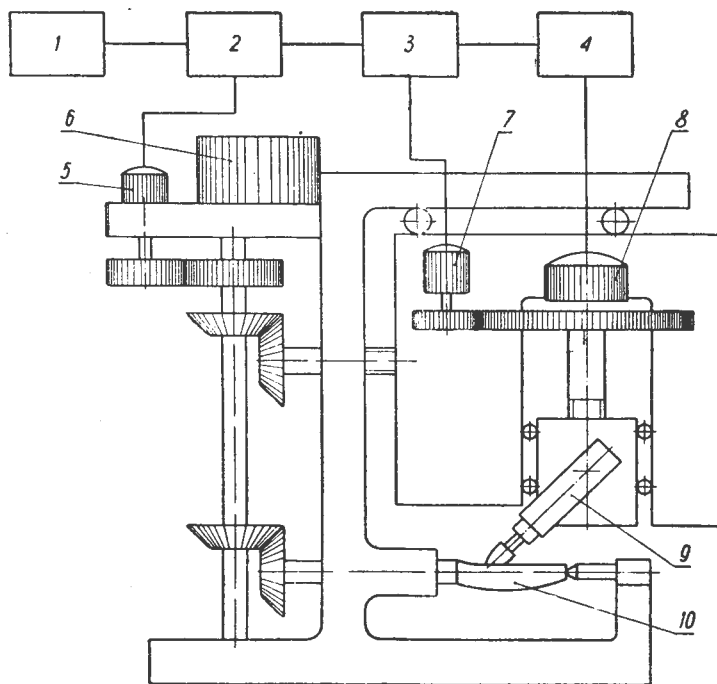
a. System sterowania IBM frezarki pionowej typu „Cincinnati” stosowanej do obróbki krzywek według programu. Aproksymacja drogi freza przeprowadzana jest odcinkami spirali Archimedeusza. Obrabiany element mocowany jest na stole obrotowym (o równomiernych obrotach), frez wykonuje ruchy posuwisto-zwrotne, niezbędne dla otrzymania zadanego konturu. Ponieważ stół z półfabrykatem obraca się równomiernie, zatem dla obróbki krzywki jest niezbędny tylko jeden kanał informacji, zabezpieczający synchronicznie z kątem obrotu stołu przyrost drogi środka freza wzdłuż promienia.

Dla tego typu sterowania obrabiarką są dwa sposoby zadania drogi środka freza:

— za pomocą równania; wówczas maszyna licząca rozwiązuje równanie obliczając wartości P odpowiadające wartościom kątów φ_i od 0° do 360° . Wielkości te są zapisywane na karty dziurkowane IBM i następnie przenoszone na taśmę dziurkowaną;

— metodą graficzną; w tym przypadku wartości P i φ_i są mierzone bezpośrednio na rysunku elementu zapisywane do tablic i za pomocą ręcznego perforatora przenoszone na kartę dziurkowaną. Dalszy ciąg jak wyżej.

b. System sterowania „Bendix” obrabiarką dla wykonywania konoidów, wyprodukowany przez firmę lot-

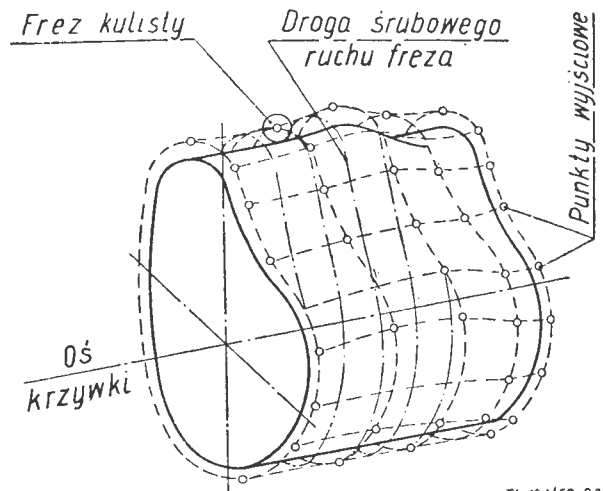


11-104162-R2

Rys. 2. Schemat blokowy systemu sterowania „Bendix”: 1 — czytnik; 2 — interpolator; 3 — licznik różnicowy sprzężenia zwrotnego; 4 — wzmacniacz; 5 — dajnik impulsów obrotów wrzeciona (z obrabianym konoidem); 6 — silnik wrzeciona; 7 — dajnik impulsów posuwu poprzecznego; 8 — silnik posuwu poprzecznego; 9 — głowica frezarska; 10 — obrabiany konoid

niczą „Bendix” Aviation Corporation. Obrabiarka służy do frezowania przestrzennych konoidów i krzywek stosowanych w silnikach raketowych i odrzutowych. System ten może być także stosowany do obróbki łopatek turbin. Na rys. 2 przedstawiono schemat blokowy systemu sterowania „Bendix”. Wrzeciono napędzane jest silnikiem hydraulicznym, który służy także do przemieszczenia suportu wzdłużnego. Suport poprzecznego po-

suwu poruszany jest oddzielnym silnikiem zsynchronizowanym z obrotami wrzeciona. W ten sposób w czasie obróbki środek freza przemieszcza się względem osi elementu obrabianego po linii śrubowej, promień której zmienia się w czasie obracania się części, kształtując w ten sposób żadaną powierzchnię. Część takiej trajektorii środka freza jest pokazana na rys. 3. Skok linii



TL-104162-R3

Rys. 3. Droga freza przy obróbce konoidu

śrubowej zależy tylko od żądanej gładkości powierzchni. Wzór na wyznaczenie posuwu wzdłużnego w zależności od żądanej gładkości, promienia freza i promienia krzywizny obrabianego elementu, podano w poprzednim artykule. Osiągana dokładność obróbki na tej obrabiarce — 0,025 mm.

Sztywna przekładnia zębata pomiędzy wrzecionem i suportem posuwu wzdłużnego pozwala sprowadzić programowanie przestrzenne do programowania płaskiego, a w szczególności do otrzymania promienia linii śrubowej jako funkcji kąta obrotu elementu. Na taśmie perforowanej zapisywana jest informacja w postaci przyrostów ΔP promieni między poszczególnymi punktami wzdłuż linii śrubowej. Szybkość obrotu wrzeciona określona jest wielkością wybranego odcinka (drogi freza) odpowiadającego kątowi obrotu elementu.

Należy jednak zwrócić uwagę na to, że normalnie konoid lub łopatka jest wymiarowana w szeregu równoległych płaszczyznach (przekrojach), których odległość od siebie jest znacznie większa od skoku linii śrubowej drogi freza. Zatem, aby określić współrzędne punktów drogi freza, należy wykonać znaczną ilość obliczeń związanych z interpolacją i przekształceniem współrzędnych. Obliczenia te są wykonywane na maszynach liczących.

Przykładowo można podać ekonomiczność zastosowania tego rodzaju obrabiarki. Czas potrzebny na otrzymanie taśmy 15÷30 godz.; czas obróbki 3÷8 godz. Po przednio czas wykonania konoidu łącznie z czasem przygotowania kopiału — który należy traktować tak jak taśmę — wynosił 200÷400 godz.

c. Systemy sterowania obrabiarkami przeznaczonymi do frezowania łopatek turbin.

Łopatka turbiny silnika odrzutowego przedstawia sobą, z geometrycznego punktu widzenia, ciało o dowolnie złożonej konfiguracji. Nie będzie bliżej omawiany sposób wymiarowania łopatek turbin, bowiem jest on doskonale znany wszystkim Czytelnikom. Znane są także trudności wynikające przy wykonywaniu łopatek, szczególnie duże przy seriach prototypowych, gdzie dla każdego stopnia turbiny czy sprężarki osiowej jest niezbędne wykonanie odpowiedniego kopiału, co z kolei bardzo utrudnia wprowadzanie zmian konstrukcyjnych.

Obecnie są znane dwa systemy sterowania programowego:

- a) z interpolatorem w postaci różnicowych integratorów;
- b) z interpolatorem w postaci giętkiej stalowej listwy.

W pierwszym przypadku, który zostanie opisany szerzej, trajektoria środka freza jest przedstawiona za pomocą równania:

$$P = a \cdot \varphi^3 + b \cdot \varphi^2 + c \cdot \varphi + d$$

Równanie to odpowiada sześcienniej interpolacji w biegunowym układzie współrzędnych. System ten dla skonstruowania krzywej potrzebuje czterech punktów. W systemie sterowania obrabiarki przeznaczonej do wykonywania łopatek turbin współczynniki funkcji interpolacyjnej określa się za pomocą interpolacyjnego równania Newtona-Bessela, a funkcję interpolacyjną realizuje się za pomocą trzech różnicowych integratorów połączonych szeregowo.

W układzie współrzędnych biegunowych wzór interpolacyjny Newtona-Bessela będzie miał postać:

$$P = P_0 + \left(\Delta_{0,5}^2 - \frac{\Delta_0^2}{2} - \frac{\Delta_{0,5}^3}{6} \right) \theta + \frac{\Delta_0^2}{2} \theta^2 + \frac{\Delta_{0,5}^3}{6} \theta^3$$

gdzie: $\theta = \frac{\varphi - \varphi_0}{\beta} = \frac{\Delta \varphi}{\beta}$

$\Delta \varphi$ — kąt w stopniach między dwoma sąsiednimi promieniami,
 β — odcinek interpolacji (tablicowy).

Po zróżniczkowaniu powyższego wzoru otrzymamy:

$$\frac{dP}{d\theta} = \Delta_{0,5}^2 - \frac{\Delta_0^2}{2} - \frac{\Delta_{0,5}^3}{2} + \Delta_0^2 \theta + \frac{\Delta_{0,5}^3}{2} \theta^2$$

$$\frac{d^2P}{d\theta^2} = \Delta_0^2 + \Delta_{0,5}^3 \cdot \theta$$

$$\frac{d^3P}{d\theta^3} = \Delta_{0,5}^3$$

Na podstawie analizy matematycznej (którą tutaj pominięto) wyżej przedstawionej zależności można dojść do wniosku, że formuła Newtona-Bessela może być bez trudności otrzymana za pomocą trzech integratorów połączonych między sobą w taki sposób, aby na wyjściu trzeciego integratora otrzymać żadaną funkcję, to jest formułę Newtona-Bessela. Jednak obliczanie wszystkich różnic i podawanie tych różnic do integratorów nie jest konieczne dla wszystkich odcinków interpolacji. Można na drodze matematycznej udowodnić (dowód pomija się), że obliczenie i podanie różnic do integratorów jest niezbędne tylko w stadium początkowym, przy ustawianiu integratorów na pierwszy odcinek interpolacji. W dalszym ciągu należy tylko podawać wielkość czterech różnic do pierwszego i ostatniego integratora.

Przed obliczeniem drogi freza należy określić wielkość odcinka interpolacji, który można obliczyć na podstawie wzoru Gaussa:

$$V_3 = \sqrt{\frac{42 \delta}{\Delta_{max}^4}}$$

V_3 — współczynnik,
 δ — teoretyczny błąd interpolacji,
 Δ_{max}^4 — maksymalna wielkość czwartej różnicy.

Zatem odcinek interpolacji będzie równy:

$$B = \beta \cdot V_3$$

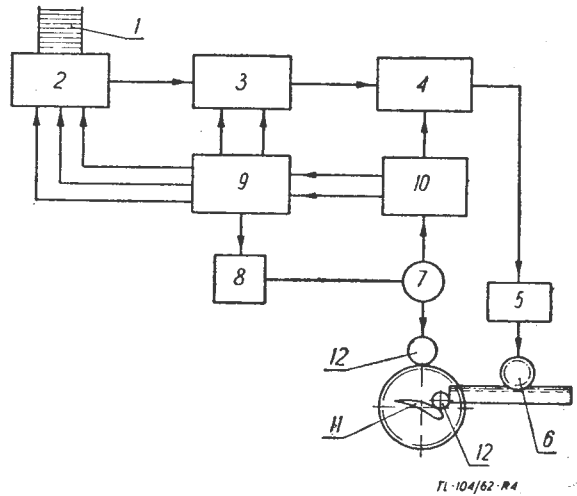
β — orientacyjny odcinek interpolacji (tablicowy — tzn. przyjęta odległość między kolejnymi punktami konturu przed rozpoczęciem interpolacji).

Cały proces obliczeń związany z przekształceniem współrzędnych prostokątnych punktów profilu łopatki na współrzędne biegunowe, obliczenie drogi freza, obliczenie różnic czwartej stopnia itd., przeprowadza się na maszynie liczącej.

W powyższych rozważaniach pominięto dowody matematyczne, które są mało interesujące dla inżyniera konstruktora i technologa lotniczego. Ważne są one tylko dla obliczeniowca i konstruktora układu elektrycznego. Zainteresowanym poleca się wymienioną książkę A. W. Czernyszewa.

Na rys. 4 przedstawiono schemat blokowy systemu sterowania obrabiarką do frezowania łopatek turbin

z interpolatorem w postaci integratorów różnicowych. Czytnik (2) kart dziurkowanych (1) przekazuje impulsy do pamięci (3), skąd przechodzą do interpolatora (4), przekształcającego je na obrót wałów realizujących ustawienia różnicowych integratorów interpolatora. Synchronizację pracy czytnika, pamięci i interpolatora uzyskuje się za pomocą bloku (9) i kontaktów synchronizacyjnych (10), ustawionych na wale zmiennej niezależnej θ . W równych odstępach zmiennej niezależnej kontakty synchronizacyjne podają impulsy do urządzenia sterowania, które uruchamia czytnik i powoduje zapełnienie pamięci informacji do interpolatora. Impuls



Rys. 4. Schemat blokowy systemu sterowania obrabiarką dla frezowania łopatek turbin z interpolatorem w postaci integratorów różnicowych: 1 — karta dziurkowana; 2 — czytnik; 3 — pamięć; 4 — interpolator; 5 — zasilanie; 6 — narzędzie skrawające; 7 — silnik posuwu; 8 — urządzenie sterujące szybkością silnika posuwu; 9 — blok regulacyjny; 10 — kontakty synchronizacyjne; 11 — element obrabiany; 12 — przekładnia zębata

idący od urządzenia sterującego oczyszcza pamięć tuż przed odczytaniem nowej karty dziurkowej.

System sterowania z interpolatorem w postaci giętkiej stalowej listwy jest prostszy i nie wymaga bliższego opisu, bowiem podobne systemy są Czytelnikom znane. Program zapisany na karcie dziurkowej służy do nadania listwie odpowiedniego kształtu (wygięcia). Listwa jest ustawiana w czterech punktach za pomocą zacisków przyrządowych, które mogą przemieszczać się wskutek obrotów śruby napędzanej serwowotorkiem. Każdy serwowotorek ustawia zacisk przyrządowy w położenie odpowiadające współrzędnym, zapisanym na karcie dziurkowej. Na karcie zapisane są przyrosty promieni drogi freza (różnice promieni w dwu sąsiednich punktach). Wzdłuż listwy, za pomocą specjalnego systemu śledzącego, przesuwa się wodzik. Układ śledzący działa na zasadzie iskry elektrycznej — wodzik jest pod napięciem i znajduje się w stałej odległości od listwy. Przesunięcia wodzika w odpowiednich przyrostach prądu są przekazywane do silnika napędu narzędzia. Z kolei, krzywka napędzająca wodzik jest zsynchronizowana z obrotem łopatki. Dwie listwy są w tym celu, aby w czasie, gdy po jednej przesuwa się wodzik, można było ustawić drugą według programu zapisanego na karcie. Przesunięcie wodzika z jednej listwy na drugą odbywa się automatycznie. Opisany schemat przedstawiony jest na rys. 5.

Przedstawione powyżej rozwiązanie są już dziś przestarzałe. Omówiono je dla zobrazowania samej pracy systemu sterowania przestrzennego, nie jest bowiem istotny sposób rozwiązania, ponieważ zasada pozostaje ta sama. Obecnie dąży się do tego, aby cały układ formowania informacji był poza obrabiarką. Jest to wygodne zarówno ze względów obniżenia kosztów, jak i samej eksploatacji. Interpolator może bowiem obsłużyć więcej niż jedną obrabiarkę, ponieważ pracuje znacznie szybciej od systemu sterowania, który ograniczony jest szybkościami skrawania i kształtem przedmiotu. Obecny system sterowania taką obrabiarką będzie się składał z następujących elementów:

— maszyny cyfrowej, formującej informacje na taśmach dziurkowanych, która może obsługiwać bardzo dużą liczbę obrabiarek;

program na taśmie dziurkowanej. Na taśmie tej operator — obok współrzędnych poszczególnych punktów drogi freza — zapisuje za pomocą specjalnego kodu czynności pomocnicze, na przykład zatrzymanie obrabiarki dla wymiany narzędzia lub zmiany zamocowania (lub zmiany taśmy — długim programie), włączenie chłodziwa itp. Informacje te muszą być zawarte w karcie technologicznej. Taśma jest kontrolowana za pomocą specjalnego urządzenia, w celu uniknięcia błędów w zapisie. Taśma ta wprowadzona jest do maszyny cyfrowej z interpolatorem, na wyjściu którego otrzymuje się taśmę magnetyczną.

b. System „EMI” produkcji firmy „EMI Electronics Ltd.” W system ten wyposażona jest frezarka pionowa „Cincinnati Nr 3” przeznaczona do wykonywania elementów płaskich o krzywoliniowym konturze. Wejście z taśmy dziurkowanej, przygotowanej ręcznie lub przez maszynę cyfrową w kodzie dwójkowo-dziesiętnym. Interpolacja odbywa się za pomocą transformatorów interpolujących. Układ pomiarowy zrealizowany jest za pomocą potencjometru (lub w innych, dokładniejszych rozwiązaniach, za pomocą „induktosynu”). System ten nie będzie bliżej opisywany, jest to bowiem jeden z najstarszych systemów analogowych, ogólnie znanych i omawiany już w czasopiśmie krajowych (A. Mystkowski, B. Winiarski, R. Zieliński — „Mechanik” Nr 8—9/1959 r.).

Program pracy obrabiarki przedstawiany jest za pomocą współrzędnych punktów drogi środka freza, określonych w układzie współrzędnych prostokątnych XY, względem odpowiedniego punktu na obrabiarence, przyjmowanego za początek układu współrzędnych. Wszystkie obliczenia związane z przeliczeniem wymiarów rysunków na układ współrzędnych prostokątnych powinien wykonać technolog, który przekazuje je operatorowi na maszynę cyfrową.

Obliczanie drogi freza będzie składało się z następujących etapów:

- określenia promieni krzywizny obrabianej krzywej;
- określenia odcinka interpolacji na podstawie założonego teoretycznego błędu interpolacji — sposoby obliczenia podano w poprzednim artykule;
- obliczenie współrzędnych punktów obrabianego konturu, które to obliczenie może być przeprowadzone: 1) przy zadaniu krzywej w postaci funkcji $y = f(x)$ przez jednoczesne rozwiązywanie równania konturu z równaniami okręgów, promienie których równe są odcinkowi interpolacji. Obliczenia te są analogiczne z omówionymi w poprzednim artykule dla trzeciego wariantu podziału konturu przedmiotu na odcinki proste; 2) przy zadaniu graficznym krzywej — przez bezpośredni pomiar współrzędnych punktów konturu na rysunku lub metodą opisaną w poprzednim artykule;
- obliczenie współrzędnych punktów drogi freza za pomocą równań podanych w poprzednim artykule.

c. System „Digimatic” produkowany przez firmę „Electronic Control Systems Division”. W system ten wyposażone są frezarki do wykonywania elementów kształtowych. Wejście z taśmy magnetycznej, przygotowanej na specjalnej maszynie cyfrowej. Układ pomiarowy w postaci tarcz kodowych sprzężonych ze śrubami pociągowymi. Dokładność systemu $\pm 0,02$ mm.

Cykl przygotowania programu można podzielić na trzy etapy:

- zaprojektowanie procesu technologicznego według kolejności przejść oraz zestawienie czynności i wszystkich informacji technologicznych niezbędnych dla ustalenia i pracy obrabiarki przy obróbce danego elementu;
- zapisanie powyższych informacji w specjalnej tabeli i sporządzenie taśmy dziurkowanej;
- przegranie informacji z taśmy dziurkowanej na taśmę magnetyczną.

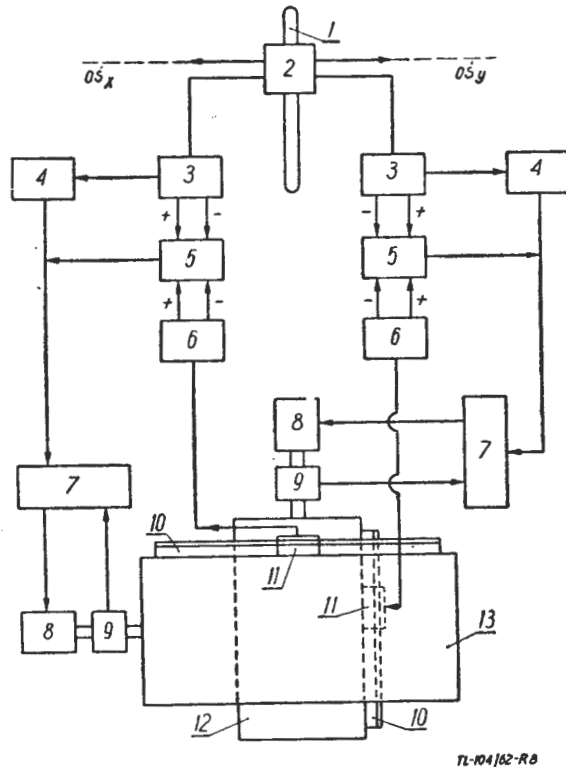
W pierwszym etapie musi być ustalony sposób mocowania przedmiotu, rozmieszczenie zacisków — bardzo ważne ze względu na ciągłość programu, wybór parametrów skrawania, ustalenia średnicy freza — według minimalnego promienia krzywizny itp. Programista-technolog oblicza współrzędne punktów konturu względem początku układu współrzędnych, leżącego poza obrębem przedmiotu. W dalszej kolejności programista określa główne punkty drogi środka freza, wyznaczając jednocześnie kierunek frezowania.

