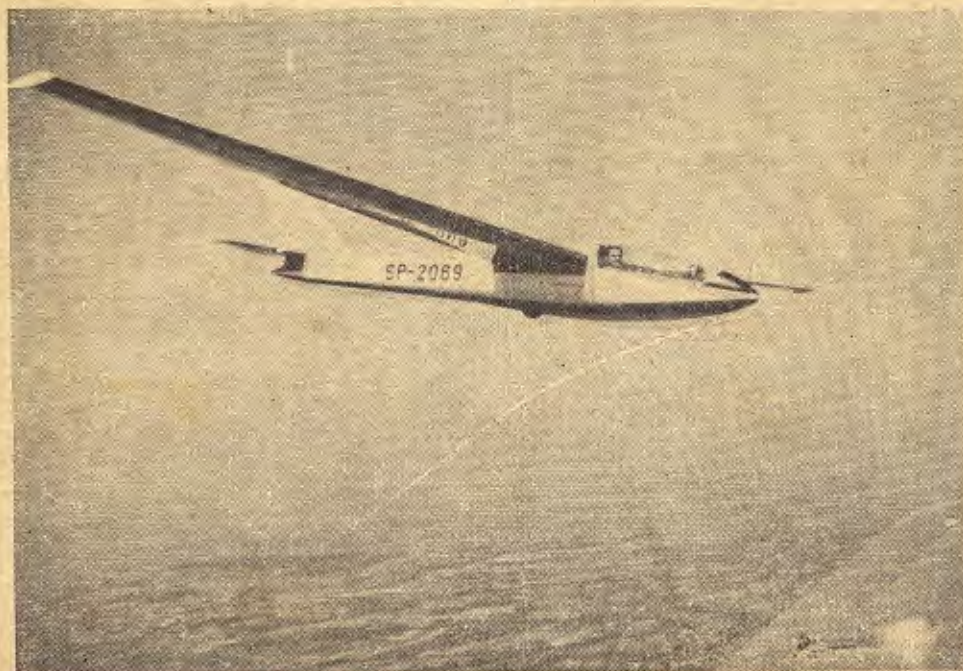


7

TECHNIKA LOTNICZA

MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH

LIPIEC 1961



WYDAWNICTWA CZASOPISM TECHNICZNYCH NOT

Pomoce Konstruktorskie „Techniki Lotniczej”

Wpływ ściśliwości powietrza na opory gondol silników gwiazdowych

opracowała mgr inż. E. Lewalska

Mimo dużego rozwoju lotnictwa, mimo wyścigu rekordów szybkości, na liniach pasażerskich jeszcze do dziś dominującą rolę odgrywają samoloty śmigłowe. Z tego względu wpływ ściśliwości powietrza na współczynniki oporów gondol jest zagadnieniem do dziś interesującym. W laboratorium Langley Memorial Aeronautical Laboratory przebadano gondolę silnikową, której szkic pokazano na rys. 1.

Do badań gondolę umieszczono na płacie (rys. 2) o znanym już współczynniku oporu. Współczynnik oporu gondoli określono według wzoru

$$C_{xG} = \frac{P_{xG}}{g \cdot S_p} = \frac{(P_{xs} + P_{xG}) - P_{xs}}{g \cdot S_p}$$

gdzie:

C_{xG} — współczynnik oporu gondoli
 P_{xG} — opór gondoli

P_{xs} — opór płata

g — ciśnienie dynamiczne w tunelu

S_p — powierzchnia maksymalnego przekroju czołowego gondoli,

Zależność współczynnika oporu gondoli o różnych zarysach części nosowych i kołnierzem 1 od prędkości Macha jest przedstawiona na rys. 3. Trójkątne znaczki na wykresach wskazują krytyczną liczbę Macha.

Różnica wielkości współczynników oporu wywołana zmianą kołnierzem 1 na 2 pokazana jest na rys. 4.

Współczynnik oporu ciał opływanych powietrzem o dużej prędkości zależy w dużym stopniu od kształtu części nosowej gondoli. Wpływ kształtu przedniej części osłony silnika na wielkość współczynnika oporu jest pokazany na rys. 5.

Na rys. 6 pokazano zależność współczynnika oporu gondoli od kąta natarcia przy stałej prędkości Macha = 0,30.

Uwaga: Opis oporów chłodzenia i chłodnic będzie podany w jednym z następujących zeszytów T.L.

TREŚĆ

	Str.
Pierwszy lot kosmiczny człowieka — triumf nauki i techniki radzieckiej	129
Z. BRODZKI: Śmigło „obudowane” jako środek do uzyskania większego ciągu	130
W. KORDZIŃSKI: Silniki lotnicze na 21 wystawie w Farnborough	136
M. RABENDA: Metoda rozwiązywania układów równań występujących w obliczeniach powłok stożkowych i charakteryzujących się znacznymi różnicami w rzędzie wielkości współczynników przy niewiadomych	141
A. ROSSAKIEWICZ: Przygotowanie powierzchni metali w procesie klejenia. cz. II	143
Z. BIAŁCZYK, R. KOJDER: Niektóre zagadnienia ekonomiczne i organizacyjne konstrukcyjnego przygotowania produkcji, cz. II	149
S. MADEYSKI: Polskie patenty lotnicze	158
Przegląd Dokumentacyjny Lotnictwa	159
Pomoce Konstruktorskie — E. LEWALSKA: Wpływ ściśliwości powietrza na opory gondol silników gwiazdowych	okł.

CONTENTS

	Page
The first space flight a man — the triumph of Soviet science and technique	129
Z. BRODZKI: „Housed” airscrew as a measure of the obtaining of greater thrust magnitude	130
W. KORDZINSKI: Aircraft engines on the 21st Air Show in Farnborough	136
M. RABENDA: Method of solution of the equation systems appearing in calculations of cone type coat and being characteristic with great differences of magnitude orders of coefficients at unknowns	141
A. ROSSAKIEWICZ: Preparation of metal surface in gluing process, part II	143
Z. BIAŁCZYK, R. KOJDER: Some economical and organization problems of constructional preparation of production, part II	149
S. MADEYSKI: Polish aviation patents	158
Aviation Documentation Review	159
Designer's Data Sheets — E. LEWALSKA: Air compressibility influence on drags of radial engine nacelles on cover	

СОДЕРЖАНИЕ

	Стр.
Первый космический полет человека — победа Советской техники и науки	129
Z. BRODZKI: Крепленный воздушный винт как средство для получения более значительной тяги	130
W. KORDZINSKI: Авиационные двигатели на 21 выставке в Фарнборо (Farnborough)	136
M. RABENDA: Методика решений системы уравнений при расчете конических оболочек, характеризующихся значительными разностями в порядке величин коэффициентов при неизвестных	141
A. ROSSAKIEWICZ: Подготовка поверхности металла в процессе клеек, часть II	143
Z. BIAŁCZYK, R. KOJDER: Некоторые экономические и организационные проблемы конструкционной подготовки продукции, часть II	149
S. MADEYSKI: Польские авиационные патенты	158
Документационный обзор авиации	159
Конструкторские пособия. W. LEWALSKA — Влияние скольжения воздуха на сопротивление gondol звездообразных двигателей	обл.

Z INNYCH REDAKCJI

LETECKY OBZOR

zesz. 6 (czerwiec 1961)

Hlavní dispečink ČSA
 Systémy odbavovacích ploch

a nástupišť

Vrtulníkový provoz ČSA-Agroletu

Některá hlediska pro stanovení efektivnosti při výstavbě letišť

Vrtulníky v horách

Letectví a hluk

Unava nosné konstrukce do-pravních letadel

K novým vítězstvím

Létající jeřáby v SSSR

Rozrušení potrubí hydraulického systému latadla vlivem vibrací

K některým otázkám vnitrostátní přepravy

NASZA OKŁADKA

Mistrzostwa Szybowcowe Polski
 lipiec 1961 r. Szybowiec „Foka”
 w locie



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

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

Adres Administracji: Administracja Czasopism Technicznych NOT, Warszawa, ulica Mickiewicza 18, tel. 33-11-72 i 33-01-11
 Cena pojedynczego zeszytu 12.— zł Prenumerata roczna 144.— zł Półroczna 72.— zł

Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT, Warszawa 1961 r. Ark. druk. 4. Format A4. Nakład 800 egz. Papier druk. sat. kl. IV, 70 g, 61 × 86. Maszynopis oddano do skład. 25.IV.1961. Druk ukończono w lipcu 1961 r.



Pierwszy lot kosmiczny człowieka – triumfem nauki i techniki radzieckiej

Mimo przygotowania psychicznego światowa opinia publiczna przeżyła wielki wstrząs i zareagowała wybuchem entuzjazmu na komunikat TASS, zawiadamiający, że 12.4.1961 został wprowadzony na orbitę okołozemską statek kosmiczny, pierwszy w historii ludzkości z człowiekiem na pokładzie.

Pierwszym astronautą świata został obywatel radziecki — mjr pilot Jurij Gagarin. Start odbył się z kosmodromu Bajkomur koło jeziora Bajkał o godz. 9.07, a lądowanie nastąpiło po 108 min. lotu o godz. 10.55 koło wsi Śmiełowska pod Saratowem nad Wołgą.

Statek o ciężarze 4725 kG osiągnął maksymalną wysokość 327 km. Silniki jego posiadały moc 20 milionów KM.

Jedynie niezwykle osiągnięcia nauki i techniki w dziedzinie lotów kosmicznych i całkowite opanowanie techniki rakietowej umożliwiały podjęcie i przeprowadzenie przez ZSRR tego niezwykłego eksperymentu. Rzeczą interesującą i pouczającą będzie przypomnieć sobie główne osiągnięcia dziesięciu lat — konsekwentnych i na ogromną skalę zakrojonych — wysiłków uczonych i techników radzieckich, które doprowadziły ostatecznie do otworzenia człowiekowi drogi w Kosmos.

Od 1951 roku uczeni radzieccy rozpoczęli wysyłać w przestrzeń kosmiczną zwierzęta, umieszczone w głowicach rakiet. Do ważniejszych doświadczeń użyte były psy, których psychologia jest dobrze znana i które łatwo poddają się iredurze. Wysokości osiągane podczas tych doświadczeń, wynosiły od 100 km w pierwszych lotach, do 200 km w lotach późniejszych. Ta seria prób umożliwiła uzyskanie wiadomości, wykorzystujących wyniki prób przeprowadzonych na żywych organizmach, przechodzących kolejno przez przyspieszenia odlotu, stan nieważkości i opóźnienia przy powrocie.

4 października 1957 r. Związek Radziecki wywołał prawdziwą sensację umieszczając w sztucznym satelicie „Sputnik II” psa Łajkę. Ten żył w swoim pomieszczeniu przez 7 dni — dopóki wystarczyło zapasu tlenu. Uczeni radzieccy uzyskali wtedy nowe i cenne wiadomości. Ważne zagadnienie — umożliwienie długiego pobytu żywego organizmu w kabinie izolowanej — można uważać od tego lotu za rozwiązane.

Nowe osiągnięcia były uzyskane w 1958 i 1959 roku dzięki nowym pociskom, o mocy większej niż poprzednie, umożliwiającym wysłanie w przestrzeń kosmiczną ogromnych ładunków użytecznych.

W ciągu tych dwóch lat przeprowadzono kilkanaście wystrzeżeń pocisków „A-6” i „A-3”. Oficjalnie były podane wiadomości tylko o czterech próbach, ale za to każdy komunikat ogłoszony w Moskwie, oznaczał zakończenie przez uczonych i techników radzieckich ważnego etapu w lotach kosmicznych. Jak wynika z tych komunikatów, osiągnięto doskonałą stabilizację pocisków podczas całego lotu i zamiast wyrzutów skierowanych pionowo od ziemi, rozpo-

częto strzały balistyczne (pod kątem), przy których głowice powracają z lotu w warunkach zbliżonych do powrotu z lotu po orbicie. W tym okresie Związek Radziecki mógł dokonać lotu balistycznego z człowiekiem. Uczeni radzieccy uważali jednak, że tego rodzaju lot nie da korzyści naukowych i dlatego woleli rozpocząć bezpośrednio od lotu naokoło Ziemi.

W 1960 roku nastąpił okres decydujący. W styczniu dwa superpociski zostały skierowane z ZSRR do środkowego Pacyfiku, przy czym podano, że te nowe pojazdy przetrzeni służyć do umieszczenia na orbicie ciężkich sputników. Dwa nowe wystrzały ulepszonych superpocisków miały miejsce w lipcu 1960 r. Nie chodziło tutaj wyłącznie o wypróbowanie silników w locie, lecz także o sprawdzenie warunków powrotu głowicy przez gęste warstwy atmosfery i o dopracowanie systemu kierowania. Związek Radziecki sprawdził potem, możliwości wysłania serii ciężkich sputników lub statków kosmicznych. W czasie pierwszej próby, przeprowadzonej 15 maja 1960 r., uzyskano tylko oddzielenie się kabiny od całości. Usiłowania sprowadzenia obu obiektów na Ziemię — nie powiodły się.

20 sierpnia 1960 r. nastąpił triumfalny powrót drugiego statku kosmicznego. Pierwszy raz technicy radzieccy uzyskali przetrwanie jednostek żywych po 24-godzinym krążeniu wokół globu. Próba ta pozwoliła na wyjaśnienie ciężkiego problemu, który stanowił jedną z wielkich niewiadomych podróży kosmicznych, to jest wpływu promieni kosmicznych na organizmy żyjące. Biorąc pod uwagę wyposażenie drugiego statku kosmicznego, prawdziwego laboratorium latającego, i dobór przedmiotów umieszczonych na jego pokładzie, należy stwierdzić, że chodziło tutaj o próbę generalną. Jeszcze trzy inne pojazdy kosmiczne zostały wyrzucone w przestrzeń. Trzeci uległ zniszczeniu w grudniu 1960 r. podczas prób powrotu, ponieważ nie trzymał się dokładnie wyznaczonej trasy. Statki kosmiczne — czwarty i piąty — zostały umieszczone na orbicie 9 i 25 marca 1961 r. Według zdania specjalistów radzieckich dwa ostatnie pociski-olbrzymy nie wniosły nic nowego: są to ostateczne próby przed lotem człowieka. Nastąpiły rozważania nad terminem tego lotu. Wypowiedzi radzieckich sław naukowych w dziedzinie kosmonautyki z początku kwietnia 1961 r., zapowiadają wysłanie człowieka w Kosmos już w najbliższym czasie. I istotnie. **Pierwszy lot kosmiczny człowieka został przeprowadzony w dniu 12 kwietnia 1961 r.** Dzień ten stał się epokową datą w historii ludzkości i astronautyki.

Miarą entuzjazmu i uznania całego świata dla przodującej nauki i techniki ZSRR jest potężna, niepowstrzymana fala gratulacji, wyrazów zachwytu i radości, jaka ze wszystkich stron kuli ziemskiej płynie do Moskwy na ręce ludzi radzieckich.

Polscy inżynierowie i technicy z głęboką dumą i radością przyjęli wiadomość o triumfie nauki i techniki radzieckiej i dołączają swoje serdeczne gratulacje i życzenia dalszych osiągnięć dla dobra ludzkości.

Polscy inżynierowie i technicy lotnictwa witają serdecznie w Polsce pierwszego kosmonautę świata — radzieckiego majora pilota JURIIA GAGARINA

Śmigło „obudowane” jako środek do uzyskania większego ciągu

Śmigła obudowane, jako umożliwiające zwiększenie ciągu, spotyka się coraz częściej w różnych konstrukcjach lotniczych. Umieszczone w pierścieniowym owiewku stanowią napęd samolotów skróconego, czy nawet pionowego startu; całkowicie obudowane — są źródłem napędu tak zwanych pojazdów z „poduszką powietrzną”.

W artykule przedstawiono krótki przegląd teorii tego przypadku pracy śmigła wraz z wynikami doświadczalnymi.

Wykaz oznaczeń

- P_s — ciąg śmigła
 p_1 — ciśnienie za śmigłem
 p_0 — ciśnienie poza strumieniem śmigłowym
 F_0 — powierzchnia przekroju strugi przed śmigłem
 F_1 — powierzchnia przekroju strugi za śmigłem
 C_N — współczynnik mocy całkowitej
 C_{P_s} — współczynnik ciągu sumarycznego
 C_{P_s} — współczynnik ciągu śmigła
 V_0 — prędkość strumienia przed śmigłem
 V — prędkość strumienia w płaszczyźnie obrotu
 V_1 — prędkość strumienia za śmigłem
 v_j — przyrost prędkości
 δ — współczynnik powiększenia prędkości strugi przy opływie śmigła na skutek działania owiewka — δ_1 od prędkości indukowanej, δ_0 od opływu owiewka

$$\zeta \text{ — współczynnik Bendemanna} = \frac{C_{P_s}}{2 \cdot (C_N)^{2/3}}$$

- E — energia kinetyczna
 N — moc
 η — sprawność
 ω — prędkość kątowna
 R — promień śmigła

$$\sigma \text{ — współczynnik wypełnienia} = \frac{i \cdot t_{0,75}}{2 \cdot \pi \cdot R \cdot 0,75}$$

- i — ilość łopatek
 $t_{0,75}$ — cięciwa przy 0,75 R .

* * *

Przed rozważeniem pracy śmigła „obudowanego”, czyli śmigła w owiewku czy osłonie, należy zastanowić się nad ogólnym podziałem maszyn wirnikowych, a szczególnie nad różnymi rodzajami pracy i opływu samego śmigła — z tej racji, że śmigło „obudowane” właściwie można zaliczyć do wentylatorów.

Rozróżniamy przede wszystkim wirniki o przepływie osiowym i wirnikowe maszyny przepływowe o zmianie kierunku przepływu. Do pierwszej grupy zalicza się wentylatory, sprężarki, pompy wirnikowe, turbiny wodne, parowe i gazowe oraz wiatraki i objęte wspólną nazwą propellerów — śmigła i śruby okrętowe, przy czym trzy ostatnie, pracujące bez obudowy.

Do drugiej grupy zalicza się pompy, wentylatory i sprężarki odśrodkowe oraz te turbiny wodne, w których następuje zmiana kierunku przepływu. W pompach, wentylatorach odśrodkowych i sprężarkach odśrodkowych, dopływ następuje w kierunku osiowym, odpływ w kierunku promieniowym. W przypadku turbin zmiana kierunku następuje najczęściej z promieniowego na osiowy.

Jeżeli chodzi o wentylatory, to ich podział ze względu na osiąganą sprężę przedstawia się następująco:

- niskoprężne, osiowe i promieniowe, wytwarzające ciśnienie do około 100 kG/m²,
- średnioprężne — już tylko promieniowe, wytwarzające spręż 100—300 kG/m²,
- wysokoprężne — promieniowe — 300—1000 kG/m².

Wyższe sprężę dają dmuchawy 1,1—3,0 ata i sprężarki w ścisłym tego słowa znaczeniu ciśnienia — ponad 3,0 ata.

Śmigła lotnicze, według zebranych przez autora materiałów statystycznych, dają — zależnie od prędkości lotu — następujące wyniki:

— ciągi, odpowiadające maksymalnym prędkościom samolotu:

- śmigła słabo obciążone 40—50 kG/m²,
- śmigła silnie obciążone 60—120 kG/m²;

— ciągi, odpowiadające prędkościom startowym lub wznoszeniu:

- śmigła słabo obciążone 90—120 kG/m²,
- śmigła silnie obciążone 150—250 kG/m².

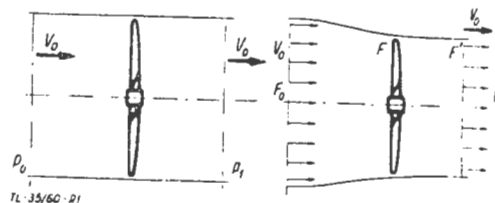
Dla śmigieł „obudowanych” obciążenie osiąga wartość 1000 kG/m².

Podział poszczególnych wirników widać poza tym na wykresie zależności mechaniczno-przepływowych (rys. 7).

Przy rozważaniu pracy zwykłego śmigła i śmigła „obudowanego” zaznacza się różnica w ich pracy. Zwykle śmigło pracuje w nieograniczonej masie przepływającego ośrodka, jednak zmiany pędu zachodzą w określonej masie powietrza, oddzielającej się jako odrębne pole prędkości — nazywamy ją strumieniem śmigłowym. Przy śmigle „obudowanym” mamy do czynienia z ujętym strumieniem powietrza o określonym wydatku masowym.

Schematyczne przedstawienie siły osiowej w obydwóch przypadkach będzie wyglądać jak na rysunku 1.

Przyjmijmy wirnik umieszczony w odcinku walcowego kanału; jeżeli pominiemy zmiany gęstości i ewentualne zmiany cieplne i weźmiemy płaszczyzny kontrolne przed i za śmigłem — to widzimy, że nie następuje w tym przypadku zmiana pędu w kierunku osiowym.



Rys. 1. Przepływ przez wirnik „obudowany” i strumień śmigłowy (u dołu)

Suma sił zewnętrznych, działających w kierunku osiowym, musi być równa zero, z tego otrzymamy, że ciąg:

$$P_s = (p_1 - p_0) \cdot F$$

W przypadku wolnego śmigła powstanie ciągu uwarunkowane jest przyrostem pędu pewnej masy powietrza nie oddzielonej jednak wyraźnie od otaczającego powietrza, nie podlegającego zmianie pędu. Otrzymamy teraz oddziaływanie śmigła na powietrze w postaci:

$$P_s = \rho V_1^2 \cdot F_1 - \rho V_0^2 \cdot F_0$$

Za pomocą równania Bernoulliego otrzymujemy znaną zależność, że prędkość w przekroju śmigła jest średnią arytmetyczną prędkości przed i za śmigłem.

Z rozpatrzenia energii i sprawności wynika, że im większa będzie średnica śmigła dla danego ciągu — tym mniejsza będzie różnica prędkości i wyższa sprawność.

Ważną rzeczą przy rozpatrywaniu osiągnięć i pracy śmigła jest pole prędkości otaczającego je powietrza — ze względu na wielkość i kierunek wytwarzanych sił na śmigle.

Rozpatrując zmienność trzech parametrów: prędkości strugi poza strumieniem śmigłowym V_0 , prędkości w płaszczyźnie obrotu śmigła V oraz wielkości ciągu uzyskanego, otrzymamy obraz, jak na rysunku 2:

a) $V > V_0$ — V dodatnie, V_0 — dodatnie — powstaje ciąg dodatni. Będzie to przypadek normalnie pracującego wolnego śmigła.

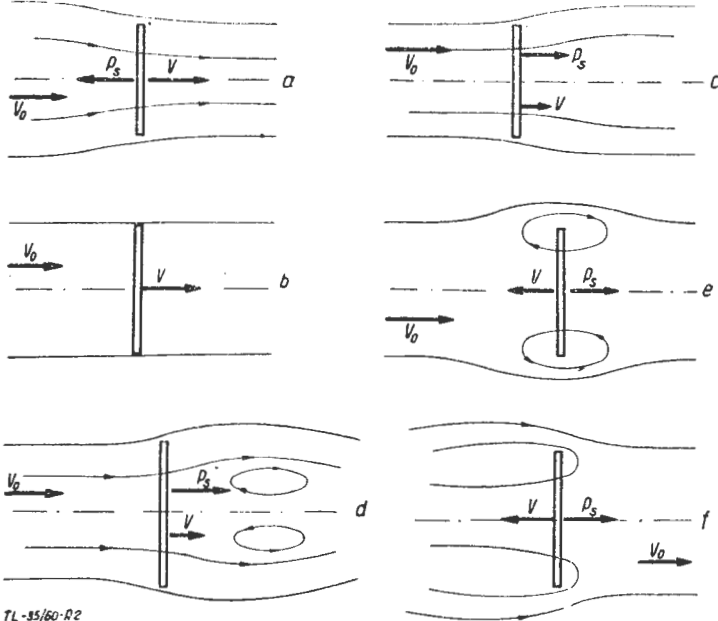
b) $V = V_0$. Ciąg równy zero — swobodny przepływ przez płaszczyznę obrotu śmigła.

c) $1/2 V_0 < V < V_0$. Powstaje ciąg ujemny w kierunku prędkości, czyli hamowanie.

d) $V < 1/2 \cdot V_0$. Ciąg również ujemny w kierunku prędkości — istnieje zawirowanie.

e) Kierunki V i V_0 przeciwnie. Przepływ przez powierzchnię przeciwny przepływowi poza strumieniem śmigłowym. Powstaje ciąg hamujący i wir pierścieniowy.

Dwa ostatnie przypadki dotyczą wirników nośnych śmigłowców.

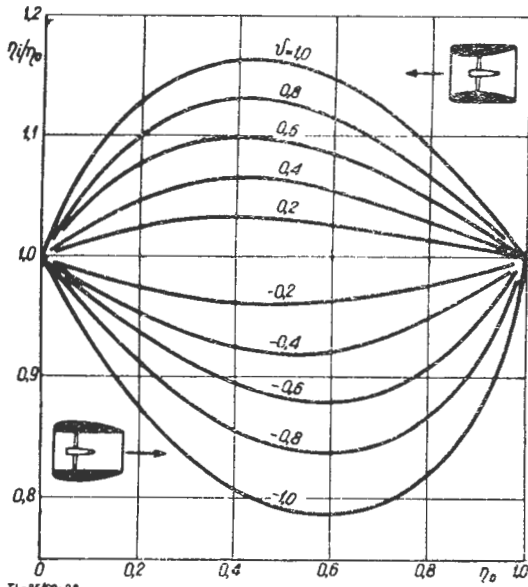


TL-55/60-02

Rys. 2. Przepływy przy różnych wielkościach stosunku prędkości; a) normalna praca śmigła, b) przepływ swobodny, c) śmigło hamujące, d) hamowanie z wirami, e) pierścienie wiru, f) opływ śmigłowcowy

Śmigło obudowane jest zwykłym śmigłem lotniczym, którego łopatki są otoczone pierścieniowym owiewkiem lub dłuższym przewodem; owiewek ma w przekroju podłużnym kształt profilu lotniczego lub podobny. Średnica opływu będzie znacznie mniejsza od średnicy normalnego śmigła o analogicznej charakterystyce. Zakresy jego możliwych zastosowań można będzie w pełni przedstawić po rozpatrzeniu pracy śmigła.

Przy rozpatrywaniu energii znika tutaj, zgodnie z tym co podano poprzednio, skok przyrostu ciśnienia Δp w płaszczyźnie obrotu śmigła. Jednak tak dla zwykłego, jak i obudowanego — prędkość w dostatecznej odległości w spływającej strudze jest większa od prędkości w napływającym strumieniu.



TL-55/60-04

Rys. 3. Zmiana sprawności przy wzroście prędkości wywołanej owiewkiem dla jednakowych wielkości całkowitego ciągu

Określając całkowitą siłę ciągu i stosując teorię ilości ruchu za pomocą prawa Bernoulliego, można otrzymać wzory na współczynnik ciągu:

$$C_{P_s} = \left(1 + \frac{v_i}{V_0 \cdot 2}\right) \cdot \frac{v_i}{V_0} \text{ dla zwykłego śmigła}$$

$$C_{P_s} = 2 \left(1 + \frac{v_i}{V_0 \cdot 2} + \delta\right) \cdot \frac{v_i}{V_0} \text{ dla śmigła „tunelowego”}$$

Odejmując równania na ciąg otrzymamy przyrost ciągu, czyli siłę działającą na owiewek.

$$\Delta C_{P_s} = 2 \cdot \delta \cdot \frac{v_i}{V_0} = \frac{2 \cdot \delta}{\sqrt{1 + C_{P_s}} - 1}$$

dla $C_{P_s} \ll 1$ można przyjąć przybliżenie, że $\Delta C_{P_s} \approx \delta \cdot C_{P_s}$.

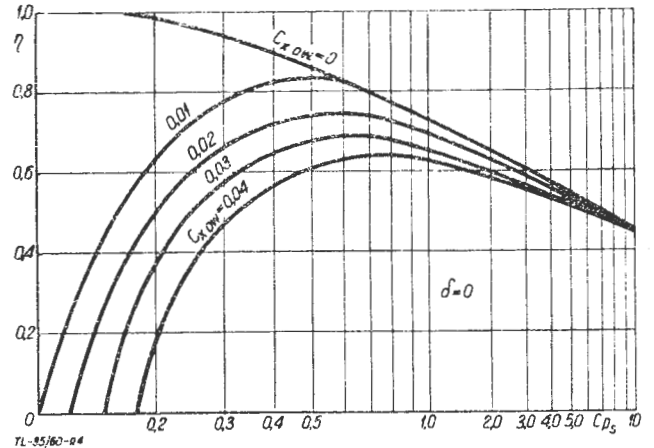
Siła więc działająca na owiewek zależy od współczynnika przyrostu prędkości δ , który z kolei uzależniony jest od opływu owiewka i ciągu śmigła. Znak przed δ pokazuje kierunek siły (czy jest ona ciągiem czy oporem). $\delta > 0$ daje ciąg, a $\delta < 0$ daje opór.

Energia kinetyczna dostarczona do zwykłego lub obudowanego śmigła po przekształceniu:

$$E = \bar{P}_s \cdot \left(V_0 + \frac{v_i}{2}\right) \text{ Stąd sprawność:}$$

$$\eta_i = \bar{P}_s \cdot \frac{V_0}{E} = \frac{2}{1 + \sqrt{1 + C_{P_s}}}$$

Sprawność zależy od współczynnika ciągu i nie zależy od całego sumarycznego ciągu. Oznacza to, że przy $\delta > 0$, czyli przy wykorzystaniu osłony — zysk na ciągu może być osiągnięty bez strat sprawności. Najlepiej obrazuje to wy-



TL-55/60-04

Rys. 4. Wpływ oporu owiewka na pełną sprawność

kres (rys. 3) zmiany całkowitej sprawności przy zmianie prędkości, spowodowanej owiewkiem dla jednakowej wielkości całkowitego ciągu.

Na osiągi obudowanego śmigła mają duży wpływ też inne parametry — trzeba tu uwzględnić opór opływu na skutek tarcia. Tak, że rzeczywista sprawność:

$$\eta = \eta_i \cdot \eta_F; \eta_F = \frac{\bar{P}_s - P_{x \text{ ow}}}{\bar{P}_s}$$

Z przykładu przedstawionego na wykresie (rys. 4) widać, że dla η istnieją maksymalne wartości. Przy zmniejszaniu współczynnika ciągu poniżej wartości, przy której δ daje maksymalne wartości — sprawność z uwzględnieniem oporu silnika maleje. Wynika z tego konieczność stosowania krótkich, pierścieniowych owiewków, z niskim współczynnikiem oporu (wyniki doświadczeń w tym kierunku będą podane dalej). Owiewek-obudowa oddziałuje prócz tego na łopatkę jak płyta brzegowa i zmniejsza spadek ciągu na końcu łopatki. Dla zmniejszenia strat spowodowanych owiewkiem, konstrukcja mocująca owiewek gra rolę kierownic przeciwskrętowych.