System ten jest stosunkowo rzadko stosowany, dlatego też nie będzie omawiana bliżej jego budowa. Zaintere-

sowanym poleca się artykuł: Farmer P. I. w „Aircraft Prod.” 1958 r. nr 4 str. 150—161.

d. System „Ferranti” produkowany jest przez firmę „Ferranti Ltd.” Firma ta jest jedną z najstarszych i mających największe doświadczenie w produkcji układów sterujących obrabiarki. Schemat blokowy systemu sterowania Ferrantiego jest przedstawiony na rys. 8.

Impulsy odczytane z taśmy (1) przez czytnik (2) przechodzą do dyskryminatora (3), wykrywającego znak impulsów. Z dyskryminatora (3) impulsy są podawane do urządzenia (4), wytwarzającego napięcie proporcjonalne do częstotliwości impulsów, to znaczy proporcjonalne do zadanej szybkości przesuwu stołu. Napięcie



Rys. 8. Schemat blokowy systemu sterowania „Ferranti”

to z kolei jest podawane do wzmacniacza magnetycznego (7), do którego doprowadzone jest także napięcie od obrotomierza (9) — proporcjonalne do rzeczywistej prędkości silnika (8), w rezultacie czego silnik napędowy obraca się z prędkością określoną przez napięcie podawane od wzmacniacza.

Różnicowy licznik impulsów (5) posiada dwa wejścia: jedno do dyskryminatora sterowania (3), podającego impulsy określające zadane przemieszczenie; drugie od dyskryminatora (6), podającego do licznika impulsy proporcjonalne do rzeczywistego przemieszczenia stołu. Dyskryminatory (3) i (6) wykrywają znak impulsów i tym samym zabezpieczają prawidłowy kierunek przesuwu.

Rzeczywiste położenie stołu (lub sań) jest określone przez układ pomiarowy, składający się z dwu siatek dyfrakcyjnych, z których jedna umieszczona jest na stole obrabiarki (10), a druga na sianach (11) (lub w przypadku sań, jedna jest związana z sianami (10), a druga z korpusem obrabiarki (11)). Przesuwanie się siatek (10) i (11) względem siebie powoduje przerywanie strumienia światła padającego na fotokomórkę. W rezultacie w fotokomórce powstają impulsy, ilość których jest proporcjonalna do przemieszczenia, a częstotliwość ich — do prędkości przesuwu. Impulsy te podawane są do licznika różnicowego (5). W liczniku każdy pochodzący od układu pomiarowego impuls, zależnie od polarności, powoduje zwiększenie albo zmniejszenie stanu licznika różnicowego. Zatem różnica impulsów w liczniku określa w każdej chwili różnicę pomiędzy położeniem zadany i rzeczywistym przedmiotu sterowanego. Na wyjściu z licznika generowane jest napięcie proporcjonalne do wielkości tej różnicy, które podawane jest do wzmacniacza magnetycznego (7), zasilającego silnik elektrycz-

ny. Jak widać z powyższego, system sterowania jest tak skonstruowany, że silnik napędowy będzie się obracać w takim kierunku, aby różnicę impulsów w liczniku sprowadzić do zera.

Ten system sterowania jest także opisany w polskiej literaturze fachowej. Omówiono bardzo krótko zasadę jego działania w celu zobrazowania klasycznego już niemal systemu sterowania cyfrowego w układzie współrzędnych prostokątnych.

Obecnie Ferranti ulepszył powyższy system. W jego nowym systemie zamiast taśmy sterującej wysokiej jakości, tak zwanej cyfrowej, używa się zwykłej taśmy akustycznej. Na taśmie tej nagrywa się cztery ścieżki, na których zapisuje się informacje dotyczące osi X, Y, Z w postaci zmierzonych częstotliwości oraz na ścieżce czwartej — tak zwaną częstotliwość odniesienia. Częstotliwość ta wykorzystana jest do napędu silniczka układu pomiarowego, z którego otrzymujemy sygnał w postaci przesunięcia fazowego, proporcjonalnego do przesunięcia stołu. Impulsy z układu pomiarowego i ze ścieżki sterującej wprowadzane są do komparatora fazy, który steruje zaworkiem elektrohydraulicznym.

Obrabiarka wyposażona w taki system sterowania Ferrantiego z hydraulicznym napędem posuwów jest stosowana przez firmę „Fairey Aviation”. Jest to duża frezarka ze stołem pionowym, przeznaczona do obróbki integralnych elementów samolotu, takich jak: dźwigary, środkowe części płatów, elementy kadłuba, kabiny itp. Osobiste obserwacje pracy tej obrabiarki w w.w firmie oraz informacje uzyskane od pracowników pozwalają sądzić, że tego typu frezarka byłaby na pewno bardzo przydatna w naszym przemyśle lotniczym. Część mechaniczna została wykonana przez firmę Fairey, natomiast układ sterowania (impulsowy) przez firmę Ferranti. Układ pomiarowy Ferrantiego z dwoma przesuwającymi się względem siebie siatkami dyfrakcyjnymi. Zliczanie impulsów fotoelektrycznie.

Obserwowano frezowanie integralnego elementu środkowej części płata (ze stopu lekkiego); prędkość posuwu wynosiła ponad 500 mm/min. (20 cali/min). Gabaryt obrabianego przedmiotu $\sim 3 \text{ m} \times 1,5 \text{ m}$. Czas wykonania tego śródplata na omawianej frezarce sterowanej programowo wynosił 354 godz., czas przygotowania programu około 1500 godz. (dla całej serii 20 szt.). Poprzednio, przy wykonywaniu tego elementu, na frezarko-kopiarce mechanicznej czas wykonania jednej sztuki wynosił około 1400 godz.

Proces przygotowania programu dla tego systemu sterowania można podzielić na następujące etapy:

— opracowanie procesu technologicznego na podstawie rysunku elementu i przyjętych parametrów obróbki, zapisanie tych informacji w odpowiedniej karcie technologicznej;

— przeniesienie informacji z karty technologicznej na taśmę dziurkowaną;

— wyprodukowanie taśmy magnetycznej za pomocą maszyny liczącej na podstawie informacji, wprowadzonych przez taśmę dziurkowaną.

Wszystkie obliczenia (jeżeli są niezbędne) współrzędnych punktów konturu elementu oraz drogi środka freza można przeprowadzić przy użyciu wzorów podanych w poprzednim artykule. Obliczenia te przeprowadza się na maszynie cyfrowej.

e. Obok wyżej wymienionych systemów sterowania ciągłego istnieje jeszcze cały szereg innych, takich jak: system „Numill” — produkowany przez „North American Aviation”; system „Bendix” — przeznaczony do sterowania frezarką w trzech osiach, produkowany przez wymienioną już firmę; system z przesunięciem fazy — w który będzie wyposażona frezarka dla przemyślnictwa lotniczego (system projektowany przez Instytut Elektrotechniki) oraz wiele innych.

Systemy te nie będą opisywane bliżej, zarówno ze względu na brak miejsca w niniejszym artykule, jak również ze względu na niemożliwość wyczerpania tematu. W obecnej chwili istnieje kilkadziesiąt różnych systemów sterowania. Prowadzone są prace nad optymalizacją systemów sterowania, nad opracowaniem najlepszych rozwiązań dla danych warunków i określonych obrabiarek.

Należy także zaznaczyć, że nie były dotąd omawiane systemy sterowania odcinkowego i punktowego oraz systemy sterowania tokarkami, które różnią się od systemów sterowania ciągłego. Systemy te zostaną roz-

patrzone przy omawianiu technologicznego przygotowania programu dla tokarek i wiertarek sterowanych programowo, to znaczy po opracowaniu tego zagadnienia przez Katedrę Technologii Mechanicznej Ogólnej i Lotniczej Politechniki Warszawskiej. W jednym z artykułów zostaną także omówione bliżej układy sterowania ciągłego — frezarką 3FYA oraz punktowego — stołem krzyżowym, wykonywane przez Instytut Elektrotechniki dla zakładów lotniczych.

Uwagi końcowe

Na zakończenie należałoby powiedzieć kilka słów o kierunku dalszego rozwoju systemów sterowania programowego ciągłego.

Obecnie trudno jest utrzymać ścisły podział systemów sterowania na analogowe i cyfrowe. Typowym przykładem układu sterującego cyfrowego jest opisany już układ Ferrantiego z impulsowym zapisem na taśmie magnetycznej oraz układem kontrolno-pomiarowym z prostoliniowymi siatkami dyfrakcyjnymi. Przykładem układu analogowego, obejmującego nie tylko sterowanie obrabiarki, lecz i interpolację, jest układ EMI oparty na aparaturze telefonicznej.

Czysto cyfrowa metoda sterowania liczbowego (Ferranti), w której zarówno sygnały pochodzące z odczytu zapisu, jak i sygnały z urządzenia kontrolno-pomiarowego mają charakter impulsów, prowadzi do najbardziej skomplikowanego i kosztownego układu sterowania. W układach cyfrowych przechodzi się obecnie na technikę tranzystorową i ferraktorową. Szczególnie ta ostatnia rokuje dobre perspektywy, jednak nie jest jeszcze dostatecznie opanowana. Układy cyfrowe (impulsowe) dają możliwość uzyskania maksymalnej dokładności obróbki oraz są najbardziej elastyczne, dające się dostosowywać do sterowania różnego rodzaju maszyn i procesów technologicznych.

Niewiele mniej skomplikowany jest czysto analogowy układ sterowania (EMI). Układ ten posiada ogromną zaletę, jaką jest możliwość zaprogramowania obróbki i zapisania jej na taśmie perforowanej bez konieczności korzystania z ośrodków przeliczeniowych (maszyny liczące). Układ analogowy pozwala także na wprowadzenie korekty na zmianę średnicy freza w bardzo szerokim zakresie, co pozwala na sterowanie z tej samej taśmy przy użyciu różnych frezów (o średnicy różniącej się o kilka mm). Układ analogowy (EMI) posiada jednak szereg wad wynikających z jego konstrukcji i zastosowanych dotąd rozwiązań, co obniża jego dokładność oraz własności eksploatacyjne.

W obecnym czasie szersze zastosowanie znajdują układy, w których zwykle stosuje się technikę cyfrową do sporządzania zapisu na taśmie magnetycznej, a technikę analogową w układzie sterującym. Podział ten nie zawsze jest wyraźny, ani bezwzględnie ścisły. Istotą tej metody jest sposób zapisu drogi w postaci sinusoidy o fazy przesuniętej względem sinusoidy wzorcowej proporcjonalnie do przesunięcia w przestrzeni sterowanego elementu.

Takie są, przedstawione w wielkim skrócie, drogi rozwojowe systemów sterowania. Główne tendencje idą w kierunku rozwoju układów mieszanych, analogowo-cyfrowych.

We współczesnych obrabiarkach sterowanych programowo powszechnie stosuje się napędy hydrauliczne, w których silnik napędowy sterowany jest elektro-zaworkiem.

Układy są sterowane z taśm magnetycznych, czterolub pięciocięskowych. Nie stosuje się obecnie w układach sterowania ciągłego kart dziurkowanych, rzadko taśmy dziurkowane — w układach analogowych.

Przy przygotowywaniu programu propozycje idą obecnie w kierunku wyeliminowania maszyny cyfrowej, jako bardzo drogiej. Program będzie zapisywany na taśmie dziurkowanej i przekazany do interpolatora. Za pomocą interpolatora można sterować nawet kilkudziesięcioma obrabiarkami. Interpolator jest znacznie tańszy i prostszy od maszyny cyfrowej. Przez zastosowanie takiego rozwiązania fabryka może być w zasadzie samowystarczalna w zakresie przygotowania programu.

Wyżej przedstawione tendencje rozwojowe nie wyczerpują oczywiście całości zagadnienia, informują jedynie o głównych kierunkach.

Na zakończenie należy jeszcze nadmienić, że sterowanie programowe obejmuje dzisiaj już nie tylko sterowanie obrabiarek, lecz także wiele innych urządzeń, na przykład:

- a) urządzenia pomiarowe wielopozycyjne,
 - b) pojemniki narzędzi w koordynatkach lub wiertarko-frezarkach,
 - c) transportery i podajniki,
 - d) agregaty wiertarskie,
 - e) młoty i prasy,
 - f) wycinarki do cięcia kształtowego blach itp.
- oraz wiele innych urządzeń pomocniczych.

LITERATURA

1. Automatic Machining „Aircraft Prod.” 1955/9, str. 336.
2. Giddings and Lewis „Numericord Tape-Control System for machine Tools „Machinery” (L) 1955/2226, str. 151.

3. Farmer P. I. — Analogue Control „Aircraft Prod.” 1956/4, str. 126.
4. Farmer P. I. — Continuous Analogue Control „Aircraft Prod.” 1957/3, str. 90.
5. Farmer P. I. — Automatic Digital Control „Aircraft Prod.” 1958/4, str. 150.
6. Farmer P. I. — Fairey-Ferranti „Aircraft Prod.” 1958/5, str. 174.
7. Ferranti keep their promise „Metalworking Production” 1956/9, str. 317.
8. Booth R. H. — Control Data „Aircraft Prod.” 1955/7, str. 262.
9. Findlay D. A. — Electronic controls for machine tools „Electronics” 1956/2, str. 122.
10. Gunningham F. W. — Adapting present machine tools for automatic operation, „Instruments and Automation” 2954/9
11. Machine-Tool Control System „Aircraft Prod.” 1955/8, str. 294
12. Mergler H. W., Moshos G. I., Young A. E. — Machine tool Control from a digital-analog computer „Transactions of the IRE” (PQI E-1) 1953/VIII, str. 26
13. J. Łukasiewicz, M. Warmus — „Metody numeryczne i graficzne”
14. Nowoczesna matematyka dla inżynierów — pod redakcją E. F. Beckenbacha (tłum. z angielskiego)

Inż. ALFONS WOJCIŃSKI

Hydrauliczne prasy tunelowe do tłoczenia blach przeponą gumową

cz. II

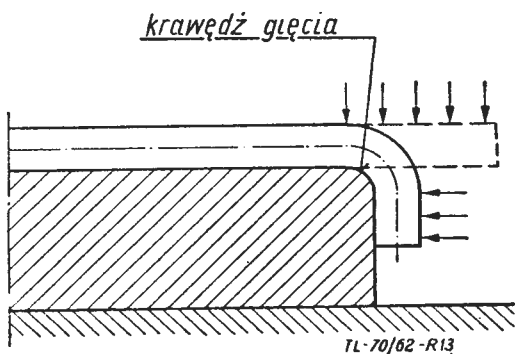
Rozpatrując części z blach wykonywane metodami kształtowania gumą możemy je podzielić na poszczególne następujące zasadnicze grupy:

- a) części płaskie o konturach prostoliniowych,
- b) części płaskie o konturach wklęsłych,
- c) części płaskie o konturach wypukłych,
- d) części o kształtach przestrzennych.

Naturalnie podział ten jest umowny, aby wyodrębnić poszczególne procesy podczas tłoczenia przeponą gumową. W tym celu należy zastanowić się nad rodzajem możliwych procesów obróbczych, zachodzących podczas formowania powyższych części.

Podczas kształtowania części płaskich o konturach prostoliniowych, w zależności od rodzaju foremnika, może wystąpić:

- a) czyste zginanie na krawędziach (rys. 13),
- b) gięcie z pewnym rozciąganiem materiału, spowodowanym przez przytrzymanie gumą brzegów płytki blaszanej (rys. 14).

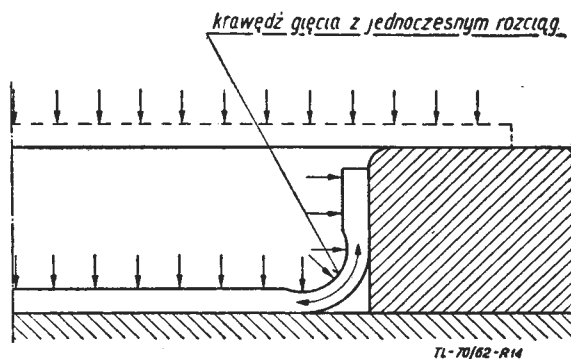


Rys. 13. Części na krawędzi konturu foremnika

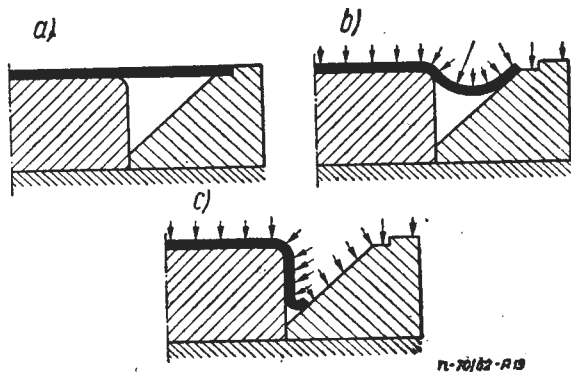
Podczas formowania części płaskich o konturach wklęsłych na krawędzi konturu występuje proces zginania, natomiast na obrzeżach konturu — proces rozciągania materiału. Wielkość naprężeń rozciągających rośnie proporcjonalnie do kąta zagięcia i wysokości półki.

Wielkość deformacji przy rozciąganiu półki jest ograniczona wytrzymałością materiału na rozciąganie. Podczas formowania części płaskich o konturach wypukłych, na obrzeżach występuje proces spęczania ma-

teriału, natomiast proces zginania na krawędzi konturu przebiega tak samo. W tym przypadku granicę deformacji w jednej operacji ustala wytrzymałość półki na wyboczenie — pofalowanie półek.



Rys. 14. Gięcie z jednoczesnym rozciąganiem



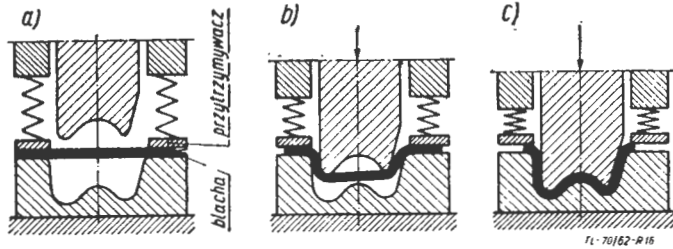
Rys. 15. Kształtowanie części w konturach wypukłych za pomocą pierścienia ciągowego (schemat tłoczenia z przewijaniem)

W przypadku zastosowania listew ciągowych podczas formowania części płaskich o konturach wypukłych zmienia się całkowicie przebieg procesu obróbki plastycznej (rys. 15). Zachodzi tu złożony proces zginania i tłoczenia z przewijaniem.

Przy klasycznym tłoczeniu z przewijaniem promień przewijania, który jest promieniem tulejki ciągowej, jest stały, natomiast w tym przypadku rolę tulejki ciągowej przejmuje guma, zmieniając promień lub krzywiznę

przewijania od maksimum do minimum w miarę postępującego procesu. W początkowej fazie guma dociska blachę do płaskiej powierzchni foremnika i przystawki (listwy ciągowej) (rys. 15a). W miarę wzrostu nacisku jednostkowego gumy blacha ugina się, natomiast koniec obrysu konturu ślizga się po skośnej powierzchni przystawki. W dalszym etapie obrzeże zginanej i przewijanej blachy zaczyna przylegać do obwodu foremnika. Promień przewijania zmniejsza się, przy czym wolny koniec obrzeża blachy, w zależności od ścięcia przystawki, zostaje zawinięty (rys. 15b) lub całkowicie przewinięty i dociśnięty (rys. 15c) do powierzchni obwodu foremnika. W tym przypadku analityczne rozpracowanie zagadnienia jest nieco trudniejsze.

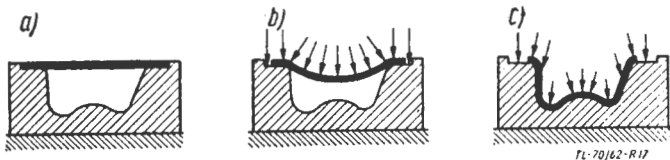
Tłoczenie przeponą gumową części o kształtach przestrzennych można porównać do tłoczenia z przytrzymywaniem części blaszanych na tłoczniku (rys. 16), jak również na prasie podwójnego działania. Guma, chociaż przejmuje tu rolę stempla, zachowuje się inaczej (rys. 16).



Rys. 16. Przebieg kształtowania blachy na prasie podwójnego działania

Podczas klasycznego tłoczenia stempel — w zależności od swego kształtu — atakuje najgłębiej wytłaczane miejsca tłoczonej blachy (rys. 15).