Ogólny rozwój śmigieł obudowanych — a raczej ściśle „tunelowych”, to znaczy takich, których krótki owiewek ma za zadanie zwiększenie ciągu, a strumień zaśmigłowy nie jest kierowany do specjalnych dysz czy wylotów — według Kuchemanna powinien iść w dwóch kierunkach:

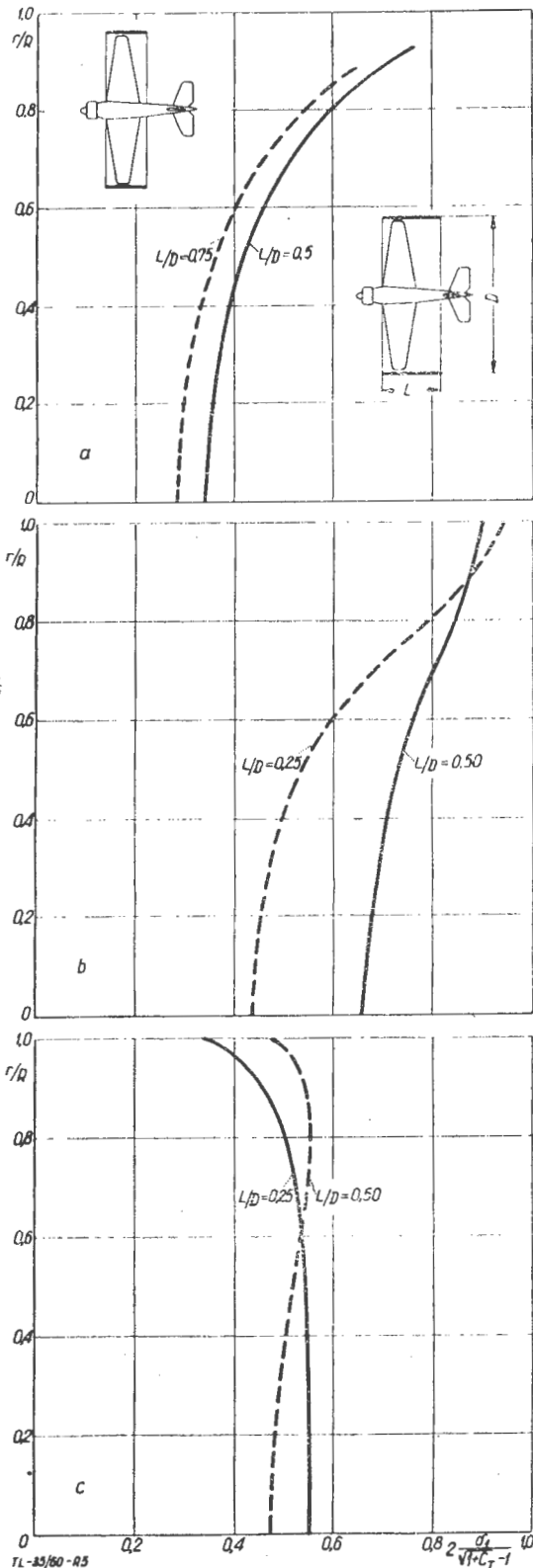
1. Zwiększenie ciągu przy starcie przy małych prędkościach dla $\delta > 0$, czyli — owiewka przyspieszającego.

2. Dla zmniejszenia prędkości na śmigle (oraz Ma) — przy dużej prędkości lotu przez zastosowanie zwalniającego owiewka przy $\delta < 0$.

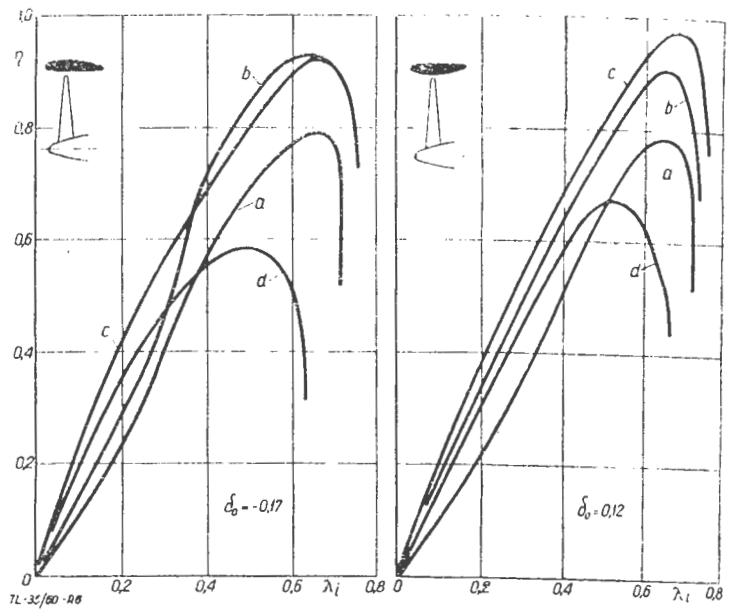
Rozpatrując dalej składowe prędkości, działających na śmigło obudowane, należy uwzględnić prędkość indukowaną. Dla określonego silnika, napędzającego śmigło przy spadku prędkości lotu — współczynnik ciągu rośnie, a z nim prędkość indukowana. Widać to w poniższych wzorach:

$$\text{zewnątrzny posuw } \lambda_e = \frac{V_o}{R \cdot \omega}$$

$$\text{wewnętrzny posuw } \lambda_i = \frac{V_o (1 + \delta_o + \delta_1)}{R \cdot \omega} = (1 + \delta) \cdot \lambda_e$$



Rys. 5. Wpływ położenia śmigła na prędkość osiową: a) przy wlocie, b) w środku, c) na wylocie



Rys. 6. Sprawność śmigła obudowanego: a) śmigło izolowane, b) w osłonie, bez uwzględnienia owiewka, c) bez uwzględnienia oporu izolowanego owiewka, d) pełna sprawność

Ze zmniejszeniem prędkości lotu maleje znacznie λ_e . Przy wzroście współczynnika δ , wielkość λ_i zmienia się znacznie mniej przy zmianie prędkości lotu. Przy odpowiednim doborze parametrów można uzyskać takie śmigło, że posuw, działający na łopatkę, będzie prawie niezmienny, czyli można wyeliminować śmigło o zmiennym skoku.

Na wykresach (rys. 5) widzimy, że nie tylko kształt owiewka, ale i umieszczenie śmigła mają wpływ na wielkość i rozkład prędkości wzdłuż promienia śmigła. Wpływ owiewka widać jaszkrawo na wykresie zmiany ciągu i mocy w warunkach statycznych dla śmigła normalnego i obudowanego (rys. 6).

Ogólne ograniczenia wykorzystania energii i powierzchni dla obudowanych i nieobudowanych śmigieł czy wirników podano na wykresie logarytmicznym, gdzie mamy stosunek ciąg : moc w zależności od stosunku ciąg : powierzchnia (na wysokości poziomu morza). Górna granica przy przepływie bez strat dla $\nu_1 = 1.0$. Uzupełnienie stanowi wykres prędkości strumienia. Obudowane śmigło wykazuje przy jednakowym obciążeniu powierzchni stosunek ciągu do mocy

wyższy o $\sqrt{2}$ i o $\frac{1}{\sqrt{2}}$ niższą prędkość strugi w porównaniu z „wolnym” śmigłem (rys. 7). Przy napływie bocznym (skośny opływ) w „wolnym” śmigle następuje silna zmiana kierunku w dół do tyłu (rys. 8), co zwiększy siłę nośną i opór, jednak powstanie nierównomierny rozkład ciągu i zmiana momentu.

Śmigło obudowane powoduje o wiele silniejszą, blisko 90° , zmianę kierunku opływu — co spowoduje większy wzrost oporu, powstaje również asymetria rozkładu ciągu. Zmienia się też rozkład ciśnień na owiewku. Jak widać u dołu rysunku, zrównoważenie momentu wymaga silniejszego pochylecia śmigła obudowanego lub zastosowania kierownic, znoszących niepożądane odchylenia strugi.

Jak z tych rozważań wynika, zastosowanie śmigieł obudowanych, umieszczonych w owiewku, daje szereg frapujących własności. Prócz badań Kuchemanna i Webera cały szereg pomiarów w tunelu aerodynamicznym wykonano w Uniwersytecie Wichitia w USA [lit. 3]. Badania te były bardzo wszechstronne i obejmowały znaczną ilość parametrów. Obciążenie powierzchni zataczanej śmigła było od 164 kg/m^2 do 1025 kg/m^2 , zaś liczba łopatek od 2 do 17. Badane były następujące wartości: a) przewężenie łopatki, b) stosunek cięciwy do średnicy osłony, c) geometria wlotu do osłony (owiewka), d) zbieżność wlotu, e) wypełnienie śmigła i obciążenie, f) luz końca łopatki, g) osiowe położenie śmigła.

Z otrzymanych wyników można wyciągnąć następujące główne wnioski:

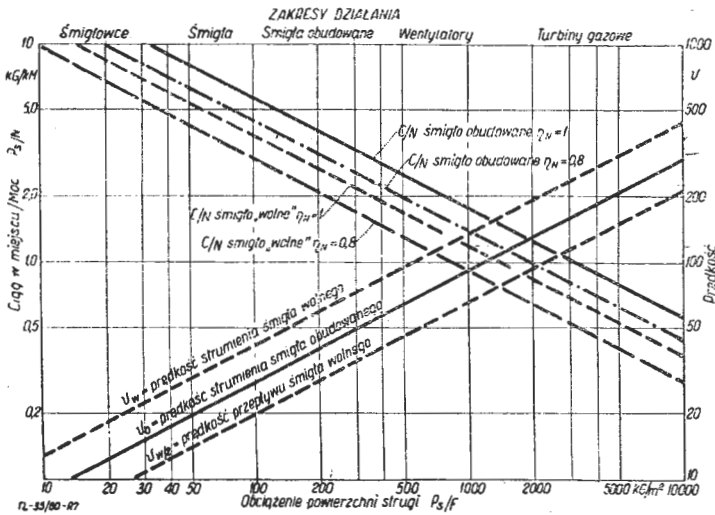
Z przedstawionego zestawienia czterech wybranych kształtów osłon (rys. 9) widać, że sprawność przy rozszerzającym się kształcie (dyfuzorowym) jest znacznie mniejsza.

Dobry owiewek dla warunków startowych — dający zwiększony ciąg — powinien mieć spływ z kłapami pier-

ścieniowymi, dającymi kontrakcję strumienia zaśmigłowe- go. Dalszy ważny wniosek z badań, zresztą zgodny z po- danymi przez Kuchemanna — wykazuje, że statyczny ciąg niedyfuzorowej osłony-owiewka zależy w znacznym stop- niu od sumowania składowych elementarnych sił ciśnienia na krawędzi natarcia. Można je zwiększyć przez powięk- szenie lokalnej prędkości wlotu na krawędzi natarcia pier- ścienia i uniemożliwienie oderwania przepływu na wlocie.

Przyleganie przepływu i duże prędkości na krawędzi natar- cia owiewka można uzyskać przez takie skrócenie łopatki śmigła, aby obciążyć końcowe przekroje łopatki. Widać tu dodatkowy warunek dla projektu odpowiedniego śmigła.

Z badań amerykańskich wynika jeszcze jeden — pozor- nie niesłuszny wniosek — mianowicie, że kierownice wlot- owe nie mają wpływu na polepszenie sprawności — wy- nika to prawdopodobnie z tego, że osiągi obudowanego śmigła z pierścieniowym owiewkiem znacznie zależą od aerodynamiki osłony, zaś zmieniając kąt kierownic wlot- owych zmienia się niekorzystnie cyrkulację osłony — mimo poprowienia sprawności śmigła. Wyniki, otrzymane za



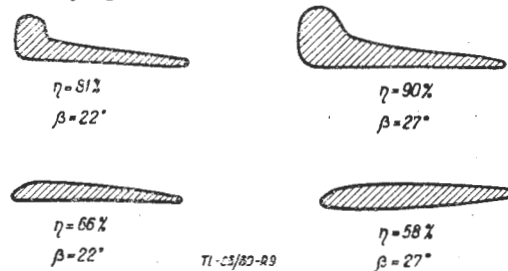
Rys. 7. Zależność mechaniczno-przepływowa (ciąg: moc i prędkość V w zależności od obciążenia przekroju strugi) dla różnych wirników

pomocą dyfuzorowej osłony, zależą od charakterystyki prze- pływ w jego tylnej (spływowej) części.

Część wniosków, dotyczących śmigieł obudowanych, moż- na wyciągnąć z badań osłoniętej śruby napędowej torpedy. Wynika z nich dość duże znaczenie wirów granicznych, spływających z łopatki przy jej nasadzie i na końcu, obni- żają one lokalne ciśnienia i zmniejszają sprawność.

Ciekawie obrazują własności śmigła obudowanego wy- kresy badań Krugera [lit. 1]. Podają one wyniki spraw- ności w zależności od posuwu wewnętrznego dla dwóch różnych pierścieniowych owiewków: jednego dla współ-

czynnika δ dodatniego, czyli przyspieszającego przepływ i drugiego — dla δ ujemnego, czyli zwalniającego (rys. 6). Krzywa „a” pokazuje sprawność izolowanego śmigła, krzy- wa „b” sprawność śmigła umieszczonego w owiewku — nie uwzględnia ona sił wynikłych z opływu owiewka. Róż- nica pomiędzy obydwoma krzywymi wykazuje polepszenie pracy samego śmigła, co było rozważane na początku. Róż- nice te są w przybliżeniu jednakowe dla obydwóch owiew- ków. Krzywa „c” uwzględnia siły powstałe na owiewku, lecz odjęto tutaj opór izolowanego owiewka. Dla owiewka



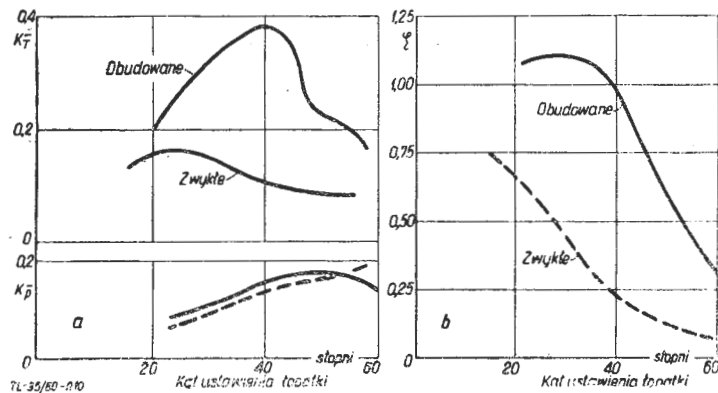
Rys. 9. Sprawność i kąty ustawienia łopatek śmigła przy różnych kształtach owiewków

przyspieszającego sprawność na krzywej „c” jest nieco wyż- sza niż dla owiewka zwalniającego.

W obydwóch przypadkach całkowita sprawność, jeżeli chodzi o jej maksymalną wartość, jest niższa niż dla śmigła izolowanego — jednak dla małych posuwów sprawność śmigła obudowanego jest wyższa — dla większych prę- dkości opór owiewka przeważa i sprawność jest niższa.

Następne wykresy (rys. 10) pokazują zestawienie współ- czynników ciągu i mocy śmigła zwykłego i obudowanego dla różnych kątów ustawienia łopatki badanego śmigła. Widać, że dla niewiele różniącego się współczynnika mocy statycznej — ciąg może być dwukrotnie większy.

Otrzymane dane uzyskano głównie dla małych prę- dkości — nie dają one podstaw do projektowania tego ro- dzaju śmigieł dla zmniejszenia wpływu ściśliwości — mimo pewnych przesłanek, o czym wspomniano na początku. Trzeba tu wziąć pod uwagę to, że zwiększy się opór owiew- ka na skutek działania ściśliwości. Można by to działanie



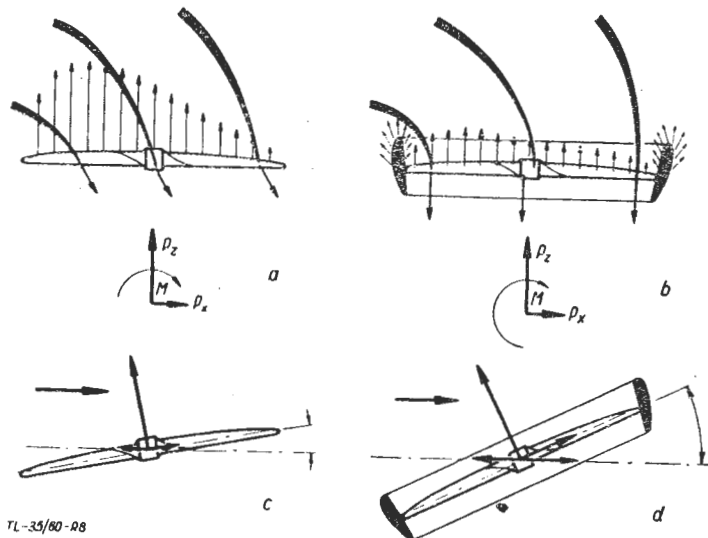
Rys. 10. Zmiana współczynnika ciągu i mocy śmigła obudowanego w warunkach startowych dla różnych kątów ustawienia łopatek: a) współczynnik ciągu u góry, współczynnik mocy u dołu, b) współ- czynnik Bendemanna w zależności od kąta ustawienia łopatki

zniwelować, gdyby owiewek służył też innym celom — na przykład — gdyby stanowił część opierzenia ogonowego.

Innym zastosowaniem śmigła obudowanego jest przyje- cie owiewka jako części płata nośnego. Istnieją projekty umieszczenia śmigła w osłonie na płaszczyźnie płata w od- powiednich wycięciach — co daje możliwość uzyskania wy- sokiej wartości siły nośnej. Potrzebny do lotu poziomego ciąg uzyskuje się dzięki odpowiedniemu pochyleniu kie- rownic wylotowych.

Zaletą śmigła obudowanego w owiewku — poza niedużą średnicą i zastąpieniem w pewnej mierze śmigła o zmie- nnym skoku — jest podwyższenie bezpieczeństwa eksploa- tacji przez zabezpieczenie wirującego śmigła w owiewku. Poza zastosowaniem dla samolotów krótkiego startu, śmi- gła takie mogą służyć dla samolotów holujących.

Niezaprzeczalną zaletą śmigła obudowanego jest duży ciąg przy małych prędkościach; narzuciło to pomysły połączenia tego napędu z napędem odrzutowym. Jak wiadomo, wadą silnika odrzutowego jest jego mała sprawność przy małych prędkościach, powstały więc pomysły napędów turbośmi- głowych, a właściwie raczej turbowentylatorowych.



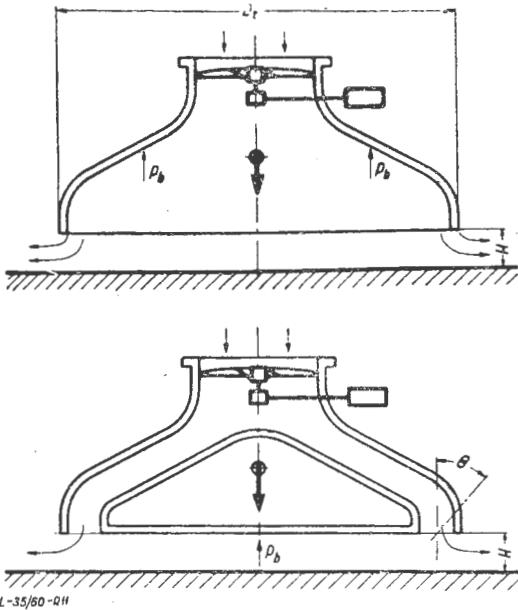
Rys. 8. Wolne i obudowane śmigło w locie postępowym przy pionowej osi wirnika. Siły i kąty pochylenia strugi według doświadczeń NASA. U góry — rozkład strug i rozkład obciążenia śmigieł, na lewo — wolnego, na prawo — obudowanego. W środku — powstałe siły: nośna i oporu w obydwóch przypadkach. U dołu — niezbędne ustawienie śmigieł dla uzyskania równowagi.

W podanym przez N. Quinna przykładzie [lit. 5] silnik turboodrzutowy pracuje przy dużych prędkościach. Przy starcie turbina silnika napędza obudowane śmigło. Powietrze z za śmigła-wentylatora przechodzi do dwóch przewodów na boki i tam, wydmuchiwane przez odpowiednie dysze, umożliwia uzyskanie zwiększonej siły nośnej i ciągu.

Jeszcze innym zastosowaniem śmigła obudowanego czy wentylatora jest użycie ich do napędu pojazdów z „poduszką powietrzną”. Działają one tutaj w pierścieniowych osłonach, jednak opływ będzie tu inny — gdyż główną rolę gra opływ wewnętrzny, przy czym inny będzie przy układzie z komorą wyrównawczą i inny przy dyszy pierścieniowej (rys. 11). Działanie „poduszki powietrznej” polega na wytworzeniu ciągu, mogącego utrzymywać pojazd na pewnej wysokości nad ziemią.

Duży wpływ ma w tym przypadku oddziaływanie ziemi — zwiększa ono ogólnie możliwości nie tylko śmigła obudowanego, ale również nośność wirnika śmigłowcowego lub ciąg śmigła zwykłego. Działanie to jednak maleje z wysokością.

Wykres, przedstawiający oddziaływanie ziemi na wirnik według Betza [lit. 2], wykazuje, że dla uzyskania tego sa-

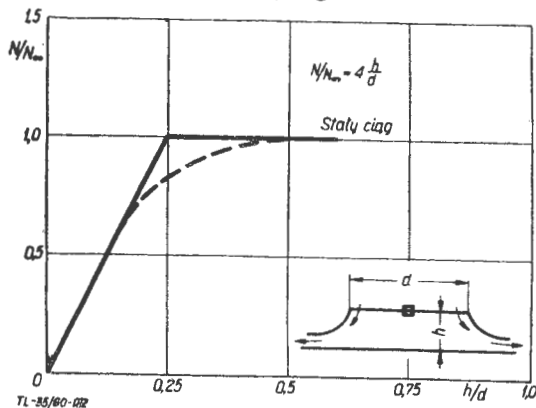


Rys. 11. Działanie „poduszki powietrznej”: u góry — z komorą wyrównawczą, u dołu — z dyszą pierścieniową

meo ciągu można wykorzystać dużo mniejszą moc (rys. 12). Duże znaczenie posiada współczynnik wypełnienia powierzchni.

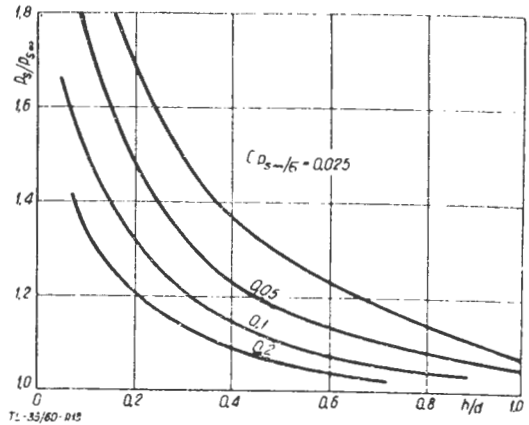
Na wykresie (rys. 13) widzimy, że dla różnych stosunków współczynnika ciągu do współczynnika wypełnienia powierzchni otrzymujemy różne wielkości wzrostu ciągu, w zależności od wysokości nad ziemią — czyli różnej wielkości stosunku ciągu uzyskanego do ciągu w przepływie nie zakłóconym ziemią. Widać duży wpływ odległości od ziemi.

Z innych badań wynika jednak, że dla „wolnych” śmigieł czy wirników wartość $\frac{h}{d} = 0,2$ stanowi granicę ze względów aerodynamicznych (czego nie widać na wykre-



Rys. 12. Oddziaływanie ziemi na wirnik nośny — teoretycznie według Betza

sie 13). Przy malejących odległościach od ziemi otrzymamy spadek prędkości przepływu przez powierzchnię obrotu i kąty natarcia rosną tak, że dzięki zjawisku oderwania na łopatkach zniweczony jest korzystny wpływ ziemi. Nie byłoby tego zjawiska, gdyby łopatkę się przekreśliła na mniejszy kąt.



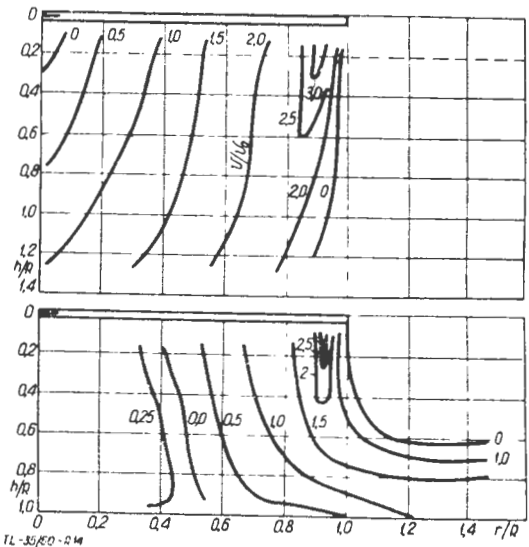
Rys. 13. Oddziaływanie ziemi na wirniki nośne o różnych stosunkach współczynnika ciągu do współczynnika wypełnienia powierzchni według badań angielskich

Pomiary wykonane w USA (rys. 14) pokazują pole prędkości pod wirnikiem nośnym, podobnie jak na rys. 2e i f. Widać znaczne poszerzenie tego pola w bliskości ziemi, co powoduje zwiększenie ciągu równego sile nośnej.

Przy rozpatrywaniu oddziaływania strumienia zaśmigłowego śmigła obudowanego należy rozróżnić wypływ strugi z dyszy o przekroju kołowym (normalny) i z dyszy pierścieniowej, która znajduje zastosowanie w „poduszkach powietrznych”. Oczywiście, w obydwóch przypadkach śmigło będzie musiało dawać różniące się znacznie rozkłady obciążenia wzdłuż łopatkę, czyli będzie musiało być specjalnie zaprojektowane dla danego celu.

Na rysunku 15 (według badań NASA) widzimy, jak wyglądają strumienie i rozkłady prędkości dla obydwóch przypadków, górny bez oddziaływania ziemi i dolny w bliskości ziemi.

Widzimy, że dysza pierścieniowa daje znaczny zysk przy ziemi, natomiast przy swobodnej strudze, przy tym samym



Rys. 14. Rozkład prędkości pod wirnikiem: górny — w oddaleniu od ziemi, dolny — w bliskości ziemi $\frac{h}{d} = 0,5$

polu przekroju dyszy, jest nawet gorsza i spadek ciągu w tym przypadku wynosi około 15%.

Dalsze właściwości, związane z oddziaływaniem ziemi, przedstawiono na rys. 16. Mamy tu uwidoczniony wpływ różnych rodzajów dysz na zwiększenie ciągu, w zależności od bliskości ziemi. Krzywe przedstawiają zmiany dla dyszy kołowej, pierścieniowej i pierścieniowej przerywanej. Przy tak zwanej krytycznej odległości h przestaje już dzia-

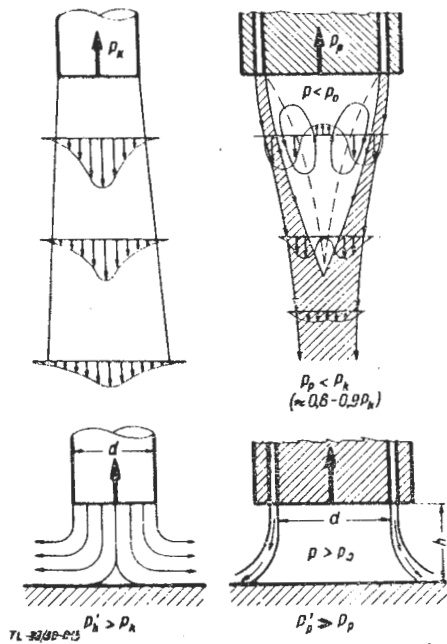
łać wzrost ciągu — i tak dla dyszy pierścieniowej $h_{kryt} = 1,2d \div 1,6d$, zaś na przykład przy $\frac{h}{d} = 0,25$ zwiększa się dwukrotnie.

Dysza kołowa ma niższą wartość $h_{kryt} = 0,6d \div 0,8d$. Te wielkości zależą od zakresu przyrostu ciśnienia. Dysza pierścieniowa przerywana ma pewien garb na krzywej wzrostu ciągu — tak, że poniżej $h:d = 0,4$ ciąg nawet maleje. Podobne nieregularności wykazują też inne badania. Widać z tego, że układ każdej dyszy i odpowiedniego śmigła — wentylatora musi być indywidualnie zbadany, gdyż zjawiska przepływowe tam się komplikują.

Rozpatrzenie teoretyczne przebiegu zjawisk można sobie uprościć według Betza — biorąc pod uwagę równanie ilości ruchu ciekłego strumienia pierścieniowego [lit. 2].

W pewnej odległości od ziemi działa samodzielnie przyrost pędu strugi, zaś w bliskości ziemi dodatkowo $\Delta p \cdot F$ na skutek ciśnienia słupa powietrza na powierzchnię podłoża. Zmiana pędu w bliskości ziemi jest w równowadze z siłą, powstałą od działania słupa powietrza na boki.

$$P_s = \Delta p \cdot h \cdot \pi \cdot d$$



Rys. 15. Zestawienie wypływu o przekroju kołowym i pierścieniowym, przy tej samej powierzchni przekroju dyszy — poza wpływem ziemi i przy uwzględnieniu (C_p — ciąg dyszy pierścieniowej, C_k — ciąg dyszy kołowej)

Wobec tego współczynnik wzrostu ciągu:

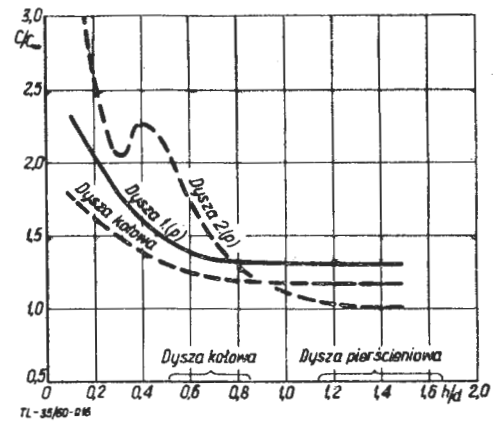
$$A = \frac{P_s}{P_{s\infty}} = \frac{P_s + \Delta p \cdot \frac{\pi \cdot d^2}{4}}{P_s} \approx 1 + \frac{1}{4 \cdot \frac{h}{d}}$$

Przy dyszy z wylotem pod kątem do środka (Θ — kąt pochylecia dyszy)

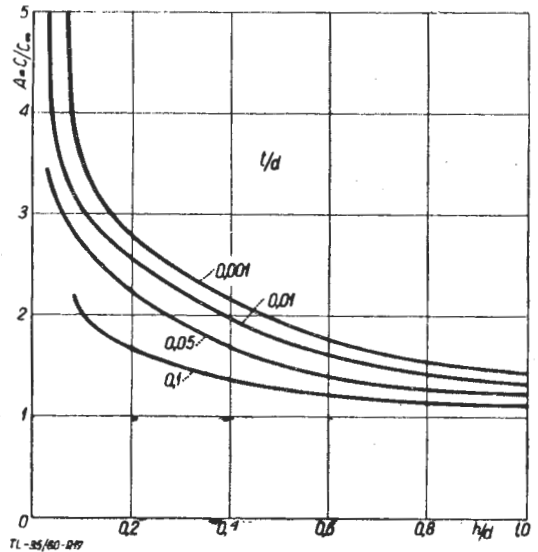
$$A = \cos \Theta + \frac{1 - \sin \Theta}{4 \cdot \frac{h}{d}}$$

Wpływ kąta jest zależny od wysokości. Przy bardzo małych wysokościach trzeba stosować dużą ujemną wartość kąta, zaś przy $\frac{h}{d} = 0,5$ można wybrać dyszę pionową. Przez zróżniczkowanie i przyrównanie do zera można otrzymać optymalną wartość kąta.

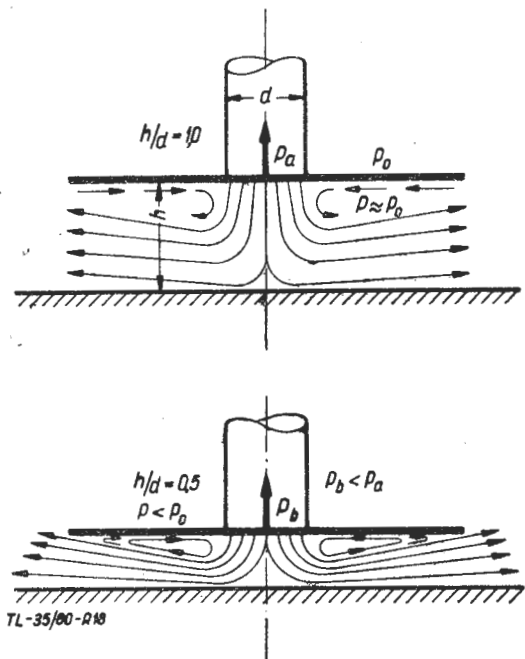
$$\Theta_{opt} = - \arctg \left(\frac{1}{4 \cdot \frac{h}{d}} \right)$$



Rys. 16. Oddziaływanie ziemi na dyszę kołową i pierścieniową według NASA: dysza 1 — pierścieniowa, dysza 2 — pierścieniowa przerywana



Rys. 17. Wpływ w szerokości pierścienia na ciąg dyszy pierścieniowej w bliskości ziemi



Rys. 18. Obraz opływu strugi, wychodzącej z dyszy kołowej, oprawionej w płaską płytę (według badań NASA). Góra — w pewnej odległości od ziemi, dół — w bezpośredniej bliskości

Zależność ta będzie spełniona pod warunkiem, że $\frac{h}{d}$ nie będzie zbyt małe. Dalszym ważnym parametrem jest grubość pierścienia (t), przy jej uwzględnieniu:

$$A = \frac{1 + \frac{1}{2} \frac{\frac{t}{d}}{\frac{h}{d}} + \frac{1}{4 \frac{h}{d} \left(1 + \frac{t}{d}\right)}}{1 + \frac{\frac{t}{d}}{\frac{h}{d}}}$$

Z wykresu, przedstawiającego wzrost ciągu w bliskości ziemi dla różnej grubości pierścieni (rys. 17), widać, że wpływ małej grubości wzrasta ze spadkiem wysokości. Trzeba tu uwzględnić wpływ stosunku ciśnień, który jest szczególnie widoczny przy $\frac{h}{d}$ poniżej 0,2.

Jak już poprzednio wspomniano — wpływ oddziaływania ziemi maleje przy zbyt małym odstępnie, ma to za przyczynę interferencję ziemi na dyszę i nierównomierność rozkładu strugi na ziemi. Jest tu też inne zjawisko: przy śmigle obudowanym, szczególnie w pycie, choć może to zachodzić

i przy „poduszce powietrznej” — może powstawać oddziaływanie prawa Bernoulliego, powodujące powstanie spadku ciśnienia, jak to obrazuje rysunek 18. Widoczny tu rozkład strumienia powoduje powstanie obszaru podciśnień i w wyniku ujemny wpływ ziemi.

Wracając do ogólnej analizy wolnego i obudowanego śmigła, najlepiej rozpatrzeć warunki strumieniowo-mechaniczne różnych wirników, przedstawionych na wykresie (rys. 7). Z wykresu, przedstawiającego stosunek uzyskanego ciągu do mocy oraz prędkości w strumieniu, w zależności od obciążenia powierzchni zataczanej przez śmigło, widać — że „powolny” i „słaby” strumień, czyli o małym obciążeniu (ciąg przez powierzchnię), daje największy ciąg dla danej mocy. Na tym właśnie polega znana przewaga śmigłowców, jednak prowadzi to (małe różnice ciśnień) do zbyt dużych średnic. Konstruktorzy skłaniają się coraz bardziej do stosowania śmigieł obudowanych, które dają o wiele wyższe wartości obciążenia powierzchni przekroju strugi i w ten sposób powiększają zakres możliwych stosunków (przyrostów) ciśnień.

LITERATURA

1. Kuchemann D., Weber J. — Aerodynamika Awiacyjnych Dwigateli
2. Mack K. W. — „Der Bodeneffekt als Entwicklungsgrundlage von Schwebegeraten”. Lft. techn. nr 1. 1960. str. 5
3. Wattson R. K., Hoene V. O. — Ducted Fans. Aero/Space, nr 6. 1959
4. Bukowski J. — „Mechanika płynów”
5. Quinn N. — „Ducted Fans for Vtol and Stol Aircraft, Aeroplane 12.2. 1960. str. 194.

MGR INŻ. WALERIAN KORDZIŃSKI

621.454

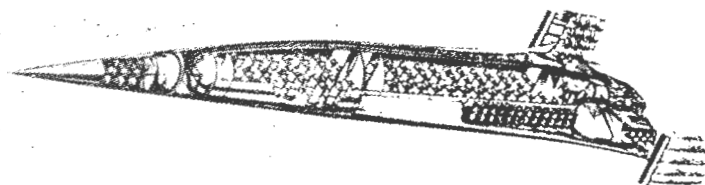
Silniki lotnicze na 21 wystawie w Farnborough

Coroczne wystawy angielskiego przemysłu lotniczego, odbywające się od 1948 roku na terenie ośrodka badań lotniczych (Royal Aircraft Establishment) w Farnborough, mają tradycję jeszcze przedwojenne — pierwsza wystawa odbyła się w Hendon w 1932 roku. Po przerwie spowodowanej wojną wystawy zostały wznowione w 1946 roku. Wystawy w Farnborough są nie tylko przeglądem sprzętu lotniczego produkowanego przez angielski przemysł, lecz również zapoznają zwiedzających z nowymi koncepcjami i kierunkami rozwojowymi w lotnictwie światowym. Angielska myśl techniczna w dziedzinie lotnictwa znajduje się w czołówce i wywiera poważny wpływ na lotnictwo innych krajów, nie wyłączając takiej potęgi lotniczej, jaką są Stany Zjednoczone. Odnosi się to szczególnie do budowy silników lotniczych, w tej bowiem dziedzinie Anglicy są już od szeregu lat pionierami wielu nowych rozwiązań i idei. Wystarczy wymienić wprowadzenie po raz pierwszy, poza silnikami niemieckimi, sprzężarek osiowych, wtryskiwaczy z odparowaniem paliwa, silników dwuprzepływowych, sprzężarek dwuzespołowych i wreszcie zapoczątkowanie prac nad lekkimi silnikami nośnymi (wyporowymi) do samolotów pionowego startu.

Na ostatniej wystawie, która była 21 z kolei i trwała od 5 do 11 września 1960 roku, dział silników był reprezentowany przez wszystkie angielskie wytwórnie silników lotniczych. Podobnie jak na poprzednich wystawach, obok silników zupełnie nowych, zresztą stosunkowo nielicznych, wystawiono silniki znajdujące się już od dawna w produkcji i które można było oglądać na wcześniejszych wystawach. O nowych projektach i zamierzeniach informowano zwiedzających za pomocą rysunków i opisów.

Oczywiste jest wzajemne oddziaływanie na siebie zagadnień płatowcowych i silnikowych. Nowe koncepcje w dziedzinie płatowców warunkują kierunki rozwojowe silników, z drugiej jednak strony — nowe rozwiązania w budowie silników są źródłem powstawania nowych idei w zakresie płatowców. Przykładem tej współzależności może być zagadnienie samolotów pionowego startu i lądowania. Silniki do samolotów tego typu były głównym i najciekawszym punktem działu silników ostatniej wystawy. Chodzi tu o lekkie silniki nośne (jet — lift engine) firmy Rolls-Royce i silniki dające zarówno ciąg, jak i siłę nośną (lift-thrust engine), reprezentowane przez silnik Bristol Siddeley BS.53. Firma Rolls-Royce dała przegląd swych prac nad zagadnieniem pionowego startu, sięgających roku 1941. Rozpoczyna

go rysunek z 1945 roku, przedstawiający naddźwiękowy samolot myśliwski, startujący i lądujący w pozycji pionowej; z kolei można było obejrzeć model „latającego silnika” („Flying Bedstead”), samolotu Short SC.1 i hipotetycznego naddźwiękowego samolotu pasażerskiego dużego zasięgu o układzie zaproponowanym przez A. A. Griffitha. Ten ostatni samolot (rys. 1), bezzałogowy i całkowicie zautomatyzowany, ma mieć 24 silniki nośne i 6 silników napędowych. Dodatkowe silniki nośne, umieszczone w nosie ka-

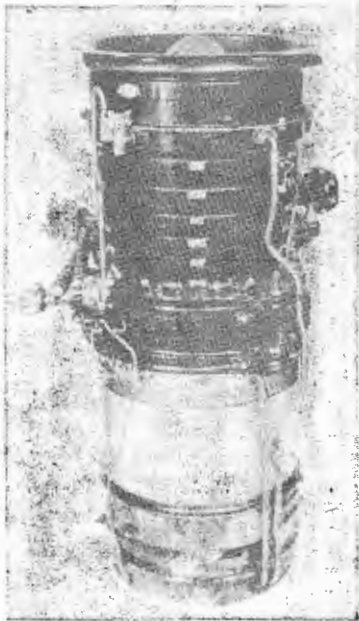


Rys. 1

dłuba i w skrzydłach, mają służyć do sterowania samolotu przy zerowej prędkości lotu. Samolot ma zabierać 72 pasażerów i latać z prędkością odpowiadającą $Ma = 2,26$. Nad silnikami nośnymi firma Rolls-Royce pracuje już od dziesięciu lat, w czasie których osiągnięto znaczne zwiększenie stosunku ciągu do ciężaru silnika (silnik „Nene” zabudowany na „Flying Bedstead” — 3,2 kG/kG, silnik „Soar” 6,6 kG/kG, silnik RB. 108 — 8,1 kG/kG). Firma pracuje obecnie nad silnikiem, którego stosunek ciągu do ciężaru będzie wynosił 16 kG/kG. W pokazanych na wystawie opisach mówi się, że średnica tego silnika będzie równa średnicy silnika RB. 108, natomiast długość będzie wynosić tylko $\frac{2}{3}$ długości wspomnianego silnika. Należy przypuszczać, że w silniku tym, który prawdopodobnie ma oznaczenie RB. 162, zastosuje się nowe materiały — firma Rolls-Royce i niektóre inne wytwórnie mają pewne doświadczenie z łożenkami i obudowami sprzężarek z tworzyw sztucznych. Materiały tego typu zmniejszają — poza ciężarem — również koszt silnika. Oczekuje się, że koszt opracowywanego silnika nośnego będzie wynosił mniej niż połowę kosztu konwencjonalnego turbinowego silnika odrzutowego. Ciężar i koszt budowy silnika zamierza się zmniejszyć poza tym przez prostotę konstrukcji, zwiększenie sprawności zespołów i zastosowanie zwartej komory spalania. Przeanalizowano również możliwości zmniejszenia ciężaru osprzętu. W przypadku samolotu SC.1 (silniki RB. 108) stosunek ciężaru silnika zabudowanego do silnika „gołego” wynosi

1,7 : 1. Stosunek ten ma być utrzymany w opracowywanym silniku, którego ciężar będzie dwa razy mniejszy niż ciężar silnika RB.108; wynika stąd, że ciężar osprzętu zmniejszy się również dwukrotnie. Należy dodać, że firma pracuje równocześnie nad zastosowaniem do samolotów pionowego startu wentylatorów nośnych, napędzanych przez turbinowe silniki odrzutowe. Prawdopodobnie zostaną wykorzystane do tego celu silniki dwuprzepływowe RB.153.

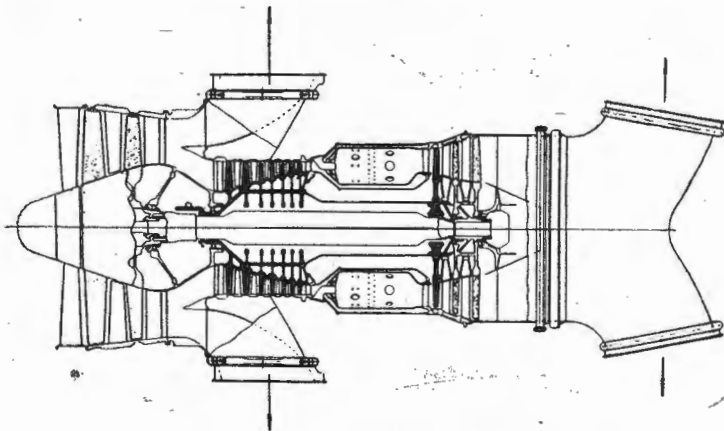
Pokazany na wystawie silnik RB.108 (rys. 2) jest dotychczas jedynym silnikiem, zaprojektowanym wyłącznie jako silnik nośny. Jego ciąg wynosi 920 kG przy równoczesnym



Rys. 2

upuście powietrza do sterowania samolotu za pomocą dysz w czasie startu i lądowania.

Inny kierunek rozwojowy w dziedzinie napędów samolotów pionowego startu przedstawia firma Bristol-Siddeley Engines, Ltd., która po raz pierwszy pokazała wentylatorowy silnik BS.53. W przeciwieństwie do silników Rolls-Royce jednoczy on zadania silnika nośnego i silnika napędzającego samolot w locie poziomym, zapewniając dzięki temu wyjątkowo prosty układ napędowy, który zmniejsza koszty początkowe i ułatwia obsługę. Powietrze z wentylatora i gazy wylotowe uchodzą dyszami zaopatrzonymi w obrotowe kolanka. Obrót kolanek o 90° umożliwia uzyskanie ciągu lub siły nośnej. Ze względu na duży stosunek wydatku zewnętrznego do wydatku wewnętrznego (wynoszący około 2 : 1) całkowity ciąg silnika jest rozłożony mniej więcej równomiernie między przednie i tylne dysze; konstrukcja dysz i ich sposób sterowania są takie, że wypadkowy ciąg przechodzi zawsze przez środek ciężkości samolotu.



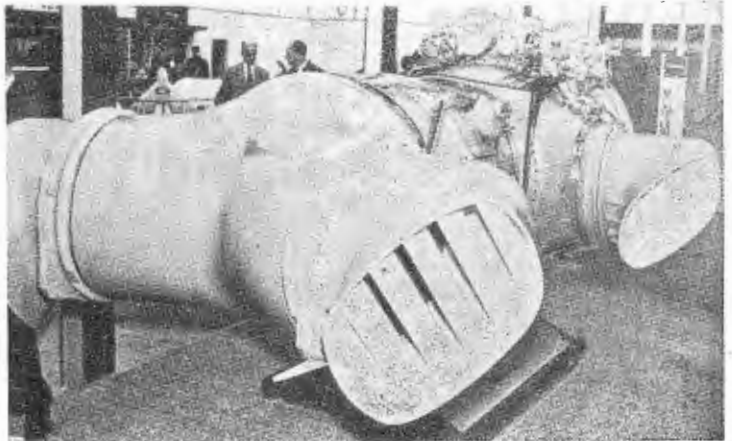
Rys. 3

Wentylator i sprężarka wysokiego ciśnienia wirują w przeciwnych kierunkach, dzięki czemu wypadkowy moment gyroscopowy jest niewielki. W konstrukcji sprężarki wysokiego ciśnienia wykorzystano doświadczenia silnika „Orpheus”, w konstrukcji wentylatora — doświadczenia silnika „Proteus”. Jak wiadomo, silnik BS.53 został zabu-

dowany na taktycznym samolocie pionowego startu Hawker P.1127, który przechodzi obecnie próby. Przekrój silnika BS.53 przedstawia rys. 3, jego wygląd zewnętrzny — rys. 4.

Porównując ze sobą oba układy napędów samolotów pionowego startu — układ Rolls-Royce i układ Bristol — należy stwierdzić, że pierwszy z nich jest bardziej ekonomiczny w zastosowaniu do samolotów pasażerskich o dużym zasięgu, ponieważ silniki służące do napędu samolotu w locie poziomym mogą być zaprojektowane wyłącznie do warunków przelotowych. W przypadku samolotu zaproponowanego przez Griffitha całkowity ciężar silników i paliwa, poczynając od pewnego zasięgu samolotu, jest mniejszy (dzięki mniejszemu jednostkowemu zużyciu paliwa w warunkach przelotowych) niż w przypadku silnika typu BS.53, który musi mieć duży ciąg i z tego powodu w warunkach przelotowych trzeba go silnie dławić, co odbija się niekorzystnie na jego sprawności ogólnej. Natomiast niezaprzeczalną zaletą silnika BS.53 jest to, że we wszystkich fazach lotu napęd zapewnia jeden i ten sam silnik, co usuwa konieczność wożenia „martwego” ciężaru. Wydaje się, że układ Bristol przedstawia największe zalety w zastosowaniu do samolotów wojskowych o małym i średnim zasięgu.

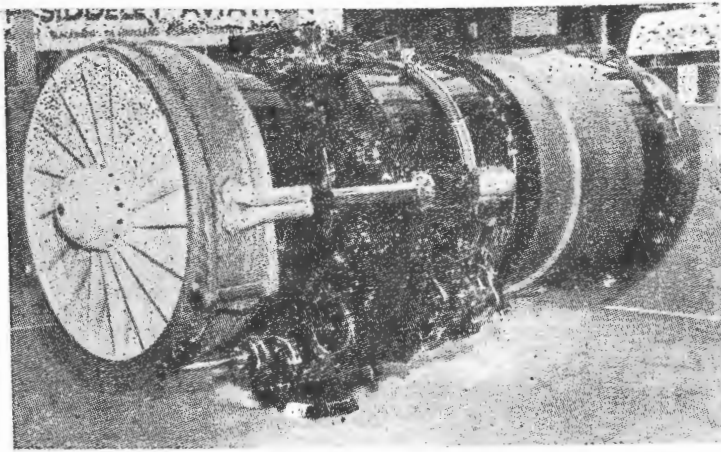
Istnieje ogólne przekonanie, że najkorzystniejszy napęd samolotów latających z dużymi prędkościami poddźwiękowymi stanowią silniki dwuprzepływowe. Jeżeli chodzi o stosunek wydatków w tych silnikach, to zgodnie z twierdzeniem specjalistów z firmy Rolls-Royce, optymalnym stosunkiem wydatków jest wartość 1,0, natomiast firma Bristol Siddeley i wytwórnie amerykańskie uważają za stosunek optymalny przynajmniej wartość 1,5. W znajdujących się obecnie w eksploatacji silnikach „Conway” firma Rolls-Royce zastosowała stosunek wydatków równy 0,3, było to jednak wywołane koniecznością pomieszczenia silników w skrzydłach bombowca Handley Page „Victor”. W późniejszych odmianach silników „Conway” (RCo.42) zwiększono wydatek powietrza w kanale zewnętrznym do wartości odpowiadającej stosunkowi wydatków 0,6. Ostatnio fir-



Rys. 4

ma projektuje silnik „Conway” 7, którego stosunek wydatków będzie wynosił około 1,0, a ciąg 11 000 kG z możliwością zwiększenia go do 13 600 kG. Jest on przeznaczony do napędu największej wersji pasażerskiego samolotu Vickers VC.10. Jest rzeczą prawdopodobną, że silnik „Conway” 7 będzie produkowany z licencji przez amerykańską wytwórnię Allison, podobnie jak ma być produkowany silnik RB.163. Silniki „Conway” reprezentował na wystawie silnik RCo.12, pokazany łącznie z gondolą, odwracaczem ciągu i uciszaczem, tj. w postaci, w jakiej jest zabudowany na samolocie Boeing 707-420. Ciąg tego silnika wynosi 8 000 kG, można go jednak zwiększyć do 8 400 kG za pomocą niewielkich zmian możliwych do wprowadzenia w czasie remontu silnika; początkowy okres międzynaprawczy — 1000h.

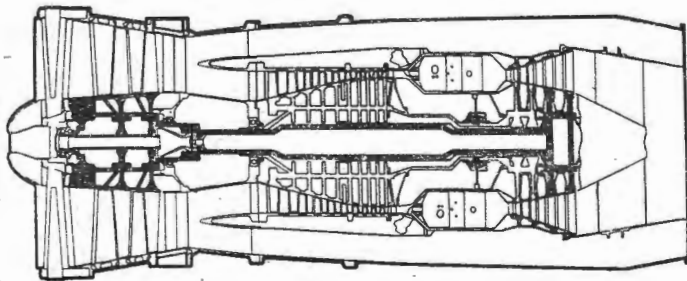
Przedstawicielem nowszej generacji dwuprzepływowych silników Rolls-Royce'a był na wystawie silnik RB.141 (rys. 5). Silnik ten od początku był projektowany z myślą o zastosowaniu go do napędu samolotów pasażerskich, w związku z czym brano pod uwagę wszystkie czynniki wpływające na koszty eksploatacyjne. Stosunek wydatków wynosi 0,7, wydatek całkowity 124 kG/sek, początkowy ciąg 6 800 kG. Produkcja silnika RB.141 ma rozpocząć się w późniejszych miesiącach roku 1961. Ma on napędzać dwie odmiany samolotów „Caravelle”, które będą mieć większą



Rys. 5

prędkość przelotową, większy zasięg i krótszą drogę startu od dotychczas stosowanych wersji. Do tej samej rodziny silników należy, pokazany na wystawie tylko na fotografiach, silnik RB. 163 przeznaczony do samolotu De Havilland D.H. 121 „Trident”. Charakteryzuje go stosunek wydatków równy 1,0 i wyjątkowo wysoki spręż wynoszący 16,75 : 1. Silnik ten był poddany próbom przy ciągu 4500 kG; jego produkcja ma rozpocząć się jeszcze w roku 1961. Pokazano poza tym fotografię silnika RB. 168, przekonstruwanego z silnika RB. 163.

Firma Bristol Siddeley — poza wystawieniem wojskowego silnika wentylatorowego BS. 53 — pokazała rysunki i opisy silnika wentylatorowego do samolotów pasażerskich BS. 75 o ciągu obliczeniowym 3300 kG. Przy projektowaniu tego silnika odstępiono od zasady wykorzystywania w nowych silnikach zespołów, wcześniejszych silników, co pozwala na skrócenie cyklu rozwojowego silnika i zwiększenie okresu międzynaaprawczego, odbija się jednak niekorzystnie na sprawności ogólnej silnika. Jak widać z przekroju na rys. 6 wentylator silnika BS. 75 ma trzy stopnie i jest napędzany przez dwustopniową turbinę; zespół wysokiego ciśnienia składa się z 10-stopniowej sprężarki i dwustopniowej turbiny. W przeciwieństwie do dwuprzepływowych silników Rolls-Royce i Pratt and Whitney wentylator silnika BS. 75 jest odsunięty na pewną odległość od sprężarki wysokiego ciśnienia. Wydatek całkowity silnika wynosi 91 kG/sek, stosunek wydatków 1,75 : 1 (przekracza więc znacznie „jedność” uważaną przez firmę Rolls-Royce za najlepszy kompromis między jednostkowym zużyciem paliwa, hałasowością, oporem zabudowy i ciężarem), spręż 13 : 1 (według niektórych źródeł 14 : 1). Silnik BS. 75 wykazuje najniższe spośród wszystkich dotychczasowych silników odrzutowych jednostkowe zużycie paliwa w warunkach startowych — 0,508 kG/kGh; w warunkach przelotowych przy $Ma = 0,75$ i na wysokości około 9000 m jednostkowe zużycie paliwa wynosi 0,76 kG/kGh. Temperatura przed turbiną jest stosunkowo niska, nie przekracza bowiem $930^{\circ}C$, tzn. jest o około $40^{\circ}C$ niższa od temperatury, w której mogą pracować stosowane obecnie na łopatkach ma-



Rys. 6

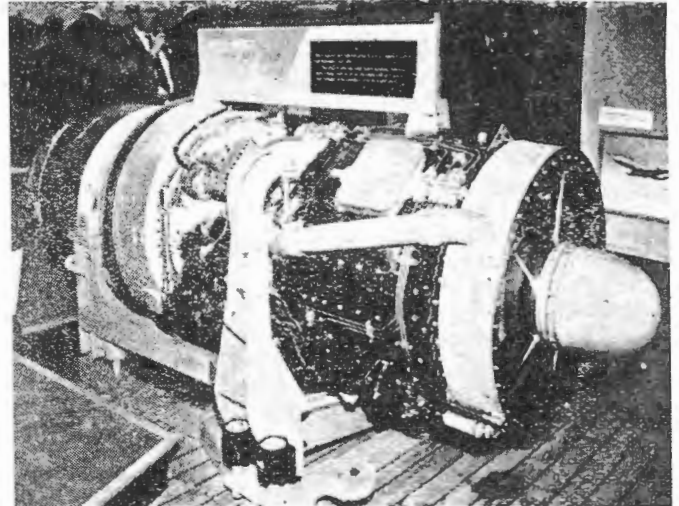
terialy. Ciężar silnika suchego nie przekracza 670 kG. Silnik BS. 75 jest przeznaczony do napędu pasażerskich samolotów BAC-107 i Avro 771. Mówi się również, że będzie on zastosowany w trzysilnikowej odmianie samolotu „Caravelle”.

Napędy samolotów naddźwiękowych były reprezentowane przez silnik De Havilland „Gyron Junior” D. G. J. 10 i Rolls-Royce RB. 146. Pierwszy z nich — „Gyron Junior” — rozwija ciąg 4500 kG i będzie napędzał doświad-

czalny samolot Bristol T. 188 o prędkości odpowiadającej $Ma > 2,5$. Pokazano również dopalacz przeznaczony do tego silnika — pracuje on przy temperaturze $1730^{\circ}C$ i daje 40% przyrostu ciągu. Przyrost ten zwiększa się do 200% przy $Ma = 2,5$. Zwiedzający mogli zaznajomić się z wyposażeniem dopalacza, do którego należy m.in. osiem par pneumatycznych siłowników Hobson, służących do sterowania dyszy o zmiennym przekroju i kształcie. Silnik Rolls-Royce RB. 146 jest najnowszym przedstawicielem rodziny silników „Avon” i ma być stosowany do napędu naddźwiękowych samolotów wojskowych. Jego ciąg bez dopalania wynosi 6000 kG.

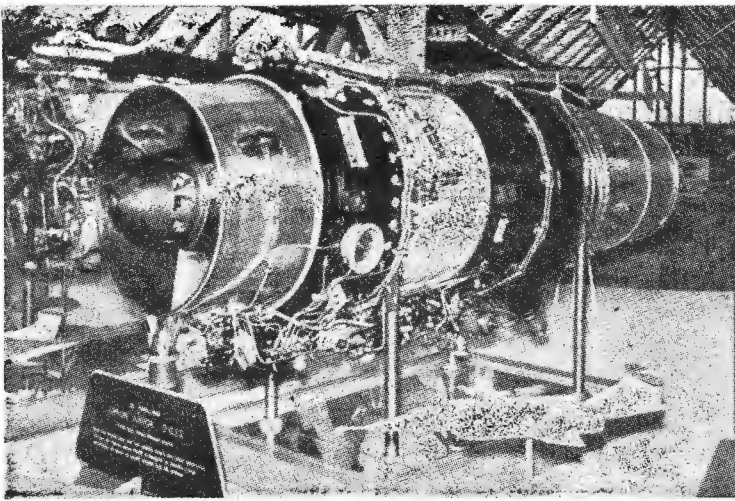
Firma Bristol Siddeley wystawiła szereg rysunków układów napędowych przyszłych samolotów, które będą mogły dokonywać przelotów z prędkościami naddźwiękowymi. Na rysunkach tych pokazano turbinowy silnik odrzutowy bez dopalacza, będący pochodną silnika „Olympus” i przeznaczony do napędu samolotów o prędkości $Ma = 2$, silnik dwuprzepływowy ze spalaniem w zewnętrznym kanale, uważany za najkorzystniejszy rodzaj napędu samolotów latających z prędkościami $Ma = 2,5-3,5$, i turbinowy silnik odrzutowy, zespolony z silnikiem strumieniowym. Ten ostatni układ ma być stosowany na samolotach, których prędkość będzie przekraczać $Ma = 4,5$.

Pozostałe turbinowe silniki odrzutowe, które pokazano na wystawie w 1960 roku, są przeważnie znane z poprzednich wystaw. Firma Rolls-Royce wystawiła silnik „Avon” 524 (rys. 7), wymontowany z samolotu „Comet” po 1995 godzinach pracy bez napraw; silnik ten miał być ponownie zabudowany na samolocie na dalsze 305 godzin pracy. Przedstawicielem licznej rodziny silników Bristol Siddeley



Rys. 7

„Orpheus” był silnik „Orpheus” 12 o ciągu 3100 kG i ciężarze 500 kG. Silniki „Orpheus” są przeznaczone do napędu 14 typów samolotów; produkcję z licencji rozpoczynają Włochy, Niemcy i India i przewiduje się zawarcie dalszych umów licencyjnych. Poza tym firma Bristol Siddeley wystawiła silnik „Olympus” 21, który rozwija największy ciąg (9100 kG bez dopalania) spośród istniejących silników angielskich, oraz silnik „Viper” 11 o ciągu 1140 kG, który powstał z silnika „Viper” 8 przez zwiększenie wydatku powietrza i ma być budowany z licencji przez włoską firmę Piaggio Co. Na stoisku De Havilland Engine Co. po raz pierwszy można było oglądać produkcyjną wersję silnika „Gyron Junior” D. G. J. 2 (Mk. 101) o ciągu 3200 kG przy równoczesnym znacznym upuście powietrza do nadmuchu klap. Różni się ona od poprzednich odmian zastosowaniem przestawialnych łopatek kierowniczych pierwszego stopnia sprężarki i przestawialnych łopatek wlotowych. Silnik ten charakteryzują małe wymiary i ciężar. Osiągnięto to dzięki prostej konstrukcji i zastosowaniu silnie obciążonych stopni sprężarki, co pozwoliło na zmniejszenie ich ilości. Silnik D. G. J. 2, pokazany na rys. 8, jest produkowany do samolotu Blackburn N. A. 39 „Buccaneer”. Najmniejsze silniki reprezentował silnik Blackburn „Palas” 600, budowany z licencji firmy Turbomeca, o ciągu 177 kG. Jest on przystosowany do zabudowy na małych samolotach (samoloty treningowe i latające cele). Może być również użyty jako napęd pomocniczy samolotów dwusilnikowych np. samolotu DC-3.



Rys. 8

Turbinowe silniki śmigłowe w dalszym ciągu odgrywają w lotnictwie poważną rolę, nic też dziwnego, że były one reprezentowane w dużej liczbie. Najciekawszą pozycję w tej grupie silników stanowił silnik Rolls-Royce „Tyne”, który jest jedynym w świecie turbinowym silnikiem śmigłowym z dwuzespołową sprężarką. Ze względu na swoje wyjątkowo niskie jednostkowe zużycie paliwa, wynoszące w warunkach przelotowych 0,172 kg/eKMh, jest on najlepszym z istniejących układów napędowych dużych samolotów o stosunkowo niewysokich prędkościach lotu. Obecne odmiany silników „Tyne” mają moc 4800 eKM i 5400 eKM w zastosowaniu do samolotów Vickers „Vanguard” oraz 5600 eKM w zastosowaniu do samolotów Canadair CL-44. Przewiduje się zwiększenie mocy do 10 000 KM przy niezmienionych gabarytach zabudowy silnika. Silniki „Tyne” mają napędzać oprócz samolotów „Vanguard” i CL-44 również samoloty Short „Britannic”, Breguet „Atlantic” i „Transall” oraz śmigłowce Fairey „Rotodyne”.

Na stoisku Rolls-Royce pokazano ponadto dwa silniki „Dart” — Mk. 505 z 1953 roku o mocy 1500 eKM i Mk. 542 z 1960 roku o mocy 3100 eKM. Okres międzynaprawczy silników „Dart” wynosi obecnie 3000 godzin — jest to największy okres międzynaprawczy istniejących silników lotniczych.

Firma Bristol Siddeley wystawiła silnik „Proteus” 705, który na samolocie Bristol „Britannia” przepracował bez napraw 2400 godzin. Obecnie wersją produkcyjną tych silników jest „Proteus” 765 o mocy 4500 eKM w warunkach startowych i 2700 eKM w warunkach przelotowych (wysokość lotu 7600 m, prędkość 600 km/h) przy jednostkowym zużyciu paliwa 0,217 kg/eKMh.