Przepona gumowa — w miarę wzrastającego nacisku — zaczyna wybrzuszać blachę przylegając do niej całą powierzchnią. W miarę rozciągania i zsuwania się blachy do wnętrza kształtu wybrania matrycy przepona równocześnie przytrzymuje blachę na obrzeżach. Po osiągnięciu maksymalnego nacisku, potrzebnego do ukształtowania wytłoczki, blacha przyjmuje kształt foremnika. W zależności od grubości blachy, jej własności fizyko-mechanicznych oraz nacisku jednostkowego gumy, kształty wytłoczki po wytłoczeniu są bardziej lub mniej wiernym odwzorowaniem matrycy. Na różnicę kształtów zewnętrznej powierzchni matrycy i wytłoczki składa się niedotłoczenie odcinków wytłoczki, a głównie odskok sprężysty materiału. W celu uzyskania wytłoczki, według żądanych wymiarów i w granicach ich tolerancji, należy przewidzieć różnicę kształtu (na skutek odskoku sprężystego) przez odpowiednie ukształtowanie matrycy. Wytłoczkę o nominalnych wymiarach uzyskuje się często po kilkakrotnych próbach i poprawianiu kształtu matrycy.



Rys. 17. Przebieg kształtowania blachy na prasie tunelowej

Przebieg procesu ciągnięcia przeponą gumową części o powierzchniach wklęsłych jest bardzo złożony, zależny głównie od kształtu wytłoczki. Zachodzą w nim prawie wszystkie procesy obróbki plastycznej blach, a więc rozciąganie, spęczanie, gięcie.

W tym przypadku proces można określić analitycznie dla bardzo prostych kształtów tłoczonych przedmiotów.

W niektórych przypadkach tłoczenia części o kształtach przestrzennych zachodzi konieczność stosowania pomocniczych listew ciągowych. W tym przypadku za-

chodzi zjawisko zbliżone do zginania i tłoczenia z przewijaniem, a w zależności od kształtu wytłoczki, proces ten może się ograniczyć tylko do ciągnięcia.

Wyżej omówione grupy części spotykane są w praktyce. Jednak podział ten jest umowny, gdyż w praktyce można spotkać elementy o wszystkich cechach grup, występujących równocześnie.

W procesie zginania gumą ważnym czynnikiem jest określenie właściwego nacisku jednostkowego gumy, koniecznego do uformowania półek. Nacisk ten jest zależny od konfiguracji półek w płaszczyźnie ich wysokości, grubości oraz własności mechanicznych materiałów. Zależności jest znacznie więcej i zostaną one omówione w kolejnych podgrupach.

Ogólnym zjawiskiem w procesie wykonawstwa części z blachy metodą obróbki plastycznej jest odskok sprężysty materiału. Szczególnie istotną rolę odgrywa sprężystość materiału dla części o małej sztywności (o małych krzywiznach).

A. A. Iliuszyn wyprowadził zależność o odskoku sprężystym w następującej postaci:

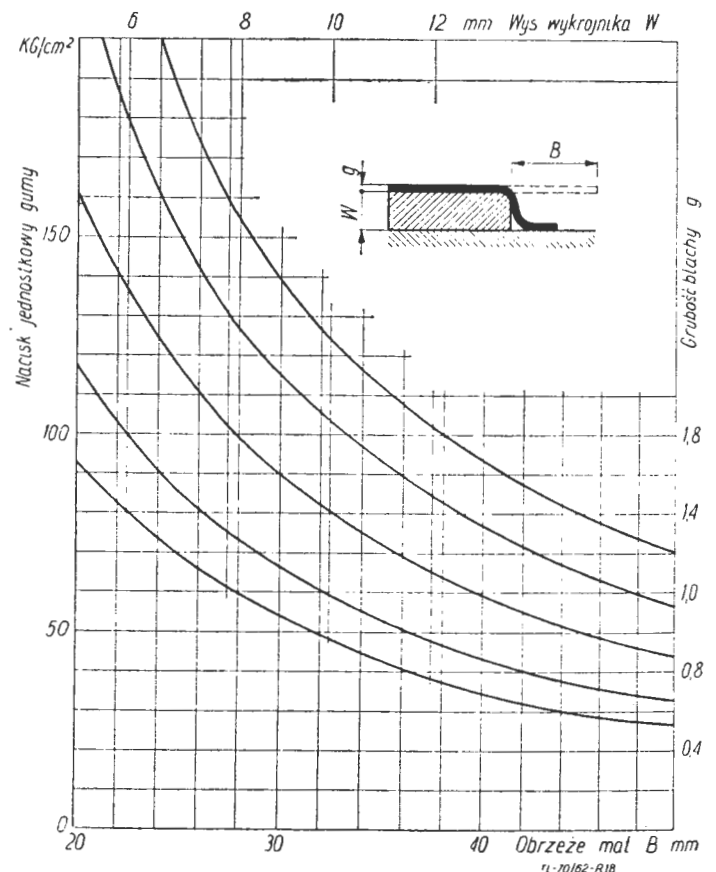
$$\frac{1}{R_{od}} = \frac{1}{R_{ob}} - \frac{M}{EJ}$$

gdzie R_{ob} — promień krzywizny części pod obciążeniem,
 R_{od} — promień krzywizny części po zdjęciu obciążenia,

M — moment gnący, działający w rozpatrywanym przekroju w czasie deformacji plastycznej,

E — moduł sprężystości,

J — moment bezwładności rozpatrywanego przekroju.



Rys. 18. Wykres zależności szerokości obrzeży od nacisku jednostkowego gumy (wg Romanowskiego) przy cięciu blach ze stopów lekkich gumą na wykrojnikach płytowych

Z tej zależności wynika, że odskok sprężysty materiału jest tym mniejszy, im mniejsza jest wartość M . Zmniejszenie wartości momentu zginającego można uzyskać poprzez obniżenie granicy plastyczności materiału. Tak na przykład, zmniejszenie odskoku sprężystego stopów duralowych uzyskuje się przez kształtowanie ich w stanie wyżarzonym albo zaraz po przesyleniu.

Zmniejszenie momentu można uzyskać również poprzez spowodowanie właściwego rozkładu naprężeń w przekrojach poprzecznych półfabrykatu. Zjawisko tego rodzaju realizuje się w praktyce w ten sposób, że do zagiętej części przykłada się dodatkowo siły rozciągające.

Najmniejsza wartość sił rozciągających powinna być taka, ażeby we włóknach ściskanych od zginania spowodować naprężenia rozciągające i to wyższe od granicy plastyczności.

W celu zrealizowania warunku $\frac{1}{R_{od}} = \frac{1}{R_{ob}}$, to znaczy całkowitego wyeliminowania odskoku sprężystego, należy półfabrykat nagrzewać. Jednakże szerokie posługiwanie się podgrzewem znacznie komplikuje proces produkcyjny i jest stosowane jedynie w przypadkach rzeczywistej konieczności.

W praktyce pomija się następujące parametry, które mają bardzo nieznaczny wpływ na wymiary i tolerancje formowanych części przeponą gumową:

- 1) odkształcenia sprężyste powierzchni roboczych prasy,
- 2) odkształcenia sprężyste foremników.

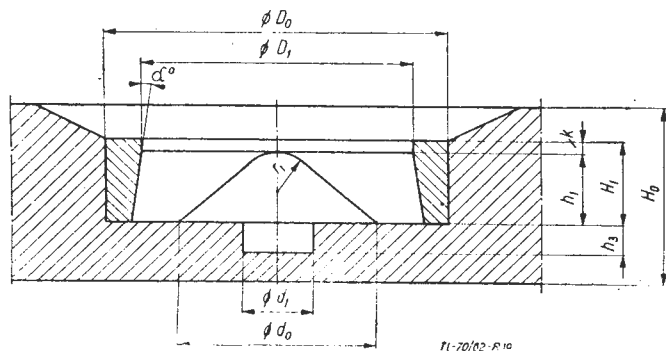
Czynniki te mają wpływ jedynie na części o zawężonych tolerancjach wymiarowych.

Przy cięciu gumą, zachodzi proces zerwania materiału na ostrej krawędzi narzędzia. Można wykrawać rozwinięcia geometryczne części z blachy, jak również i otwory.

W pierwszym przypadku należy zostawić wolną krawędź obrzeża i blachy, która zostaje przygięta do podstawy i na skutek wzrastającego nacisku gumy — zerwana. Parametrami przy cięciu (rys. 18) jest szerokość obrzeża, wysokość płyty tnącej (wykrojnika), grubość blachy i jej własności mechaniczne.

Na podstawie powyższych parametrów określa się wielkość nacisku jednostkowego, wywieranego przez przeponę gumową podczas cięcia materiału.

Siła nominalna przepony gumowej w czasie pracy działa nie tylko na przekrój cięcia wykrawanego elementu, lecz za pośrednictwem poduszki gumowej jest równomiernie rozłożona na całą powierzchnię tak, że cięcie lub wykrawanie jest obliczane w zależności od nacisku jednostkowego. Podczas wykrawania otworów szczególną uwagę należy zwrócić na konstrukcję specjalnych wkładek, gdyż z uwagi na charakter cięcia może zaistnieć niemożliwość zastosowania narzędzia o przelotowym otworze.



Rys. 19. Wykrojnik kołowy do otworów z wkładką

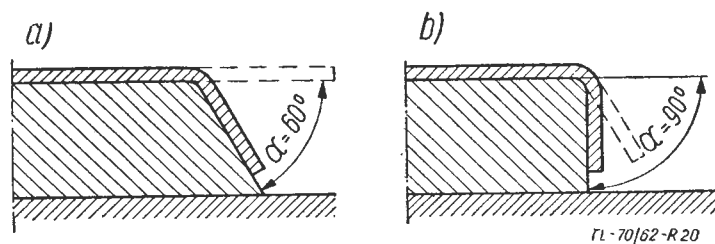
Wkładki mają szczególne znaczenie przy równomiernym wykrawaniu otworu i łatwym usunięciu odpadu (rys. 19).

Podczas kształtowania części płaskich o półkach spęczanych, cienkie blachy mają większą skłonność do tworzenia się fałd niż grubsze. Dla blach o grubości 0,5 i 0,8 mm początek wystąpienia fałd na półce o konturze wypukłym może być dość ściśle określony. Rozrzut momentu wystąpienia fałd dla blach o grubości 1,0, 1,2 i 2 mm jest dość znaczny. Ściśle określenie jest utrudnione, ponieważ nie od razu występują typowe fałdy, a jedynie lekkie wybożenia, tak że półka traci stałość krzywizny i upodabnia się do wieloboku.

Na ogół kształt elementu (krzywizny) posiada określony wpływ na możliwości kształtowania przeponą gumową. Na przykład zwiększenie nacisku jednostkowego

nie wpłynie na podwyższenie granicy kształtowania półek bez pofałdowań, przy określonej krzywiznie konturu. Również zwiększenie nacisku jednostkowego nie zapobiegnie pękaniu półek przy kształtowaniu konturów o krawędziach wklęsłych. W pierwszym przypadku granicę kształtowania półek bez fałd można znacznie podnieść przez zastosowanie przystawek ciągowych. W tym przypadku zachodzi tu proces zaginania i tłoczenia z przewijaniem. Przy nieznacznie większym koszcie narzędzia możliwości kształtowania półek o konturach krzywoliniowych znacznie się rozszerzają. Proces ten wymaga znacznie większych nacisków jednostkowych (a więc możliwy jest na prasach tunelowych, gdzie dysponujemy znacznie wyższymi naciskami), zwłaszcza w końcowej fazie. Przy kształtowaniu półek o konturze wklęsłym, dolną granicę, a więc wysokość półki przy określonej krzywiznie konturu i grubości blachy, możemy rozszerzyć przez:

- a) polerowanie obrzeża zewnętrznego formowanej półki,
- b) dwustopniowe kształtowanie półki z międzyoperacyjnym wyżarzeniem (rys. 20 a, b).



Rys. 20. Dwustopniowe kształtowanie półki z międzyoperacyjnym przesycaeniem

Dwustopniowe tłoczenie półek o konturach wklęsłych pozwala zaoszczędzić na robociznie ręcznej. Możemy również ten proces stosować odwrotnie, to znaczy przez kształtowanie półek o konturach krzywoliniowych wypukłych.

Jeżeli jednostkowe spęczenie dla danej grubości materiału wynosi ok. 10%, to przy dwóch przejściach może dojść do 25% — naturalnie zależy to od wielu parametrów (grubość blachy, wysokość półki itp.). W pierwszym przejściu zagina się półkę do 60° (rys. 20a), a w drugim dogina się na 90°.

Zasadniczym kryterium wyboru metody jest porównanie kosztów inwestycyjnych eksploatacyjnych i narzędzi dla poszczególnych metod.

Koszty wytłoczek są wynikiem wszystkich wymienionych powyżej kosztów. Podawane koszty wytwarzania, jakie obecnie wykazują zakłady przemysłowe w Polsce, nie są odzwierciedleniem rzeczywistych kosztów poszczególnych stanowisk. Zasadniczym błędem jest stosowanie narzutów wydziałowych, które nie uwzględniają kosztów ruchu danego miejsca pracy. W tym przypadku robociznina wytwarzania kosztuje w praktyce to samo na małej prasie, na przykład o nacisku 100 ton, jak i również na dużej prasie o nacisku 1000 ton. Podane koszty w tabeli 1 i 2 są bardziej zbliżone do rzeczy-

Tabela 1
Koszty inwestycyjne (w złotych)

Urządzenie	Prasa hydrauliczna konwencjonalna 2000 ton nacisku	Prasa hydrauliczna tunelowa, nacisk 2500 ton	Uwagi:
1. Koszt zakupu	5 000 000	603 000	
2. Koszt miejsca zainwestowania	100 m ² × 8 × 350	20 m ² × 3 × 350	350 zł za m ² budynku przemysł.
3. Fundament spec.	400 000	—	
4. Koszty ustawienia	100 000	50 000	przy prasie tunelowej koszty w związku z wykon. i próbami 1 szt.
Łącznie	5 780 000	671 000	

Tabela 2
Koszty ruchu (w złotych)

	Prasa hydrauliczna 200 ton			Prasa tunelowa 2500 ton			Uwagi:
	jednostki	1 rob./godz.	1 rok robocz. = 2000 godz.	1 godz.	1 rok = 2000 rob./godz.		
1. Energia elektryczna	35 kw	zł 16,—	zł 32,000	17,5 kWh	zł 8,—	zł 16,000	1 kWh = 0,45 zł wykorzystanego silnika 0,5
2. Olej	100 l/rok x 20 zł	1,0	2,000	200 l/rob. po 60 zł.	6,—	12,000	
3. Guma	—	—	—	—	75,—	150,000	(założona wytrzymałość 4500 cykli)
4. Amortyzacja	20 lat	143,5	287,000	—	16,7	33,400	
5. Konserwacja	—	87,5	175,000	—	10,5	21,000	0,7 wartości maszyny przez 20 lat
6. Koszty dodatkowe (narzut)	—	5,0	10,000	—	5,0	10,000	
7. Obsługa	—	10,0	20,000	—	10,0	20,000	
8. Nieprzewidziane	—	5,0	10,000	—	5,0	10,000	
Łącznie		268,0	536,000		136,2	272,400	

Tabela 3
Wydajność pras hydraulicznych dwóch typów

	Prasa hydr. 2000 ton		Prasa tunelowa 2500 ton	
Największa ilość wytłoczek w szt.	30 szt./godz.	45 000 szt./rok	40 szt./godz	60 000 szt./rok
Najmniejsza ilość wytłoczek w szt.	20 godz.	30 000	15 szt./godz.	22 500

nane są z kauczuku syntetycznego, z neoprenu. Przy stosowaniu tego materiału i właściwym wykonaniu elementów, koszt roczny zużycia elementów gumowych powinien wynosić 2 przepony \times 900 zł + 2 dętki \times 750 zł + 600 kG gumy przekładkowej \times 20 zł. 18 000 + 1500 + 12 000 = 31 500 zł. Na godzinę przypada 15,75 zł. Wówczas koszt ruchu prasy tunelowej na 1 godz. wynosi 76,75 zł.

b. Koszty narzędzi.

Jako podstawę dla wykonania narzędzi przyjęto foremnik o wymiarach: 380 \times 1200: całkowita powierzchnia tłoczenia 3560 cm².

Na podstawie oceny kosztów ruchu dla pras o mniej więcej równym nacisku, niższe koszty inwestycyjne i eksploatacyjne przemawiają na korzyść prasy tunelowej. Ponadto suma kosztów prasy tunelowej jest zawyżona, gdyż budowa pojedynczej sztuki przy nacisku jednostkowym prasy 350 kG/cm² nie powinna przekraczać 400 000 zł. Z uwagi na możliwość potrzeby wyższych nacisków jednostkowych do 500 kG/cm² i skrócenia cyklu prasy, a w związku z tym przeróbek dokumentacyjnych i pogrubienia części wytrzymałościowych, podwyższono sumę budowy lub zakupu do 600 000 zł. Koszty narzędzi z tworzyw sztucznych w zasadzie opłacają się nawet przy pięciokrotnym wykonaniu tego samego narzędzia, jeżeli ilość wytłoczek wynosi 50 000 sztuk. Przy właściwym wykonaniu narzędzia, matryca

Tabela 4
Koszty narzędzi (w złotych)

Narzędzie	Rodzaj materiału			
	Żeliwny	Ze stopu Al lub cynku	Z żywicy Epidian 3C	Z żywicy ze spec. wypełniaczem
Foremnik *)	60 000	13 560	1800	5000
Tłocznik **)	150 000	30 000	10 000	22 500

*) foremnik — narzędzie jednostronne
**) tłocznik-narzędzie konwencjonalne

wistych. Naturalnie w praktyce mogą być pewne odchyłki i różnice.

a. Teoretyczna wydajność:

Wydajność prasy tunelowej i prasy konwencjonalnej jest oparta na ich własnościach ruchowych i dobrze wyszkolonej obsłudze.

Założony rzeczywisty czas pracy 6 godzin i 250 dni roboczych (święta i przestoje) razem 1500 godz., stąd obliczona wydajność roczna (tabela 3).

Najdroższą pozycją w eksploatacji prasy tunelowej jest zużycie gumy. Założono zużycie 20 przepon rocznie o wartości 6000 zł za sztukę, 30 dętek po 500 zł za sztukę oraz 600 kG gumy przekładkowej. Właściwe zużycie powinno być o połowę mniejsze. W Stanach Zjednoczonych A.P. dętka wytrzymuje około 100 000 cykli, co zamyka się cyfrą 250 dni roboczych. Elementy te wyko-

z żywicy epoksydowej powinna wytłoczyć na prasie tunelowej 10 tys. sztuk części.

Przy większej ilości przedmiotów należy wykonać tłoczniaki lub matryce z żeliwa lub stali, niezależnie od typu prasy. Konieczne to bywa przy zawężonych tolerancjach wytłoczek.

LITERATURA

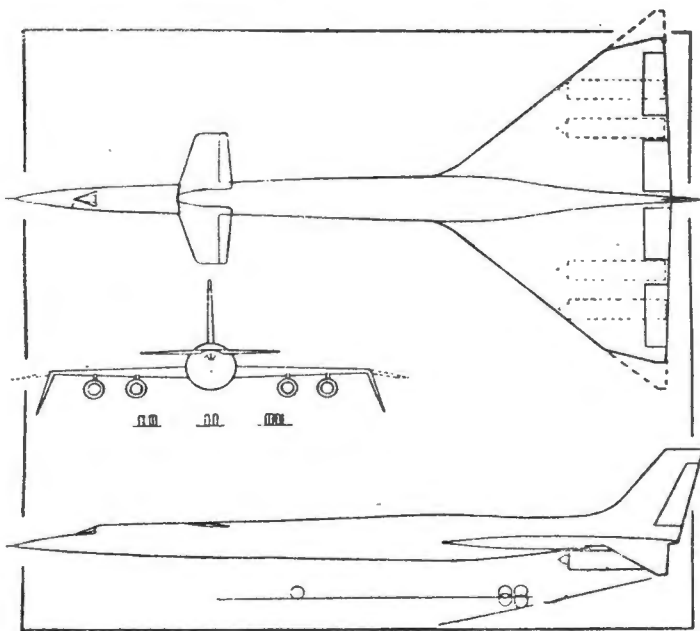
1. Frank B. Lane — Die Verson-Wheelon-Prese in der Flugzeugfertigung, Luftfahrttechnik, 1957, nr 7
2. O. A. Wheelon — Le formage à haute pression sur des presses „Verson-Wheelon” Mach. Moderne, 1956, z. 564
3. A. Wójciński — Kształtowanie blach przeponą gumową na prasach tunelowych, Mechanik, zeszyt 4/1959
4. S. Morgenstern — Verformung von Bauteilen im Gummikofler-Fachbereich Standardisierung — Flugzeugbau TNL — Oktober, 1959
5. M. W. Radajew — Analiza kształtowania części blaszanych tłocznikiem gumowym.

ANGIELSKI PROJEKT SAMOLOTU PASAŻERSKIEGO O PRĘDKOŚCI $Ma = 3$

W College of Aeronautics w Cranfield (Anglia) opracowano projekt samolotu pasażerskiego o prędkości odpowiadającej $Ma = 3$, który ma ten sam zasięg i udźwig oraz spełnia te same wymagania eksploatacyjne co wcześniej zaprojektowany — na tej samej uczelni — samolot pasażerski o prędkości $Ma = 2,2$ („Nowości techniczne” w zeszycie 1/1963). Pozwoli to na przeprowadzenie rzeczowego porównania obu typów samolotów.