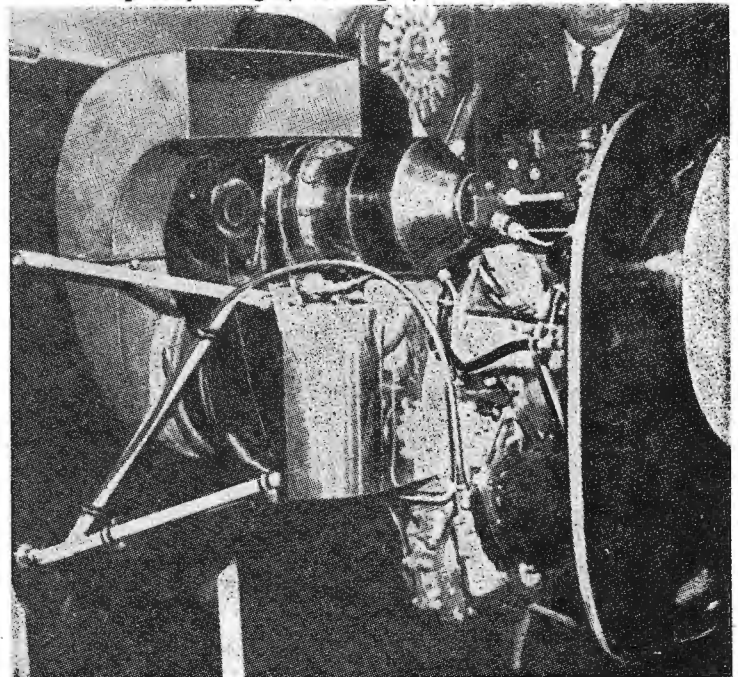
Stoisko firmy D. Napier and Son, Ltd. świadczyło o tym, że firma ta w dalszym ciągu jedynie udoskonala poprzednio zbudowane silniki „Eland” i „Gazelle”. Najnowsza odmiana silnika „Gazelle” — Mk. 512 — o mocy 1660 KM jest przystosowana do napędu nowoczesnych śmigłowców, których przekładnia, zabudowana w głowicy wirnika, jest napędzana bezpośrednio przez turbinę napędową silnika. Silnik ma specjalne pokrycia ochronne, dzięki czemu może być użytkowany w warunkach sprzyjających korozji. Jest on brany pod uwagę jako napęd amerykańskiego śmigłowca Vertol 107, który z silnikami „Gazelle” mógłby zabierać dodatkowo trzy osoby i wykazywałby lepsze osiągi w przypadku lotu na jednym silniku. Wystawiono poza tym trzy sprężarki przeznaczone do silników „Gazelle”. Silniki seryjne mają 11-stopniową sprężarkę znaną pod oznaczeniem „RA”; przy 19 800 obr/min jej spręż wynosi 6,2:1, wydatek 7,6 kg/sek, pochłaniana moc 2320 KM przy sprawności (politropowej) — 87,5% — sprawność ta wzrasta do 91% przy 87% maksymalnej prędkości obrotowej. W ośrodku doświadczalnym w Liverpool zbudowano 10-stopniową sprężarkę „RB”, która przy prędkości obrotowej 19 800 obr/min daje spręż 7,0:1 i wydatek 9,4 kg/sek pochłaniając moc 3220 KM przy sprawności 86%. Trzecia sprężarka — „Rig 2A” — ma 14 stopni, spręż 11:1 i wydatek 7,7 kg/sek przy 18 250 obr/min; pochłaniana moc wynosi 3560 KM, a sprawność 84%. Przy 10% nadobrotów spręż pompaży wynosi 15:1 przy mocy 5100 KM. Sprężarka ta umożliwi budowę silników „Gazelle” o mocy ponad 2000 KM.

Do nielicznych angielskich silników, budowanych z licencji zagranicznych, należą silniki De Havilland „Gnome”, będące odpowiednikiem amerykańskich silników General

Electric T. 58. Podobnie jak silniki T. 58 silniki „Gnome” są budowane w odmianie śmigłowej (P. 1000) i śmigłownicowej (H. 1000) i mają moc rzędu 1000 KM. Od swych pierwowzorów różnią się one głównie zastosowaniem w układzie sterowania elektrycznego przelicznika. Silniki H. 1000 będą stanowiły napęd śmigłowców Westland „Whirlwind”, mają być również zabudowane na włoskich śmigłowcach Agusta 101.G i Agusta Bell 204. Natomiast silniki P. 1000 nadają się do napędu przyszłych samolotów pionowego i skróconego startu oraz małych samolotów pasażerskich i służbowych. Na stoisku De Havilland pokazano poza tym sprzężone ze sobą dwa silniki „Gnome” H. 1200 („Coupled Gnome”) o mocy 2500 KM. Wspólna przekładnia napędowa jest zaopatrzona w ogranicznik momentu obrotowego i wolne koło, które umożliwia niezależną pracę obu silników. Przekładnia ta zbudowana jest specjalnie do śmigłowców Westland „Wessex”, może być jednak przystosowana również do napędu śmigła.

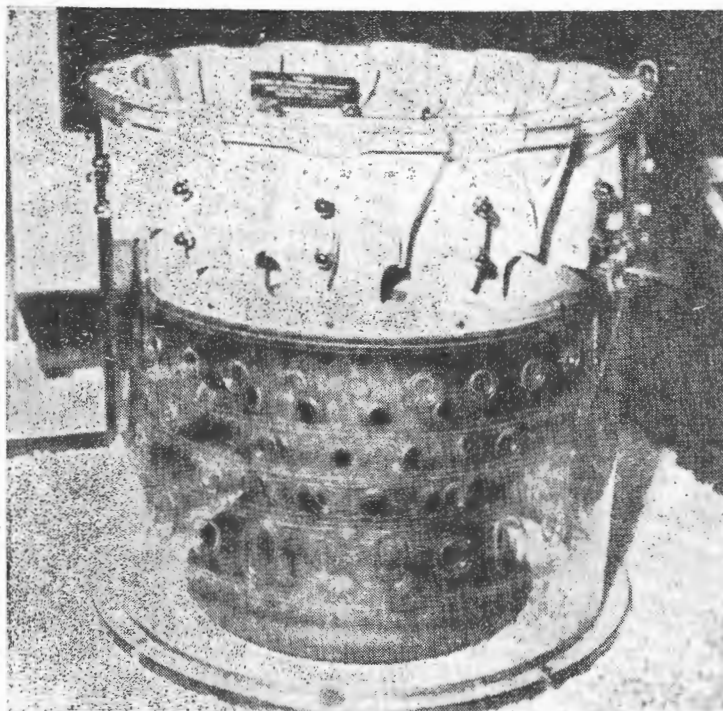
Firma Blackburn Aircraft, Ltd. pokazała silnik do śmigłowców „Turmo” 600 (budowany z licencji firmy Turbomeca) o mocy trwałej 370 KM, silnik „Nimbus” (A. 129) o mocy maksymalnej 980 KM + 42 kG, który ma być produkowany również jako silnik odrzutowy i jako wytwornica powietrza, oraz pomocnicze pokładowe urządzenie napędowe (A.A.P.U. — Airborne Auxiliary Power Unit), dające zarówno moc na wale, jak i sprężone powietrze. Urządzenie to składa się z wytwornicy powietrza „Palouste” i z przekładni napędowej. Powietrze upustowe służy do rozruchu silników samolotu, klimatyzacji kabiny, zasilania urządzeń przeciwbłodzeniowych itp. Moc na wale jest wykorzystywana do napędu prądnicy zasilającej urządzenia hydrauliczne. Stosunek pobieranej mocy do wydatku powietrza upustowego może być zmieniany dowolnie. Przy zerowej mocy na wale wydatek powietrza wynosi 1,09 kg/sek, przy mocy 100 KM — 0,88 kg/sek. Urządzenia A.A.P.U. firmy Blackburn są zainstalowane na samolotach Handley Page „Victor” B. 2 i Canadair CL-44.

Również firma Rover Gas Turbines, Ltd. pokazała urządzenie A.A.P.U. stosowane na niektórych bombowcach serii „V”. Jest ono zaopatrzone w wysokoosiowy układ paliwowy i rozruchowy, zapewniający rozruch na wysokościach lotu powyżej 13 600 m. Z urządzenia tego rozwinięto turbinowe silniki śmigłowe TP. 60 i TP. 90. Mają one odśrodkową sprężarkę, jednostopniową oświową turbinę i zwrotną rurową komorę spalania, umieszczoną nad zespołem wirującym. Firma skonstruowała do tych silników również piastę śmigła, którego skok uzależniony jest od



Rys. 9

prędkości obrotowej silnika i położenia dźwigni przepustnicy. Silnik TP. 60 (rys. 9) ma moc startową 70 KM i moc przelotową 60 KM; moc startowa silnika TP. 90 ma wynosić 100 KM. Oba silniki mają długość 125 cm, szerokość 51 cm i wysokość 70 cm oraz ciężar 106 kG łącznie ze śmigłem, osłonami, chłodnicą oleju, rozrusznikiem i prądnicą. Przepuszczają się, że cena silników będzie wynosić około 1500 funtów szterlingów.



Rys. 10

Dla uzupełnienia obrazu silników turbinowych na 21 wystawie w Farnborough należy wspomnieć o stoisku największej angielskiej firmy specjalizującej się w budowie komór spalania — Joseph Lucas, Ltd. Wystawiono na tym stoisku małą, próbną komorę spalania, służącą do badania zagadnienia zwiększenia ilości ciepła wywiązującego się w jednostce objętości komory spalania, oraz dwie komory spalania — pierścieniową i mieszaną, tj. z oddzielnymi rurami żarowymi — w których wyeliminowano skutki nierównomiernego rozkładu prędkości powietrza na wylocie ze sprężarki. Osiągnięto to przez podzielenie przekroju wlotowego komory spalania na dużą ilość współśrodkowych segmentów; segmenty te doprowadzają powietrze kolejno do strefy spalania i do strefy wygaszania. Zapewnia to uzyskanie stałej, średniej prędkości powietrza wzdłuż promienia przekroju wlotowego komory spalania, co poprawia osiągi komory i daje równomierny rozkład temperatury przed turbiną. Pierścieniową komorę spalania tego typu, tzw. komorę E.V.S. (Equi - Velocity Sampling) przedstawia rys. 10.

Jedynym przedstawicielem silników strumieniowych był silnik Bristol Siddeley BSRJ-824 o średnicy 460 mm, przystosowany do pracy na dużych wysokościach i przy dużych prędkościach naddźwiękowych. Próby, przeprowadzone na stoisku wysokościowym wytwórni Bristol Siddeley, wykazały dobre osiągi i pewność pracy silnika. Jako paliwo zastosowano naftę.

Dział silników raketowych był reprezentowany przez silniki Bristol Siddeley, De Havilland i Napier. Firma Bristol wystawiła silnik „Gamma” i silnik „Stentor” A.S.S.T. 1-1. Pierwszy z nich jest silnikiem czterokomorowym, rozwiniętym z jednokomorowego silnika RAE. Cechą charakterystyczną tego silnika jest przechylnie zamocowanie komór, umożliwiające sterowanie rakiety. Cztery niezależne pompy doprowadzają paliwo i utleniacz (nafta i woda utleniona) do komór spalania. Ciąg na poziomie morza wynosi 7400 kG i zwiększa się do 8600 kG poza atmosferą. Silnik „Gamma” napędza doświadczalną raketę Saunders-Roe „Black Knight”. Silnik „Stentor” ma dwie komory, przy czym jedna z nich jest około cztery razy większa od drugiej (rys. 11). Paliwem jest nafta z wodą utlenioną jako utleniaczem. Komory spalania są zaopatrzone w katalizator, który rozkłada wodę utlenioną na tlen i przegrzaną parę wodną. Wtrysnięte do tej mieszanki paliwo ulega samozapłonowi. Woda utleniona, przed dostaniem się do komór spalania, opływa kanałami w ścianach dysze wylotowej i komory spalania, chłodząc je w ten sposób.

Silnik „Double Spectre” S.Spe.D.1 firmy De Havilland składa się z silnika „Spectre” 4 o stałym ciągu i silnika

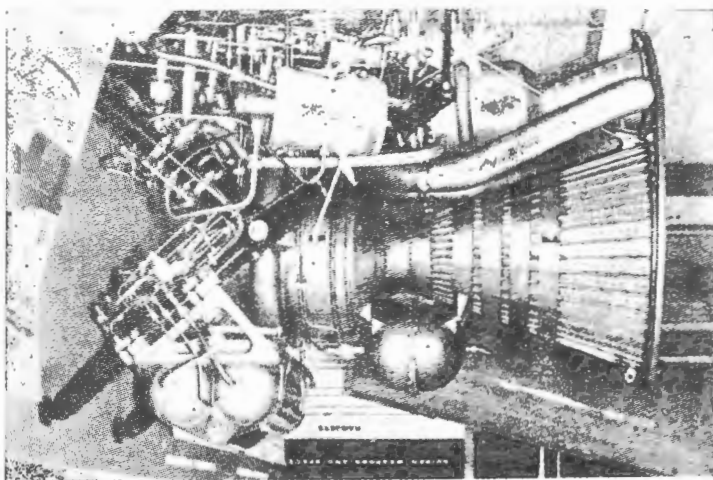
„Spectre” 5 o ciągu zmiennym. Zakres ciągu wynosi od 360 kG do 7250 kG. Paliwem jest nafta, utleniaczem — woda utleniona.

Silnik Napier „Single Scorpion” o ciągu 1140—1360 kG może służyć jako napęd pomocniczy samolotów myśliwskich i jako napęd pocisków kierowanych.

Jeżeli chodzi o silniki tłokowe, to uderzała, podobnie zresztą jak na wcześniejszych wystawach, mała ilość wystawionych silników i brak nowych typów. Firma De Havilland Engine Co. pokazała silnik „Gipsy Major” 215 — czterocylindrowy silnik rzędowy, produkowany do śmigłowców Westland „Skeeter”. Silnik jest wyposażony w turbosprężarkę doładowującą, która pozwala na utrzymanie jednostopniowej mocy 220 KM do wysokości 2450 m. Sprężarka ta może być stosowana do silników o mocy do 500 KM. Napędzająca sprężarkę turbina pracuje przy stosunkowo wysokiej temperaturze gazów dolotowych wynoszącej około 930 °C.

Firma Alvis wystawiła dobrze znane silniki w układzie gwiazdowym: „Leonides” 531 — dziewięciocylindrowy silnik z doładowaniem o zwiększonej, w stosunku do poprzednich wersji, pojemności skokowej i o mocy 625/650 KM; „Leonides” 554/1 o mocy 640 KM na wysokości 760 m i „Leonides Major” 755/1 — silnik w układzie podwójnej gwiazdy o 14 cylindrach, zaopatrzonej w sprężarkę doładowującą i rozwijający moc 805 KM na wysokości 1000 m. Ten ostatni silnik jest przeznaczony do napędu śmigłowców i może pracować we wszystkich położeniach.

Na zakończenie warto dodać, że zwiedzający wystawę mogli obejrzeć film na temat prac przeprowadzanych w National Gas Turbine Establishment nad zmęczeniem cieplnym łopatek kierowniczych i wirników turbin. Film ten obejmował również badania, przeprowadzane przez Rocket Propulsion Establishment, procesów zachodzących w komo-



Rys. 11

rach spalania i dyszach silników raketowych na paliwo płynne. Specjalna komora spalania, zaopatrzona w duże, półprzezroczyste okno, pozwala na bardzo szybkie filmowanie kształtu płomienia w zależności od różnych rodzajów wtryskiwaczy. Na filmie pokazano również chłodzoną wodą komorę spalania, która może pracować w sposób ciągły przez długi okres czasu. Konstrukcja komory umożliwia zmianę długości i średnicy i badanie w ten sposób wpływu kształtu komory na procesy spalania w szerokim zakresie warunków próby.

LITERATURA

1. Flight, 9.9.1960 — „Highlights and sidelights of the static show”.
2. Flight, 16.9.1960 — „Round the stands”.
3. The Aeroplane and Astronautics, 9.9.1960 — „Powerplant notes”.
4. The Aeroplane and Astronautics, 9.9.1960 — „Latest Rolls-Royce work on VTOL”.
5. The Aeroplane and Astronautics, 16.9.1960 — „Engines and associated systems”.
6. British Aircraft Industry Bulletin, 10.1960 — „Engines on display”.

Metoda rozwiązywania układów równań występujących w obliczeniach powłok stożkowych i charakteryzujących się znacznymi różnicami w rzędzie wielkości współczynników przy niewiadomych

Wstęp

Poniższy artykuł stanowi uzupełnienie pt. „Uproszczona metoda obliczania powłok stożkowych, obciążonych równomiernie rozłożonym ciśnieniem”, w którym podano sposób obliczania powłok stożkowych przy stosunkowo małym nakładzie pracy, przy czym osiągnąca dokładność jest na ogół wystarczająca. W pewnych jednak przypadkach, np. gdy okaże się, że obliczana powłoka znajduje się na granicy wytrzymałości, konieczne jest przeprowadzenie bardziej dokładnych obliczeń.

Jedną z zasadniczych trudności, występujących przy obliczaniu powłoki stożkowej metodą dokładną (tj. jako stożka), jest określenie stałych całkowania. Równania, z których określa się te stałe, są równaniami liniowymi i charakteryzują się znacznymi różnicami w rzędzie wielkości współczynników, występujących przy niewiadomych (w omawianym przypadku — przy stałych całkowania C_1, C_2, C_3 i C_4). Rozwiązanie takiego układu równań normalnym sposobem jest praktycznie niemożliwe ze względu na konieczność zastosowania zbyt dużej dokładności obliczeń, która może wyrażać się w postaci kilkudziesięciu cyfr znaczących. W niniejszym artykule podano jeden z możliwych sposobów rozwiązania omawianego układu równań, oparty na pewnych założeniach upraszczających. Sposób ten zilustrowano przykładem liczbowym.

1. Opis metody

Opisana poniżej metoda określania stałych całkowania jest metodą kolejnych eliminacji; polega ona na tym, że przez dowolną niewiadomą wyraża się pozostałe i otrzymane wyrażenie podstawia się do poszczególnych równań, otrzymując kilka wartości wybranej poprzednio niewiadomej. W przypadku, gdy dwie wartości pokrywają się ze sobą, wiadomo wówczas, że szukaną wartością wybranej niewiadomej jest właśnie ta powtarzająca się. Równania, które dają powtarzające się wartości niewiadomej, określają daną stałą całkowania.

Ponieważ stałe całkowania określają warunki brzegowe w sposób uporządkowany, to znając np. C_1 można określić C_2 z zależności między C_1 i C_2 (podobnie w przypadku C_3 i C_4). Dzięki temu wyznaczenie jednej stałej całkowania pozwala również na obliczenie drugiej, związanej z nią, oraz na znalezienie równań, które określają te stałe. Natomiast zależność np. między C_1 i C_3 nie może być wykorzystana do obliczenia jednej z tych stałych na podstawie drugiej. W celu znalezienia wartości niewiadomych drugiej grupy należy korzystać z określających je równań oraz z obliczonych już wartości stałych całkowania. Aby uprościć obliczenia, można założyć, że wyznaczone poprzednio niewiadome odgrywają znikomą rolę w drugiej grupie równań, to jest można je przyrównać do zera.

Z opisanego sposobu określania stałych całkowania można korzystać tylko w przypadku dostatecznie długich powłok, w których wpływ jednych warunków brzegowych na drugie jest bardzo mały. Ma to miejsce wówczas, gdy długość powłoki stożkowej przewyższa kilkakrotnie jej średni promień.

2. Przykład liczbowy

Powyższa metoda została zilustrowana przykładem. Przyjęto następujący wyjściowy układ równań:

$$\left. \begin{aligned} C_1 + 0,00333 C_2 + 0,0961 \cdot 10^{-64} C_3 + 0,103 \cdot 10^{-64} C_4 + 6,06 \cdot 10^{-30} &= 0 & [1] \\ C_1 - 1,072 C_2 - 0,2046 \cdot 10^{-64} C_3 - 0,00679 \cdot 10^{-64} C_4 + 0,335 \cdot 10^{-30} &= 0 & [2] \\ C_1 - 0,1925 C_2 + 1,026 \cdot 10^{-98} C_3 + 1,504 \cdot 10^{-98} C_4 + 81 \cdot 10^{-47} &= 0 & [3] \\ C_1 - 1,452 C_2 - 3,18 \cdot 10^{-98} C_3 + 0,608 \cdot 10^{-98} C_4 + 3,26 \cdot 10^{-47} &= 0 & [4] \end{aligned} \right\} I$$

Obliczenie podzielono na 4 etapy.

Etap I

Wybiera się dowolną niewiadomą (np. C_1), przez którą wyraża się pozostałe, wykorzystując wszystkie równania układu.

Z równań [1] i [2] po wyeliminowaniu C_1 , otrzymuje się:
 $1,075 C_2 + 0,3007 C_3 \cdot 10^{-64} + 0,1098 \cdot 10^{-64} C_4 + 5,73 \cdot 10^{-30} = 0$ (a)
 Podobnie z równań [3] i [4]:

$$1,26 \cdot C_2 + 4,206 \cdot 10^{-98} C_3 + 0,896 \cdot 10^{-98} C_4 + 77,7 \cdot 10^{-47} = 0 \quad (b)$$

Z równań (a) i (b) eliminuje się C_2 , otrzymując:

$$C_3 \cdot 0,28 \cdot 10^{-64} + 0,1011 \cdot 10^{-64} C_4 + 5,34 \cdot 10^{-30} = 0$$

Stąd

$$C_3 = -0,361 C_4 - 19,06 \cdot 10^{34}$$

Eliminując C_3 z równań (a) i (b), otrzymuje się:

$$-0,3 \cdot 10^{98} C_2 + 0,152 C_4 - 18,5 \cdot 10^{51} = 0$$

Stąd

$$C_2 = 0,507 \cdot 10^{-98} C_4 - 61,6 \cdot 10^{-47}$$

Dla znalezienia zależności między C_1 a C_4 należy z pierwotnego układu równań wyeliminować kolejno C_2 i C_3 . A więc, równania [1] i [2] po wyeliminowaniu C_2 dają:

$$326 C_1 + 31,0 \cdot 10^{-64} C_3 + 33,1 \cdot 10^{-64} C_4 + 1970 \cdot 10^{-30} = 0$$

Z równań [3] i [4] otrzymuje się:

$$6,54 C_1 + 10,9 \cdot 10^{-98} C_3 + 10,72 \cdot 10^{-98} C_4 + 608 \cdot 10^{-47} = 0$$

Te dwa równania dają (po wyeliminowaniu C_3):

$$-6,54 C_1 + 0,93 \cdot 10^{-98} C_4 - 608 \cdot 10^{-47} = 0$$

Stąd

$$C_1 = 0,142 \cdot 10^{-98} C_4 - 92,8 \cdot 10^{-47}$$

Wszystkie niewiadome zostały więc wyrażone przez jedną:

$$\left. \begin{aligned} C_1 &= 0,142 \cdot 10^{-98} C_4 - 92,8 \cdot 10^{-47} \\ C_2 &= 0,507 \cdot 10^{-98} C_4 - 61,6 \cdot 10^{-47} \\ C_3 &= -0,361 C_4 - 19,06 \cdot 10^{-34} \end{aligned} \right\} (A)$$

Etap II

Wyrażenia (A) podstawia się kolejno do równań [I]. Po podstawieniu zależności (A) do równania [1] otrzymuje się:

$$\begin{aligned} 0,142 \cdot 10^{-98} C_4 & & - 92,8 \cdot 10^{-47} \\ 0,00333 \cdot 0,507 \cdot 10^{-98} C_4 & & - 0,00333 \cdot 61,6 \cdot 10^{-47} \\ -0,0961 \cdot 10^{-64} \cdot 0,361 C_4 & & - 0,0961 \cdot 10^{-64} \cdot 19,06 \cdot 10^{-34} \\ 0,103 \cdot 10^{-64} C_4 & & + 6,06 \cdot 10^{-30} = 0 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} -0,0346 \cdot 10^{-64} C_4 & & - 1,83 \cdot 10^{-30} \\ 0,103 \cdot 10^{-64} C_4 & & + 6,06 \cdot 10^{-30} = 0 \end{aligned}$$

$$0,0684 \cdot 10^{-64} C_4 \quad + 4,23 \cdot 10^{-30} = 0$$

$$C_4 = - \frac{4,23}{0,0684} \cdot 10^{34} = -61,8 \cdot 10^{34}$$

Podstawia się teraz zależności (A) do równania [2] i otrzymuje się:

$$\begin{aligned} 0,142 \cdot 10^{-98} C_4 & & - 92,8 \cdot 10^{-47} \\ -1,072 \cdot 0,507 \cdot 10^{-98} C_4 & & + 1,072 \cdot 61,6 \cdot 10^{-47} \\ 0,2046 \cdot 0,361 \cdot 10^{-64} C_4 & & + 0,2046 \cdot 10^{-64} \cdot 19,06 \cdot 10^{34} \\ -0,00679 \cdot 10^{-64} C_4 & & + 0,335 \cdot 10^{-30} = 0 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} 0,0738 \cdot 10^{-64} C_4 & & + 3,90 \cdot 10^{-30} \\ -0,00679 \cdot 10^{-64} C_4 & & + 0,335 \cdot 10^{-30} = 0 \end{aligned}$$

$$0,0670 \cdot 10^{-64} C_4 \quad + 4,235 \cdot 10^{-30} = 0$$

$$C_4 = \frac{4,235}{0,0670} \cdot 10^{34} = -63,2 \cdot 10^{34}$$

W wyniku podstawienia zależności (A) do równania [3] otrzymuje się:

$$\begin{array}{r} 0,142 \cdot 10^{-98} C_4 \\ -0,1925 \cdot 0,507 \cdot 10^{-98} C_4 \\ -1,026 \cdot 10^{-98} \cdot 0,361 C_4 \\ 1,504 \cdot 10^{-98} C_4 \end{array} \quad \begin{array}{r} - 92,8 \cdot 10^{-47} \\ + 61,6 \cdot 0,1925 \cdot 10^{-47} \\ - 1,026 \cdot 10^{-98} \cdot 19,06 \cdot 10^{34} \\ + 81 \cdot 10^{-47} = 0 \end{array}$$

$$\begin{array}{r} 0,142 \cdot 10^{-98} C_4 \\ -0,0978 \cdot 10^{-98} C_4 \\ -0,371 \cdot 10^{-98} C_4 \\ 1,504 \cdot 10^{-98} C_4 \end{array} \quad \begin{array}{r} - 92,8 \cdot 10^{-47} \\ + 11,85 \cdot 10^{-47} \\ - 19,55 \cdot 10^{-64} \\ + 81 \cdot 10^{-47} = 0 \end{array}$$

$$1,177 \cdot 10^{-98} C_4 \quad + 0,05 \cdot 10^{-74} *) = 0$$

$$\begin{array}{l} 1,177 \cdot 10^{-98} C_4 + 0 = 0 \\ C_4 = 0 \end{array}$$

*) Wartość $0,05 \cdot 10^{-47}$ jest mało prawdopodobna, co jest wynikiem niedokładności obliczeń.

Wartości C_4 z tego równania nie udało się określić ze względu na niedostateczną dokładność współczynników.

Podstawiając zależności (A) do równania [4] otrzymuje się:

$$\begin{array}{r} 0,142 \cdot 10^{-98} C_4 \\ -1,452 \cdot 0,507 \cdot 10^{-98} C_4 \\ 0,361 \cdot 3,18 \cdot 10^{-98} C_4 \\ 0,608 \cdot 10^{-98} C_4 \end{array} \quad \begin{array}{r} - 92,8 \cdot 10^{-47} \\ + 61,6 \cdot 1,452 \cdot 10^{-47} \\ + 3,18 \cdot 19,06 \cdot 10^{-98} \\ + 3,26 \cdot 10^{-47} = 0 \end{array}$$

$$\begin{array}{r} 0,142 \cdot 10^{-98} C_4 \\ -0,736 \cdot 10^{-98} C_4 \\ 1,15 \cdot 10^{-98} C_4 \\ 0,608 \cdot 10^{-98} C_4 \end{array} \quad \begin{array}{r} - 92,8 \cdot 10^{-47} \\ + 89,6 \cdot 10^{-47} \\ + 60,8 \cdot 10^{-64} \\ + 3,26 \cdot 10^{-47} = 0 \end{array}$$

$$1,164 \cdot 10^{-98} C_4 \quad + 0,06 \cdot 10^{-47} *) = 0$$

$$\begin{array}{l} 1,164 \cdot 10^{-98} C_4 + 0 = 0 \\ C_4 = 0 \end{array}$$

*) $0,06 \cdot 10^{-47}$ jest wartością mało prawdopodobną, co jest wynikiem niedokładności obliczeń.

Widać więc, że w przypadku podstawienia zależności (A) do równań [1] i [2], wyniki pokrywają się. Podstawienie tych zależności do równań [3] i [4] nie daje w danym przypadku odpowiedzi. Z równań [3] i [4] w bardziej ogólnym przypadku otrzymałoby się dla C_4 wartości różniące się między sobą i odbiegające od wartości obliczonych na podstawie pierwszej grupy równań. Można stąd wysunąć wniosek, że równania [1] i [2] określają stałe C_4 i C_3 (stała C_3 ze względu na porządkowych związana jest ze stałą C_4), a równania [3] i [4] — C_1 i C_2 .

Do dalszych obliczeń przyjmuje się średnią wartość C_4 :

$$C_4 = \frac{-61,8 - 63,2}{2} \cdot 10^{34} = -62,5 \cdot 10^{34}$$

Etap III

Określa się obecnie C_3 na podstawie zależności:

$$C_3 = -0,361 C_4 - 19,06 \cdot 10^{34} = +0,361 \cdot 62,5 \cdot 10^{34} - 19,06 \cdot 10^{34} = 3,44 \cdot 10^{34}$$

Uwaga: Kolejność określenia zależności:

$$C_1, 2, 3 = f(C_4)$$

może być inna. W danym przypadku wyglądała ona następująco (chodzi o kolejność eliminacji niewiadomych):

$$\begin{array}{l} C_1, C_2 \rightarrow C_3 = -0,361 C_4 - 19,06 \cdot 10^{34} \\ C_1, C_3 \rightarrow C_2 = 0,507 \cdot 10^{-98} C_4 - 61,6 \cdot 10^{-47} \\ C_2, C_3 \rightarrow C_1 = 0,142 \cdot 10^{-98} C_4 - 92,8 \cdot 10^{-47} \end{array}$$

Można przyjąć inną kolejność, np.:

$$\begin{array}{l} C_1, C_2 \rightarrow C_3 = -0,361 C_4 - 19,06 \cdot 10^{34} \\ C_3, C_1 \rightarrow C_2 = -0,425 \cdot 10^{-64} C_4 - 26,4 \cdot 10^{-30} \\ C_3, C_2 \rightarrow C_1 = -0,222 \cdot 10^{-64} C_4 - 13,75 \cdot 10^{-30} \end{array}$$

Po podstawieniu tych zależności do równania [1] otrzymuje się:

$$C_4 = -\frac{9,43}{0,155} \cdot 10^{34} = -60,8 \cdot 10^{34}$$

Podstawienie do równania [2] daje:

$$C_4 = -\frac{18,78}{0,301} \cdot 10^{34} = -62,5 \cdot 10^{34}$$

Widać, że różnica jest nieznaczna. Ze względu na prostotę działań pośrednich, nie będą one tutaj podane.

Różnica w wyrażeniach dla $C_2, C_1 = f(C_4)$ — w zależności od kolejności eliminacji — wskazuje na to, że nie będzie można nimi posługiwać się dla określenia C_2 i C_1 .

Etap IV

Dla określenia C_1 i C_2 można skorzystać z równań [3] i [4] i ze znanych już wartości dla C_3 i C_4 . Otrzymuje się więc układ dwóch równań względem dwóch niewiadomych C_1 i C_2 .

$$\begin{array}{l} C_1 - 0,1925 C_2 - 90,47 \cdot 10^{-64} + 81 \cdot 10^{-47} = 0 \\ C_1 - 1,452 C_2 - 49,04 \cdot 10^{-64} + 3,26 \cdot 10^{-47} = 0 \end{array} \quad (II)$$

Rozwiązanie tego układu nie przedstawia już żadnych trudności. Ostatecznie otrzymuje się:

$$\begin{array}{l} C_1 = -92,8 \cdot 10^{-47} \\ C_2 = -61,6 \cdot 10^{-47} \\ C_3 = 3,44 \cdot 10^{34} \\ C_4 = -62,5 \cdot 10^{34} \end{array}$$

Jest to rozwiązanie pierwotnego układu równań (I).

Cennik ogłoszeń w czasopismach technicznych NOT

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

1. Przy wielkości ogłoszenia do $\frac{1}{2}$ str. zł 12,— za 1 cm²
2. Przy wielkości ogłoszenia ponad $\frac{1}{2}$ str. zł 11,50 za 1 cm²
Za koszty dodatkowe koloru dolicza się 20%.

Za ogłoszenie na okładkach dolicza się:

I strona okładki 50%
IV strona okładki 25%
II i III str. okładki 15%

Za ogłoszenia w numerach specjalnych dolicza się 25%.

Rabaty do ponawianych ogłoszeń wynoszą:

przy dwukrotnym tym samym ogłoszeniu 10%
przy sześciokrotnym tym samym ogłoszeniu 15%
przy dwunastokrotnym tym samym ogłoszeniu 20%

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

1. Numer zwykły 2. Numer specjalny
 $\frac{1}{4}$ str. form. A4 — zł 5.000.— $\frac{1}{4}$ str. — zł 6.000.—
 $\frac{1}{2}$ str. form. A4 — zł 2.600.— $\frac{1}{2}$ str. — zł 3.200.—
 $\frac{3}{4}$ str. form. A4 — zł 1.400.— $\frac{3}{4}$ str. — zł 1.700.—

Ceny powyższe obowiązują od dnia 1 stycznia 1960 r.

Przygotowanie powierzchni metali w procesie klejenia

cz. II

Autor podaje opisy przygotowania do klejenia powierzchni magnezu, tytanu i miedzi oraz przypadków klejenia materiałów niemetalowych z metalami i klejenia z sobą różnych metali. Przedstawiono również i opisano urządzenia stosowane przy przygotowaniu powierzchni do klejenia, jak i zasady przeprowadzania kontroli przygotowanej powierzchni.

Przygotowanie powierzchni stopów magnezu

Stopy magnezu stanowią materiał szczególnie wrażliwy na korozję i dlatego obok czynników, decydujących o takim przygotowaniu powierzchni, aby dawała ona pewność jak najlepszego połączenia ze spoiną klejową, wchodzi w grę jeszcze dodatkowy czynnik, a mianowicie sposób zabezpieczenia stopów magnezu przed korozją, która atakuje je bardzo szybko, o ile nie zostały natychmiast po obróbce odpowiednio zabezpieczone.

Zagadnienia te przez dłuższy czas były przedmiotem badań różnych ośrodków naukowych i przemysłowych (m.in. f-my North American Aviation, Boeing Aeroplane, Fairchild, Chance Vought Aircraft), jednak bez widocznych rezultatów. Wytrzymałość klejenia stopów magnezowych była wyraźnie niższa niż stopów aluminiowych klejonych w tych samych warunkach przy użyciu jednakowych klejów. Dla przykładu można podać, iż dla stopu magnezu gat. FS1-H24 wytrzymałość na ścinanie dla kilku różnych klejów wynosiła 75—119 kG/cm², podczas gdy dla stopów aluminiowych przy tych samych warunkach klejenia wynosiła 200—322 kG/cm². Badania w kierunku poprawienia wytrzymałości na ścinanie przy klejeniu stopów magnezowych szły przede wszystkim w kierunku takiego przygotowania powierzchni, aby jak najbardziej zwiększyć adhezję do podłoża. Aby przy tym wartość wytrzymałości klejenia nie spadała w czasie, należało odpowiednio zabezpieczyć od korozji powierzchnię styku podłoża z klejem. W rezultacie badań przeprowadzanych przez powyższe firmy, wybrano trzy najlepsze procesy przygotowania do klejenia stopów magnezu, a mianowicie proces oznaczony symbolem CVA, opracowany przez f-mę Chance Vought Aircraft oraz DOW1 i DOW7 opracowany przez f-mę Dow Chemical Co., która jest największym producentem stopów magnezu w USA.

Proces CVA, uznany potem za najlepszy, składa się z dwu stadiów: oczyszczania wstępnego i oczyszczania ostatecznego.

Na oczyszczanie wstępne składa się:

- 1 Odtłuszczenie w parach trójchloroetyleny w ciągu 2—5 min,
- 2 Oczyszczanie w roztworze wodorotlenku sodu o stężeniu 50—75 g/l w temperaturze 63—80 °C w ciągu 5—15 min.
- 3 Płukanie w wodzie bieżącej w ciągu 2 min.
- 4 Trawienie w roztworze kwasu chromowego (125—150 g) i azotynu wapnia (11,5 g/l) w temperaturze 52—63 w ciągu 5—15 min.
- 5 Płukanie w wodzie destylowanej w ciągu 2 min.

Oczyszczanie ostateczne stanowi:

- 1 Trawienie w roztworze kwasu chromowego (100 g/l) i siarczanu sodu (5 g/l) w temperaturze 52—63 °C w ciągu 3—12 min.
- 2 Płukanie w wodzie destylowanej w ciągu 2 min.
- 3 Suszenie na powietrzu (naturalne lub w obiegu przymusowym) w ciągu 5 min.

Proces DOW1 składa się z trawienia w kwasie chromowym z dodatkiem azotynu sodu, płukania w wodzie bieżącej i suszenia.

Proces DOW7 zawiera trzy stadia:

- 1 Trawienie w roztworze kwasu chromowego i azotynu sodu z następnym płukaniem i suszeniem.
- 2 Trawienie w roztworze kwasu fluorowodorowego z następnym suszeniem.
- 3 Obróbka w roztworze dwuchromianu sodu nasyconego fluorkiem wapnia.

Badania wytrzymałości na ścinanie przy zastosowaniu do klejenia stopów magnezowych kleju „Redux” i „Metlbond”, oraz przygotowanie powierzchni wg trzech wyżej opisanych sposobów zebrano w tabeli 5. W jednym ze sposobów przygotowania powierzchni, podanym w tab. 5, oprócz procesu

DOW7 i CVA, zastosowano — jako dodatkową obróbkę antykorozyjną — malowanie gruntem olejnym cynkowo-chromianowym. Tabela 5 podaje również wpływ działania mgły solankowej na wytrzymałość na ścinanie spoiny. Próba ta jest obrazem wpływu korozji podłoża na wytrzymałość spoiny. Jak się okazuje, proces DOW7 daje wyniki wytrzymałości klejenia bardzo rozbieżne, zależne w dużym

Tabela 5

Wpływ sposobu przygotowania powierzchni stopów magnezu i działania mgły solnej na wytrzymałość na ścinanie

Grub. blachy w mm	Operacje	Wytrzymałość na ścinanie w kG/cm ²	
		klej „Redux”	klej „Metlbond”
1,8	Proces CVA, klejenie j.w. i oksydacja dwuchromianem	118,0	73,5
1,8	Proces DOW 7, 1 warstwa gruntu cynkowo-chromowego, klejenie	116,0	56,5
1,8	Proces DOW 1, klejenie	18,5	39,0
1,6	Proces CVA, klejenie, oksydacja dwuchromianem, 3 warstwy gruntu cynkowo-chromowego	79,0	70,0
1,6	j.w. ale po 30 dniach działania mgły solnej	141,0	—
1,6	Proces DOW 7, 1 warstwa gruntu cynkowo-chromowego, klejenie, 2 warstwy gruntu cynkowo-chrom.	113,0	—
1,6	j.w. ale po 30 dniach działania mgły solnej	32,5	69,0
		9,0	72,0

Materiał klejony: blachy ze stopu magnezu FS-1H o składzie: 2,5—3,5% Al; 0,7—1,3% Zn; Mn 0,2%; Si 0,3%; Cu — 0,05%; Ni 0,005%; Fe 0,005%; inne 0,3%; reszta Mg, oraz własnościach wytrzymałościowych: R_T 27,5 kG/cm²; R_C 17 kG/cm²; Q_T 20,5 kG/cm² A 4%. Klejono na zakładkę długości 25 mm.

stopniu od rodzaju kleju. Wobec tego proces ten został wycofany z produkcji, jako sposób przygotowania powierzchni stopów magnezowych do klejenia.

Najbardziej szczegółowo przebadano proces CVA. Do płukania stosowano wodę bieżącą i destylowaną, przy czym nie stwierdzono wpływu czystości wody stosowanej do płukania na wytrzymałość na ścinanie. Jednak wygląd blach ze stopów magnezowych po zastosowaniu do płukania wody bieżącej, wskazujący na duże zanieczyszczenia powierz-

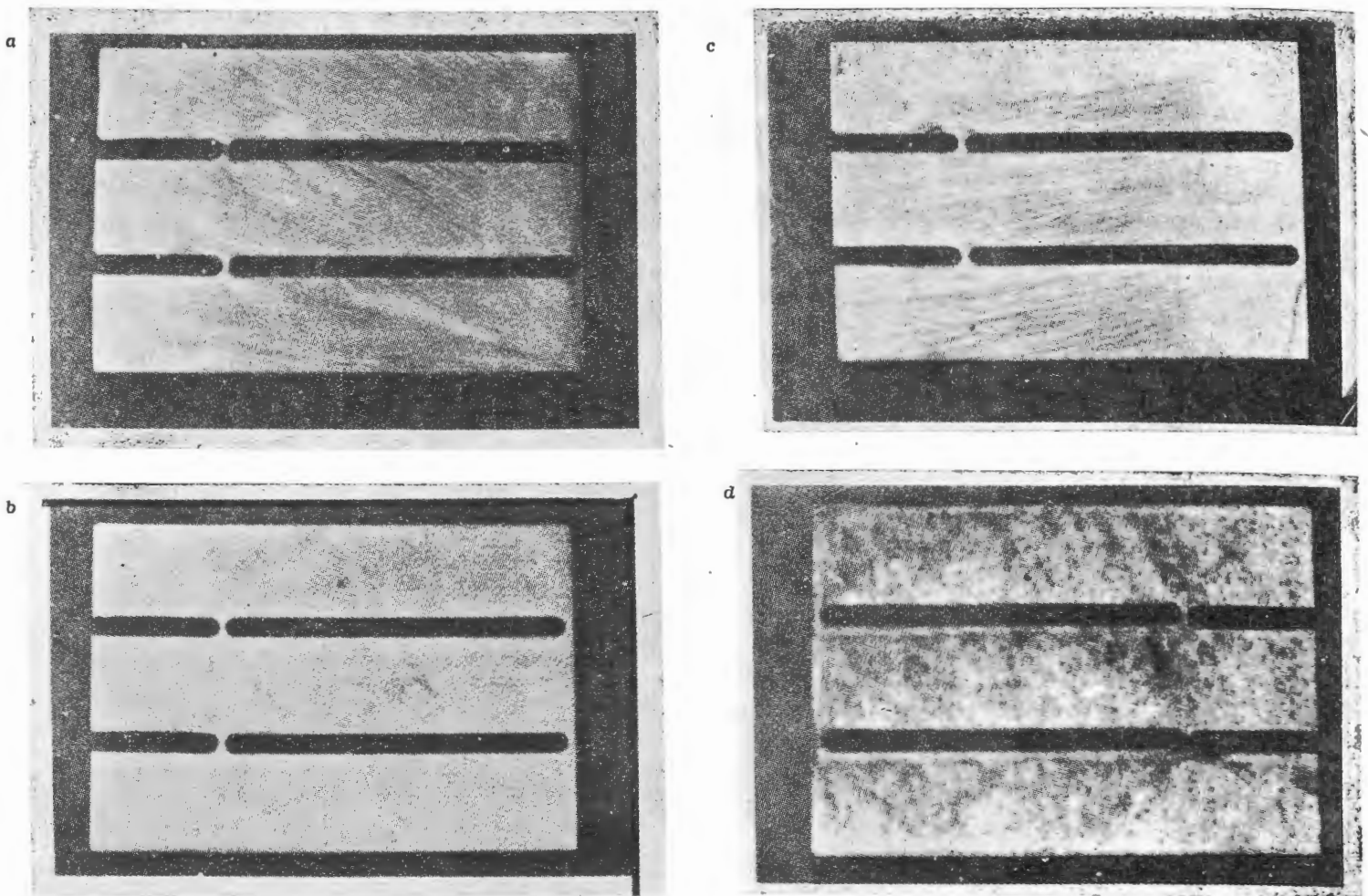
Tabela 6

Wytrzymałość na ścinanie w zależności od rodzaju ostatecznego płukania w procesie CVA

Rodzaj ostatecznego płukania	Wytrzymałość na ścinanie w kG/cm ²
Zanurzenie w wodzie bieżącej	147
Natrysk wodą bieżącą	161
Zanurzenie w wodzie destylowanej	156

Badania przeprowadzono dla blach ze stopu magnezu FS-1H o grub. 1,6 mm klejonych klejem „Redux” na dług. zakładki 25 mm. Podane wartości stanowią wartości średnie z 30 próbek.

chni, spowodowane obecnością chlorków i siarczanów w wodzie (fot. 4), pozwala przypuszczać, iż zanieczyszczenia te mogą mieć wpływ na wytrzymałość sklejenia po pewnym okresie czasu, na skutek możliwych reakcji chemicznych wspomnianych zanieczyszczeń ze stopami magnezu. Na wytrzymałość doraźną zanieczyszczenia te nie mają wpływu (tabela 6).



Fot. 4 ;

Zbadano również wpływ przecierania powierzchni stopów magnezu zamszem, po przygotowaniu powierzchni wg procesu CVA. Stwierdzono duży spadek wytrzymałości klejnia na ścinanie (do 48%). Wiąże się to ściśle z obecnością białej warstwy proszkowej na powierzchni stopów magnezowych (elektron), spowodowanej obróbką w roztworze kwasu chromowego i siarczanu sodu, stanowiącej bardzo dobre i nieodzowne podłoże do klejenia klejem „Redux”.

Tabela 7

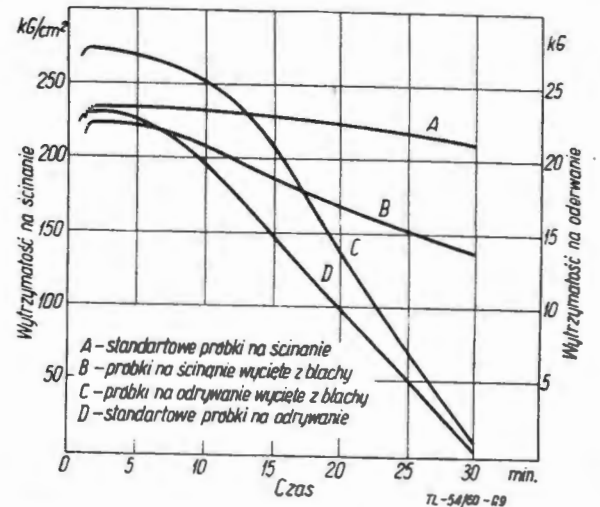
Wytrzymałość na ścinanie w zależności od sposobu przygotowania powierzchni

Sposób przygotowania powierzchni	Wytrzymałość na ścinanie R_t w kg/cm^2		
	max.	min.	średnio
oczyszczenie metodą CVA j.w. i dodatkowo przetarcie powierzchni zamszem	159	147	154
oczyszczenie powierzchni ze smaru stosowanego przy tłoczeniu roztworem kwasu chromowego z azotynem sodu i następnie przygotowanie metodą CVA.	91,5	42,5	69
	166	142	158

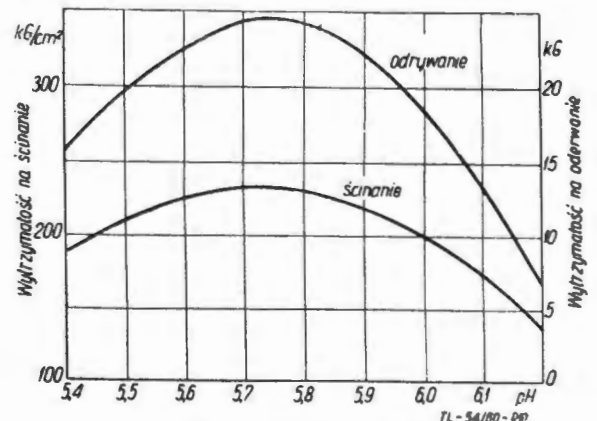
Badania przeprowadzono dla blach ze stopu FS-1H o grub. 1,6 mm klejonych klejem „Redux” na dług. zakładki 25 mm. Podane wytrzymałości średnie stanowią średnią z 15 próbek. Próbki po klejeniu oksydowano dwuchromianem.

Badania chemiczne białej warstwy proszkowej stwierdzają, iż jest to najprawdopodobniej tlenek magnezu. Wyniki wspomnianych badań z punktu widzenia wytrzymałości na ścinanie zebrano w tabeli 7.

Na rys. 9 i 10 podano opublikowane w ostatnich miesiącach wyniki badań amerykańskich instytutów badawczych, dotyczących wpływu czasu zanurzenia i pH kąpieli chromowych na wytrzymałość klejenia elektronu klejem Metlbond 4021, ustalające jednoznacznie powyższe parametry.



Rys. 9. Wpływ czasu zanurzenia w gorącej kąpieli chromianowej na wytrzymałość kleju dla stopów magnezowych



Rys. 10. Wpływ pH kąpieli chromowej na wytrzymałość kleju dla stopów magnezowych

Przygotowanie powierzchni stopów tytanu

Jako obróbkę powierzchni przed klejeniem dla stopów tytanu (np. gat. RC-70) f-ma North American Aviation zaleca trawienie w kąpeli kwasnej, stanowiącej mieszaninę rozcieńczonych kwasów: azotowego i fluorowodorowego, w temperaturze pokojowej, z następnym dokładnym płukaniem.

Dobre wyniki daje również zastosowanie kąpeli, zawierającej rozcieńczony kwas siarkowy i dwuchromian sodu; zwykle odtłuszczenie dla stopów tytanu nie daje dobrej wytrzymałości połączenia przy klejeniu.

Doskonałe rezultaty dało również wprowadzenie anodowania przez f-mę North American Aviation do obróbki powierzchniowej tytanu przed klejeniem. Powyższe badania, przeprowadzone przy zastosowaniu do klejenia kleju termoodpornego NAA „High temp.”, jeszcze w temperaturze 260 °C pozwoliły na uzyskanie wytrzymałości ponad 70 kG/cm².

Przygotowanie powierzchni stopów miedzi.

Dla miedzi i jej stopów dają się z dobrym rezultatem stosować rozmaite sposoby przygotowania powierzchni do klejenia — zarówno mechaniczne jak i chemiczne. W przeciwieństwie do stali, powierzchnię miedzi i jej stopów można obrabiać sposobem chemicznym podobnie jak dla stopów lekkich. Najlepsze rezultaty daje tu proces wg angielskiej normy DTD Sp. 915A, zwany „Pickling Process”. Podobnie działają inne kąpeli kwasne, np. podana wg literatury amerykańskiej kąpiel o składzie:

- 9 cz. wag. stęż. kwasu siarkowego
- 12 cz. wag. krystalicznego siarczanu żelaza
- 100 cz. wag. wody.

Części ze stopów miedzi zanurza się do tej kąpeli na przeciąg 10 min. w temperaturze 65—70 °C; po czym po wyjęciu — płucze się je i suszy. Inna kąpiel, która nie wymaga podgrzewania, ma skład następujący:

- 10 cz. wag. kwasu siarkowego
- 5 cz. wag. dwuchromianu sodu
- 85 cz. wag. wody.

Stosuje się także kąpiel w stęż. amoniaku, z następnym płukaniem i suszeniem. Wyniki wytrzymałości na ścinanie dla miedzi gat. SD (półtwarda) przy różnych metodach przygotowania powierzchni do klejenia podano na rys. 11, natomiast dla mosiądzu gat. MS58 (półtwardy) na rys. 12. W obu wypadkach próbki grubości 2 mm, frezowane kształtowo, klejono na zakładkę długości 10 mm klejem Rostik 476.

Przygotowanie powierzchni materiałów niemetalowych do klejenia z metalami

Badania przygotowania powierzchni przy klejeniu materiałów niemetalowych z metalami, takich jak tworzywa sztuczne i gumy, pozwalają na stwierdzenie, iż koniecznym warunkiem dobrej przyczepności jest tu czystość sklejanych powierzchni. Zwiększenie szorstkości powierzchni tworzywa sztucznych jest pożądane, lecz nie jest warunkiem koniecznym. Natomiast przed sklejaniem należy bezwzględnie usunąć z powierzchni warstwę środków oddzielających z matrycy, stosowanych na przykład w procesie prasowania tworzyw syntetycznych, oraz wszelkie tłuszcze.

Powierzchnia gumy klejonej do metalu wymaga specjalnego przygotowania. Jeśli ma to być połączenie pierwszorzędowe, tzn. przenoszące obciążenia, pożądana jest tzw. cyklizacja gumy, polegająca na obróbce przez zanurzenie powierzchni gumy na okres 10—15 min. do stężonego kwasu siarkowego z następnym dokładnym płukaniem w wodzie bieżącej. Czasami okazuje się konieczne płukanie w rozcieńczonym (0,1—0,2%-owym) roztworze wodorotlenku sodu, celem neutralizowania śladów pozostałego kwasu. Powstająca krucha powierzchnia jest następnie gięta, celem wywołania delikatnych rys tuż przed naniesieniem kleju. Często zamiast kwasu siarkowego stosuje się pastę, powstałą ze zmieszania siarczanu baru z kwasem siarkowym. Natomiast jeśli połączenie nie przenosi obciążeń, wystarczy czysta powierzchnia gumy.

Powierzchnię metalu przy klejeniu gumy i tworzyw syntetycznych z metalem przygotowuje się w ten sam sposób jak przy klejeniu metalu z metalem. Przy tym na powierz-

chnię metalu nakłada się często warstwę gruntu, stanowiącą również klej, lecz o zwiększonej ilości żywicy termoutwardzalnych. Firma Marbon Chemical opracowała specjalną metodę gruntowania (znaną pod nazwą „Ti-Pli”), która daje dobre wyniki przy łączeniu gum z różnymi metalami.

Przygotowanie powierzchni w przypadku klejenia różnych metali ze sobą

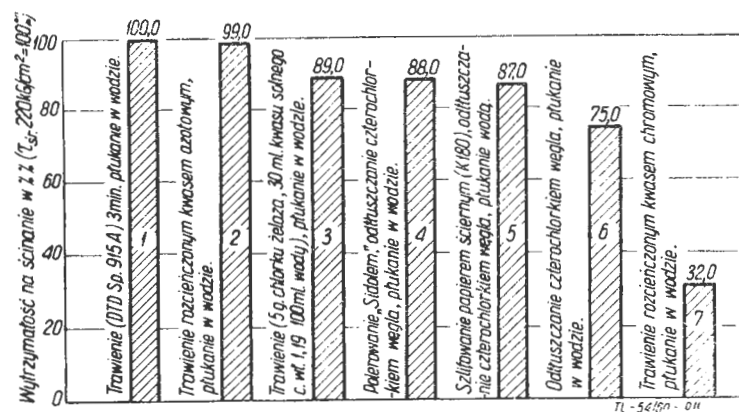
W konstrukcjach różnego typu często zachodzi konieczność łączenia ze sobą za pomocą klejenia różnych metali. Tabela 8 podaje wytrzymałość na ścinanie próbek grubości

Tabela 8
Wytrzymałość na ścinanie, w zależności od przygotowania powierzchni, w połączeniach różnych metali

Rodzaj połączenia klejonego	Wytrzymałość na ścinanie w kG/cm ²
AlCuMg pl.(trawiony — AlCuMg pl.)trawiony	373
Stal (szlifowana — stal) szlifowana	320
Stal (szlif. i trawiona — stal) szlif. i trawiona	273
Mosiądz (trawiony — mosiądz) trawiony	234
AlCuMg pl.(trawiony — stal) szlifowana	332
AlCuMg pl.(trawiony — stal) szlifowana i trawiona	294
AlCuMg pl. (trawiony — mosiądz) trawiony	261

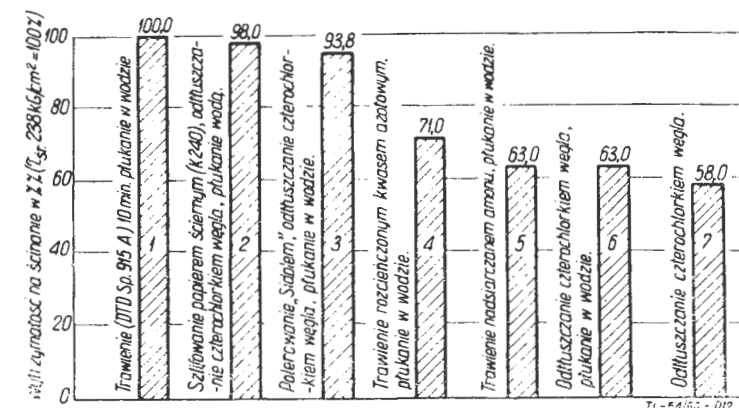
2 mm. klejonych na zakładkę szer. 10 mm klejem Bostik 476 różnych metali z różnie przygotowaną powierzchnią do klejenia.

Badania, przeprowadzone także dla innych klejów, pozwalają na wysnucie wniosków, iż regułą przy klejeniu różnych metali ze sobą powinno stać się to, że każdy me-



Rys. 11. Różne sposoby przygotowania powierzchni miedzi gat. SD, półtwardej. Klej: Bostik 476

tal powinien być przygotowany w sposób optymalny dla siebie, tzn. na przykład przy klejeniu aluminium ze stalą, aluminium powinno być trawione, a stal szlifowana. Wytrzymałość połączenia w przypadku sklejania dwu różnych

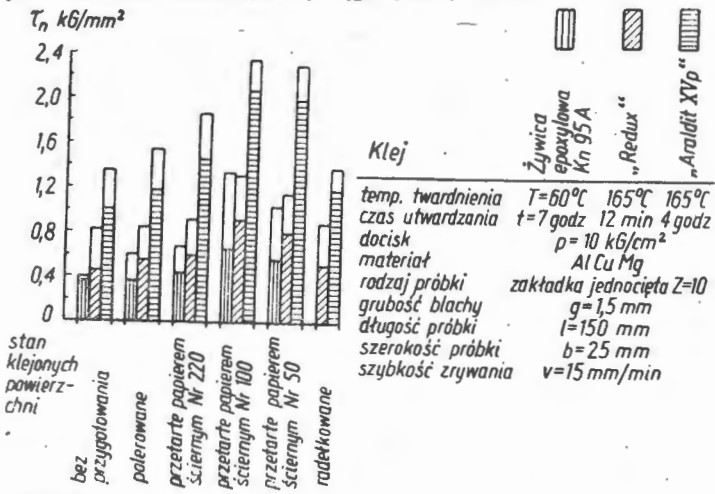


Rys. 12. Różne sposoby przygotowania powierzchni mosiądzu Ms 58 półtwardej. Klej: Bostik 476

metali jest tego rzędu co wytrzymałość sklejania jednokowych metali tego gatunku, który wnosi mniejszy udział w wytrzymałość połączenia. Na podstawie przytoczonych sposobów przygotowania powierzchni różnych metali do

klejenia można wyciągnąć wnioski co do najlepszego sposobu przygotowania powierzchni danego metalu do klejenia.

Ciekawy jest tu tylko wpływ, jaki wnosi rodzaj użytego kleju przy poszczególnych sposobach obróbki powierzchniowej. Dla różnych klejów występują rozmaite różnice wytrzymałości, zależnie od sposobu przygotowania powierzchni do klejenia. Wskazuje to na wrażliwość kleju na sposób przygotowania powierzchni materiału klejonego, czego, nawiasem mówiąc, nie można poczytać za zaletę kleju. Fakt ten utrudnia wyciągnięcie jednoznacznych wniosków



Rys. 13. Wpływ sposobu przygotowania powierzchni metalu przed naniesieniem kleju na wytrzymałość połączenia, w stosunku do powierzchni nieobrabanianej

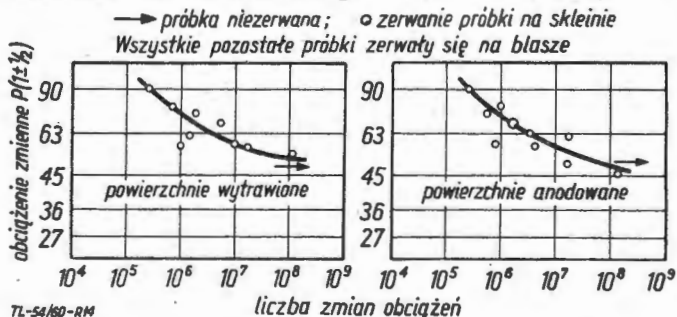
ków, pozwalających na określenie optymalnego sposobu przygotowania powierzchni danego metalu do klejenia w ogóle. Zagadnienie to trzeba potraktować statystycznie w stosunku do większej ilości klejów i dopiero wyciągnąć konkretne wnioski. Na ogół istnieje jednak pewna wspólna tendencja wzrostu lub spadku wytrzymałości przy różnych metodach przygotowania powierzchni do klejenia dla różnych rodzajów klejów. Fakt ten obrazuje np. rys. 13, gdzie dla trzech rodzajów klejów obserwuje się jednakowo wzrost lub spadek wytrzymałości klejenia, zależnie od rodzaju przygotowania powierzchni sposobem mechanicznym. Różnica jest tylko w wartościach liczbowych wytrzymałości. Te same tendencje można zaobserwować w tabeli 2 i 3.

Tabela 9

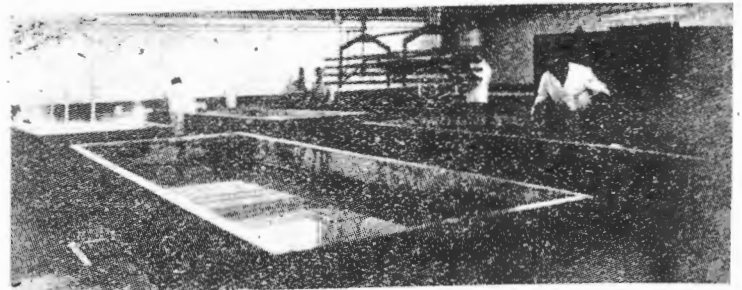
Wytrzymałość na ścinanie w kg/cm² przy mechanicznym i chemicznym przygotowaniu powierzchni

Rodzaj kleju	Sposób mechaniczny optymalny	Pickling-Process
LK-31	241	295
Araldit 1	238	332

Również w tabeli 9 podano dane, obrazujące wpływ przygotowania powierzchni do klejenia wg optymalnego rodzaju przygotowania sposobem mechanicznym oraz sposobem chemicznym wg DTD 915 B na wytrzymałość klejenia różnymi rodzajami klejów. Dane dotyczą próbek ze stopu AlCuMg klejonych z blach grub. 2 mm na zakładkę szer. 10 mm klejem LK-31 i Araldit 1. Jak widać z danych liczbowych tab. 9, dla kleju LK-31 przez chemiczne przygotowanie powierzchni uzyskuje się zwiększenie wytrzymałości o 23% w stosunku do mechanicznego oczyszczenia; przy kleju



Rys. 14. Trwałość połączeń klejonych przy obciążeniach zmiennych, w zależności od sposobu przygotowania powierzchni, przy klejeniu klejem „Redux”



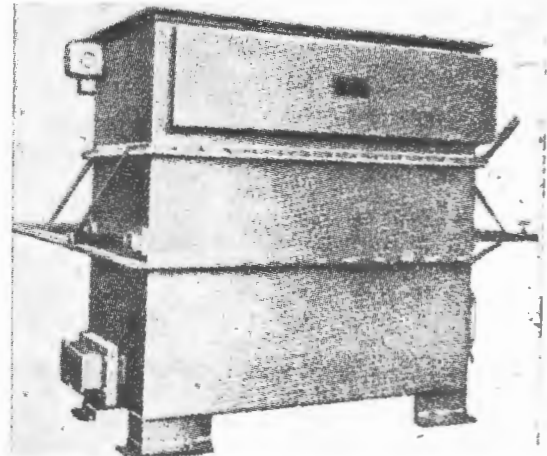
Fot. 5

Araldit 1 osiąga się wzrost wytrzymałości o 39%. Rozrzut wyników przy trawieniu chemicznym jest mniejszy i zależy od kleju. Dla kleju LK-31 przy obróbce mechanicznej rozrzut wytrzymałości wynosi $\pm 8,1\%$, przy trawieniu chemicznym $\pm 7,75\%$; dla kleju Araldit 1 przy obróbce mechanicznej $\pm 8,25\%$, przy trawieniu chemicznym $\pm 2,7\%$.