Samolot jest zaprojektowany w układzie „kaczki”, przy czym usterzenie wysokości — o zmiennym kącie zaklinowania — ma kształt trapezowy, a skrzydło — trójkątne („delta”). Przy naddźwiękowych prędkościach lotu końce skrzydła są załamywane do dołu, co zwiększa stateczność kierunkową samolotu i polepsza warunki opływu skrzydła. Przy małych prędkościach lotu (np. w czasie podchodzenia do lądowania) końce skrzydła są podnoszone, dzięki czemu zwiększa się siła nośna.

Kabina pasażerska jest podzielona na pięć przedziałów i może pomieścić 120 pasażerów.



Napęd samolotu stanowią cztery silniki dwuprzepływowe, umieszczone pod skrzydłem w oddzielnych gondolach. W warunkach startowych każdy z silników rozwija z dopalaniem — koniecznym do lotów z prędkościami przydźwiękowymi i naddźwiękowymi — ciąg 13 600 kG.

Pozostałe dane samolotu:

rozpiętość	— 36 m
długość	— 63,5 m
ciężar startowy	— 177 000 kG
ciężar w czasie lądowania	— 103 000 kG
maks. ciężar użyteczny	— 115 000 kG
doskonałość w warunkach przelotowych	— 7,0
prędkość podchodzenia	— 260 km/h
zasięg ze 108 pasażerami i pozostawieniem rezerwy paliwa	— 6000 km.

Szczegółowe opracowanie projektu ma być tematem ćwiczeń w roku akademickim 1963/64. W.K.

WENTYLATOROWA ODMIANA SILNIKA NOŚNEGO RB. 162

Zakłady Rolls-Royce pracują nad wentylatorową odmianą silnika nośnego RB. 162. Nowy silnik — noszący oznaczenie RB. 175 — ma jednostopniowy wentylator, umieszczony z przodu silnika i napędzany oddzielną turbiną. Dzięki bardzo dużemu stosunkowi wydatku stru-

mienia zewnętrznego do wydatku strumienia wewnętrznego ciąg silnika ma osiągnąć 4000 kG (ciąg silnika RB. 162 — 2000 kG). W.K.

PRÓBA SILNIKA RAKIETOWEGO NA PALIWO STAŁE O CIĄGU 320 000 KG

Zakłady Aerojet — General Corp. przeprowadziły na stoisku w Sacramento (USA) próbę silnika raketowego FW-3, który jest uważany za największy na Zachodzie silnik raketowy na paliwo stałe. Silnik składa się z pięciu segmentów o średnicy 2,54 m i zaokrąglonych pokryw na obu końcach. Całkowity ciężar ładunku paliwowego z poliuretanu wynosi 144 000 kG, a jego długość — 23 m. Silnik jest wyposażony w urządzenie do sterowania kierunkiem wektora ciągu za pomocą wtrysku cieczy do dyszy wylotowej.

Próba odbyła się na stoisku zaopatrzone w betonową płytę o wymiarach 26,5 × 7,6 × 2,15 m, która jest pokryta stalowymi płytami o grubości 25,4 ± 50,8 mm. Mogą być na nim przeprowadzane próby silników o średnicy 3 m, długości 24,5 m i ciągu 590 000 kG, a po niewielkich przeróbkach — nawet większych.

Program i cele próby były następujące:

1) zapłon za pomocą nowego zapalnika przerobionego z zapalników używanych w mniejszych silnikach;

2) szybkie zwiększenie ciągu do 320 000 kG i stopniowe zmniejszanie ciągu, przy czym jego średnia wartość miała wynosić 280 000 kG, a czas pracy silnika 120 sekund;

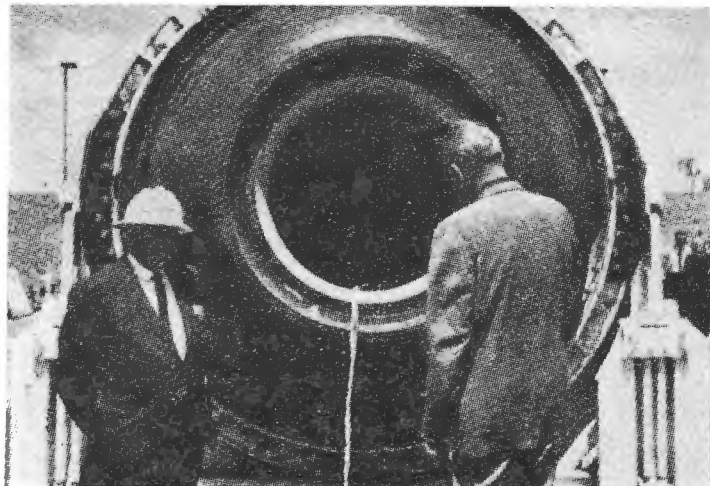
3) zbadanie wpływu pracy silnika na silnik LR 89-5, zamocowany na silniku FW-3, w takim, w stosunku do niego położeniu, w jakim będzie się znajdować na rakiecie „Titan” 3, w stosunku do dwóch silników na paliwo stałe o średnicy 3 m;

4) zbadanie dwóch cieczy służących do sterowania kierunkiem wektora ciągu;

5) zbadanie pojedynczej grafitowej wkładki w dyszy wylotowej, największej z dytychczas stosowanych.

W czasie początkowych 45 sekund, próba przebiegała pomyślnie, później jednak nastąpiło przepalenie dyszy wylotowej za wkładką grafitową, po czym wkładka została wyrzucona przez strumień gazów; w końcu nastąpiło pęknięcie tylnej pokrywy i zgaśnięcie silnika. Jednak jeszcze przed powstaniem uszkodzenia przeprowadzono szereg zmian kierunku ciągu, stosując do tego celu dwie cieczy: tlenek azotu i nadtlenek sodu. Zmierzono również temperaturę ciśnienia i drgania w miejscu zamocowania silnika LR 89-5.

Przewiduje się przeprowadzenie jeszcze jednej próby z silnikiem FW-3, po czym zostaną rozpoczęte prace nad silnikiem o średnicy 7,1 m i ciągu 2 270 000 ± 3 180 000 kG. Inżynierowie zakładów Aerojet twierdzą, że jest możliwe zmniejszenie kosztów budowy dużych silników na paliwo stałe do 5,3 dolarów na kilogram ciągu i sekundę czasu pracy silnika; w przypadku zastosowania urządzenia do sterowania kierunkiem wektora ciągu koszt ten będzie wynosił 6 dolarów. Zamierza się wytwarzać obudowy silników z tworzyw sztucznych wzmocnionych włóknem szklanym, jakkolwiek obecnie stosuje się jesz-



cze stale niklowe. Przewiduje się również zastosowanie dysz z materiałów topiących się w czasie pracy. Poza tym zakłady pracują nad nową metodą regulacji ciągu silników, które będzie można uruchamiać i wyłączać w każdej chwili. W.K.

PROJEKT SPROWADZANIA NA ZIEMIĘ RAKIET NOŚNYCH ZA POMOCĄ BALONU

Ogromne koszty badań przestrzeni kosmicznej w dużym stopniu wynikają z faktu, że rakiety nośne po wypełnieniu swego zadania nie są odzyskiwane. Pierwszy stopień ulega zniszczeniu, spadając na ziemię, następne stopnie pozostają na orbitach. W związku z tym poświęca się obecnie wiele uwagi zagadnieniu sprowadzania z powrotem na ziemię raket nośnych i powtórnego ich wykorzystywania. Zamierza się zastosować do tego celu wirniki nośne i skrzydła „Rogallo”. Z nową koncepcją odzyskiwania raket nośnych wystąpili na czwartym międzynarodowym sympozjum techniki przestrzeni kosmicznej w Tokio dwaj inżynierowie z zakładów Douglas - John Hayes i Philip Bono. Inżynierowie ci proponują budowę jednostopniowej rakiety, wyposażonej w 12 silników na ciekły wodór i tlen o ciągu 500 000 kG każdy. Całkowity ciężar rakiety (z paliwem) wynosiłby 4 300 000 kG. Za pomocą takiej rakiety można umieścić na orbicie, na wysokości 500 km, ciężar użyteczny, wynoszący 150 000 kG. Zastosowanie tylko jednego stopnia znacznie zwiększa pewność działania rakiety — jest to bardzo poważna zaleta, którą obecnie poświęca się na rzecz ciężaru użytecznego, który jest większy w przypadku raket wielostopniowych. Drugą zaletą jednostopniowej rakiety nośnej jest to, że łatwiej ją sprowadzić w całości na ziemię. Hayes i Bono proponują użycie do tego celu stożkowego balonu, odporne-

go na działanie wysokich temperatur. Balon ten byłby złożony wokół podstawy rakiety i w odpowiedniej chwili napełniany wodorem pozostałym w zbiornikach paliwowych. Stożkowy kształt balonu stabilizuje jego położenie w czasie opadania. Ciśnienie wewnątrz balonu jest regulowane automatycznie w zależności od warunków otoczenia, przy czym w miarę oziębiania się wodoru w balonie doprowadzany jest świeży, gorący gaz. Prędkość opadania w pobliżu ziemi nie przekracza 0,7 m/sek (przy ciężarze rakiety pustej około 350 000 kG). Balon z rakieta może lądować lub wodować — korzystniejszy jest ten drugi przypadek, ponieważ ułatwia transport rakiety do bazy (balon z rakieta może być z łatwością holowany przez okręt wielkości niszczyciela).

Opisana rakietka łącznie z balonem może być również wykorzystana — przy zastosowaniu techniki „Rendez-vous” — do sprowadzania na ziemię zasobników z ludźmi lub aparaturą. W.K.

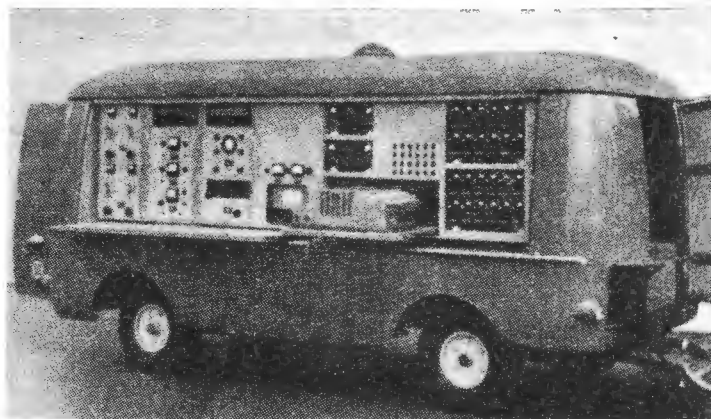
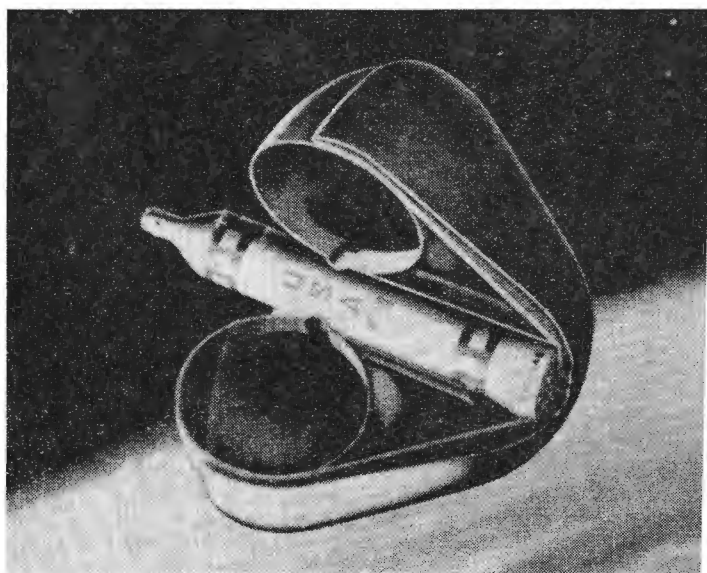
WŁOSKI PROGRAM BADAŃ PRZESTRZENI KOSMICZNEJ

We Włoszech opracowano program badań przestrzeni kosmicznej, który ma być zrealizowany przy wydatnej pomocy amerykańskiego urzędu badań lotniczych i kosmicznych NASA. NASA przeznaczą na ten cel 10 miliardów lirów, rząd włoski 4,5 miliarda lirów. Amerykanie oddali do użytku Włochów cztery rakiety nośne „Scout” i cztery sondy kosmiczne „Nike” ASP oraz urządzenia naziemne w Quito i Canton Island, jak również specjalny statek do celów technicznych i szkolenia personelu. Włosi natomiast budują na Oceanie Indyjskim, w pobliżu Somali, dwie nawodne platformy. Platforma SM-1 będzie służyć do wystrzeliwania raket nośnych „Scout”, platforma SM-2 będzie wykorzystana jako stacja śledząca. Włosi zamierzają również budować własne rakiety nośne.

W grudniu 1962 roku miał być wystrzelony z Wallops Island, przez Amerykanów, włoski zasobnik z aparaturą pomiarową, w lutym 1963 roku planowano wystrzelenie podobnego zasobnika z platformy na Oceanie Indyjskim. Pierwszy włoski sztuczny satelita ma być wystrzelony z Wallops Island w lipcu 1963 roku — z platformy na Oceanie Indyjskim w kwietniu 1964 roku. Oba satelity będą wprowadzone na orbitę równikową i będą krążyć na wysokości 200÷300 km. Satelity są budowane w instytucie badań przestrzeni kosmicznej w Rzymie. W.K.

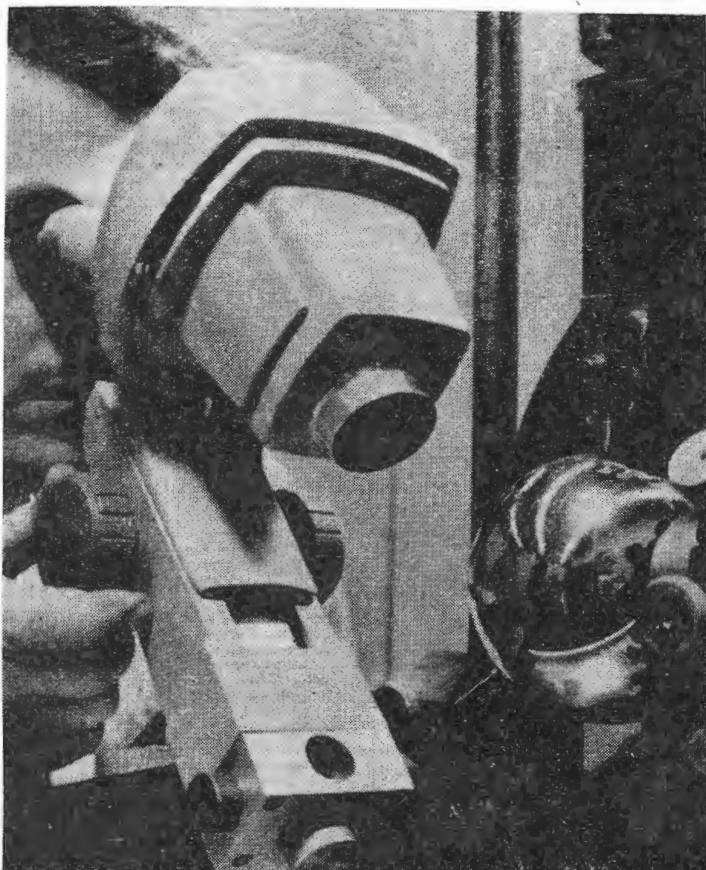
URZĄDZENIE DO DYNAMICZNYCH BADAŃ SAMOLOTÓW

Zakłady Fiat zbudowały urządzenie do określania dynamicznych charakterystyk samolotów. Za pomocą tego urządzenia wzbudza się drgania w czterech punktach samolotu i wyznacza się za pośrednictwem czujników amplitudy i fazy drgań w każdym punkcie samolotu. Urządzenie jest zabudowane na przyczepie samochodowej. W.K.



NOWOCZESNY AUTOPILOT HONEYWELL

Wśród 50 000 wyprodukowanych przez zakłady Minneapolis-Honeywell Regulator Co. (USA) autopilotów najnowocześniejsze jest urządzenie zastosowane na do-



świadczalnym samolocie raketowym North American X-15. Z urządzenia tego został rozwinięty autopilot H-14, przeznaczony do lekkich samolotów dwusilnikowych. Składa się on z przelicznika (pokazany na zdjęciu), który jest zbudowany wyłącznie na tranzystorach i ma ciężar 3,6 kG, z urządzenia kontrolnego z przyciskami, trzech pneumatycznych silników nastawczych, zakrętomierza, sztucznego horyzontu i wskaźnika kursu. Ciężar autopilota, łącznie z dostarczonymi na żądanie dodatkowymi urządzeniami (sprzężenie z odbiornikiem ILS, automatyczny stabilizator wysokości i automatyczny stabilizator położenia względem osi poprzecznej samolotu) wynosi 14 kG. Główna zaleta autopilota H-14 polega na tym, że wychylenie sterów dostosowuje on do warunków zewnętrznych, zależnych od prędkości i wysokości lotu oraz od położenia samolotu. W tym celu przelicznik wytwarza sygnał, który odpowiada idealnej reakcji samolotu na określone wychylenie steru. Sygnał ten jest porównywany z rzeczywistym zachowaniem się samolotu, w wyniku czego wychylenie steru jest tak regulowane, że samolot reaguje zawsze jednakowo na określone sygnały autopilota — w przypadku odchyłki od kursu, wysokości lotu i położenia samolotu — niezależnie od wpływów zewnętrznych.

Autopilot H-14 został już zamówiony przez wytwórnię Beech do samolotów „Baron”, „Super 18” i „Queen Air” oraz przez wytwórnię Cessna do samolotów Cessna 310 i „Skynight”
W.K.

PRZESTRZENNY RADAR

Dotychczasowe urządzenia radarowe przedstawiają samoloty (lub inne obiekty) tylko w dwóch wymiarach, umożliwiającym określenie albo ich kierunku i odległości albo wysokości i odległości. Stwarza to poważne trudności kontroli ruchu samolotów nad lotniskami i zmusza samoloty do ograniczania prędkości w obrębie lotnisk. Dlatego duży postęp stanowi zbudowany przez wytwórnię Hughes International (Szwajcaria) radar przestrzenny — Stereoscan — który przedstawia na ekranie zmniejszony walcowy wycinek przestrzeni. Na ekranie widać ziemię i znajdujące się nad nią samoloty z nieosiągalną dotychczas dokładnością, co pozwala kontroli usuwać w porę możliwości zderzeń powietrznych. Dzięki temu samoloty mogą bezpiecznie przelatywać z pełną prędkością w pobliżu lotnisk. Efekt przestrzenności obrazu uzyskuje się wskutek zastosowania dwóch lamp tonotronowych. Echo pozostawia na ekranie ślad, co ułatwia umiejscowienie samolotów według kierunku, wysokości i odległości. Obraz na ekranie jest wyraźny nawet przy dziennym oświetleniu pomieszczenia, w którym znajduje się urządzenie. Radar przestrzenny może oddać duże korzyści również w wojsku.
W.K.



UDOSKONALONY RADAR DOPPLERA

W General Precision Laboratories (USA) są przeprowadzane próby w locie nowego radaru Dopplera Helivistol 600, który obok prędkości względem ziemi i kąta znoszenia podaje również dokładną wysokość lotu — w zakresie wysokości do 21 400 m — oraz prędkości pionową. Radar ten ma być stosowany zarówno na samolotach konwencjonalnych, jak na śmigłowcach i samolotach pionowego startu.
W.K.

NOWOŚCI PATENTOWE

Patent polski nr 40526
Klasa 48 a, 16/01

SPOSÓB WYTWARZANIA GRUBYCH I TWARDYCH POWŁOK ANODOWYCH NA ALUMINIUM I JEGO STOPACH

Stanisław Wirbilis, Warszawa, Polska

Patent trwa od dnia 23 listopada 1956 r.
Opublikowany dnia 28 grudnia 1957 r.

Podczas anodowania aluminium i jego stopów w kwasie siarkowym następuje częściowe rozpuszczanie się powłoki anodowej w elektrolicie, tym silniejsze — im wyższa jest temperatura elektrolitu. Przez obniżenie

temperatury elektrolitu można spowodować uzyskanie grubej powłoki. Istniała metoda polegająca na ochładzaniu elektrolitu do temperatury 1—3 °C, przy jednoczesnym chłodzeniu samego przedmiotu anodowanego. Jednakże stosowność tej znanej metody była poważnie utrudniona z powodu uzależnienia od kształtu przedmiotu anodowanego, na przykład potrzebne było wykonywanie specjalnych kanałów dla przepływu cieczy chłodzącej wewnątrz przedmiotu.

Sposób według omawianego patentu umożliwia uzyskiwanie na aluminium i jego stopach powłok anodowych o dużej grubości, wysokiej twardości i odporności na ścieranie. Grubość powłoki może dochodzić do 200 mikronów. Anodowanie odbywa się w 10÷15-procentowym kwasie siarkowym ochłodzonym do temperatury poni-

żej 0 °C, na przykład do -5 °C, przy użyciu prądu stałego o gęstości około 2 A/dcm², zmniejszanej stopniowo wraz ze wzrostem napięcia, na przykład przy 60 V do 1,5 A/dcm², przy 80 V do 1,0 A/dcm² i przy 100 V do 0,75 A/dcm². Niezbędnym warunkiem jest intensywne mieszanie elektrolitu, na przykład sprężonym powietrzem. Przy zachowaniu wskazanych warunków, temperatura anodowanego przedmiotu utrzymuje się około 0 °C. Grubość powłoki wzrasta proporcjonalnie do ilości przepuszczonego prądu. Na 1 Ah/dcm² wypada przeciętnie 20 mikronów.

Patent polski nr 41247

Klasa 62 c, 27/02

OSŁONA DLA NAWIERZCHNI BETONOWEJ LOTNISKA

Eugeniusz Strug, Warszawa, Polska
Witold Makulski, Warszawa, Polska

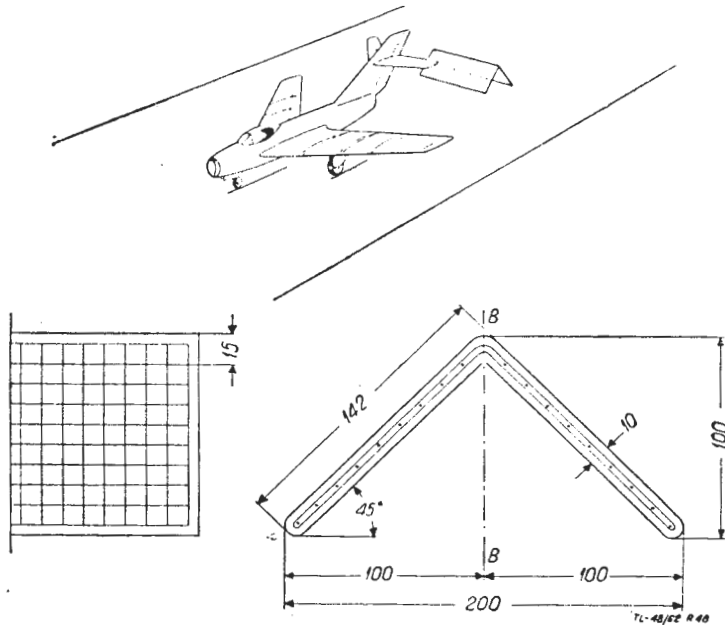
Patent trwa od dnia 26 lipca 1957 r.

Opublikowany dnia 17 listopada 1958 r.

Przy rozruchu silników turbodrzutowych i podczas startu samolotów, zaopatrzonych w te silniki, następuje bardzo często uszkodzenie nawierzchni betonowej lotniska na skutek niszczącego działania wysokiej temperatury gazów wylotowych, uchodzących z dyszy silników turbodrzutowych.

Osłona wykonana według omawianego patentu stanowi przenośną osłonę, mającą ochraniać beton nawierzchni lotniska, zarówno pól rozruchowych jak i pasów startowych, przed szkodliwym działaniem gazów wylotowych silników turbodrzutowych.

Osłona jest wykonana z żaroodpornego żelbetu przy zastosowaniu aglomerowanego żużla paleniskowego.



Zbrojenie konstrukcyjne wewnątrz betonu jest wykonane ze stali zwykłej i posiada otulenie grubości około 4 cm. Osłona posiada postać kozła płytowego o nachyleniu bocznych płaszczyzn w granicach 20—50° do poziomu. Osłona posiada dobrą stateczność, stawia jednocześnie jak najmniejszy opór i skierowuje gorące strumienie gazów ku górze po odbiciu o skośną powierzchnię. Kozioł ma wymiary: wysokość 1 m i długość 2 m.

Osłonę ustawia się za wylotem silnika turbodrzutowego w odległości około 3 m za pomocą dźwigu samojazdnego o nośności 1 tony, ponieważ ciężar jednego kozła wynosi około 825 kG.

Patent polski nr 41427

Klasa 7 c, 1

URZĄDZENIE DO AUTOMATYCZNEGO ZATRZYMIWANIA OBCIĄGAREK PO OSIĄGNIĘCIU ŻĄDANEGO WYDŁUŻENIA

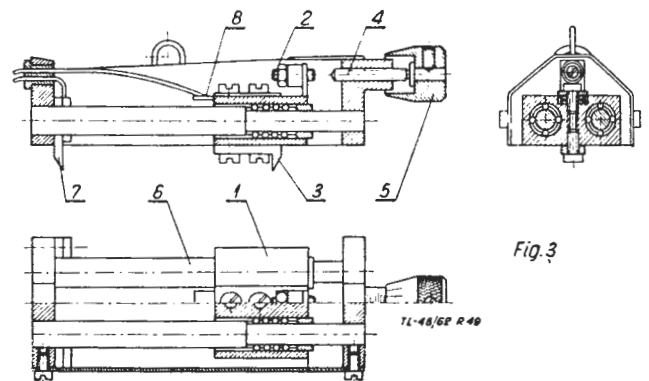
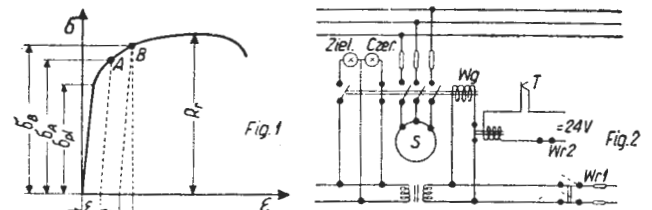
Instytut Lotnictwa, Warszawa, Polska

Twórca: mgr inż. Wojciech Szczepiński

Patent trwa od dnia 1 października 1957 r.

Opublikowany dnia 14 listopada 1958 r.

W procesie obciążania największą trudność stanowi zagadnienie przzerwania procesu we właściwym momencie, przy czym zarówno szkodliwe jest zbyt późne przerwanie tego procesu, jak i zbyt wczesne. Dla każdego materiału oraz dla każdego kształtu obciążanego przedmiotu istnieje pewien optymalny stopień obciążenia. Wprowadzenie automatyzacji w oparciu o siłę obciążającą nie zapewnia prawidłowego obciążenia ze względu na duże tolerancje grubości blach. Przy tej samej



siły naprężenia mogą się wahać w granicach około 10%. Z wykresu na rys. 1 widać, że niewielkie nawet różnice naprężeń wywołują bardzo duże różnice w wydłużeniach materiału.

Urządzenie według omawianego patentu działa na zasadzie zatrzymywania obciążarki przy określonym wydłużeniu. Tensometr (T) ustawiony na górnej powierzchni obciążanej blachy posiada dwa wzajemnie odizolowane styki rozsunięte o wielkość żądanego wydłużenia blachy, które są włączone w schemat według rys. 2.

Tensometr przedstawiony na rys. 3 jest zaopatrzony w przesuwną na kulkach wzdłuż prowadnic (6) karetkę (1) z odizolowanym na płytce (8) stykiem (2) i ostrzem (3), dwa nieruchome ostrza (7), śrubę mikrometryczną (4) z bębniem mikrometrycznym (5) oraz doprowadzenie prądu dwoma przewodami, z których jeden połączony jest ze stykiem (2), drugi zaś z masą tensometru. Po osiągnięciu określonego wydłużenia obciążanej blachy, styk (2) zbliżywszy się do przednio ustawionej w żądane wydłużenie śruby mikrometrycznej (4) — zwiernia pomocniczy obwód elektryczny, powodując za pośrednictwem przekaźnika wyłączenie głównego silnika obciążarki.

Posobije po projektowanju i rascziota elementow i sistiem awiacionnawo elektrooborudowanja, siłowyje elektromagnity i kontaktory, M. W. Gutowski, W. F. Korszunow, Oborongiz, Moskwa, 1962 r., stron 166, cena 59 kop.

Jest to druga część prac z zakresu projektowania i obliczania elementów i układów lotniczego wyposażenia elektrycznego. W części tej przedstawiono zasady obliczania układów magnetycznych, cieplnych obliczeń uzwojeń, chwilowych parametrów elektromagnesów, siłowych zwierających układów wyłączników, podano wskazówki projektowania optymalnych konstrukcji siłowych elektromagnesów, opisano typowe konstrukcje elektromagnetycznych mechanizmów, podano niezbędne materiały podręczne dla obliczeń i projektowania oraz przykłady obliczeń. Treść uzupełniono licznymi rysunkami, schematami, wykresami i tabelami. Książka jest podręcznikiem szkolnym dla studentów opracowujących projekty dyplomowe. Mogą z niej korzystać również inżynierowie i technicy pracujący w zakresie elektroautomatyki i elektromechaniki.

L. S.

Wojskowy Przegląd Lotniczy, czerwiec 1962 r.

W zeszytych tym zamieszczono artykuł S. Szczecińskiego o pracy układów zasilania silników turboodrzutowych na dużych wysokościach. Po zapoznaniu czytelnika z charakterystykami wysokościami silnika, autor omawia zagadnienia regulacji składu mieszanki, zależności jakości rozpylenia paliwa od ciśnienia wtorku oraz prędkości obrotowej „małego gazu”. E. Cichosz na tle konferencji SIMP w Gdyni — podaje zastosowanie tworzyw sztucznych, wzmacnianych włóknem szklanym w lotnictwie i technice raketowej. Artykuł zawiera kilka tabel obejmujących własności materiałów oraz liczne przykłady zastosowań tworzyw. T. Iwan zapoznaje z izobaryczną metodą nawigacji, stosowaną dziś powszechnie podczas lotów na trasach transatlantyckich. M. Duryasz opisuje wypadki lotnicze, których przyczyną były ptaki. Jak wiadomo ptakom przypisano również liczne katastrofy, którym uległy samoloty komunikacyjne Lockheed „Electra”. H. Zwirko zapoznaje z szeroką działalnością Lotniczego Zespołu Usług Gospodarczych APRL. Zeszyt VI WPL zawiera ponadto kilka artykułów z dziedziny lotniczej taktyki wojskowej oraz nowości lotnicze i wydawnicze.

Z.

Woprosy elektroawtomatyki i elektrooborudowanja samolota, red. Ju. A. Popow, Oborongiz, Moskwa, 1962 r., stron 126, cena 62 kop.

Jest to 145 zeszyt prac Moskiewskiego Instytutu Lotniczego zawierający zbiór następujących prac: W. W. Andriejew — Obliczanie temperaturowej kompensacji regulatorów i przekładników napięcia, M. W. Gutowski — Obliczanie magistrali sieci elektrycznych na samolotach z uwzględnieniem równoległej pracy prądnic, K. N. Borisow, Czian Guan-żeń — Sporządzenie charakterystyk silnika prądu stałego przy regulacji dławieniem prędkości obrotowej, Ł. A. Awierina, K. N. Borisow, N. M. Rodina — Sporządzenie mechanicznych charakterystyk silnika na podstawie wyników przyspieszonego filmowania jego rozprędzania, G. Ja. Polakowa — Statyczne obliczanie synchronicznie śledzącego napędu elektrycznego ze sprzężeniem zwrotnym, M. W. Gutowski, Ju. A. Popow — Obliczanie częstości występowania rozładowań w elektrycznych układach zespołowych, N. W. Lebediew — Metoda obliczania elementów czynnego obwodu wysokiej częstotliwości, Ł. N. Kisielew — O możliwości otrzymania ujemnego oporu wejściowego w płaskich triodach półprzewodnikowych, O. B. Rozenbauli, R. N. Rodin — Obliczanie różnicowego magnetycznego wzmacniacza mocy przy złożonym obciążeniu, O. B. Rozenbauli, R. N. Rodin — Obliczanie charakterystyk transformatorowego fazowego wzmacniacza magnetycznego. Książka przeznaczona jest dla specjalistów automatyki i wyposażenia elektrycznego samolotów.

L. S.

Swarka cwietych spławow i niekotoch legirowannych stali, red. G. A. Nikolajew, Oborongiz, Moskwa, 1962 r., stron 208, cena 1 rbl 1 kop.

Jest to 106 zeszyt prac wydawanych przez Moskiewską Wyższą Szkołę Techniczną im. Baumana. W zeszytych tym, omawiającym spawanie stopów kolorowych i stali stopowych, zawarte są prace rozpatrujące procesy dyfuzji cieplnej i desorpcji wodoru w metalach tworzących wodorki przy spawaniu, fa-

zowe naprężenia przy spawaniu hartujących się stali jako częsty przypadek temperaturowego zadania teorii sprężystości, własności spawanych połączeń z różnorodnych materiałów zarówno wytrzymałych o małej grubości, plastyczności stali w procesie przemiany austenitu przy spawaniu, wpływ starzenia na wytrzymałość spoin stali 18—8, ultradźwiękowe spawanie anodowanego duralu D16AT i stopu SAP, badanie procesu cięcia pakietu cienkich blach ze stali nierdzewnych, określenie zapasu międzykrystalicznej wytrzymałości stopów, metody wyznaczenia odporności stali na powstawanie zimnych pęknięć przy spawaniu, badanie odporności stopów aluminiowych na powstawanie gorących pęknięć przy spawaniu, wytrzymałość konstrukcji ze stopów tytanowych, usuwanie spawalniczych odkształceń cienkościennych elementów ze stopów tytanowych, ultradźwiękowe spawanie cienkościennych skorup o małych wymiarach z polietylenu. Treść uzupełniona jest licznymi rysunkami, wykresami, tabelami i fotografiami. Książka przeznaczona jest dla inżynierów i technologów zajmujących się spawaniem.

L. S.

Projektowanie elementów konstrukcji samolotów i wiertolotów, W. N. Dalin, Oborongiz, Moskwa, 1962 r., stron 79, cena 25 kop.

Jest to jedna z prac Moskiewskiego Instytutu Lotniczego. Omawia ona metody zapewnienia przy projektowaniu uzyskania minimalnego ciężaru i minimalnych kosztów elementów lotniczych konstrukcji. Przedstawiono też wzajemną zależność projektowania elementów i projektowania zespołów. Przy wyjaśnieniu sposobów uzyskania minimalnego ciężaru i kosztów projektowanych elementów wskazano na wpływ doboru materiału, typu półfabrykatów, doboru zespołów spawanych, zastosowania głębokiego trawienia, doboru kształtu przekrojów i obrysów oraz uwzględnienia przebiegu sił przy wprowadzeniu elementu do współpracy w zespole, jak i zmiany sztywności przekroju. Z technologicznych czynników, wpływających na wytrzymałość zmęczeniową części, rozpatrzono metody wzmocnienia powierzchni śrutowaniem, walcowanie rolkami, hydro-polerowanie, obróbka chemiczno-ciepna i ciepła oraz wpływ korozji i pokryw ochronnych. Podano również ogólną ocenę wpływu stanu powierzchniowych warstw materiału elementu na jego wytrzymałość zmęczeniową oraz wpływ wymiarów (wielkości) elementów. W dalszym przedstawiono typy połączeń elementów, jak połączenia nitowe, sworzniowe, klejowe, ich wytrzymałość i zasady projektowania, budowę konstrukcji przekładkowych, zasady projektowania łożysk i ich zabudowę, uszczelnianie i smarowanie, ogólne zasady projektowania uszczelnień dla par z ruchem postępowym, obrotowym i uszczelnień nieruchomych. Wyjaśniono też zasady projektowania układów rozkompensacyjnych, niektóre zalecenia przy projektowaniu popychaczy sterownic oraz właściwe stosowanie ściąg i żłobków. W uzupełnieniu dano wykaz literatury. Książka jest podręcznikiem dla projektujących, może być też wykorzystana w biurach konstrukcyjnych.

L. S.

Awtomaticzeskoje riegulirowanje awiadwigatielej, red. A. A. Szewiakow, Oborongiz, Moskwa, 1962 r., stron 136, cena 64 kop.

Jest to czwarty zbiór prac z zakresu automatyki i regulacji silników lotniczych. W zbiorze tym rozpatrzono zagadnienia analitycznego wyznaczania dynamicznych charakterystyk elementów zespołów napędowych, metody modelowania statycznych zaburzeń oraz metody rozprędzania silników. W skład zbioru wchodzi osiem prac: A. A. Szewiakow i R. W. Jakowlewa — Dynamiczne charakterystyki rurkowego wymiennika ciepła, T. S. Martianowa — Modelowanie zwykłych zakłóceń burzliwej atmosfery, W. I. Nowikow — Praca chwytu powietrza i układy jego regulacji w zaburzonej atmosferze, Ju. W. Lubomudrow — Proste układy regulatorów zapewniających rozprędzanie silników odrzutowych według określonych parametrów, O. B. Własow-Własiuk — Synchronizacja fazowa łopatek śmigieł wielosilnikowych samolotów środkami automatyki, G. P. Anuczkin — Niezawodność i zwiększenie rezerwy aparatury regulacji i zasilania paliwem silników turbośmigłowych, Ł. N. Giecow, T. S. Martianowa — Badanie dynamiki regulacji silnika turbośmigłowego z ograniczeniem wstecznego ciągu, A. M. Prachow — Niektóre własności dysz odśrodkowych silników turbośmigłowych. Książ-

ka przeznaczona jest dla specjalistów automatyki silników, sterowania zespołami silnikowymi lotniczymi i raketowymi oraz zagadnień teorii automatyki regulacji.

L. S.

Cztenie maszynostwoitielnych cziertioziej, M. M. Michniew, Oborongiz, Moskwa, 1962 r., stron 176, cena 49 kop.

Jest to książka z cyklu „biblioteki pracownika przemysłu lotniczego”. Zawiera ona zbiór wiadomości niezbędnych do właściwego odczytywania rysunków konstrukcji maszynowych. W pięciu częściach podano ogólne wiadomości o rysunkach, podział i typy rysunków, zasady sporządzania rysunków, treść rysunku, specjalne wymagania stawiane rysunkom produkcyjnym w przemyśle lotniczym, zasady odczytywania rysunków poszczególnych części, zasady opracowania rysunków części, umowne oznaczenia na nich, kolejność odczytywania rysunku, zasady opracowania z rysunku technologicznego procesu wykonania, odczytywanie rysunków zestawieniowych, zasady i specjalne wymagania opracowania rysunków zestawieniowych, oznaczenia umowne i uproszczone, odczytywanie kształtu zespołów i sposobów połączeń, opracowanie z rysunku technologii montażu. Część czwarta omawia odczytywanie rysunków ze schematami, ich przeznaczenie, stosowane oznaczenia schematyczne i zasady kolejności odczytywania rysunków. W ostatnim rozdziale wyjaśniono zasady opracowania i zastosowania rysunków perspektywicznych. W treści powołano się obszernie na obowiązujące normy i warunki techniczne związane z wykonywaniem rysunków i stosowanymi na nich oznaczeniami. Podano też praktyczne przykłady rysunków oraz ćwiczenia z ich samodzielnie opracowania. Książka przeznaczona jest dla uzupełnienia wiadomości pracowników przemysłu lotniczego, zajmujących się tak wykonaniem detali, jak i ich montażem.

L. S.

Awiacionnoje mietałowodienje, S. M. Winarow, Oborongiz, Moskwa, 1962 r., stron 220, cena 85 kop.

W książce rozpatrzone fizyczne podstawy budowy metali i stopów, podstawy teorii ich termicznej obróbki i zachowanie się metali i stopów w czasie pracy w konstrukcjach. Wyjaśniono pojęcia wytrzymałości teoretycznej i technicznej, zniszczenie kruche i ciągliwe, odkształcenia plastyczne, koncentrację naprężeń, wpływ czynnika skali wielkości, wpływ prędkości obciążenia, wpływ temperatury na własności materiałów metalowych oraz wytrzymałość zmęczeniową w podwyższonych temperaturach. Kolejno omówiono składy chemiczne i własności wytrzymałościowe stopów magnezowych kujnych i odlewniczych, materiałów berylowych, stopów aluminiowych kujnych konstrukcyjnych i żarowytrzymałych oraz odlewniczych konstrukcyjnych i żarowytrzymałych, stopów tytanowych konstrukcyjnych. W następnym rozdziale zebrano dane o stalach, wpływie dodatków stopowych, podano własności stali niskostopowych oraz stali wysokostopowych z kilkoma składnikami, wysokowytrzymałych i nierdzewnych. W ostatnim rozdziale omówiono stopy niklowe, podając ich składy chemiczne i własności fizyczne w wysokich temperaturach oraz metale ciężkopiłne i ich stopy. Podano własności fizyczne i techniczne metali ciężkopiłnych oraz kilku ich stopów. W poszczególnych grupach metali i stopów podano przede wszystkim materiały stosowane w przemyśle lotniczym w budowie samolotów i silników. Książka przeznaczona jest dla studentów wyższych technicznych szkół lotniczych, może być też wykorzystana w biurach konstrukcyjnych.

L. S.

Francuzsko-Russkij Awiacionnyj Słownik, G. A. Znamienski, W. S. Stołbar, S. A. Szczierbań, Wojennoje Izdatielstwo Ministerstwa Obrony Sojuza SSR, Moskwa, 1962 r., stron 436, cena 1 rbl 66 kop.

Francusko-rosyjski słownik lotniczy zawiera ponad 22 000 terminów pojedynczych i złożonych oraz skrótów, spotykanych w lotniczej literaturze francuskiej z następujących specjalności lotniczych; aparatów latających, zespołów silnikowych, przyrządów pokładowych, wyposażenia, uzbrojenia samolotu, aerodynamiki i gazodynamiki, nawigacji lotniczej i innych. Dużo miejsca przeznaczono w słowniku terminologii z zakresu operacyjno-taktycznych działań lotniczych, uzbrojeniu raketowo-jądrowemu oraz systemom sterowania i naprowadzania. W znacznym stopniu wprowadzono do słownika ogólne wyrażenia politechniczne i z dziedzin wojskowych, szeroko stosowane w lotnictwie. Na końcu słownika dodano słownik skrótów.