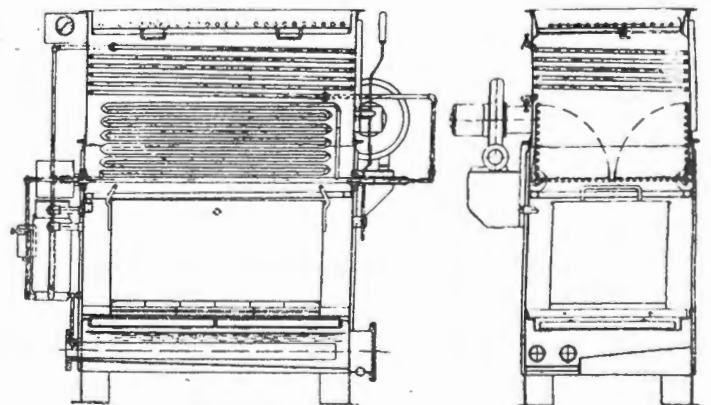
Ciekawy wpływ na wytrzymałość zmęczeniową połączeń klejonych przy przygotowaniu powierzchni do klejenia sposobem chemicznym przez anodowanie i w drugim przypadku przez trawienie pokazuje rys. 14. Dane wytrzymałościowe i sposoby zerwania próbek wskazują na przewagę trawienia nad zwykłym anodowaniem. Wszystkie dane dotyczą jednego rodzaju próbek klejonych klejem „Redux”.

Badania wskazują, iż wpływ chemicznego przygotowania powierzchni różnych metali nie jest jednakowy dla wszystkich klejów i odwrotnie — przy jednym gatunku kleju jest różny dla różnych metali.

Reasumując, należy jednak stwierdzić, iż podane optymalne sposoby przygotowania powierzchni do klejenia różnych metali, a także materiałów niemetalowych z metalami, można potraktować statystycznie jako jednakowe dla różnych rodzajów klejów. Wybór sposobu przygotowania powierzchni do klejenia powinien być podyktowany przede wszystkim wymaganą wytrzymałością połączenia. Jedynie



Rys. 15a. Aparat do odtuszania w parach rozpuszczalnika z samoczynnie zamykającą się węzownicą kondensacyjną



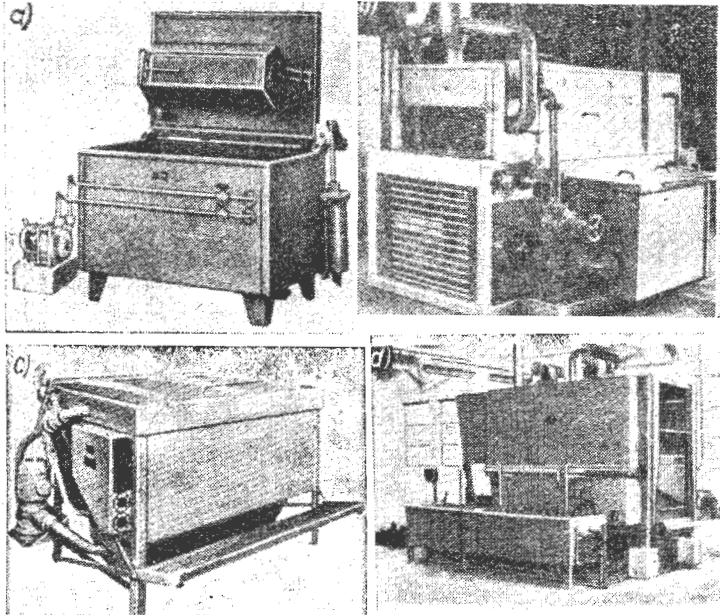
Rys. 15b. Schemat budowy aparatu do odtuszania w parach rozpuszczalnika z samoczynnie zamykającą się węzownicą kondensacyjną

w przypadku połączeń mniej odpowiedzialnych, drugorzędowych (stosując określenie przyjęte przez konstruktorów dla połączeń mniej obciążonych), można zrezygnować z optymalnego sposobu przygotowania powierzchni danego ma-

teriału do klejenia, a zastąpić go innym, tańszym i dzięki temu bardziej ekonomicznym produkcyjnie. Natomiast konstrukcje pierwszorzędowe, przenoszące obciążenia, muszą być bezwzględnie klejone przy optymalnym przygotowaniu powierzchni danego metalu do klejenia.

Urządzenia stosowane do przygotowania powierzchni w procesie klejenia

Przygotowanie powierzchni, polegające na odtłuszczeniu różnymi metodami i trawieniu, nie wymaga nazbyt skomplikowanych urządzeń, o ile nie jest ono całkowicie zautomatyzowane. Zazwyczaj wystarcza tu szereg wanien, na ogół wyposażonych w urządzenia ogrzewające i chłodzące, w których dokonuje się zmywania odtłuszczałnikami, płukania i trawienia. Na fot. 5 pokazano zespół wanien do oczyszczania powierzchni blach. Fotografia ukazuje moment zanurzenia do wanny czterech płyt, umocowanych w urządzeniu przy pomocy suwnicy mostowej. Do przygotowania do klejenia powierzchni drobnych elementów stosuje się kosze z siatki metalowej, odpornej na działanie kąpieli, w których umieszcza się te elementy i zanurza do wanien.



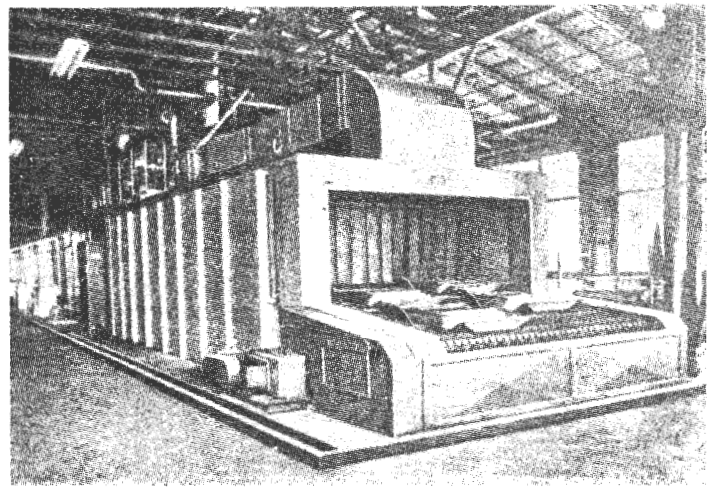
Rys. 16a, b, c, d. Urządzenie do alkalicznego oczyszczania metali z przepływem roztworu czyszczącego

W metodach odtłuszczenia rozpuszczalnikami stosuje się często aparaty pozwalające na równoczesne rozpuszczanie parami rozpuszczalnika i zmywanie tłuszczu i zanieczyszczeń z elementów w sposób całkowicie zmechanizowany. Na rys. 15a i b pokazano aparat do odtłuszczenia w parach rozpuszczalnika, zaopatrzony w ruchomą węzownicę kondensacyjną. Po włożeniu przedmiotów do aparatu węzownica automatycznie zamyka się nad nimi. Para rozpuszczalnika, unosząc się z dna aparatu do góry, odtłuszcza przedmioty, częściowo kondensując się na nich, a następnie dostaje się do przestrzeni, gdzie w płaszczyźnie poziomej umieszczona jest węzownica. Następuje wtedy skraplanie się rozpuszczalnika, który spadając w postaci „deszczu”, obmywa leżące pod nim przedmioty.

Oprócz sposobów odtłuszczenia i trawienia w wannach przez zanurzenie, stosuje się również sposoby oczyszczania za pomocą przepływu roztworu oczyszczającego, względnie jego natrysku. Najbardziej zadowalające wyniki daje metoda przepływu. Uzyskuje się to za pomocą specjalnych pomp. Wydajność pompy powinna wynosić ok. 700 l/min. Kilka nowoczesnych urządzeń do oczyszczania powierzchni metali z przepływem roztworu czyszczącego pokazano na rys. 16 a, b, c i d. Natomiast urządzenie do natryskowego oczyszczania części metalowych pokazano na rys. 17, w którym dokładność oczyszczania uzyskuje się dzięki działaniu silnego strumienia cieczy.

Przy trawieniu najlepsze rezultaty daje jednak zanurzenie w wannach, przy czym często instaluje się w nich mieszadła lub bełkotki, powodujące ruch roztworu trawiącego, a przez to równomierne trawienie.

Do elektrolitycznego oczyszczania najbardziej odpowiednie są spawane wanny stalowe, zaopatrzone w urządzenia ogrzewające i przelew, przez który usuwa się zbierające się na powierzchni zanieczyszczenia do tzw. szlamownika. Wanne taką pokazano na rys. 18.

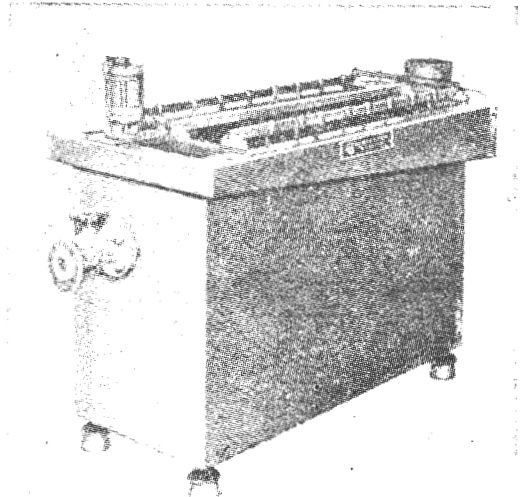


Rys. 17. Urządzenie do natryskowego oczyszczania dużych elementów z blach

Na zakończenie omawiania urządzeń w procesie oczyszczania powierzchni metali i przygotowania jej do klejenia, należałoby jeszcze wspomnieć o zastosowaniu ultradźwięku do oczyszczania i trawienia. Metoda ta polega na tym, że do urządzeń, w których przeprowadza się oczyszczanie powierzchni metali, np. wanien, aparatów oczyszczających, wmontowuje się urządzenia do wytwarzania ultradźwięków. Do uruchomienia tych urządzeń konieczne są generatory wysokiej częstotliwości, co podraża koszty tej metody. Jednak ze względu na bardzo dokładne, nicosięgalne innymi metodami, oczyszczenie powierzchni dzięki wnikaniu roztworu oczyszczającego do najgłębszych porów powierzchni oczyszczanego metalu, wybitne skrócenie czasu oczyszczania oraz zmniejszenie zużycia środków czyszczących i trawiących, metoda ta jest czasem opłacalna. Na rys. 19 pokazano schemat urządzenia do oczyszczania w trójchloroetylenie z zastosowaniem ultradźwięków, natomiast na rys. 20 i 21 urządzenie do oczyszczania powierzchni metali z zastosowaniem ultradźwięków.

Kontrola przygotowania powierzchni do klejenia

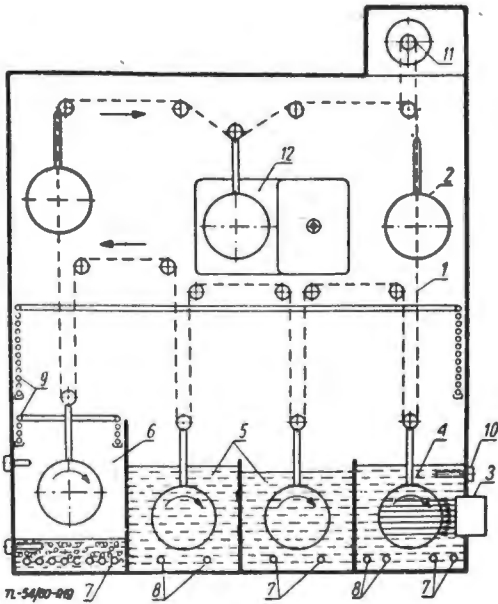
Jak już powiedziano w treści artykułu, kontrola wizualna powierzchni przygotowanej do klejenia pozwala przewidzieć z grubszą, jaka będzie trwałość i wytrzymałość połączenia — odnosi się to do jednorodności powierzchni, braku karbów, stopnia chropowatości itp. Aby jednak osiągnąć dobry stan powierzchni, konieczna jest wcześniejsza kontrola procesu przygotowania powierzchni. Ma ona szcze-



Rys. 18. Wanna do elektrolitycznego oczyszczania, zaopatrzona w wyciąg ramowy, urządzenie do przepompowywania cieczy i szlamownik

gólnie duże znaczenie w przypadku chemicznego sposobu przygotowania powierzchni. Końcowy stan powierzchni jest wynikiem całego szeregu operacji i kontrola po każdej z nich, przynajmniej po najbardziej wpływających na stopień oczyszczenia i przygotowania powierzchni, jest niezbędnym warunkiem otrzymania dobrej powierzchni do klejenia.

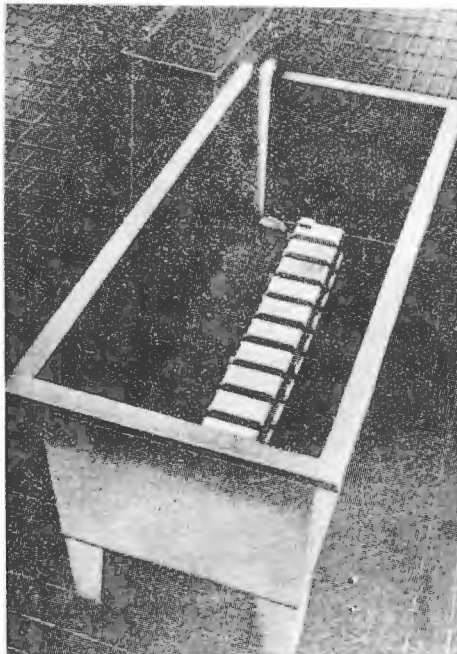
Pierwszą czynnością w chemicznym przygotowaniu powierzchni do klejenia jest zwykle odtłuszczenie rozpuszczalnikami organicznymi. Jakość odtłuszczenia można sprawdzić przy następnym płukaniu wodą. Woda na dobrze odtłuszczonej powierzchni rozlewa się bez trudności po całej powierzchni, natomiast w przypadku złego odtłuszczenia skupia się w niektórych lepiej odtłuszczonych miejscach, przy czym miejsca zatłuszczone pozostają niezwilżone. W takim przypadku po odpowiednim wysuszeniu po-



Rys. 19. Schemat urządzenia do oczyszczania w trójchloroetylenie z zastosowaniem ultradźwięków

wierzchni, aby nie wprowadzać wody do rozpuszczalników tłuszczów, którymi są najczęściej rozpuszczalniki organiczne, ponownie zwraca się element do kąpeli odtłuszczającej.

Dalszą operacją, mającą duże znaczenie przy przygotowaniu do klejenia powierzchni niektórych metali, jest trawienie. Kontrola jakości trawienia polega na kontroli całego szeregu czynników mających wpływ na jakość trawienia, a więc przede wszystkim składu roztworu, lub jego



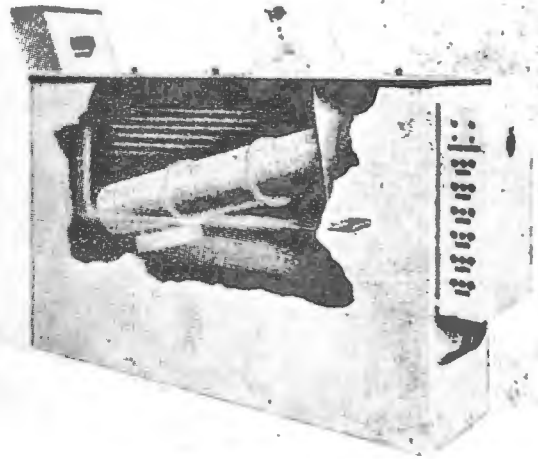
Rys. 20. Wanna do oczyszczania z wbudowanym dwunastoczołowym źródłem ultradźwięków (F-ma Schöller & Co. Frankfurt/M)

pH, temperatury i czasu trwania procesu trawienia. Utrzymanie tych czynników na właściwym poziomie jest koniecznym warunkiem otrzymania dobrej jakości trawienia. Również dobre odmycie powierzchni metali ze śladów kąpeli trawiących lub pasywujących odgrywa dużą rolę w procesie przygotowania powierzchni do klejenia. Składniki kąpeli trawiących często mogą być przyczyną później-

szej korozji metalu, ewentualnie mogą powodować szybsze starzenie spoiny kleju, dlatego kontrola usunięcia resztek kąpeli po trawieniu powinna być operacją niezbędną przy przygotowaniu metalu do klejenia. Kąpeli trawiące posiadają na ogół odczyn kwaśny, ewentualnie alkaliczny, dlatego kontrola ich usunięcia z powierzchni metalu nie jest specjalnie trudna, gdyż polega na określeniu pH wody do płukania za pomocą papierków wskaźnikowych. Odmycie należy prowadzić tak długo, aż woda z płukania będzie wykazywać odczyn obojętny. W tym celu lepiej jest przeprowadzać płukanie w wodzie bieżącej. Suszenie elementów po przygotowaniu powierzchni do klejenia należy przeprowadzać bez dotykania ich, najlepiej strumieniem gorącego powietrza, ewentualnie w suszarniach, nigdy natomiast przez wycieranie ich szmatami, gdyż w ten sposób można łatwo uszkodzić błonkę pasywacyjną z niektórych metali.

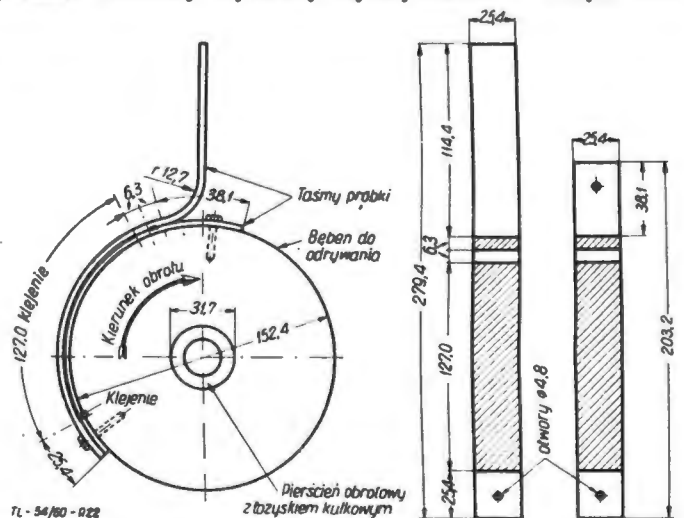
Ostatecznym sprawdzianem właściwego przeprowadzenia procesu technologicznego klejenia, a zwłaszcza jego chyba najistotniejszej części — przygotowania powierzchni pod klejenie, jest zbadanie wytrzymałości próbek przygotowanych i klejonych jednocześnie z zespołami produkcyjnymi. Kontrola ta upewnia jedynie o wynikach klejenia, nie daje jednak możliwości poprawy ewentualnie błędnie sklejonych zespołów ze względu na na ogół nieodwracalne utwardzenie spoiny klejowej. Prowadzi się ją najczęściej następującymi metodami:

1) przez przeprowadzenie badań na ścinanie znormalizowanych próbek (na ogół zakładkowych, jednostronnych),



Rys. 21. Urządzenie automatyczne do oczyszczania w trójchloroetylenie przy zastosowaniu ultradźwięków (F-ma Dittman & Co. Karlsruhe)

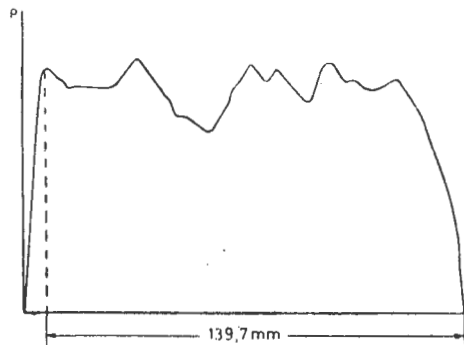
określonych przez odpowiednie normy państwowe lub fabryczne. Jest to próba o tyle cenna, że daje możliwość bezpośredniego porównania z założonymi przy projektowaniu przez konstruktora wartościami wytrzymałości na ścinanie. Wadą tej próby jest fakt, że dając w wyniku wartości średnie (siła niszcząca podzielona przez powierzchnię) nie orientuje o jednorodności połączenia (może nastąpić wyrównanie wyników lokalnej wysokiej wytrzymałości i miejsc słab-



Rys. 22. Próba na odrywanie A.R.L. (Aero Research Limited)

szych). Ze względu na jej prostotę i porównywalność z obliczeniami wytrzymałościowymi jest jednak najczęściej stosowana i brana za podstawę do kwalifikowania jakości klejenia.

2) jako badania uzupełniające stosuje się coraz częściej próbę odrywania („peeling test”) opracowaną przez firmę Aero Research Ltd (Duxford, Anglia). Próba ta polega na odrywaniu od siebie dwu pasków blachy duralowej w określonym gatunku o określonych wymiarach i rejestrowaniu zmienności siły odrywającej w funkcji drogi przy założonej prędkości odrywania. Schemat próby oraz wymiary próbki podane są na rys. 22. W wyniku przeprowadzenia próby otrzymujemy wykres, podobny do przedstawionego na rys. 23.



Rys. 23. Krzywa pomiaru siły na długości sklejenia, rejestrowane przy próbie na odrywanie A.R.L.

O wartości tej próby stanowi fakt, że rejestrujemy tutaj przebieg wytrzymałości na całej długości sklejenia oraz to, że wskutek specyficznego charakteru obciążenia (złożony stan naprężeń powstałych od rozciągania i zginania paska blachy), nawet niewielkie zmiany lokalnej wytrzymałości klejenia powodują duże zmiany wielkości siły odrywającej. Stwierdzono, że podwyższenie wytrzymałości kleju o $\frac{1}{7}$ (ok. 14%), powoduje dwukrotny (tj. o 100%) wzrost siły odrywającej. W ten sposób wszelkie drobne miejscowe niedokładności procesu technologicznego rejestrowane są bardzo wyraźnie co do wielkości i położenia. Jest to istotnym czynnikiem, dla którego próba ta stosowana jest obecnie (w różnych odmianach, określonych przez odpowiednie — na ogół fabryczne — normy) jako powszechny środek kontroli procesu technologicznego i jako próba uzupełniająca (względem próby ścinania) do kwalifikowania jakościowego klejonych zespołów produkcyjnych. Na ogół ogranicza się nie tylko graniczne dopuszczalne wielkości siły odrywającej, lecz również wypełnienie wykresu.

LITERATURA

1. Peukert H. und Schwarz O. — Einfluss der Oberflächenvorbehandlung bei Metallklebverbindungen, Aluminium, 1958, 6, s. 329—334.
2. Epstein G. — Adhesive Bonding of Metals, New York, 1954.
3. Forcht B. A. — Bonding Magnesium, Aircraft Production, 1954, 4, s. 136—140.
4. Effect of curing primer used with an epoxy adhesive, Aircraft & Missiles, 1960, 2, s. 37.
5. Wiślicki T. — Klejenie metali (Część III), Technika Lotnicza, 1957, 6, str. 175—183.
6. Biestek T., Socha J., Weber J. — Nowoczesne metody wytwarzania konwersyjnych i metalicznych powłok ochronnych, Nowa Technika, 1960, Zeszyt 27, str. 11—33
7. De Bruyne-Houwink — Klebtechnik, 1957

Inż. ZBIGNIEW BIAŁCZYK, mgr ROMAN KOJDER

629.13.002:658.50:338.58

Niektóre zagadnienia ekonomiczne i organizacyjne konstrukcyjnego przygotowania produkcji*)

cz. II

W pierwszej części niniejszego artykułu ustalono etapy konstrukcyjnego przygotowania produkcji oraz sposób przeprowadzenia analizy technologiczności nowych konstrukcji.

Obecnie omówiono organizację ośrodków nowych konstrukcji lotniczych oraz sposób planowania konstrukcyjnego przygotowania produkcji.

II.1. Główna struktura organizacyjnej ośrodków nowych konstrukcji lotniczych

Struktura organizacyjna doświadczalnych ośrodków konstrukcyjnych wynika ze struktury produkcyjnej. W praktyce zasadniczo ma się do czynienia z dwoma rodzajami odmian struktury organizacyjnej.

Pierwszy ma zastosowanie wówczas, gdy w ośrodku doświadczalnym przedmiotem prac jest projektowanie i budowa tylko określonych typów samolotów lub silników czy osprzętu i wyposażenia lotniczego (np. samolotów transportowych, silników turbośmigłowych), drugi zaś — gdy w zakresie prac ośrodka wchodzi projektowanie i budowa równocześnie różnego rodzaju sprzętu lotniczego (np. samolotów myśliwskich, wielocelowych, silników turbośmigłowych i tłokowych, wyposażenia hydropneumatycznego itp.).

Typowy schemat struktury organizacyjnej Doświadczalnego Ośrodka Konstrukcji Lotniczych dla podanych odmian pokazano na rys. 10 i 11.

Różnica między podanymi przykładowo schematami struktury Doświadczalnych Ośrodków Konstrukcji Lotniczych polega na tym, że:

1) w przypadku 1 — funkcje kierownika ośrodka pełni Główny Konstruktor, któremu organizacyjnie podporządkowane są komórki zajmujące się zarówno projektowaniem, jak i wytwarzaniem prototypu sprzętu,

2) w przypadku 2 — funkcję kierownika ośrodka pełni wyznaczony dyrektor, któremu podlegają: główni konstruktorzy-projektanci różnego rodzaju prototypów sprzętu lotniczego, kierownik działu technologicznego przygotowania produkcji oraz kierownik warsztatu.

*) W niniejszej części artykułu nazwy instytucji, działów technicznych i druków podane są — dla podkreślenia — z dużych liter.

Doświadczalne Ośrodki Konstrukcji Lotniczych mogą występować jako wyodrębnione samodzielne jednostki, względnie mogą być utworzone przy Wytwórnich Sprzętu Lotniczego, co uzależnione jest od wielkości danego Ośrodka i zakresu jego prac.

Jak pokazano na rys. 1 dyrektorowi ośrodka podlegają:

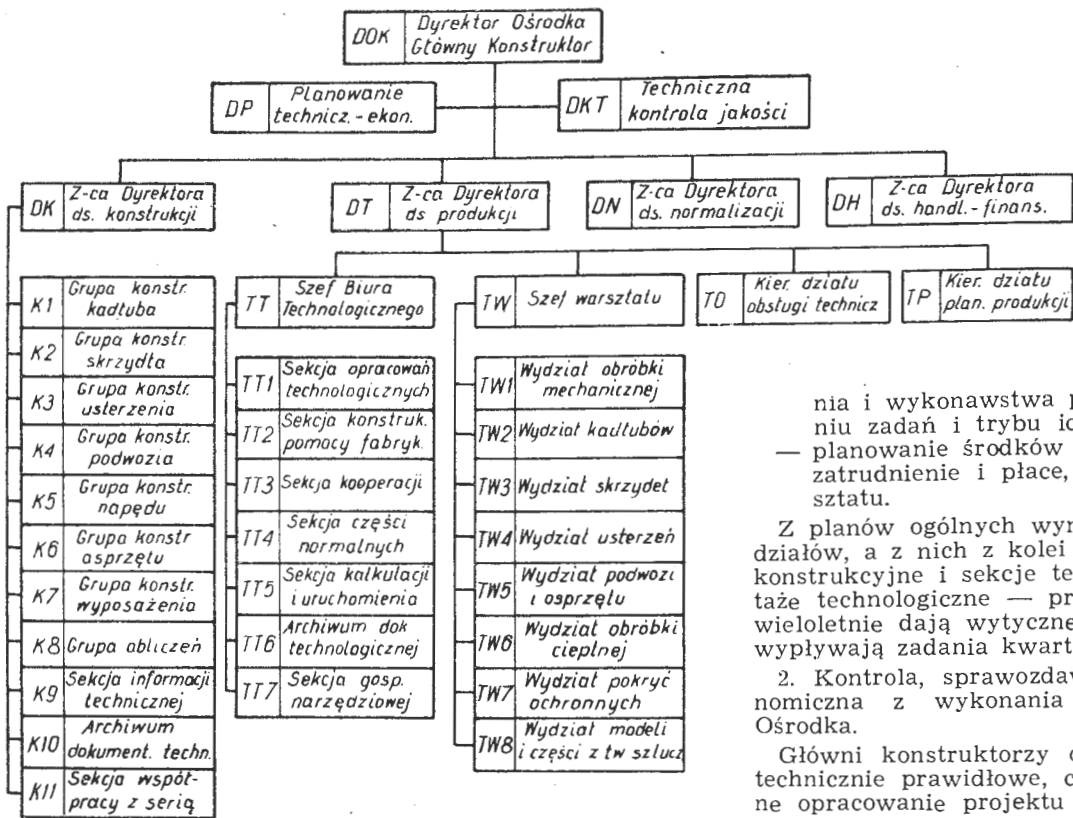
- z-ca dyrektora do spraw konstrukcji,
- z-ca dyrektora do spraw produkcji,
- z-ca dyrektora do spraw normalizacji,
- z-ca dyrektora do spraw handlowo-finansowych,
- kierownik działu planowania techniczno-ekonomicznego,

kierownik technicznej kontroli jakości produkcji

W zakresie obowiązków dyrektora Doświadczalnego Ośrodka wchodzi zagadnienia projektowania i budowy prototypów sprzętu lotniczego takie, jak:

1. Studiowanie perspektywicznych kierunków rozwoju lotnictwa.
2. Zatwierdzanie założeń konstrukcyjnych i technologicznych dla prototypów przewidzianych do budowy w ośrodku.
3. Analiza przewidzianych do wytwarzania prototypów z punktu widzenia możliwości wykonawstwa w ramach istniejącej bazy technicznej Ośrodka, względnie w drodze kooperacji.
4. Kierowanie i koordynacja przygotowania dokumentacji technicznej (konstrukcyjnej i technologicznej) dla prototypów przewidzianych do budowy w Ośrodku oraz ich wykonania.
5. Zabezpieczanie bazy technicznej Ośrodka, potrzebnej dla wykonania różnego rodzaju prototypów sprzętu lotniczego.

Specyfika i charakter Doświadczalnego Ośrodka Konstrukcji Lotniczych wpływają na zakres i rodzaj zadań ko-



R 10 TL 49-60

Rys. 10. Przykładowy schemat struktury organizacyjnej Doświadczalnego Ośrodka Konstrukcji danego typu samolotu

mórkę organizacyjnej planowania. Spośród jej zasadniczych zadań wymienić należy:

1. Opracowywanie planów według następujących kryteriów:

a) wg zakresu:

- planowanie ogólne, polegające na ustaleniu zadań Doświadczalnego Ośrodka jako całości,
- planowanie międzydziałowe i międzydziałowe, polegające na ustaleniu zadań poszczególnych komórek organizacyjnych Doświadczalnego Ośrodka takich, jak biura konstrukcyjne i biuro technologiczne,

- planowanie wewnętrznydziałowe, polegające na ustaleniu zadań dla prowadzących poszczególne montaż technologiczne danego prototypu.

b) wg okresów:

- planowanie wieloletnie (perspektywiczne),
- planowanie roczne,
- planowanie kwartalne i miesięczne.

c) wg przedmiotu:

- planowanie projektowania i wykonawstwa prototypów, polegające na ustaleniu zadań i trybu ich wykonania,
- planowanie środków dla wykonania zadań takich, jak zatrudnienie i płace, powierzchnia, wyposażenie warsztatu.