L. S.

Anglo-Russkij słownik po awiacionnym i raketnym bazam, S. M. Nikitin, Ju. I. Chruszczioz, Wojennoje Izdatielstwo Ministerstwa Obrony Sojuza SSR, Moskwa, 1962 r., stron 336, cena 79 kop.

Słownik ten zawiera około 8000 najbardziej potrzebnych terminów stosowanych przy projektowaniu, budowie i eksploatacji lotnisk, portów lotniczych i baz raketowych. Do słow-

nika włączono też niektóre ogólne terminy lotnicze spotykane w pracach angielskich, omawiających przedstawione zagadnienia. Spotykane skróty podano w tekście słownika. Obok niektórych terminów podano skróty wskazujące teren stosowania (a więc np. SSZA, Br, NATO). W dodatku do słownika podano spis niektórych zagranicznych baz lotniczych i lotnisk, tabelę klasyfikacji portów lotniczych, tabelę literowych oznaczeń raket i pojazdów kosmicznych, tabelę literowych oznaczeń urządzeń startowych i członów nośnych, tabelę międzynarodowych oznaczeń wielokrotności, umowne oznaczenia i znaki matematyczne, stosowane w tekstach i na schematach, tabelę porównawczą miar angielskich, amerykańskich i metrycznych oraz tabelę prędkości.

L. S.

Experimentelle Untersuchungen an einer axialen Turbinenstufe, W. Dettmering, Forschungsberichte des Landes Nordrhein — Westfalen Nr 908, Westdeutscher Verlag (Köln und Opladen) 1962 r., str. 180.

W pracy omawia się wyniki badań stopnia turbiny, przeprowadzone na stoisku badawczym Instytutu Maszyn Przepływowych Wyższej Szkoły Technicznej w Aachen. Opisane stoisko do badań palisad turbinowych jest stoiskiem powietrznym, pracującym na zimno, na ssaniu. Umożliwia ono pomiar parametrów turbiny w ruchu bezwzględny oraz — dzięki zastosowaniu wirującej sondy — również pomiar ciśnienia całkowitego ruchu względnego na wylocie z łopatek wirnika turbiny.

Zamieszczone wyniki badań dotyczyły palisady łopatek o średnicy podziałowej $D_p = 284$ mm i wysokości $h = 42$ mm. Łopatki palisady kierownicy i wirnika turbiny posiadały identyczny — stały wzdłuż wysokości — profil o cięciwie 35,5 mm.

Program badań przewidywał pomiary rozkładów ciśnień z nieruchomej łopatki kierownicy, pomiary parametrów za kierownicą — wzdłuż kilku jej podziałek, pomiary rozkładów ciśnień z wirującej łopatki wirnikowej oraz pomiary parametrów czynnika za wirnikiem turbiny. Badania przeprowadzono w zakresie liczb $M \leq 0,4$ przy wydatku powietrza $G \leq 2,5$ kg/sek. Przebadało łącznie cztery komplety palisad, różniących się wielkością podziałek łopatek. Szczegółowo omówiono wpływ podziałki na wielkość kąta wypływu strumienia z kierownicy, przy czym badania przeprowadzono w obecności wirującego wirnika turbiny oraz bez wirnika. Następnie podano rozkłady spadków ciśnień na palisadach i w całym stopniu, rozkłady strat ciśnienia całkowitego wzdłuż podziałki i wysokości łopatki oraz przeanalizowano wykresy współczynników sprawności. Ponadto zamieszczono porównanie wyników badań pierścieniowych palisad z wynikami badań płaskich palisad łopatkowych. W części teoretycznej pracy podano m.in. metodę uśredniania parametrów turbiny wzdłuż podziałki i wysokości łopatki.

Opracowanie przeznaczone jest dla pracowników naukowo-badawczych laboratoriów maszyn przepływowych i stanowi interesujący materiał do studiów, analiz i porównań z własnymi wynikami badań.

Z. L.

Die Strömung in vielstufigen Axialturbinen mit gerader Beschauelung, K. Bammert, DFL — Bericht Nr 135, Braunschweig 1961 r., str. 18 oraz 25 wykresów.

W pracy przedstawiono metodę obliczania rozkładu parametrów czynnika w szczelinach międzywieńcowych wielostopniowej turbiny gazowej. Rozważania dotyczą ułopatkowania kierownicy i wirnika turbiny, składającego się z prostych łopatek o stałym wzdłuż wysokości profilu.

Wprowadzono zasadnicze równanie różniczkowe przepływu przez palisadę łopatek wiążące entalpię całkowitą czynnika oraz składowe prędkości z promieniem. Z tego równania otrzymano, przy założeniu stałości kątów wypływu strumienia w funkcji promienia, odpowiednie wyrażenia dla składowych prędkości czynnika w szczelinach międzywieńcowych.

W dalszej części pracy podano sposób zastosowania omawianych zależności do obliczeń turbiny wielostopniowej. Wykorzystano przy tym fakt stałości entalpii całkowitej wzdłuż linii prądu dla czynnika przepływającego przez kierownicę turbiny oraz stałość odpowiedniej wielkości przy przepływie przez wirnik turbiny.

W zakończeniu zamieszczono omówienie przykładu obliczeniowego oraz dołączono wykresy zmienności charakterystycznych parametrów turbiny.

Pomimo że w pracy rozpatruje się przepływ bez tarcia, zainteresuje ona pracowników instytutów i biur konstrukcyjnych specjalizujących się w wirnikowych maszynach przepływowych.

Z. L.

Terminologia lotnicza

U w a g a: TL rozpoczęła druk działu „Terminologia lotnicza” w zesz. 3/62, gdzie podano wyjaśnienia wstępne oraz systematykę działową

Dział 1. LOTNICTWO — POJĘCIA, KLASYFIKACJA (hasła z tego działu poprzednio drukowano w zesz. 3/62 i 6/62).

Administracja lotnicza (władza lotnicza Nw) 1.
— administracja obejmująca lotnictwo

a. air administration (air authority); f. administration de l'aéronautique; n. Luftfahrtverwaltung (Luftfahrtbehörde); r. авиационная власть

Ciąg silnika odrzutowego (odrzut Nw) 1.

— wypadkowa siły odrzutu, działająca równoległe do osi silnika odrzutowego, nadająca statkowi powietrznemu ruch postępowy

a. jet thrust; f. poussée d'un réacteur-d'une fusée; n. Schub; r. тяга

Ciąg śmigła 1.

— wypadkowa siła aerodynamicznych śmigła, działająca równoległe do osi obrotu śmigła, nadająca statkowi powietrznemu ruch postępowy

a. thrust; f. poussée d'une hélice; n. Schub; r. тяга винта

Medycyna lotnicza 1

— gałąź medycyny, zajmująca się badaniem wpływu warunków pracy w lotnictwie na organizmy personelu latającego oraz opracowywaniem właściwych sposobów zabezpieczenia przed szkodliwością działania tych warunków

a. air medicine; f. médecine aéronautique; n. Luftfahrt-Heilkunde; r. авиамедицина

Odmiana typu 1

— konstrukcyjna odmienność typu, powodująca zmianę warunków użytkowania, własności lotnych lub też osiągnięć danego typu w sposób wykraczający poza zakres tolerancji, przewidziany dla prototypu

a. modification type; f. variante; n. Abart (Änderungstyp);

Okres międzynaaprawczy 1.

— ustalony okres pracy sprzętu lotniczego, gwarantujący jego bezpieczne i sprawne działanie przy zachowaniu zasad eksploatacji podany w godzinach, ilości startów, okresach itp.

a. working hours (working conditions); f. heures de travail; n. Arbeitsstunden; r. рабочие условия (условия эксплуатации)

Państwo rejestracji statku powietrznego 1.

— państwo, do którego rejestru wpisany jest statek powietrzny

a. state of registry; f. état d'immatriculation; n. Eintragungsstaat; r. государство записи

Pasażer lotniczy 1

— osoba przewożona na pokładzie statku powietrznego, nie będąca członkiem załogi

a. passenger (air passenger); f. passager aérien (voyageur); n. Luftfahrgast; r. пассажир

Członek załogi 1.

— osoba, pełniąca określone czynności w czasie lotu na pokładzie statku powietrznego

a. flight crew member; f. membre de l'équipage de conduite; n. Mitglied der fliegenden Besatzung; r. член летающего состава

Eksploatacja lotnicza 1.

— przewóz pasażerów lub towarów drogą powietrzną, za wynagrodzeniem lub w drodze wynajmu statku powietrznego

a. air-transport operations; f. exploitation aérienne; n. Luftverkehrsbetrieb; r. воздушная эксплуатация

Flutter 1.

— samowzbudne drgania skrętno-giętne konstrukcji lotniczych

a. flutter; f. flutter (vibration des ailes); n. Flattern; r. флаттер (колебание)

Higiena lotnicza 1.

— dział higieny zawodowej, którego celem jest zapewnienie właściwych warunków pracy i bytowania personelu latającego

Personel latający 1.

— osoby posiadające odpowiednie kwalifikacje i uprawnienia do pełnienia na pokładzie statku powietrznego czynności członków załogi

a. flight crew member; f. équipage de conduite (équipage technique); n. fliegende Besatzung; r. летающий состав

Pionowy start i lądowanie (skrót PSL) 1.

— oznaczenie rodzaju startu

a. vertical take off and landing (VTOL); n. Senkrechtstarten; r. вертикальный взлёт и посадка (верт. взлёт)

Poczta lotnicza (poczta powietrzna N) 1.

— przesyłki pocztowe przewożone za pomocą statków powietrznych

a. air mail; f. poste aérienne; n. Luftpost; r. авиачшта

Podwozie wciągać — wypuszczać (chować Nw) 1.

— czynność

a. to retract (to fold up, to lower, to extend); f. relever (escamoter, renté); n. Einziehen (Einfahren) — ausfahren; r. убрать (шасси) — выпустить (шасси)

Prawo lotnicze 1.

— ogół norm prawnych dotyczących lotnictwa

a. air law (air regulations); f. droit aérien; n. Luftrecht; r. воздушное право

Prototyp (pierwotny) 1.

— pierwsze egzemplarze sprzętu, służące w zasadzie do przewidzianych dla tego sprzętu prób

a. prototype; f. prototype; n. Muster; r. прототип, (первый вариант конструкции)

a. air hygienics; f. hygiène aéronautique; n. Luftfahrt-Hygiene; r. авиационная гигиена

Integralny

— wykonany jako całość konstrukcyjna

a. integral (np. integral tank); f. integral; n. integral (np. ingebauter Behälter); r. интеграл (цельный)

Komunikacja lotnicza (komunikacja powietrzna N)

— komunikacja za pomocą statków powietrznych

a. air traffic (air transport, air transportation); f. trafic aérien; n. Luftverkehr; r. воздушное сообщение (в перевозка)

Krótki start i lądowanie (skrót KSL)

— oznaczenie rodzaju startu

a. short take off and landing (STOL); n. Kurzstarten; r. С.Т.Р. взлёт и посадка

KSL por. krótki start i lądowanie

Licencja budowy

— zezwolenie na produkcję sprzętu obcego typu na podstawie nabytej dokumentacji technicznej

a. construction license; f. license de construction; n. Baulizenz; r. лицензия (разрешение конструкций)

Linia lotnicza

a) stała trasa lotów statków powietrznych, wykonywujących przewozy regularne

b) przedsiębiorstwo transportu lotniczego, wykonujące regularne przewozy za pomocą statków powietrznych

1. a. airline (airway, air route, air traffic line); f. ligne aérienne (ligne de transport aérien, service aérien); n. Fluglinie (Luftlinie, Verkehrslinie, Luftstrecke); r. авиалиния

Lotnictwo wojskowe

1

1. — lotnictwo stanowiące rodzaj sił zbrojnych
a. air force; f. aviation militaire (force aérienne, flotte aérienne); n. Luftstreitkräfte; r. боевая (военная) авиация

Lotnicza służba zdrowia

1

1. — dział służby zdrowia, mający na celu stosowanie w praktyce postulatów medycyny i higieny lotniczej

Lot statku latającego

1

1. — ruch statku latającego w atmosferze lub w przestrzeni pozaatmosferycznej

a. flight of the aircraft; f. vol de l'aeronef; n. Flug des Luftfahrzeuges; r. полёт воздушного судна

Mapa komunikacji lotniczej

1

1. — mapa schematyczna, przedstawiająca sieć linii lotniczych i lotnisk komunikacyjnych

a. airway map; f. carte du service aérien; n. Luftverkehrskarte; r. карта воздушных сообщений

PSL por. Pionowy start i lądowanie

1.

Ruch lotniczy

1.

— ruch statków powietrznych w przestrzeni powietrznej oraz na powierzchni ziemi lub wody

a. air traffic; f. circulation aérienne; n. Luftverkehr; r. воздушное движение

Samoobróć śmigła

1.

— obroty śmigła, spowodowane przez prędkość postępową statku powietrznego, przy niepracującym silniku

a. windmilling; f. autorotation; n. Mahlen der Luftschraube; r. авторотация (ветрянка, ветрак, самовращение)

Schemat

1.

— układ samolotu, forma i rozmieszczenie części samolotu, zapewniające warunki przeznaczenia w eksploatacji

a. arrangement; f. disposition (agencement); n. Anordnung; r. устройство (расположение)

Seria

1.

— określona liczba sprzętu wykonana według dokumentacji typu

a. series; f. de série; n. Serien; r. серия (ряд)

Sezon lotniczy

1.

— pora roku lub okres czasu dogodny do wykonywania lotów

a. flying season; f. saison de vol; n. Flugsaison; r. авиационный сезон

Transport lotniczy (transport powietrzny N)

1.

1. — przewóz osób lub przedmiotów za pomocą statków powietrznych

a. air transport (air traffic); f. transport aérien (trafic aérien); n. Lufttransport (Luftbeförderung); r. воздушный транспорт

Transport lotniczy handlowy (transport powietrzny płatny N)

1.

1. — transport lotniczy wykonywany za opłatą

a. commercial air transport (commercial air traffic); f. transport aérien commercial (trafic commercial aérien); n. Handelsluftverkehr (gewerbmässiger Luftverkehr); r. коммерческий воздушный транспорт

Transport lotniczy krajowy (transport powietrzny wewnętrzny N)

1.

1. — transport lotniczy, wykonywany w przestrzeni powietrznej tylko jednego kraju

a. domestic commercial air transport (internal home, (commercial air service); f. transport aérien commercial interieur; n. Inlands-Handelslufttransport (Inlands-Lufttransportdienst); r. внутренний коммерческий воздушный транспорт

Transport lotniczy międzynarodowy (transport powietrzny międzynarodowy N)

1.

1. — transport lotniczy wykonywany w przestrzeni powietrznej więcej niż jednego kraju

a. international commercial air transport (traffic); f. transport aérien commercial international; n. internationaler Handelslufttransport (Weltluftverkehr); r. международный коммерческий воздушный транспорт

HYDROAEROMECHANIKA

532.526:533.6.011.5

ILot

Madejski J.: Laminar thermal boundary layer at high velocities. Laminarna termiczna warstwa przysięciana przy wielkich prędkościach. Arch. Mech. Stos., PAN, 1962, t. 14, nr 6, s. 865-873, rys. 4, ods. 10.

Wyprowadzone zostają równania całkowite przysięciennej termicznej warstwy laminarnej dla płaskiej płyty, omywanej przez czynnik przepływający z wielką prędkością. Z równania Fouriera-Kirchhoffa otrzymuje się dwa tego rodzaju równania, umożliwiające wyznaczenie np. grubości warstwy oraz współczynnika odzysku temperatury σ (sigma). Zbadano szczegółowo przypadek przepływu czynnika nieściśliwego o stałych własnościach fizycznych. Stwierdzono, że metoda przyjmowania profili temperatury w formie wielomianów daje niezłe wyniki. Zbadano przypadek gazu jako ośrodka ściśliwego o zależnych od temperatury własnościach fizycznych. Podano również tok postępowania przy obliczaniu wymiany ciepła dla zagadnienia ze zmienną temperaturą ścianki. (a)

532.526.2

ILot

Dorodnicyn A. A.: Cislennyje metody reszenia urawnienij laminarnowo pogranicznowo stoją. Metody numeryczne rozwiązywania równań laminarnej warstwy przysięciennej. Arch. Mech. Stos., PAN, 1962, t. 14, nr 3/4, s. 343-357, rys. 3, ods. 6.

Pierwsza metoda nazywana „uogólnioną metodą relacji całkowych” opiera się na zastosowaniu zbioru relacji całkowych typu Kármána. Z warunku spełnienia tych relacji całkowych (ich liczba może być dowolnie wielka) wyznaczone są rozkłady naprężeń, czyli tarcie, oraz temperatury i inne wielkości w przekrojach poprzecznych warstwy przysięciennej. Z matematycznego punktu widzenia zagadnienie sprowadza się do rozwiązania układu równań różniczkowych zwyczajnych, co nie przedstawia trudności dla elektronowej maszyny liczącej.

Druga metoda polega na przedłużeniu rozwiązania przez kolejne przekroje warstwy przysięciennej. Wzory aproksymacyjne dobrano w taki sposób, że w każdym trzeba co najwyżej rozwiązywać zwyczajne równanie różniczkowe liniowe drugiego rzędu. — Podano kilka przykładów obliczeń. (a)

533.6.011.55

ILot

Bogdonoff S. M., Vas I. E.: Some experiments on hypersonic separated flows. O pewnych doświadczeniach na temat przepływów hipersonicznych z oderwaniem. Arch. Mech. Stos., PAN, 1962, t. 14, nr 3/4, s. 407-442, rys. 30, ods. 53.

Praca jest częścią szerokiego programu ogólnych badań zjawisk oderwania laminarnej warstwy przysięciennej oraz prób wykorzystania takiej oderwanej warstwy w celu wywierania wpływu na tarcie i wymianę ciepła przy prędkościach hipersonicznych.

W helowym tunelu hipersonicznym Uniwersytetu w Princeton przeprowadzono szczegółowe badania powyższych przepływów z oderwaniem; stosowano przy tym obserwację wizualną, a także mierzono rozkłady ciśnienia na ściance modelu oraz wymianę ciepła. Zakres liczb Macha obejmował wartości 10-20; liczby Reynoldsa sięgały 4-5 milionów. Zbadano modele począwszy od takich, dla których oderwanie występuje już na nosku (prawie możliwe pominięcie grubości warstwy przysięciennej), skończywszy na modelach z zagłębieniami w ściankach, dla których oderwanie było wywołane zarówno przez wzrost ciśnienia (odgięcie przepływu), jak też przez geometrię modelu (przepływ koło zagłębienia w ściance). Otrzymane wyniki zostały porównane z odpowiednimi zjawiskami w przepływie naddźwiękowym, przy czym omówiono szerzej dające się zauważyć różnice. Podano również pewne praktyczne zastosowania hipersonicznych przepływów laminarnych z oderwaniem oraz porównanie uzyskanych wyników z istniejącymi teoriami. (a)

533.6.011.6

ILot

Busing J. R.: The effect of surface catalytic efficiency on stagnation point heat transfer. Wpływ katalizacyjnego działania ścianki na wymianę ciepła w punkcie spiętrzenia. Arch. Mech. Stos., PAN, 1962, t. 14, nr 3/4, s. 443-460, rys. 17, ods. 8.

Podano wyniki badań doświadczalnych nad różnicą prędkości wymiany ciepła w przypadku ścianki działającej i nie działającej katalizycznie. Zostały wykonane bezpośrednie pomiary prędkości wymiany ciepła w przypadku, gdy ścianka była pokryta nałożoną chemicznie warstewką platyny oraz naporowana w próżni warstewką tlenku krzemu. Posługiwano się termometrem oporowym z czujnikiem w postaci cienkiej folii, sprężonym z odpowiednim urządzeniem analogowym. Warstewki platyny i tlenku krzemu były nakładane w pobliżu punktu spiętrzenia na kulki ze szkła „pyrex”. Pomiary wykonywano w rurze uderzeniowej College of Aeronautics. Modele były wykonane tak, że prędkość wymiany ciepła mierzono przy identycznych parametrach przepływu.

Wyniki pomiarów wykazują, że prędkość wymiany ciepła dla modelu pokrytego warstewką platyny jest znacznie wyższa niż dla modelu pokrytego tlenkiem krzemu. Wynik powyższy potwierdza teoretyczne przewidywania. (a)

533.6.011.5:533.69.04

ILot

Bielocerkowski O. M., Czuszkina P. I.: Swierchzhlukowoje obtekanje zatuplennych tiel. Przepływ naddźwiękowy wokół ciał tępo zakończonych. Arch. Mech. Stos., PAN, 1962, t. 14, nr 3/4, s. 461-489, rys. 25, ods. 23.

W pracy podano rozwiązanie numeryczne ściśle sformułowanego zagadnienia przepływu naddźwiękowego wokół tępo zakończonych ciał o danym kształcie. Założono, że gaz jest doskonały.

Rozpatrzone przypadek płaski i osiowo-symetryczny. Przepływ okołodźwiękowy w obszarze wpływu w pobliżu noska ciała opływowego, pomiędzy wysuniętą falą uderzeniową a powierzchnią ciała, obliczono metodą związków całkowych, zaproponowaną przez A. A. Dorodnicyna. Metoda ta umożliwia sprowadzenie w sposób przybliżony nieliniowego układu równań różniczkowych rządzących zagadnieniem — do układu równań zwyczajnych. Metoda powyższa została opracowana przez O. M. Bielocerkowskiego dla obliczenia przepływu wokół dwuwymiarowych i osiowo-symetrycznych ciał tępo zakończonych przy prędkościach naddźwiękowych ($M_\infty > 1$).