Z planów ogólnych wynikają zadania dla działów i wydziałów, a z nich z kolei zadania dla prowadzących grupy konstrukcyjne i sekcje technologiczne — w biurach, montaż technologiczne — przez warsztat produkcyjny; plany wieloletnie dają wytyczne dla planów rocznych, a z nich wypływają zadania kwartalne i miesięczne.

2. Kontrola, sprawozdawczość i analiza techniczno-ekonomiczna z wykonania planów prac Doświadczalnego Ośrodka.

Główni konstruktorzy odpowiedzialni są za jakościowe, technicznie prawidłowe, celowe i ekonomicznie uzasadnione opracowanie projektu w przewidzianym terminie.

W zakresie zadań Działu Technologicznego Doświadczalnego Ośrodka Konstrukcji Lotniczych wchodzi przygotowanie wytwarzanych przez Ośrodek prototypów sprzętu pod względem: technicznym, materiałowym i pomocy prefabrykacyjnych. Podział tych zadań uzależniony jest od rodzaju i typu wykonywanego sprzętu.

Wynikająca z tych zadań struktura organizacyjna działu dla przypadku 2 przedstawia się w sposób następujący.

Kierownikiem działu jest Główny Technolog Ośrodka. Dział podzielony jest na sekcje technologiczne takie, jak płatowcową, śmigłowcową, silnikową oraz sekcję części normalnych, kalkulacji i uruchomienia konstrukcji pomocy fabrykacyjnych i kooperacji. Każda z wymienionych sekcji podzielona jest na grupy przedmiotowe, np. grupę kadłuba, skrzydła — w sekcji płatowcowej, grupę kadłuba, wirnika — w sekcji śmigłowcowej, itp. Zastępcą kierownika działu, zależnie od specjalności, jest:

- kierownik sekcji płatowcowej do spraw technologii samolotów,
- kierownik sekcji silnikowej do spraw technologii silników,
- kierownik sekcji, konstrukcji pomocy fabrykacyjnych do spraw pomocy fabrykacyjnych.

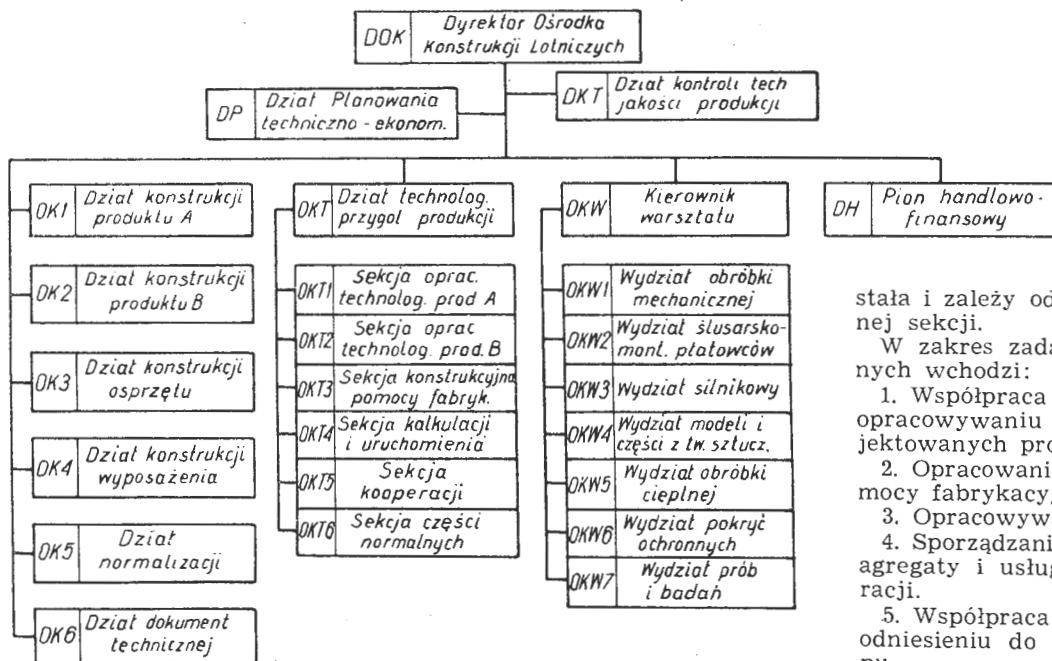
Liczba pracowników poszczególnych sekcji nie jest stała i zależy od bieżącego obciążenia pracami danej sekcji.

W zakresie zadań wszystkich sekcji technologicznych wchodzi:

1. Współpraca z biurami konstrukcyjnymi przy opracowywaniu założeń technologicznych dla projektowanych prototypów.
2. Opracowanie założeń dla przewidzianych pomocy fabrykacyjnych.
3. Opracowywanie dokumentacji technologicznej.
4. Sporządzanie zapotrzebowań na materiały, agregaty i usługi wykonywane w ramach kooperacji.
5. Współpraca z warsztatem i kooperantami w odniesieniu do technologii prowadzonego prototypu.

Zadania sekcji części normalnych polegają na ustaleniu źródeł pokrycia zapotrzebowania na te części, w drodze:

- a) wykorzystywania remanentów magazynowych,



R 11 TL 49-60

Rys. 11. Przykładowy schemat struktury organizacyjnej Doświadczalnego Ośrodka Konstrukcji Lotniczych

b) zakupu poprzez złożenie zapotrzebowań w dziale zaopatrzenia techniczno-materiałowego,

c) stosowania zamienności po uprzednim uzgodnieniu z biurem konstrukcyjnym,

d) uruchomienia ich w odpowiednich ilościach w warsztacie Ośrodka.

Dla realizacji tych zadań sekcja prowadzi kartotekę części normalnych, w oparciu o specyfikacje sporządzone przez sekcje technologiczne, wykonuje zestawienia części normalnych, przewidzianych do ułożenia w kooperacji, opracowuje dokumentację technologiczną części normalnych, uruchamianych w warsztacie Ośrodka, współpracuje z sekcją kooperacji w zakresie sporządzania i aktualizacji specyfikacji materiałowych.

W zakresie zadań sekcji konstrukcji pomocy fabrykacyjnych wchodzi:

1. Ustalenie przy współpracy z zainteresowanymi sekcjami technologicznymi i biurami konstrukcyjnymi rodzaju i typu pomocy fabrykacyjnych, niezbędnych do wykonania danego prototypu.

2. Sporządzenie preliminarzy materiałów i części normalnych, potrzebnych do wykonania pomocy fabrykacyjnych i współpraca w tym zakresie z sekcją kooperacji i części normalnych.

3. Opracowanie dokumentacji konstrukcyjnej i technologicznej pomocy fabrykacyjnych.

4. Współpraca przy wykonawstwie pomocy fabrykacyjnych.

Zadania sekcji kooperacji obejmują:

1. Ewidencję wszelkich zapotrzebowań wystawianych przez komórki organizacyjne Ośrodka.

2. Terminowe dostarczanie zakładom kooperującym materiałów potrzebnych do wykonania zamówień (np. rysunki, modele, warunki techniczne, kalkulacje itp.).

3. Kontrolę realizacji zamówień Ośrodka.

4. Okresową aktualizację normatywów magazynowych na podstawie danych z biur konstrukcyjnych.

Zadania sekcji kalkulacji i uruchomienia sprowadzają się do kalkulacji czasów na poszczególne operacje i elementów, podzespołów i zespołów oraz właściwe, zgodne z przyjętym systemem organizacji, przygotowanie uruchomienia produkcji.

Podstawowym zadaniem warsztatu Ośrodka jest wykonywanie prototypów zgodnie z ustalonymi i zatwierdzonymi harmonogramami prac w oparciu o dokumentację techniczną.

Struktura organizacyjna warsztatu powinna być przystosowana do wykonania tych zadań. Przykładowo przedstawia się ona następująco: kierownikowi warsztatu podporządkowane są takie wydziały, jak obróbki mechanicznej, ślusarsko-montażowy, silnikowy, modeli i części z tworzyw sztucznych, obróbki cieplnej, pokryw ochronnych oraz wydział prób i badań. Poza wydziałami produkcyjnymi kierownikowi warsztatu podporządkowane jest biuro planowo-dyspozytorskie, które koordynuje i synchronizuje prace poszczególnych wydziałów produkcyjnych.

Zadania poszczególnych wydziałów wynikają z realizacji planów operacyjnych. Przykładowo, w zakres prac wydziału obróbki mechanicznej wchodzi:

1. Wykonawstwo części prototypów, wymagających mechanicznej obróbki wiórowej,

2. Wykonawstwo pomocy fabrykacyjnych w zakresie obróbki mechanicznej (w większych zakładach prace te wykonuje narzędziownia),

3. Obróbka mechaniczna części normalnych.

Do głównych zadań wydziałów ślusarsko-mechanicznych wchodzi:

1. Wykonawstwo elementów, podzespołów i zespołów prototypów i zakresu obróbki:

- ślusarskiej,
- blacharskiej,
- ślusarsko-spalniczej.

2. Wykonywanie instalacji elektrycznych, radiowych i osprzętu prototypów,

3. Montaż ostateczny prototypów,

4. Wykonawstwo pomocy fabrykacyjnych, przewidzianych dla danego prototypu w zakresie rodzajów obróbki wymienionych w pkt. 1 oraz ich montaż.

Do zadań wydziału modeli i części z tworzyw sztucznych należy wykonawstwo pomocy fabrykacyjnych w zakresie modeli odlewniczych, makiet i skomplikowanych balwanek, jak również wykonawstwo części z tworzyw sztucznych do danego prototypu.

Za sterowanie procesem produkcji i jego rytmiczność, zgodny z harmonogramem przebieg w ramach danego wydziału, odpowiedzialna jest rozdzielnia, której prawidłowa praca sprowadza się do:

- terminowego przygotowania roboty (obejmującego sprowadzenie materiałów, półfabrykatów, agregatów, części normalnych i handlowych, pomocy fabrykacyjnych i specjalnych urządzeń kontrolnych, przewidzianych w technologii (dla każdego stanowiska pracy),
- właściwy rozdział robót pod względem przedmiotowym i rodzajowym obróbki,
- kierowanie transportem wewnętrznym,
- przekazywanie do magazynów produkcji zakończonej.

Dla pełnego zobrazowania całokształtu zagadnień związanych ze strukturą organizacyjną należy omówić przykładowo stosowane wzory druków i obieg dokumentacji technicznej, co ma pierwszorzędne znaczenie dla prawidłowej organizacji Ośrodka i nie pozostaje bez wpływu na termin i koszt wykonania prototypów sprzętu lotniczego.

Doświadczalny Ośrodek Konstrukcji Lotniczych		INSTRUKCJA WYKONANIA PRZEDMIOTU		Wspornik		Wzrost 1-00-53		Wzrost lub zespół		
Nazwa		Cecha	Wymiary	Jasć	Nr bez kwitu	Nr montażu	Ip OKS	Jasć sztuk	Nr rysunku	
blacha dural		DIBAM # 15	500x120	4	0579	1-05-30 Termin wysł 19 II 57	125	4	HZ 100 37	
Operacja	Szczegółowy opis	Treść operacji i szkieł pomocniczych			W pomocy fabrykac		Czas		Przyjęto / Brak	
		Przyjm		0385	Ciąć materiał wg wymiarów podanych na kwicie		0,4	0,1		0,44
II		Tras		0386	Trasować rozwinęte		0,2	0,5	2,2	
III		Si		0387	Wyciąć wg trasy Zagiąć na belce wg rysunku		HZ-125 37	0,5	1,0	4,5
IV		Hart			Przesycać wg NDOKL 132/36					
V		Galw			Anodować wg NDOKL 206/36					
VI		KT			Kontrola ostateczna					
Opracował		Sprawdził		Kalkulator		Pisanista przyjął		Nr ark.		
Miejscisko Podpis Data		Miejscisko Podpis Data		Miejscisko Podpis Data		Miejscisko Podpis Data		Miejscisko Podpis Data		

Rys. 12. Instrukcja wykonania przedmiotu. Wymiary rzeczywiste 300 x 200

Podany przykładowo obieg dokumentacji technicznej w Doświadczalnym Ośrodku Konstrukcji Lotniczych zaczerpnięto z opublikowanych materiałów w tej dziedzinie. Obejmuje on takie komórki organizacyjne jak biuro konstrukcyjne, biuro technologiczne, biuro technicznej kontroli jakości produkcji i warsztat produkcyjny.

Na podstawie rysunków, napływających sukcesywnie według ustalonego i zatwierdzonego harmonogramu, biuro technologiczne opracowuje następującą dokumentację techniczną:

1. Instrukcję Wykonania Przedmiotu (rys. 12) w dwóch jednobrzmiących egzemplarzach.

Po opisanie procesu technologicznego i skalkulowaniu czasu wykonania, kopię Instrukcji, za pokwitowaniem na oryginalne, który pozostaje w biurze technologicznym, przesyła się do działu planowania operatywnego.

2. Dziennik Kompletacji Sprzętu (rys. 13) w 3 egzemplarzach

1 — przeznaczony dla biura technologicznego,

2 — dla działu planowania operatywnego,

3 — dla sekcji dyspozytorskiej działu dyspozytorsko-rozdzielczego.

3. Kwit materiałowy wypełnia w 4 egzemplarzach, na podstawie Instrukcji Wykonania Przedmiotu, sekcja uruchomienia biura technologicznego i po uprzednim potwierdzeniu w dziale zaopatrzenia materiałowego, dołącza do Instrukcji Wykonania Przedmiotu.

4. Kartę rejestracyjną i karty pracy wypełnia w oparciu o Instrukcję Wykonania Przedmiotu sekcja uruchomienia, dołączając je również do Instrukcji.

Przy opracowywaniu Instrukcji Wykonania Przedmiotu technolog ustala na ile samolotów uruchomić dany przedmiot i zaznacza, do którego (1, 2, 3) samolotu przeznaczone są uruchamiane przedmioty. Przy ustaleniu ilości uruchamianych przedmiotów, technolog powinien wziąć pod uwagę:

a) stosunek czasu przygotowawczo-zakończeniowego do czasu wykonania,

Doświadczalny Ośrodek Konstrukcyjny Lotniczych		DZIENNIK KOMPLETACJI SPRZĘTU KC 130			Nazwa montażu		Nr mont	Nazwa operacji				Nr operacji	Nr zlec	Arkusz	Jłosc arkuszu						
					Usterzenie poziome kompletne		III	Statecznik poziomy				03	I-00-53	15	2						
L.p.	Nr części	Nazwa części	Nr wyższej jednostki	Jłosc szłuk na			Schemat montażu	Pomoce fabryczne			I uruchomienie na samolot				II uruchomienie na samolot				Wykonywana w		
				Zes. got.	Stano. lot.	Złec. zle.		Szab.	Belka	Rożnie.	1	2	3	4	1	2	3	4	Nr mont	Nr oper	Nr poz
134	HZ 150/32	Zebro Nr.1	HZ 150/30	1L 1P	1L 1P	4L 4P		SI	P2												
135	HZ 150/33	Zebro Nr.2	HZ 150/30	1L 1P	1L 1P	4L 4P		SI	P2												
136	HZ 150/34	Zebro Nr.3	HZ 150/30	1L 1P	1L 1P	4L 4P		SI	P2												
137	HZ 150/35	Zebro Nr.4	HZ 150/36	1L 1P	1L 1P	4L 4P		SI	P2												
138	HZ 150/41	Łącznik	HZ 150/36	6	12	44															
	HZ 150/15	Sworzeń	HZ 150/36	10	20	40															
139	HZ 150/36	Zebro Nr.4 kompl	HZ 150/30	1L 1P	1L 1P	4L 4P															
140	HZ 150/39	Pokrycie stat górne	HZ 150/30	1L 1P	1L 1P	4L 4P															
141	HZ 150/40	Pokrycie stat dolne	HZ 150/30	1L 1P	1L 1P	4L 4P															
	2022A50 3x8	Nit	HZ 150/30	110	220	880															
	2022A50 3x10	Nit	HZ 150/30	70	140	560															
142	HZ 150/30	Struktura stat poziom	HZ 160/10	1L 1P	1L 1P	4L 4P															
143	HZ 140/32	Konsola	HZ 150/60	2	8	32		SI	P2												
144	HZ 140/33	Ścianka	HZ 150/60	4	16	64		SI	P2												
145	HZ 140/34	Kotek oporowy	HZ 150/60	10	40	160															

Rys. 13. Dziennik Kompletacji Sprzętu. Wymiary rzeczywiste: 300 x 520

b) względy konstrukcyjno-technologiczne,
c) możliwość i zdolność produkcyjną warsztatu.

Instrukcja Wykonania Przedmiotu musi wskazywać przynależność tego przedmiotu do określonego montażu ze wskazaniem numeru porządkowego w Dzienniku Kompletacji Sprzętu.

Dział planowania operatywnego otrzymuje następującą dokumentację techniczną i wykonuje na niej odpowiednie czynności:

1. Instrukcję Wykonania Przedmiotu kwituje w rubryce „planista przyjął” — oryginał zwraca do biura technologicznego, kopię przesyła do sekcji dyspozytorskiej działu dyspozytorsko-rozdzielczego za pokwitowaniem w Dzienniku Kompletacji Sprzętu.

2. W Dzienniku Kompletacji Sprzętu (w egzemplarzu przeznaczonym dla działu planowania operatywnego), na podstawie napływających Instrukcji Wykonania Przedmiotu, odnotowuje datę ich otrzymania oraz ilość uruchomianych przedmiotów na kolejne samoloty. Dziennik Kompletacji Sprzętu stanowi zasadniczy dokument, w oparciu o który dział planowania sporządza Harmonogramy Prac według poszczególnych montażu.

3. Z kart pracy wpisuje wpływ godzin do Zestawienia Godzin, rejestruje je, wystawiając numer kontrolny i przesyła do sekcji dyspozytorskiej. Po wykonaniu danej operacji i po ostepowaniu przez kontrolę techniczną, karta pracy wraca do działu planowania, gdzie odnotowuje się w Zestawieniu Godzin sływu godzin rzeczywistych.

Analogiczny tok postępowania (tzn. odnotowanie sływu godzin w Zestawieniu Godzin) ma miejsce przy kartach pracy na operacje nie zakończone w danym miesiącu.

4. Na podstawie kopii egzemplarza Dowodu Przekazania Części, (która pozostaje w dziale planowania), zaznacza się w Dzienniku Kompletacji Sprzętu wykonanie danej pozycji.

W oparciu o kompletną dokumentację i stan wykonania zadań za okres poprzedni, dział planowania sporządza w 3 egzemplarzach szczegółowe Harmonogramy Prac z podziałem na montaż.

Harmonogramy przekazuje, po uprzednim zatwierdzeniu przez kierownika warsztatu, zainteresowanym wydziałem produkcyjnym na okresowej odprawie roboczej, przeprowadzanej przez kierownika warsztatu, 3 egzemplarz Har-

monogramu Prac pozostaje w dziale planowania w celu kontroli postępu prac.

Wzór druku Harmonogramu Prac pokazano na rys. 14. Dział dyspozytorsko-rozdzielczy otrzymuje następującą dokumentację techniczną i wykonuje na niej odpowiednie czynności:

1. Instrukcję Wykonania Przedmiotu otrzymuje sekcja dyspozytorska, odnotowuje w Dzienniku Kompletacji Sprzętu datę otrzymania Instrukcji i zaznacza uruchomienie danego przedmiotu. Następnie przekazuje Instrukcję zainteresowanemu rozdzielnicy, który przesyła ją wraz z kwitem materiałowym i ewentualnie kartą pracy dla przykrawacza do magazynu materiałowego. Po zwrocie Instrukcji z magazynu, rozdzielnica odkłada ją w miejsce przeznaczone na roboty do wydania (dla właściwego montażu).

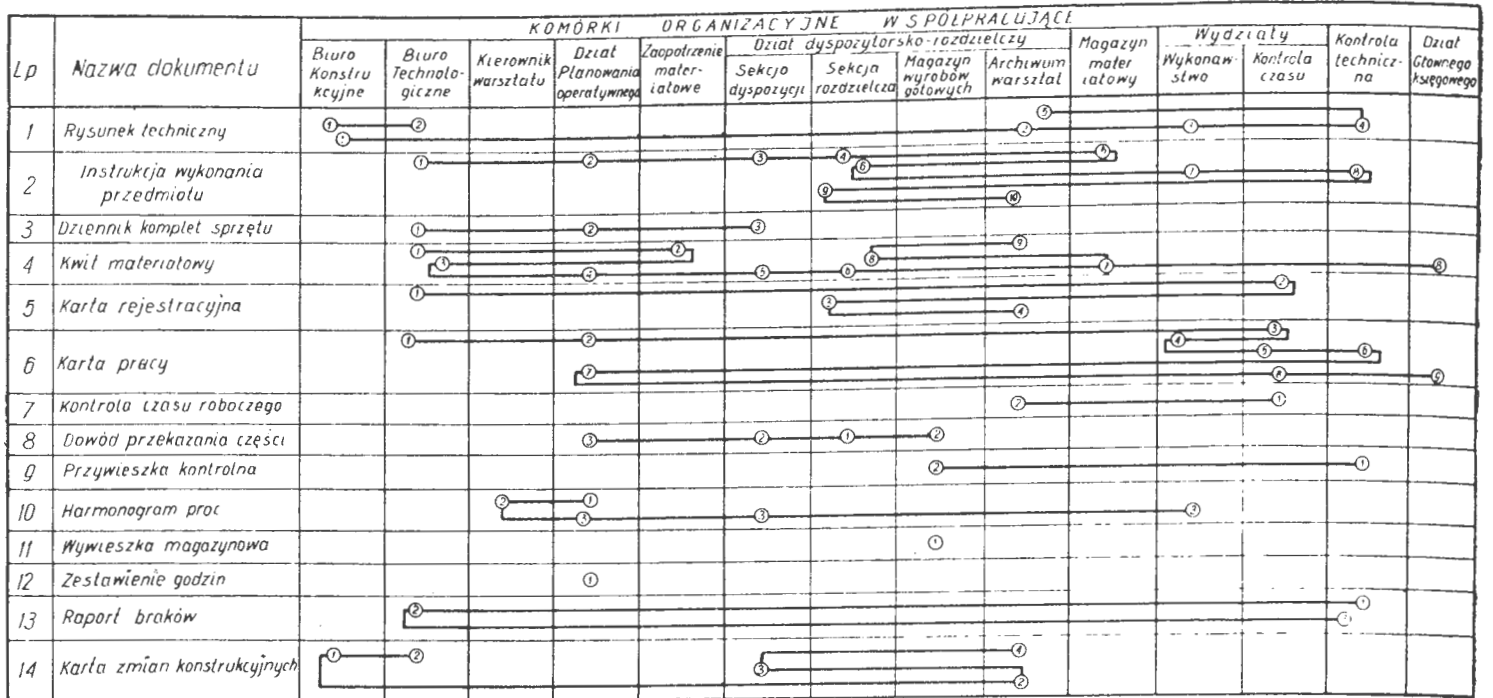
Z chwilą otrzymania Harmonogramu Prac dyspozytor, po uzgodnieniu z wykonawcą, ustala termin wykonania przedmiotu i wpisuje go na Instrukcji Wykonania Przedmiotu.

Tak przygotowaną Instrukcję rozdzielnica wydaje właściwemu wykonawcy. Po wykonaniu każdej operacji i przyjęciu jej przez kontrolę techniczną, Instrukcja wraca do działu dyspozytorsko-rozdzielczego i po wykonaniu przedmiotu rozdzielnica przekazuje ją do archiwum.

2. Dziennik Kompletacji Sprzętu jest podstawowym dokumentem w pracy dyspozytora. W Dzienniku Kompletacji Sprzętu odnotowuje on wykonanie danego przedmiotu, kompletując w ten sposób prowadzony przez siebie montaż. Po wykonaniu przedmiotu i przekazaniu go przez rozdzielnice do magazynu wyrobów gotowych, dyspozytor, na podstawie dowodu przekazania części, odnotowuje w Dzienniku Kompletacji Sprzętu jego wykonanie.

3. Kwit materiałowy dyspozytor przekazuje z Instrukcją Materiałową rozdzielnicy, który z kolei przesyła go w 4 egz. do magazynu materiałowego celem pobrania materiałów. Jeden egzemplarz kwitu wraca wraz z materiałem do rozdzielnicy, który po przypięciu do Karty Rejestracyjnej przechowuje go u siebie do czasu wykonania przedmiotu, a następnie przekazuje do archiwum.

4. Karta Rejestracyjna jest podstawowym dokumentem w pracy rozdzielnicy. Rozdzielnica odnotowuje na niej numer marki i nazwisko pracownika, pobierającego dany przedmiot do wykonania oraz datę wydania i zdania po każdej operacji. Po wykonaniu przedmiotu rozdzielnica przekazuje Kartę Rejestracyjną do archiwum.



R 12 11 49-60

Rys. 15. Obieg dokumentacji technicznej w Doświadczalnym Ośrodku Konstrukcji Lotniczych

Na Instrukcji Wykonania Przedmiotu i Karcie Pracy, po wykonaniu czynności kontrolnych, kontrola stawia swój stempel.

Dostarczenie takich dokumentów jak rysunek techniczny, Instrukcja Wykonania Przedmiotu, Karta Pracy, odbywa się przez pracownika, zwrot zaś tych dokumentów wraz z przywieszką magazynową (prócz Karty Pracy, którą za pokwitowaniem kontrola techniczna przekazuje do działu planowania) za pośrednictwem rozdzielnicy.

Magazyn wyrobów gotowych otrzymuje następujące dokumenty od rozdzielnicy względnie z wydziałów kooperujących:

- 1) Dowód Przekazania Części,
- 2) Wywieszka Magazynowa przy wykonanym przedmiocie.

Na podstawie wyżej wymienionych dokumentów magazyn wyrobów gotowych zakłada Kartotekę Magazynową, która przechowuje według numeracji części w specjalnej skrzynce, odnotowując w niej zmiany ilościowe przechowywanego przedmiotu.

Przywieszki Kontrolne magazyn wydaje zainteresowanym rozdzielnicom wraz z przedmiotem, zaś Dowód Przekazania Części przechowuje w sobie dla celów kontrolnych. Obieg dokumentacji przedstawiono na rys. 15.

Dla wyczerpania omawianego tematu podać należy podstawowe formy związków między Doświadczalnymi Ośrodkami Konstrukcji Lotniczych a wytwórniami produkcyjnymi.

W zasadzie wyodrębnia się dwie formy tych związków. Przy pierwszej z nich Doświadczalne Biuro Konstrukcyjne posiada swój warsztat, któremu przekazuje rysunki samolotu do produkcji, a po przeprowadzeniu prób prototypu wprowadza odpowiednie korektury.

Następnie dokumentacja konstrukcyjna przekazywana jest do wytwórni produkcyjnej, która z kolei adaptuje ją do własnych potrzeb.

Podczas projektowania i budowy prototypów między Doświadczalnym Ośrodkiem a daną wytwórnią powinna być utrzymywana ścisła więź, polegająca na konsultacjach i wymianie poglądów w zakresie podziału fabrykacyjnego, technologicznego konstrukcji, metod wytwarzania itp. w celu przyspieszenia uruchomienia produkcji.

Druga forma powiązań polega na tym, że Doświadczalne Biuro Konstrukcyjne jest samodzielną instytucją, projektującą nowe konstrukcje, która — po opracowaniu dokumentacji konstrukcyjnej — przekazuje ją do produkcji określonej wytwórni.

Inna z form związków, szczególnie spotykana w krajach Europy zachodniej i USA, polega na tym, że w wytwórni lotniczej wyodrębnia się prototypownię z własnym Biurem Konstrukcyjnym, która ma za zadanie zaprojektować i wykonać prototyp danego sprzętu.

IV. Planowanie konstrukcyjnego przygotowania produkcji i przebiegu jego wykonania

Planowanie konstrukcyjnego przygotowania produkcji obejmuje wszystkie prace wchodzące w zakres przygotowania produkcji i polega na ustaleniu zakresu i kolejności prac, określeniu pracochłonności i czasu trwania prac, na rozdzieleniu tych prac między działy, wydziały produkcyjne i pomocnicze, z uwzględnieniem powiązania ich w zakresie terminów i wzajemnej zależności oraz określenia środków dla ich wykonania. Należy podkreślić konieczność starannego planowania i powiązania prac w poszczególnych etapach konstrukcyjnego przygotowania produkcji, gdyż wpływa ono w istotny sposób na przebieg i koszt przygotowania oraz terminy uruchomienia produkcji.

We wstępnym etapie planowania konstrukcyjnego przygotowania produkcji należy ustalić środki niezbędne do terminowego wykonania zamierzonego zadania oraz przewidzieć, czy zachodzi konieczność udziału innych instytucji w tych pracach, a jeżeli tak — to jakie zagadnienie należy im przekazać do opracowania. Chodzi w tym przypadku o prace, które powinny być wykonywane zazwyczaj przez wyspecjalizowane w tym kierunku instytucje naukowo-badawcze. Takie rozwiązanie zapewni dodatnie wyniki zarówno pod względem jakości, jak również terminu ich wykonania, przy jednoczesnym zachowaniu niskich kosztów własnych. Na przykład próby dmuchań powinny być przeprowadzone w instytutach aerodynamicznych, aparaty elektroniczne, zaś w instytucjach specjalnie powołanych do wykonywania prac w tym zakresie. Znane są, szczególnie w krajach wysoko rozwiniętych pod względem gospodarczym i technicznym, gdzie specjalizacja posunięta jest bardzo daleko, fakty wytwarzania kompletnych zespołów dla potrzeb przemysłu lotniczego jak: podwozi, kabin hermetycznych, dostosowanych do awaryjnego wyrzucania z samolotów, układów hydraulicznych i pneumatycznych, stanowiących elementy wyposażenia i inne.

Pracochłonność wykonania poszczególnych etapów konstrukcyjnego przygotowania produkcji oraz potrzebną dla terminowego wykonania prac liczbę personelu w poszczególnych komórkach określa się na podstawie normatywów pracochłonności względnie w oparciu o posiadane dane statystyczne, dotyczące pracochłonności wykonania analogicznych prac przy uwzględnieniu wskaźników charakteryzujących różnice taktyczno-techniczne danego sprzętu.

Na przykład, wykorzystując niżej podaną strukturę pracochłonności skrzydła samolotu transportowego, można zaplanować pracochłonność niezbędną do konstrukcyjnego przygotowania analogicznego skrzydła projektowanego sa-

Tabela 10

Normatywy pracochłonności konstrukcyjnego przygotowania produkcji

Lp.	Rodzaj wykonywanych prac	Pracochłonność w godz/1 część rodzajową
1	Opracowanie założeń	1,6— 2,8
2	Opracowanie projektu wstępnego	2,4— 4,2
3	Opracowanie projektu technicznego	4,0—11,0
4	Opracowanie rysunków zestawieniowych	2,0— 5,4
5	Opracowanie rysunków części	3,0— 8,0
6	Sprawdzenie rysunków	1,0— 3,0
7	Sporządzenie specyfikacji, opracowanie warunków technicznych	5,4— 8,0
8	Nadzór nad wykonaniem prototypu	1,0— 3,0
9	Poprawki i zmiany po wykonaniu prototypu	2,0— 4,5
10	Przygotowanie dokumentacji konstrukcyjnej do produkcji	3,0— 5,0
Czas łączny		23,0—56,0

molotu transportowego, w rozbięciu na poszczególne grupy prac w czasie:

	%/0/0
1. Schemat połączeń skrzydła	5—10
2. Opracowanie rysunków elementów	5
3. Prace doświadczalne	2—3
4. Opracowanie rysunków roboczych	88—72
w tej liczbie:	
przedni dźwigar	15
tylny dźwigar	12

Na podstawie danych tego typu można określić procentowe zaawansowanie prac biura konstrukcyjnego, np. po zakończeniu konstrukcji przedniego i tylnego dźwigara skrzydła; wynosi ono 27% wykonania rysunków roboczych tego zespołu.