533.6.071

ILot

Jungowski W. M.: Methods of calculation of stagnation temperature in a hypersonic gun tunnel. Metody obliczania temperatury spiętrzenia w hiperdźwiękowym tunelu z ruchomym łukiem. Arch. Mech. Stos., PAN, 1962, t. 14, nr 3/4, s. 491-503, rys. 11, tab. 1, ods. 14.

Dyskusja stosowanych metod obliczeniowych, analiza zjawisk występujących w tunelu i opis metody obliczeniowej autora. Poza tym przeprowadzono porównanie wyników obliczeń z dostępnymi wynikami pomiarów oraz przedyskutowano wpływ na temperaturę spiętrzenia tarcia gazu, wymiany ciepła między gazem a ścianką rury i ciężaru łuku. (a)

533.69.048:532.52

ILot

Prosnak W. J.: On the viscous flow near the stagnation point on an interface. O ruchu cieczy lepkiej w pobliżu punktu spiętrzenia leżącego na powierzchni nieciągłości. Arch. Mech. Stos., PAN, 1962, t. 14, nr 3/4, s. 505-542, rys. 21, ods. 9.

Postawione zagadnienie zbadano równoległe trzema metodami, mianowicie: 1) metodą małego parametru, 2) metodą zbliżoną do metody Pohlhausena, ale opartą na wprowadzeniu rozkładu prędkości w zupełnie odmiennej formie, 3) metodą numerycznego całkowania wyjściowego układu równań, przy czym odpowiednie obliczenia zostały wykonane na elektronowej maszynie cyfrowej IBM-650. Wyniki zostały podane w formie wykresów umożliwiających m.in. porównanie poszczególnych metod. Opracowano również i podano przybliżone wzory określające grubość warstwy przysięciennej, miary liniowe straty wydatku i pędu, strumień ciepła poprzez powierzchnię nieciągłości oraz grubość warstwy temperaturowej.

W oparciu o wyniki pracy obliczyć można przepływ w otoczeniu punktu spiętrzenia położonego na płaskiej powierzchni nieciągłości rozdzielającej ciecze o dowolnie danych gęstościach, lepkościach i temperaturach. W szczególności określić można strumień ciepła i grubość warstw temperaturowych po stronach tej powierzchni. Wyniki pracy mogą być zastosowane jako pierwsze przybliżenie do zagadnień związanych z chłodzeniem ciał poruszających się z wielkimi prędkościami w atmosferze. W pracy wskazano na dwa przykłady zastosowań tego rodzaju. (a)

533.697.3

ILot

Fiszdon W.: A method of calculating the flow in a divergent nozzle with oscillating walls. Metoda obliczania przepływu przez dyfuzor o drgających ściankach. Arch. Mech. Stos., PAN, 1962, t. 14, nr 3/4, s. 644-649, rys. 4, ods. 5.

W pracy przedstawiono metodę wyznaczania parametrów przepływu naddźwiękowego przez dyfuzory o harmonicznie drgających ściankach. Założono, że kształt dyfuzora osiowo-symetrycznego o niekoniecznie prostej tworzącej, jest taki, że przepływ może być opisany równaniem liniowym potencjału zaburzeń. Stosując metodę charakterystyk rozwiązano zagadnienie za pomocą równań całkowych Volterra.

Praca jest podstawą do badania aeroelastycznej dynamicznej stateczności naddźwiękowych dyfuzorów posiadających elastyczne ścianki. (a)

532.529.6:533.697

ILot

Chomiak J.: Kolebanja kapli wiązki zidkosti w turbulentnym gazie. Drgania kropli lepkiej cieczy w turbulentnym obszarze gazu. Arch. Mech. Stosowanej, PAN, 1962, t. 14, nr 3/4, s. 689-699, rys. 3, ods. 6.

Zagadnienie wzbudzenia małych drgań kropli lepkiej cieczy przez turbulentny ośrodek zewnętrzny i określenia wielkości odkształcenia kropli przy podstawowej, drugiej postaci drgań (pierwszej postaci odkształcenia).

Rozwiązanie problemu — równania drgań w turbulentnym ośrodku ściśliwym nielepkiem i lepkiem nieściśliwym uzyskano stosując równanie Langrange'a do wyrażen na energię potencjalną i kinetyczną, energię doprowadzoną do kropli przez czynnik zewnętrzny i funkcję dysypacji. Dla przykładu obliczono widma odkształceń kilku kropli nafty przy drganiach wzbudzonych przez turbulentny przepływ powietrza przez rurę. (a)

AERODYNY, ICH CZĘŚCI I OSPRZĘT

629.138.5 ILOt

Newman D. R.: The De. Havillaud DH 121 Trident. Samolot De. Havillaud DH 121 Trident. Aircr. Engng., 1962, t. 34, nr 399, s. 149-154, ods. 7.

Przedstawiono historię rozwoju, geometrie, cechy konstrukcyjne, próby i urządzenia powyższego trójsilnikowego odrzutowego samolotu transportowego. (J. Ch.)

629.135.456 ILOt

Keith - Lucas D.: The role of jet lift. Znaczenie siły nośnej uzyskanej za pomocą strumienia gazu. J. roy. aero. Soc., 1962, t. 66, nr 617, s. 283-292.

Tekst piętnastego odczytu ku czci Louis Bleriota. W zwartym przeglądzie zastosowań strumieniowej siły nośnej dla użytku pionowego startu i lądowania samolotów rozważono następujące zagadnienia: problem startu i lądowania, zasady uzyskiwania siły nośnej od strumienia gazu, współczesne osiągnięcia, urządzenia nosne, układy sterowania, problemy eksploatacyjne, zastosowania wojskowe, zastosowania cywilne i samoloty złożone. (J. Ch.)

629.135.456:629.136.039 ILOt

Stepniowski W. Z.: The subsonic VTOL and GETOL in perspective. Perspektywy poddźwiękowych samolotów pionowego startu i wykorzystujących oddziaływanie Ziemi do startu i lądowania. Aerospace Engng., 1962, t. 21, nr 4, s. 10-26.

Dla określenia możliwego znaczenia samolotów pionowego startu oraz wykorzystujących oddziaływanie Ziemi, jako środków transportu ludzi i towarów, całe zagadnienie przeanalizowano szczegółowo na tle samolotów zwykłych i śmigłowców. (J. Ch.)

629.135 ILOt

Newell A. F., Hove D.: Eighth aircraft production conference, Cranfield: aircraft design trends. Osma konferencja dotycząca wytwarzania samolotów (w Cranfield): dążenia w konstrukcji samolotów. Aircr. Engng., 1962, t. 34, nr 399, s. 132-139, ods. 14.

W powyższym przeglądzie rozważono następujące zagadnienia: rozwój konstrukcji integralnych, porównanie konstrukcji samolotów projektowanych do lotów w obszarze poddźwiękowym i naddźwiękowym, konstrukcje przekładkowe, konstrukcje pomocnicze, cywilny transport naddźwiękowy, projekt Cranfield A-60 (naddźwiękowy samolot pasażerski). (J. Ch.)

629.135.4:533.662.6 ILOt

Smollen E., Marshall Ph., Gabel R.: Active Vibration Isolation of Helicopter Rotors. „Czynna” izolacja drgań wirników śmigłowców. Amer. Helicopter Soc., 1962, t. 7, nr 2, s. 42-55, rys. 14.

Głównym źródłem drgań śmigłowca jest wirnik, przy czym częstotliwość najważniejszych wzbudanych drgań jest iloczynem ilości łopatek i prędkości obrotowej. Istnieją duże trudności ze stłumieniem tych drgań, jak również ze zmniejszeniem skutków ich działania na kadłub.

W pracy rozpatrzona jest koncepcja zmniejszenia obciążeń od drgań przez izolowanie głowicy wirnika od konstrukcji kadłuba przy pomocy specjalnie pomyślanego układu „czynnego”, w skład którego oprócz elementów sprężystych wchodziłyby również urządzenia typu antywzбудników, sterowanych automatycznie. Układ taki zapewniałby bardzo niskie częstotliwości drgań własnych rzędu 2-3 Hz i ulegałby znacznie mniejszym odkształceniom przy pracy niż typowy układ „bierny” tej samej sztywności.

Za pomocą typowych równań Langrange'a dokonana została analiza teoretycznie proponowanego układu. Otrzymane wyniki (w obliczeniach użyto parametrów śmigłowca Vertol 107 zaopatrzonego w „czynny” układ izolujący i bez niego) porównano z wynikami badań w locie. Uzyskane wyniki wskazują na dużą wartość „czynnego” izolowania drgań.

Studium nad konstrukcyjnym rozwiązaniem urządzenia wskazuje, że ciężar „czynnego” układu izolującego wahać się będzie od 1 do 1,25% ciężaru całkowitego śmigłowca dla każdego wirnika. Pobór mocy dla każdego wirnika obliczony został na 3 KM. (R. W.)

629.135.4:629.137.3 ILOt

Rich M. I.: Structural design for amphibious helicopters. Konstrukcja śmigłowców-amfibii. Amer. Helicopter Soc., 1962, t. 7, nr 3, s. 17-27, rys. 19.

W pracy przedstawiono kryteria konstrukcyjne dla śmigłowca-amfibii, opracowane dla uzyskania idealnego świadectwa zdolności. Kryteria te obejmują wymagania przepisów CAR (Civil Air Regulation) i aktualny zakres warunków pracy śmigłowca nad morzem. Wyprowadzone są metody określania obciążeń hydrodynamicznych i ciśnień działających na śmigłowca. Przedstawione są również wyniki doświadczalnego sprawdzenia podanych kryteriów i metod analitycznych.

Osobną część stanowi konstrukcyjny opis kadłuba śmigłowca-amfibii zbudowanego dla spełnienia wymagań operacji ziemno-wodnych. Próby w locie śmigłowca S-62A wykazały, że śmigłowca ten spełnia z nadmiarem wymagania minimalne i jest w pełni zdolny do wykonywania zadań amfibijnych. (R. W.)

629.135.4:533.6.013.42 ILOt

Crimi P., White R., Jr.: Investigation of the aeroelastic Characteristics of a jet-flap helicopter rotor in hovering flight. Badanie aeroelastycznych właściwości wirnika śmigłowcowego z kłapą strumieniową w locie wisiącym. Amer. Helicopter Soc., 1962, t. 7, nr 2, s. 22-31, rys. 11.

Zbadano aeroelastyczne właściwości dwułopatowego wirnika śmigłowcowego z kłapą strumieniową w locie wisiącym. Badania dokonano dla łopatek posiadających zamocowanie tylko na przegubach poziomych i tylko dla przypadku, gdy przegub poziomy i przegub centralnego podparcia użyte były wspólnie. Prześludniowana konfiguracja wirnika miała zastosowane kłapy strumieniowe dla sterowania okresowego, sterowania skokiem ogólnym i dla wytwarzania poziomej składowej ciągnącej.

Pięcioma stopniami swobody, uwzględnionymi w analizie były: wahanie łopaty wokół przegubu poziomego, wahanie tarczy wirnika wokół przegubu centralnego podparcia, zginanie, skręcanie i odchylenie strumienia. Ckresowo zmienne siły aerodynamiczne, związane z tymi stopniami swobody, obliczone zostały na bazie quasi-statycznej teorii aerodynamicznej.

Procesy analityczne dla określenia wpływu różnych parametrów na aeroelastyczne zachowanie rozpatrywanej konfiguracji wirnika wykonane zostały na maszynie cyfrowej IBM '04. Wśród rozpatrzonych parametrów były: położenie środka ciężkości na cięciwie, położenie osi sprężystej, stosunek częstotliwości drgań własnych giętych i skrętnych oraz współczynnik uwzględniający nacmuch strumienia. Wpływ ważniejszych spośród tych parametrów na zbadane własności aeroelastyczne układu wirnika z kłapą strumieniową jest przedstawiony i przedyskutowany. (W. R.)

629.135.4.073:533.662.6 ILOt

Liv, D. T.: Rotor stability derivatives at high inflow ratio conditions for tilt rotor VTOL aircraft. Pochodne stateczności wirnika w warunkach wysokich współczynników napływu dla pionowo startujących i lądujących statków powietrznych z przekraczanym wirnikiem. Amer. Helicopter Soc., 1962, t. 7, nr 2, s. 10-21, rys. 7.

Udział wirnika w pochodnych stateczności statków latających pionowego startu i lądowania (PSL=VTOL) w warunkach wysokich współczynników napływu. Wyrażenia analityczne dla obliczenia pochodnych stateczności wirnika wyprowadzone zostały dla stanu zawisu, lotu przejściowego i lotu z dużą prędkością statku PSL (VTOL). Do przeprowadzonej analizy zastosowano rozszerzoną teorię, w której kąt napływu elementu łopaty w płaszczyźnie prostopadłej do podłużnej osi łopaty nie był uważany za wielkość małą, jak to ma miejsce w zwykłej teorii łopaty. Określony został błąd, jaki powstaje przy wyznaczaniu pochodnych, gdy przyjęte zostaje założenie małych kątów napływu.

Zaleca się, aby rozszerzona teoria łopaty stosowana była przy obliczaniu pochodnych stateczności wirnika dla statków PSL (VTOL) w stanach lotu, w których prędkość przekracza 161 km/h i gdy skok ogólny przewyższa 0,4 radiana. Stwierdzono znaczne rozbieżności w wartościach pochodnych tłumienia podłużnego, obliczonych z przyjęciem założenia małych kątów i bez takiego założenia dla statku PSL (VTOL) w konfiguracji odpowiadającej wysokiej prędkości lotu do przodu i wysokim wartościom skoku. W powyższych warunkach destabilizujących udział wirnika obliczony z uwzględnieniem założenia małych kątów był ponad dwukrotnie większy od udziału obliczonego z pomocą rozszerzonej teorii. Stwierdzono, że destabilizujący udział wirnika, obliczony z pomocą rozszerzonej teorii, jest w przybliżeniu tego samego rzędu wielkości co ustaczejniający udział typowego usterzenia poziomego. Odkryte zostało, że główną przyczyną rozbieżności wyników jest otrzymanie zawyżonych wartości ujemnego przyrostu ciągu przy założeniu małych kątów w warunkach wysokich współczynników napływu i wysokich skoków. W tym samym stanie lotu absolutna wielkość pochodnych wahadłowych przemieszczeń wirnika w odniesieniu do skoku wypadła znacznie większa przy zastosowaniu rozszerzonej teorii. Błąd popełniany przy obliczaniu udziału wirnika w pochodnych stateczności statycznej statku PSL (VTOL) przy zastosowaniu założenia małych kątów był nieznaczący. (R. W.)

SILNIKI LOTNICZE

621.438 ILOt

Morley F. W.: Eighth aircraft production conference, Cranfield: engine design trends-1. Osma konferencja dotycząca wytwarzania samolotów (w Cranfield): dążenia w konstrukcji silników-1. Aircr. Engng., 1962, t. 34, nr 399, s. 126-128, 148.

Przedstawiono drogę postępu konstrukcji silników od złożonych wojskowych silników tłokowych poprzez pierwsze proste turbiny gazowe — do powszechnie współcześnie używanych złożonych silników turbodrzutowych. Dla wyjaśnienia niektórych zagadnień konstrukcyjnych i ich wpływu na technologię użyto przykładu współczesnego silnika dwuprzepływowego. (J. Ch.)

621.438 ILOt

Hooker S. G.: Eighth aircraft production conference, Cranfield: engine design trends-2. Osma konferencja dotycząca wytwarzania samolotów w Cranfield: dążenia w konstrukcji silników-2. Aircr. Engng., 1962, t. 34, nr 399, s. 129-131.

Wzrastające osiągi współczesnych silników turbodrzutowych prowadzą do trudności konstrukcyjnych, opisano kilka przykładów na to, wraz z rozwiązaniami.

Szczególną uwagę zwrócono na: drgania łopatek, podatność kadłubów, zamocowanie łopatek i centrowanie wirników turbin, konstrukcję komór spalania oraz technologię wykonywania łopatek turbin. (J. Ch.)

621.43.038.8 ILOt

Machin W. A., Priskiakov W. F., Tokar' I. F.: Teoria istnienia kipiarszczej żidkosti czeriez centrobieznijnu forsunku. Teoria wpływu parującej cieczy poprzez wirowy wiryskiwacz. Izv. Wys. Uczeb. Zaw., Awiacionnaja Tiechnika, 1962, nr 3, s. 166-176, rys. 7, ods. 3.

Podgrzanie cieczy do temperatury, przy której sprężystość jej par będzie przewyższała ciśnienie otoczenia, powoduje wpływ z wtryskiwacza różny od wpływu chłodnej cieczy. Wraz ze wzrostem sprężystości par cieczy, następuje zmniejszenie się współczynnika wydatku. Autorzy artykułu przedstawili teorię wpływu takiej dwufazowej cieczy. Wyniki badań ze stosunkowo dużą dokładnością potwierdzają rozwiązania teoretyczne. (R. Ł.)

WYTWARZANIE SPRZĘTU LOTNICZEGO

621.794:621.357.8 ILOt

Electrochemical machining. Obróbka elektrochemiczna. Aircr. Prod., 1962, t. 24, nr 12, s. 410-414, rys. 6.

Jedną z metod obróbki bezwirowej stanowi obróbka elektrochemiczna. Rozwinięta w ciągu ostatnich lat, staje się sil-

nym konkurentem innych metod. Szczególne jej zastosowanie, to obróbka kształtów przestrzennie krzywych oraz drażnienie otworów o dużym stosunku głębokości do średnicy i to szczególnie w materiałach trudnoobrabialnych.

W artykule omówiono stoisko do obróbki elektrochemicznej skonstruowane przez firmę Rolls-Royce. Jest to stoisko czteroopozycyjne, pracujące w pełnym cyklu automatycznym, według założeń służące do obróbki profilu łopatek turbinowych. W treści podano zasadę działania, układ sterowania, oprzyrządowanie, proces technologiczny wraz z parametrami. (A.G.)

621.941

ILot

Non-circular copy-turning. **Toczenie kopiowe kształtów niekołowych.** Aircr. Prod., 1962, t. 24, nr 12, s. 421-426, rys. 13.

Toczenie kopiowe kształtów niekołowych bywa spotykane dość często, na przykład: do obróbki krzywek, wałków rozrządnych, wałków o przekrojach eliptycznych, kwadratowych i prostokątnych, zarówno na powierzchniach zewnętrznych jak i wewnętrznych, a także na czołach. W artykule omówiono układ sterowania hydraulicznego, układ wodzący, konstrukcję tych zespołów, sam proces toczenia kopiowego przy toczeniu kształtów wewnętrznych, zewnętrznych, toczenie negatywowe, kopiowanie w kilku przejściach, konstrukcje wzorników. Wreszcie omówiono zmienność parametrów skrawania i ich korekcję. (A.G.)

669.462:629.13.012.002

ILot

Merther J. R.: Drawn welded tubing. **Produkcja rur ciągnionych i spawanych.** Aircr. Prod., 1962, t. 24, nr 12, s. 434-443, rys. 16, tab. 1.

Wytwarzanie rur ciągnionych i spawanych ze stali nierdzewnych według lotniczych norm wytrzymałości i dokładności stworzyło znaczny postęp w technologii tych wyrobów. Przede wszystkim umożliwiło wykonywanie szerszego asortymentu wymiarowego i jakościowego, zależnie od potrzeb, przy wyższym standardzie wymagań. W treści artykułu, autor porusza technologię wykonania rur z omówieniem faz procesu i stosowanego oprzyrządowania, sprawę spawania i kontrolę szwu, cięcie i kontrolę ogólną. Zamieszczono również szereg zdjęć i rysunków ilustrujących poszczególne etapy procesu. (A.G.)

621-253:621.9:621.3

ILot

Sosienko A. B.: Elektroimpulsna obróbka raboczich koles gazowych turbin. **Obróbka elektroimpulsowa wirników turbin gazowych.** Stanki i Instrument, 1962, r. 32, nr 6, s. 16-20, rys. 6, tab. 4, ods. 3.

Rozwój obróbki elektroimpulsowej w ostatnich czasach pozwala na wprowadzenie jej do wykonywania części w normalnej produkcji. Szczególną przydatność obserwuje się przy zastosowaniu tej metody do obróbki elementów ze stopów trudnoobrabialnych, np. stopów żaroodpornych i o złożonych kształtach geometrycznych.

Zastosowanie impulsów o wysokiej częstotliwości (do kilku tysięcy itd.) spowodowało osiągnięcie znacznych wydajności zdejmuwanego materiału (rzędu kilku cm^3/min). Artykuł omawia poza tym wiele aspektów technicznych stosowania obrabiarek elektroimpulsowych w przemyśle lotniczym, a mianowicie: konstrukcja i obliczanie elektrod, zużycie elektrod, wielkość warstwy uszkodzonej obróbką elektryczną itp. A.G.

621.9-52

ILot

Automatic position-setting. **Automatyczne ustalanie położenia.** Aircr. Prod., 1962, t. 24, nr 10, s. 350-358, rys. 12.

Firma francuska Ateliers Guillemin-Sergot et Pegard skonstruowała nową obrabiarkę, znacznie odbiegającą wyglądem od znanych wzorów. Konstrukcja oparta na obrabiarkach współrzędnościowych, w których wprowadzono sterowanie numeryczne do wyznaczania położenia oraz do wymiany narzędzi, znajdujących się w samej maszynie w specjalnym zasobniku. Obrabiarka jest dwuwrzecionowa: jedno wrzeciono do obróbki zgrubnej i drugie do dokładnej. Dokładność zachowania położenia — do kilku mikronów. Oszczędność, np. przy wykonaniu bębna pamięci magnetycznej — wykonanie dokładnych 434 otworów, sięga 1500% na czasie obróbki. A.G.

629.135.2.002

ILot

Assembly operations on the Vickers VC 10. **Operacje montażowe samolotu Vickers VC 10.** Aircr. Prod., 1962, t. 24, nr 10, s. 338-346, rys. 10-19.

Przy montażu nowoczesnych samolotów cywilnych oprzyrządowanie zajmuje znaczny procent kosztów. Stosowanie go jednak jest konieczne z uwagi na zachowanie zamienności części czy zespołów. W artykule omówiono różne aspekty montażu części środkowej kadłuba i części ogonowej. Montaż tych grup omówiono na tle potrzebnego oprzyrządowania, szablonów, płazów, przenośników itp. Materiał bogato ilustrowany rysunkami i zdjęciami różnych faz montażowych. Poza omówieniem pewnych szczegółów konstrukcyjnych oprzyrządowania, podano również proces montażowy z zachowaniem kolejności operacji. A.G.

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

POMOCE KONSTRUKTORSKIE „TECHNIKI LOTNICZEJ”

(c.d. z II str. okładki)

W przypadku, gdy $n > 1$ — wyrażenie w nawiasie należy traktować jako średnią arytmetyczną wielkości charakteryzujących pierwszy i ostatni szereg nitów (w takim przypadku n — ilość nitów we wszystkich rzędach). Dla łatwiejszego korzystania z podanego wzoru można sporządzić zależność

$(Re)^{2/3} = f(Re)$ oraz $\left(\frac{h}{x}\right)^{2/7} = -f\left(\frac{h}{x}\right)$. Zależności te są podane na wykresie 3.1.

Opór nitów określony w zależności od grubości i cięciwy profilu wyznaczyć można za pomocą innego wzoru:

$$\Delta C_x = 4,05 n \frac{h^2}{S} \left(\frac{h}{c}\right)^2 \left(1 + 1,5 \frac{t}{c}\right)$$

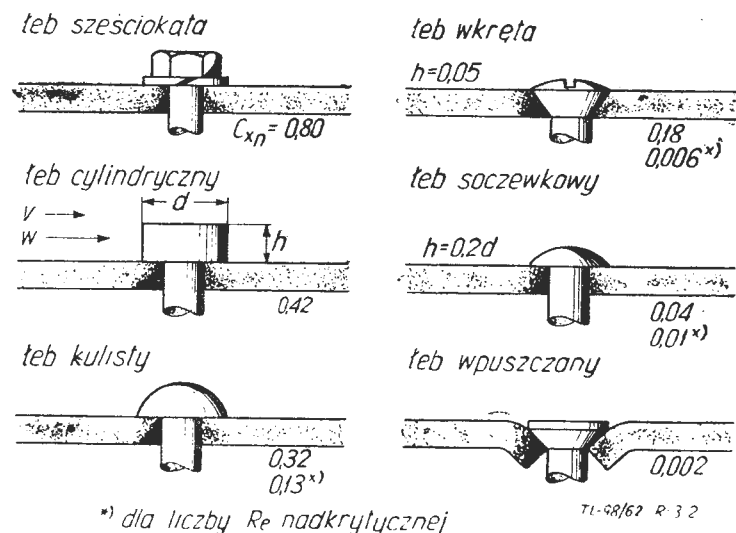
gdzie: n — ilość nitów,
 h — wysokość łba nita,
 S — powierzchnia skrzydła,
 t — grubość profilu,
 c — cięciwa profilu.

Na rys. 3.2. pokazano kilka typowych sworzni i nitów oraz ich współczynniki oporu. Rozpatrywane współczynniki oporu odniesione są do powierzchni łba prostopadłej do przepływu. Wartości opatrzone gwiazdką odnoszą się do nadkrytycznych liczb Reynoldsa. Współczynniki oporu odniesione są do tak zwanego „ciśnienia dynamicznego efektywnego”, określonego według wzoru:

$$\frac{g_{ef}}{g} = 0,75 \sqrt{\frac{h}{s}}$$

gdzie: g — ciśnienie dynamiczne w miejscu rozpatrywanym,
 h — wysokość nierówności (w tym przypadku głowy nita),
 s — grubość warstwy przyściennej.

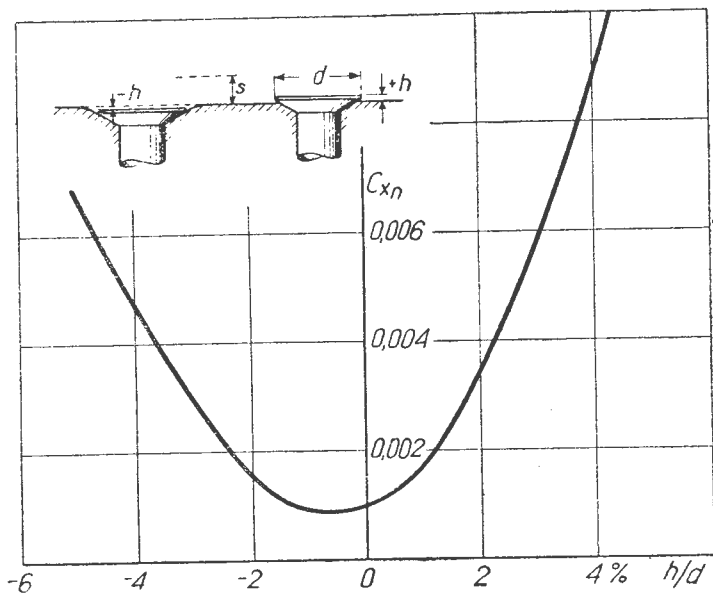
Współczynniki oporu nitów o łbach wpuszczonych obliczono dla g_{ef} , określonego przy h odpowiadającym wysokości nitów dla trzech pierwszych przypadków.



Rys. 3.2. Współczynniki oporu typowych sworzni i nitów

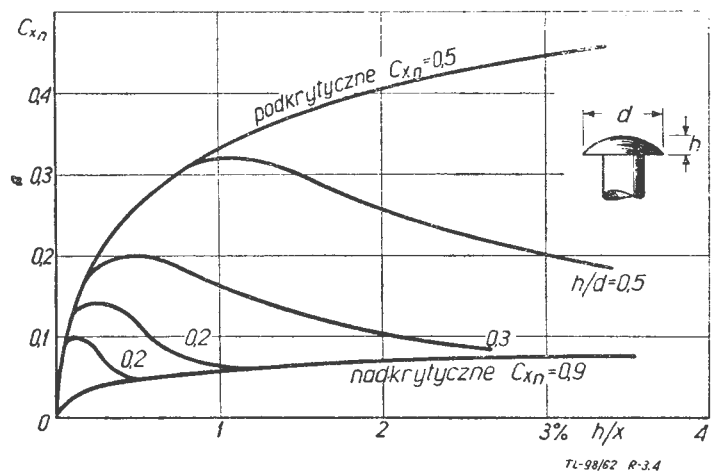
Na rys. 3.3. przedstawiono wyniki badań tunelowych. Można zauważyć, że najkorzystniej jest wbijać nity nieco głębiej niż otaczająca powierzchnia. Z wykresu widać, że h_{opt} występuje, gdy $h/d = 1\%$. Na rys. 3.4. przedstawiono zależność współczynnika oporu C_{xn} od stosunku wysokości łba nita h do odległości punktu przejścia od krawędzi natarcia x , dla różnych stosunków h/d wysokości łbów do ich średnicy.

Krzywe przejawiają wyraźne maksimum w granicach $h/x = 0-1\%$.



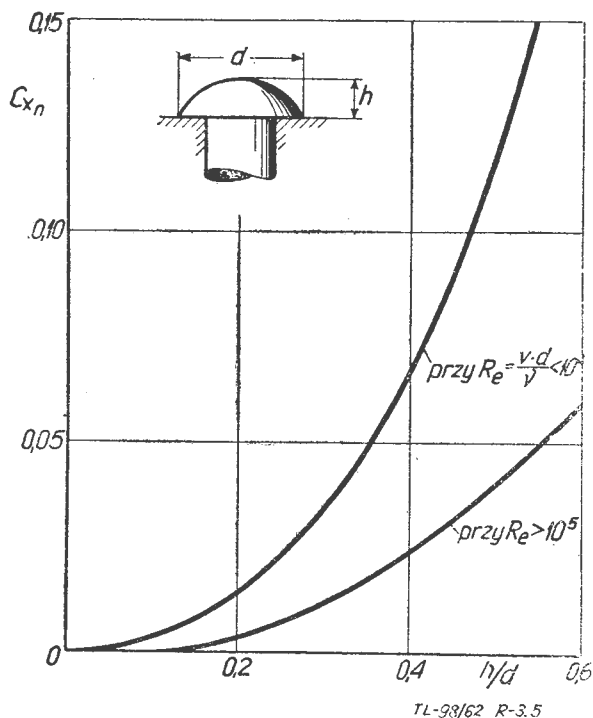
TL-98/62 R-3.3

Rys. 3.3. Wpływ nitów wpuszczanych na opory (badania eksperymentalne)



TL-98/62 R-3.4

Rys. 3.4. Zależność współczynnika oporu C_{x_n} od stosunku wysokości tła nita h do odległości punktu przejścia od krawędzi natarcia x — dla różnych stosunków h/d wysokości tła do ich średnicy

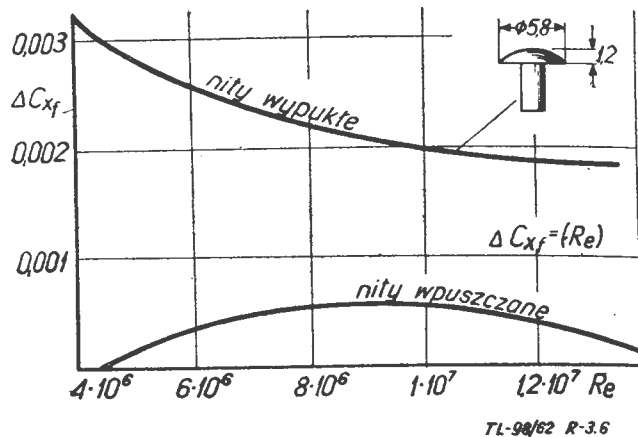


TL-98/62 R-3.5

Rys. 3.5. Zależność współczynnika oporu od stosunku wysokości nita do jego średnicy

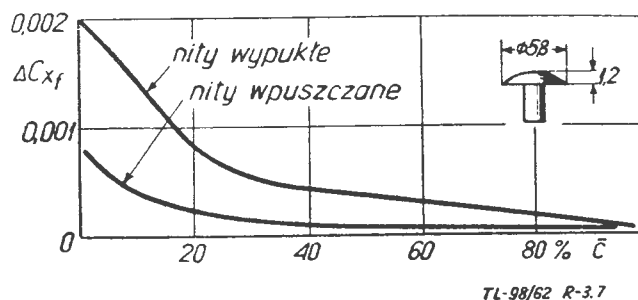
Współczynniki oporu przedstawione na rys. 3.4. odnoszą się do powierzchni czołowej. Wszystkie krzywe są ograniczone przez:

- a) wartości odpowiadające podkrytycznym liczbom Reynoldsa (jest to górna granica krzywych);
- b) wartości odpowiadające nadkrytycznym liczbom Reynoldsa (jest to dolna granica krzywych).



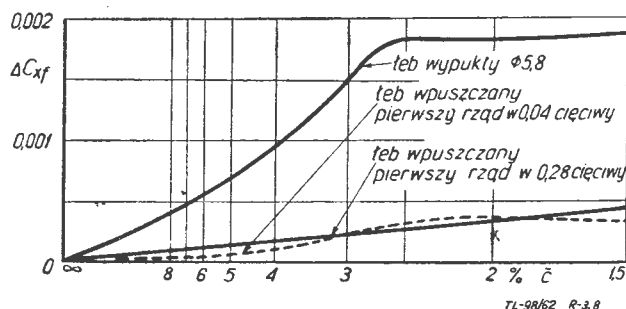
TL-98/62 R-3.6

Rys. 3.6. Zależność przyrostu współczynnika oporu od liczby Reynoldsa dla nitów wypukłych i wpuszczanych



TL-98/62 R-3.7

Rys. 3.7. Wpływ położenia pierwszego rzędu nitów na przyrost współczynnika oporu ΔC_{x_f}



TL-98/62 R-3.8

Rys. 3.8. Wpływ rozstawienia nitów wzdłuż rozpiętości na przyrost współczynnika oporu ΔC_{x_f}

Na rys. 3.5. przedstawiono zależność współczynnika oporu od stosunku wysokości nita do jego średnicy. Omówiony współczynnik oporu odnosi się do powierzchni tła, prostopadłej do przepływu i do ciśnienia dynamicznego charakteryzującego przepływ zewnętrzny. Zależność przyrostu współczynnika oporu od liczby Reynoldsa dla nitów wypukłych i wpuszczanych obrazuje rys. 3.6. Przedstawione wyniki uzyskano jako rezultat badań tunelowych przeprowadzonych w NACA. Do badania użyto profilu NACA — 23012 przy $C_z = 0,30$ i cięciwie $c = 1520$ mm. Na obu stronach profilu, umieszczono po 13 rzędów nitów w odstępach 19 mm (rząd od rzędu). Odległość pierwszego rzędu nitów od krawędzi natarcia (x) wynosiła 0,01 cięciwy. Nity wypukłe miały wymiary tła $\phi = 5,8$ mm i $h = 1,2$ mm.

Na wykresie 3.7. pokazano wpływ położenia pierwszego rzędu nitów na przyrost współczynnika oporu C_z . Badania wykonano jak wyżej ($C_z = 0,15$). Na rys. 3.8. pokazany jest wpływ rozstawienia nitów wzdłuż rozpiętości. Badania w warunkach takich samych jak wyżej ($C_z = 0,15$). Podobny (do nitów) wpływ na opór spawanie punktowe.

Zależność współczynnika oporu od liczby Reynoldsa dla różnych rodzajów punktowego spawania przedstawia rys. 3.9. Warunki badań przeprowadzonych w NACA takie same jak w przypadku badania nitów ($C_z = 0,30$). Na zakończenie, na rys. 3.10. przedstawiono współczynnik oporu własnego różnych płytek ustawionych równolegle do przepływu. Współczynnik oporu odniesiony do powierzchni czołowej.

b. Opór nierówności ułożonych wzdłuż rozpiętości (poprzecznie do przepływu).

Najbardziej typowymi nierównościami tego rodzaju są różne połączenia blach. Analogicznie jak w przypadku nitów można

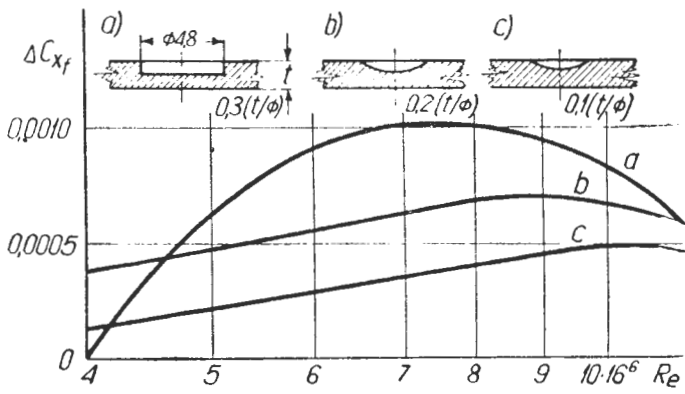
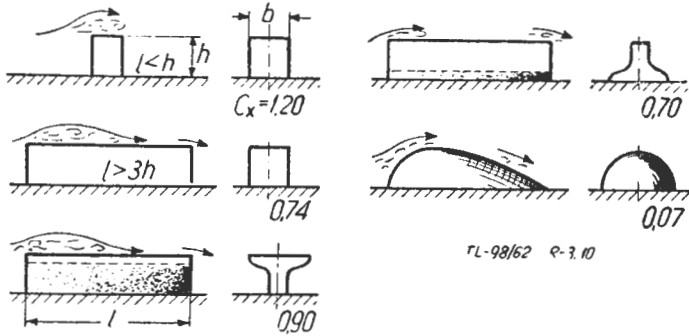
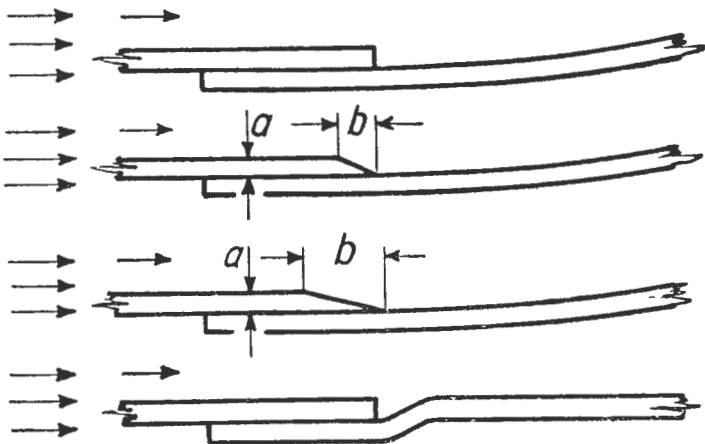


Tabela R-3.9

Rys. 3.9. Zależność współczynnika oporu od liczby Reynoldsa dla różnych rodzajów punktowego spawania



Rys. 3.10. Współczynniki oporu własnego różnych płytek ustawionych równoległe do przepływu



Rys. 3.11. Podstawowe rodzaje połączeń blach

obliczyć przyrost współczynnika oporu wywołany różnymi połączeniami blach według wzoru:

$$\Delta C_{x_p} = 1,33 C_{x_p} \frac{l \cdot h}{S} \left[\left(\frac{h}{x} \right)^{2,7} (Re_x)^{2,3} (1 - \bar{p}) \right]$$

gdzie: l — długość połączenia blach wzdłuż rozpiętości skrzydła,
 h — grubość arkusza blachy łączącej,
 x — odległość połączenia od krawędzi natarcia,

Tabela 3.1.

Typ połączenia	A	B	C
C_{x_p}	0,34	0,25	0,19

$$Re_x = \frac{V \cdot x}{\nu}$$

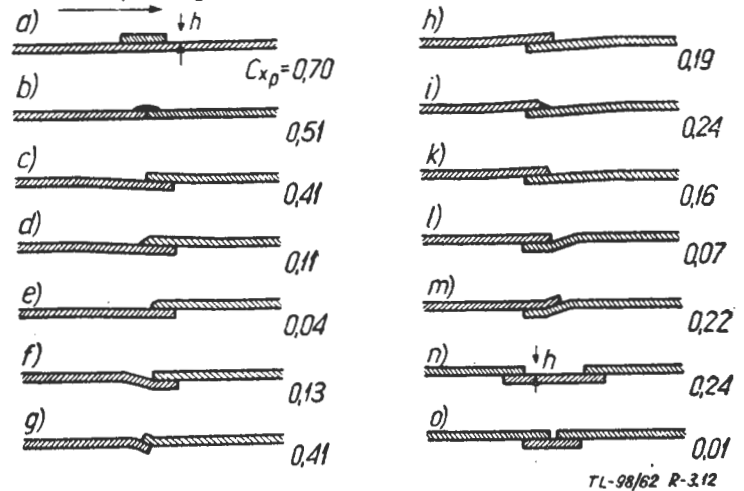
\bar{p} — ciśnienie względne w miejscu połączenia,
 C_{x_p} — współczynnik oporu własnego połączenia (zależny od rodzaju połączenia).

W użyciu jest również inny wzór, określający przyrost oporu wywołany połączeniem blach w zależności od grubości i cięciwy profilu.

$$\Delta C_x = 0,86 n \frac{h L}{S} \left(\frac{h}{c} \right)^{2,7} \left(1 + 1,5 \frac{t}{c} \right)$$

gdzie: n — ilość uskoków,
 L — długość uskoku,
 S — powierzchnia skrzydła,
 t — grubość profilu,
 c — cięciwa profilu.

kierunek przepływu



Rys. 3.12. Różne rodzaje połączeń blach oraz ich współczynniki oporu C_{x_p}

Wartości współczynnika oporu C_{x_p} dla podstawowych typów połączeń, pokazanych na rys. 3.11, przedstawiono w tabelce 3.1.

Wartości C_{x_p} podane w tabelce 3.1, określono dla połączeń wykonanych nitami wpuszczonymi.

W przypadku przeciwnie skierowanego strumienia (rys. 3.11) należy C_{x_p} powiększyć o 50%. Jeśli użyto nity nie wpuszczane, należy C_{x_p} zmniejszyć w stos. $\frac{1}{3}$ (zaburzenia spowodowane łbami nitów zmniejszają opór własny połączenia). Przy połączeniu typu D (rys. 3.11) opór własny połączenia nie występuje. Połączenie tego typu wywołuje jedynie przesunięcie punktu przejścia. Na rys. 3.12, przedstawiono różne rodzaje połączenia blach oraz ich współczynniki oporu C_{x_p} .

INFORMACJA DLA CZYTELNIKÓW

W związku z trudnościami w produkcji i w dostawie papieru niniejszy zeszyt i połączony zeszyt 4—5 naszego czasopisma ukaże się w mniejszej objętości.

Redakcja