Na określenie pracochłonności prac konstrukcyjnego przygotowania produkcji stosuje się różne jednostki, zależnie od etapu sporządzania planu; na etapie planowania wstępnego przyjęto w przemyśle lotniczym posługiwać się jed-

Tabela 11

Normatywy pracochłonności opracowania technologicznego

Rodzaj wykonywanych prac	Pracochłonność w godz/1 część rodzajową
Opracowanie technologii dla części obrabianych mechanicznie	3,0— 8,0
Opracowanie technologii części obrabianych ręcznie	2,0— 7,0
Opracowanie technologii montażu	30,0—150,0

nostkami ciężaru, na etapie planowania kalendarzowego dla poszczególnych komórek organizacyjnych — liczbą części rodzajowych względnie liczbą rysunków w przeliczeniu na format A4.

Z praktyki wynika, że najbardziej celowe jest posługiwanie się normatywami w odniesieniu do liczby części rodzajowych, a przy rozpatrywaniu pracochłonności przygotowania pomocy fabrykacyjnych — liczbą pozycji danego przyrządu, narzędzia, sprawdzianu itp. W tabeli 10 zestawiono przykładowo normatywy pracochłonności konstrukcyjnego przygotowania produkcji, przypadającą na jedną część rodzajową z uwzględnieniem rodzaju prac.

W tabeli 11 podano przykładowo normatywy pracochłonności opracowania technologicznego, przypadające na jedną część rodzajową z uwzględnieniem rodzaju prac.

Tabela 12

Normatywy wykonawstwa warsztatowego prototypu samolotu

Rodzaj wykonywanych prac	Pracochłonność w godz/1 część rodzajową	
	Zakres	Srednio
Wykonawstwo elementu	0,5— 60,0	25,0
Montaż zespołów	300,0— 800,0	500,0
Montaż ostateczny	7000,0—12000,0	10000,0

Uwaga: przez część rodzajową rozumie się liczbę elementów wchodzących w dany zespół, np. na keson skrzydła składa się górna część noska, dolna część noska i dźwigar.

Normatywy pracochłonności wykonania elementów i montażu prototypu samolotu w odniesieniu do jednej części rodzajowej sprzętu podano przykładowo w tabeli 12.

Podstawą do planowania pracochłonności prac konstrukcyjnych i wykonawstwa warsztatowego w rozbięciu na poszczególne sekcje biura konstrukcyjnego i wydziały produkcyjne warsztatu są normatywy, których wielkości liczbowe podano w tabeli 13 i 14.

Planowanie konstrukcyjnego przygotowania produkcji i przebiegu jego wykonania jest w warunkach produkcji prototypów sprawą szczególnie złożoną. Na przykład — planowanie operacji obróbczych wszystkich części, oddzielnie dla każdego prototypu, jak to powinno mieć miejsce w warunkach produkcji seryjnej w warunkach produkcji prototypowej, ze względu na jednostkowy i niepowtarzalny charakter jest w praktyce nie do przyjęcia.

Zasadniczymi trudnościami są tutaj nie tylko ogromna pracochłonność tego rodzaju planowania, ale i niemożliwość skoordynowania wszystkich faz produkcji oraz uwzględnienie wszystkich czynników i elementów, mających wpływ na

Tabela 13

Procentowy udział pracochłonności poszczególnych sekcji jednego z angielskich biur konstrukcyjnych przy projektowaniu samolotu

Sekcje biura konstrukcyjnego	%/0/0 udział w stosunku do całości prac
Ogólna	9
Aerodynamiki	5
Wytrzymałości	5
Skrzydła	13
Skrzydła środkowego	11
Śmigłowo-silnikowa	9
Kadłuba	12
Usterzenia	7
Podwozia	6
Wyposażenie	6
Wyposażenia specjalnego	9
Sterowania	8
Razem	100,0

jej przebieg. Dlatego nawet gdyby tego rodzaju prace wykonać, ich wartość faktyczna byłaby bardzo znikomą, a konieczność wprowadzania dużej ilości korektur przekreślałaby ich sens.

Wprowadzenie planowania wykonawczego do produkcji prototypowej, jako systemu kierowania i organizacji produkcji po to, aby mogło w sposób właściwy spełniać swoje

Tabela 14

Struktura pracochłonności wykonania samolotu w rozbięciu na poszczególne wydziały wg danych jednej z wytwórni lotniczych w Anglii

Wydział	Procentowy udział robót
Odlewniczo-kuźniczy	7,0
Pras	17,0
Mechaniczny	18,0
Ślusarsko-spawalnicy	10,0
Obróbki drewna	5,5
Montażowy	26,0
Tapicersko-laktierniczy	3,5
Makiet	3,0
Plytowo-wzornikowy	3,0
Narzędziowy	3,0
Przyrządów	3,0
Obróbki cieplnej	1,0
	100,0

zadanie, powinno być poprzedzone całym szeregiem prac przygotowawczych. Przede wszystkim do nich zaliczyć należy właściwą organizację Doświadczalnego Ośrodka Konstrukcji Lotniczych i związany z nią obieg dokumentacji technicznej oraz odpowiedni przebieg wszystkich faz konstrukcyjnego przygotowania produkcji.

Należyte przygotowanie produkcji wpływa istotnie na możliwość planowania kalendarzowego. Obejmuje ono:

- opracowanie dokumentacji konstrukcyjnej,
- opracowanie dokumentacji technologicznej,

Długość teoretycznego cyklu produkcyjnego określa się według wzoru:

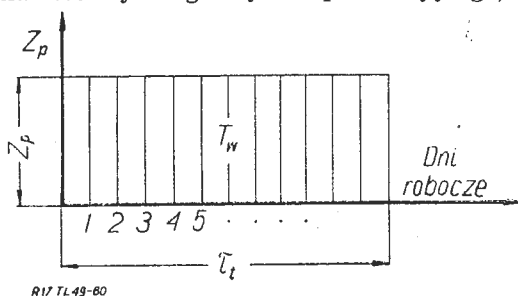
$$\tau_t = \frac{T_w}{Z_p} \text{ dni roboczych} \quad [2]$$

gdzie:

T_w — pracochłonność wykonania rozpatrywanych robót (objętych cyklem produkcyjnym), wyrażona w roboczogodzinach stanowisk roboczych, liczona wg stanowiska, a nie wg pracowników,
 Z_p — dzienna zdolność produkcyjna zakładu względnie wydziału, oddziału lub gniazda, przeznaczona na rzecz robót objętych rozpatrywanym cyklem produkcyjnym.

Zależność i powiązanie τ_t , T_w i Z_p przedstawiono na rysunku 17.

Podane we wzorze [1] współczynniki α i β charakteryzują wydłużenia teoretycznego cyklu produkcyjnego, powsta-

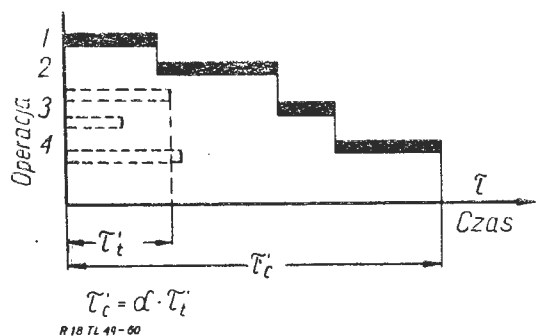


R17 TL 49-60

Rys. 17. Teoretyczna — ideowa długość cyklu produkcyjnego

jące w praktyce ze względu na wymagania technologiczne i realne warunki wykonywania robót.

Współczynnik technologicznego wydłużenia cyklu produkcyjnego wynika z przymusowej kolejności operacji, spowodowanej planem technologicznym wykonywania poszczególnych operacji. Ideowe uzasadnienie tego współczynnika przedstawia rys. 18.



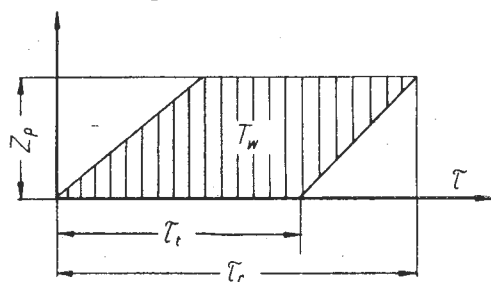
R 18 TL 49-60

Rys. 18. Technologiczne wydłużenie cyklu produkcyjnego części pojedynczej

Współczynnik wydłużenia cyklu produkcyjnego β wynika z przerw międzyoperacyjnych, występujących w toku produkcji. Wielkość łącznego wskaźnika wydłużenia teoretycznej długości cyklu produkcyjnego α , β — dla prac konstruktorskich i technologicznych wynosi 1,6—3,0, a dla wykonawstwa prototypów — 3,0—3,5.

Stosunek rzeczywistej długości cyklu produkcyjnego do długości teoretycznej przedstawia rys. 19.

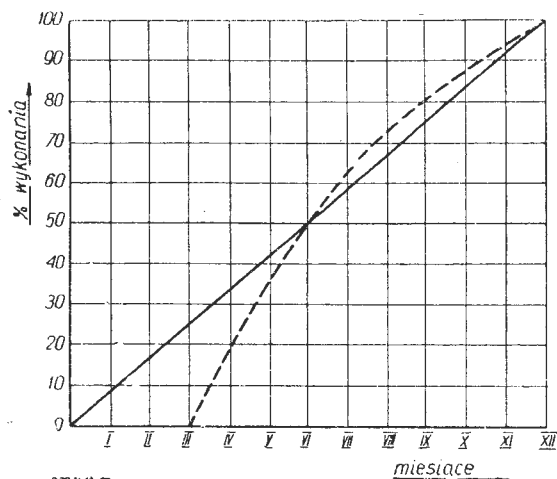
Mając obliczone długości cykli poszczególnych prac można przystąpić do opracowania harmonogramów. Powinny one być opracowane w ten sposób, by do maksimum skrócić okresy między etapami, ewentualnie pokryć prace różnych etapów. I tak: opracowanie rysunków roboczych moż-



R19 TL 49-60

Rys. 19. Rzeczywista i teoretyczna długość cyklu produkcyjnego wyrobu złożonego

na rozpoczynać po opracowaniu konstrukcyjnym pierwszych grup i zespołów, opracowanie dokumentacji technologicznej — po opracowaniu pierwszych zespołów i rysunków roboczych, konstruowanie pomocy fabrykacyjnych — w miarę opracowywania procesów technologicznych, wykonanie pomocy warsztatowych — w miarę wykonywania pierwszych rysunków przyrządów, wykonanie modeli — natych-



R 20 TL 49-60

Rys. 20. Wykres postępu prac przy projektowaniu i budowie prototypu płatowca

— oznacza planowany postęp prac
 - - oznacza realizację zadań

miast po wykonaniu rysunków części lanych, wykonanie pierwszych części prototypu już po wykonaniu pierwszych rysunków, pod warunkiem, że zestaw ich stanowi technologiczną całość.

Ostatnie rysunki wyposażenia samolotu często są wykonywane wtedy, gdy prototyp jest w ostatniej fazie budowy. W ten sposób skraca się znacznie czas wytwarzania pierwszego prototypu, co wymaga doskonałego planowania

Lp	Rodzaj prac	Struktura (płatowca)	Pracochłonność w rob-godz	Miesiące kalendarzowe				
				Maj	Czerwiec	Lipiec	Sierpień	Wrzesień
1	Rysunki połączeń węzłowych	5,0	1500					
2	Oblicz aerodyna i wytrzymałość	8,0	2400					
3	Przedni dźwigar	13,0	3900					
4	Tyłny dźwigar	10,5	3150					
5	Połączenie przedniego dźwigara z częścią środkową	5,5	1650					
6	Połączenie tylnego dźwigara z częścią środkową	5,5	1650					
7	Żebro Nr 1	0,1	1830					
8	Żebro Nr 2, 3 i 4	3,5	1050					
9	Żebro Nr 5	4,5	1350					
10	Żebro Nr 6	4,0	1400					
11	Żebro noskowe	2,7	810					
12	Żebro spływowe	1,75	525					
13	Podłużnice	7,0	2100					
14	Łatki	10,4	1120					
15	Pokrycie części noskowej	5,5	1650					
16	Pokrycie części spływowej	4,3	1290					
17	Ostona zakończenia skrzydła	2,75	825					
	Razem	100,0	30000					

R 21 TL 49-60

Uwaga: przez strukturę pracochłonności rozumie się procentowy udział poszczególnych rodzajów prac w stosunku do pracochłonności całkowitej

Rys. 21. Harmonogram konstruowania skrzydła samolotu transportowego

opracowania konstrukcji samolotu i jego produkcji, aby nie było przestoju warsztatowych, spowodowanych nieterminowym dostarczeniem rysunków przez biuro konstrukcyjne.

Dla celów kontroli postępu prac zarówno poszczególnych sekcji w biurze konstrukcyjnym czy technologicznym, jak również całego działu konstrukcyjnego czy wydziału warsztatu produkcyjnego, sporządza się wykresy, charakteryzujące stopień zaawansowania prac w czasie.

Przez porównanie tempa, przewidzianego dla danych prac z tempem ich realizacji, można śledzić powstające odchylenia i odpowiednio na nie reagować. Przykładowy wykres postępu prac, dotyczących projektowania i budowy prototypu płatowca, przedstawiono na rys. 20.

W celu określenia zadań dla poszczególnych komórek organizacyjnych Doświadczalnego Ośrodka Konstrukcji Lotniczych opracowuje się harmonogramy obejmujące, zależnie od rozpatrywanego rodzaju pracy, okresy np. kwarta-

talne, miesięczne, a nawet dwutygodniowe. Przykładowo na rys. 21 zamieszczono harmonogram prac sekcji konstrukcji skrzydła, w którym uwzględniono konstruowanie poszczególnych podzespołów skrzydła z określeniem procentu pracochłonności każdego podzespołu w stosunku do całkowitej

pracochłonności, z podaniem pracochłonności ich konstruowania oraz z terminem zakończenia prac.

Harmonogramy szczegółowe podobnie jak harmonogram ogólny winny określać pracochłonność niezbędną do wykonania zadania w przekroju miesięcznym, jak również wynikającą z niej liczbę pracowników.

Mgr inż. STANISŁAW MADEYSKI

629.13 (082) : 608.3

Polskie patenty lotnicze

Rozpoczynamy publikowanie skrótów polskich patentów lotniczych.

Pod określeniem patentów lotniczych rozumiemy patenty przydatne dla potrzeb poszczególnych gałęzi techniki lotniczej. Dla potrzeb przemysłu lotniczego, to jest dla pracowników biur konstrukcyjnych, technologów, wykonawców warsztatowych, przeprowadzających próby, pomiary i badania sprzętu latającego, silników lotniczych i osprzętu samolotowego i silnikowego. Dla potrzeb użytkowników sprzętu lotniczego, to jest dla lotnictwa komunikacyjnego, wojskowego, gospodarczego, sanitarnego, sportowego itp.

Spodziewamy się, że projekty wynalazcze, zaczerpnięte z różnych dziedzin techniki mogą okazać się pomocne dla pracowników naszego lotnictwa.

Wyboru patentów przeznaczonych do opublikowania dokonaliśmy rozpoczynając od patentów wydanych drukiem przez Urząd Patentowy Polskiej Rzeczypospolitej Ludowej w roku 1957. Mamy obecnie rok 1961, pozornie więc podajemy naszym Czytelnikom materiał przestarzały, z opóźnieniem kilkuletnim. Podczas przygotowywania pierwszej partii patentów stwierdziliśmy, że bardzo tylko nieznaczny procent udzielonych na wynalazki patentów polskich może trafić na szpalty tego czasopisma, techniczno-naukowego z dziedziny lotnictwa. Istnieje bardzo wielka liczba patentów z dziedziny, których nie da się wykorzystać w lotnictwie. Wymienimy przykładowo: mechanizacja górnictwa, chemia środków leczniczych, rolnictwo, kolejnictwo itp.

Sądzymy, że w przypadku stwierdzenia przez Czytelników przydatności tego publikowania skrótów patentów w „Technice Lotniczej”, potrafimy w przeciągu niezbyt długiego okresu nadrobić wskazane opóźnienie, po uzyskaniu odpowiednio obszernego miejsca na łamach każdego zeszytu.

Patent polski nr 40382

Klasa 8 i, 2

PLYN DO WYWABIANIA NAKRESLEŃ Z NAPISÓW Z EMULSJI TRANSPARENTU

Zygmunt Zubrzycki, Kraków, Polska
Patent trwa od dnia 10 kwietnia 1957 r.

Opublikowany dnia 10 grudnia 1957 r.

Płyn do wywabiania nakreśleń lub napisów z emulsji transparentu otrzymuje się przez rozpuszczenie chlorku cynawego w stężonym kwasie solnym. Płyn ten składa się z 200 do 300 G chlorku cynawego rozpuszczonego w 500 cm³ stężonego kwasu solnego i następnie rozcieńczonego wodą destylowaną.

Tak wykonany płyn umożliwia wywabianie niepotrzebnych linii, części rysunku i napisów na transparencie. Dotychczas czynność taka była dokonywana za pomocą skrobienia ostrym narzędziem, co często powodowało przedarcie poprawianego transparentu.

Wywabianie przeprowadza się przez powleczenie niepożądanego napisu płynem wykonanym według omawianego patentu.

Patent polski nr 40286

Klasa 19 c, 3/21

LEKKI TYP NAWIERZCHNI LOTNISKOWEJ

Instytut Techniki Budowlanej, Warszawa, Polska
Twórca: inż. Jan Niewęglowski

Patent trwa od dnia 22 lutego 1957 r.

Opublikowany dnia 7 grudnia 1957 r.

Dotychczas lekkie typy nawierzchni lotniskowej, dające się szybko budować, na przykład w warunkach polowych, wykonywano z siatek lub płyt metalowych na gruncie stabilizowanym cementem lub innymi spoiwami.

Typ nawierzchni według omawianego patentu jest zbrojony tkaniną szklaną i wzmocniony siatką z linek szklanych, po czym nawierzchnia taka jest umocowana do podłoża za pomocą wkręcanych szpilek metalowych. Tkanina i linki są wykonane z ciętego lub ciągłego włókna szklanego o średnicy około 5 μ. Tkanina jest zszyta z siatką tak,

że stanowi nierozdzielalną całość. Grubość tkaniny wynosi od 0,5 mm do 3,0 mm, średnica zaś linek siatki, zależna od gęstości siatki i obciążenia nawierzchni, może wahać się od 5,0 mm do 20,0 mm.

Podłożem pod taką lekką nawierzchnię może być ziemia uwalowana lub przy zwiększonych obciążeniach grunt stabilizowany cementem lub innymi spoiwami i uwalowana.

Tkanina i linki mogą być barwione na kolory ochronne.

Patent polski nr 38517

Klasa 42 b, 12/05

PRYZRZĄD PNEUMATYCZNY DO SPRAWDZANIA GŁADKOŚCI POWIERZCHNI

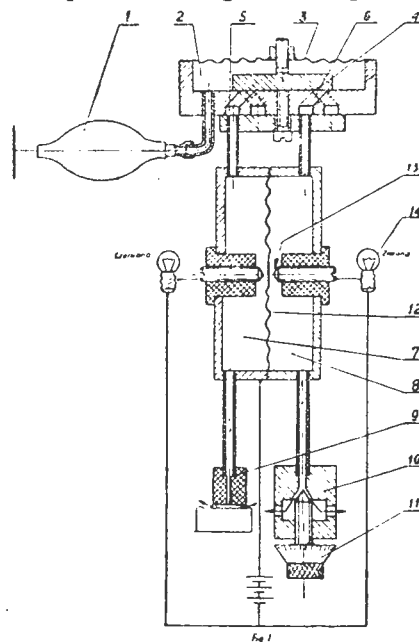
Centralne Biuro Konstrukcyjne Obrabiarek, Przedsiębiorstwo Państwowe, Pruszków, Polska

Twórca: mgr inż. Jerzy Mierzejewski

Patent trwa od dnia 20 stycznia 1955 r.

Opublikowany dnia 2 lipca 1957 r.

Przyrząd według wynalazku posiada oddzielone od siebie przeponą 12 dwie komory 7 i 8 różnicowego manometru, do których na początku pomiaru wtłacza się sprężone powietrze. Po ściśnięciu gruszki gumowej 1 powietrze dochodzi do komory 2 zamkniętej od góry przeponą 3, która wówczas unosi się w górę podnosząc grzybek 4. Grzybek ten odśladania wtedy ułożone pierścieniowo wloty do komór 5 i 6, łączące się z komorami 7 i 8 manometru różnicowego, w których panować będzie równe ciśnienie. Różnica ciśnień służy do sprawdzania gładkości powierzchni.



Z komory 7 powietrze sprężone wypływa końcówką 9 stykającą się z badaną powierzchnią przedmiotu, przy czym ilość powietrza jest zależna od chropowatości mierzonej powierzchni. Z komory 8 powietrze sprężone wypływa przez dławik regulowany śrubą 10, zaopatrzoną w podziałkę 11. Z chwilą wystąpienia różnicy ciśnień przepona 12 wygina się tak, że nastąpi zwarcie styków 13, połączenie obwodu elektrycznego i zapalenie się lampki zielonej 14, gdy wpływ szybszy istnieje z komory 8 lub lampki czerwonej, gdy wypływa szybciej powietrze z komory 7.

Na podziałce 11 dławika ustawia się sprawdzaną klasę gładkości i wówczas zapalenie się lampki zielonej wskazuje, że gładkość jest większa niż ustawiona na podziałce, zapalenie lampki czerwonej — gładkość mniejsza niż ustawiona, brak światła — gładkość identyczna jak ustawiona. Jest to wystarczające do sprawdzania gładkości w warunkach warsztatowych.

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

AERODYNAMIKA

89* 533.695.5 : 533.6.048.2 ILOt
Riegels W.: Fortschritte in der Berechnung der Strömung durch Schaufelgitter. Postępy w obliczaniu przepływu przez palisadę łopatek. Z. für Flugwiss., 1961, r. 9, nr 1, s. 2–15, rys. 24, ods. 38. Informacja o osiągniętych — w ciągu ostatnich pięciu lat w Göttingen — postępach w dziedzinie teoretycznych obliczeń promieniowych i prostych palisad łopatkowych. Metody obliczeń rozbudowano tak, że obecnie w krótkim czasie można określić za pomocą maszyn liczących rozkłady ciśnień palisad łopatkowych praktycznie o dowolnym ukształtowaniu i początkowym kierunku przepływu.

90* 621.51 : 533.697 ILOt
Jerszow W. N.: Nieustojczliwość potoka w kompresorach. Niestateczność strumienia w sprężarkach. Izv. Wyssh. Ucz. Zawied., Awiac. Techn., 1960, nr 1, s. 111–120, rys. 7, poz. bibl. 9. Autor, wychodząc z wariacyjnej zasady maksimum strumienia energii mechanicznej w przepływie, dał pewne nowe narzędzie do badania przepływu nieustalonego w sprężarce, przez uzyskanie zależności matematycznych, pozwalających na określenie (wprawdzie przybliżone) warunków powstania oderwań, jak też i ilości oraz wymiarów obszarów oderwania dla stopnia o znanej charakterystyce.

91* 533.691.11 ILOt
Prosnak W. J., Kucharczyk F.: O profilu z odmuchiwaną łotką lub kłapą. Arch. Bud. Maszyn, 1960, t. 7, nr 3, s. 313–333, rys. 6, poz. bibl. 5. Funkcje, wyrażające współczynnik siły nośnej, oporu i momentu profilu prostoliniowego, zaopatrzonego w prostoliniową łotkę lub kłapę odmuchiwaną. Funkcje zostały określone parametrycznie; przedstawiono program numerycznego wyznaczania tych funkcji.

92* 533.69.045.2 ILOt
Ostrowski J.: Właściwości opływu płatów skośnych w zakresie krytycznych kątów natarcia. Arch. Bud. Maszyn, 1960, r. 7, nr 4, s. 475–566, rys. 110, ods. 15. Wyniki badań opływu płatów skośnych w zakresie krytycznych kątów natarcia. W zakresie tym występuje szereg osobliwości przepływu, wpływający w sposób istotny na rozkład obciążeń wzdłuż cięciwy i rozpiętości. Omówiono wyniki pomiarów i podano ocenę wpływu parametrów płatów na ukształtowanie i natężenie występujących przepływów wirowych ze szczególnym uwzględnieniem wirów, tworzących się na granicy spływu warstwy przyściennej. Badania przeprowadzono w zakresie małych liczb R_e ($R_e \leq 10^6$).

93* 533.665 : 533.6.013.422 ILOt
Kacprzyński J., Kaliski S.: Flatter odkształcalnej rakiety w opływie naddźwiękowym. Biuletyn WAT, 1960, r. 9, nr 8/97, s. 3–19, rys. 3, poz. bibl. 3. Wyprowadzono równanie drgań sprężystych ciała smukłego w opływie naddźwiękowym z uwzględnieniem tłumienia i sił osiowych. Podano ogólną metodę rozwiązania poprzez redukcję równania wyjściowego do równania całkowitego Volterra i zastosowania metody parametrów początkowych. Podano również przybliżoną metodę rozwiązania. Zamieszczono wyniki dwóch przykładów obliczenia prędkości krytycznej flatteru.

ZAGADNIENIA WYTRZYMAŁOŚCIOWE W KONSTRUKCJACH LOTNICZYCH

94* 629.13.014.315 ILOt
Łapiński Z.: Analiza wytrzymałościowa jednolitych skrzydeł skośnych. Prace Instytutu Lotnictwa, 1960, nr 11, s. 20–52, rys. 27. Rozpatrzono dwa typy jednolitych skrzydeł skośnych o stałej grubości: pierwszy jest to „ścięta delta”, drugi jest to skrzydło w postaci dowolnego trójkąta. Wyprowadzono wzory na ugięcie i naprężenia w skrzydłach przy zastosowaniu teorii małych ugięć oraz założeniu, że ugięcie skrzydła można przedstawić za pomocą szeregu potęgowego, w którym współczynniki są funkcjami współrzędnej rozpiętości. Równania różniczkowe na współczynniki są związane w sposób ściśły dla obu typów skrzydeł przy kolejnych założeniach, że ugięcia wzdłuż cięciwy mają charakter liniowy oraz w drugim przypadku cięciwy uginają się wg paraboli. Bardzo dobra zgodność wyników otrzymanych teoretycznie i doświadczalnie.

95* 629.13.012 : 533.6.013.422 : 539.433 ILOt
Broadbent E. G., Williams H.: The effect of structural damping on binary flutter. Wpływ tłumienia konstrukcji na drgania typu flatter o dwu stopniach swobody. ARC Rep. A. Memor., nr 3169, s. 22, rys. 14, poz. bibl. 6, tabl. 2. Wpływ tłumienia konstrukcji na przykładzie drgań samowzbudnych giętno-skrętnych. Dodając niewielkie tłumienie konstrukcji na jednym ze stopni swobody drgań, w przypadku drgań o dwu stopniach swobody uzyskujemy znaczne zmniejszenie krytycznej szybkości. Jak wykazały badania, w wyniku tłumienia prędkość

krytyczna dla flatteru może być zmniejszona nawet o 25%. Zmniejszenie szybkości krytycznej flatteru potęguje się, gdy stosunek względnej gęstości skrzydła do powietrza jest bardzo duży. Stąd cała praca odnosi się do dużych wysokości, gdzie opisane zjawisko zachodzi z całą wyrazistością, a również pewne znaczenie posiada dla wysokości mniejszych.

Z. Łapiński

SILNIKI LOTNICZE

96* 621.454 : 518.4 ILOt
Kowalewicz A.: Graficzna metoda obliczenia silnika strumieniowego. Prace Inst. Lotn., 1960, nr 11, s. 3–19, rys. 24. Podano graficzną metodę obliczenia głównych wymiarów oraz jednostkowego zużycia paliwa silnika strumieniowego o danym ciągu przy określonej liczbie Macha $M = 0.5+4.0$. Uwzględniono przypadki zastosowania dyszy zbieżnej i rozbieżnej. Metoda może służyć także do sporządzania prędkościowych i wysokościowych charakterystyk silnika.

97* 621.455 : 536.46 ILOt
Crocco L., Grey J., Harje D. T.: Theory of liquid propellant rocket combustion instability and its experimental verification. Teoria niestatecznego spalania w silnikach raketowych na paliwo ciekłe i jej sprawdzenie. ARS Journal, 1960, t. 30, nr 2, s. 159–168. W artykule przedstawiono proste, teoretyczne sformułowanie kryterium wzdłużnej stateczności wysokiej częstotliwości silnika raketowego. W oparciu o teorię czasu opóźnienia spalania Crocco, rozwiązanie zagadnienia jest znacznie prostsze, chociaż nieco mniej ścisłe, niż podane w uprzednio publikowanych pracach. Opisano serię doświadczeń nad silnikami raketowymi; udowodniono, że występuje górna granica długości komory spalania, w której pojawiać się będzie każda postać wzdłużnych, wysokiej częstości oscylacji ciśnienia. Występowanie granicznej długości komory było przepowiedziane przez teorię dla szerokiego zakresu stosunków mieszanki dla dwóch różnych wtryskiwaczy. Opisano metodę używaną do porównania wyników badań z teoretycznie przepowiedzianą granicą stateczności, włączając proste badania techniczne dla określenia czasu opóźnienia.

R. Łapucha

MATERIAŁY

98* 667.6 ILOt
Kranz M., Janowski M.: Aktywowane termokolory chromianowe. Chemia Stosowana, 1960, t. 4, nr 3–4, 429–440, tabl. 4, ods. 9. Zbadano wpływ niewielkich domieszek rozcieńczonych roztworów wybranych soli metali ciężkich na własności chromianu ołowianowego jako termokoloru. Stwierdzono znaczną poprawę zabarwienia wyjściowego i bardziej kontrastowe zmiany kolorów pod wpływem ogrzewania u tych preparatów, które były aktywowane jonami włączonych metali ciężkich. Czysty $PbCrO_4$, bez jakiegokolwiek dodatku, był w tych warunkach zdecydowanie gorszy.

WYTWARZANIE SPRZĘTU LOTNICZEGO

99* 629.13.002 : 621.357.8 : 621.794.4 ILOt
Langstone P. F., Hoyle D. C., Adams J. H.: Contourtrenching of steel. Frezowanie chemiczne stali. Aircr. Prod., 1960, t. 22, nr 6, s. 218–225, rys. 13, tabl. 3, poz. bibl. 6. Proces technologiczny frezowania chemicznego 1% stali chromowo-molibdenowej. Podano sposób trawienia, odczynnik i sposoby wykonania pokryć ochronnych i ich usuwania. Proces oparowano na skalę laboratoryjną i półprodukcyjną i stosowano go do elementów o gabarytach: długości — 4 stopy (1,2 m), średnica — 2 stopy (ok. 0,6 m). Zalety procesu: niższe koszty w porównaniu ze skrawaniem; proces przebiega bez niekorzystnych zjawisk cieplnych, nie ma skutków utwardzania powierzchni oraz można osiągnąć dość złożone kształty z wystarczającą dokładnością.

T. Vorbrodt

100* 629.13.002 : 621–226.2 : 658.562.6 ILOt
Blade inspection. An optical mechanical measuring instrument. Optyczno-mechaniczny przyrząd do kontroli łopatek. Aircr. Prod., 1960, t. 22, nr 6, s. 226–233, rys. 18. Sprawdzenie łopatkę turbiny gazowej, a szczególnie jej krawędzi natarcia i spływu, jest trudnym procesem, który osiąga się różnymi metodami. Urządzeniem, opisanym w tym artykule, jest projektor optyczno-mechaniczny. Projektor ten umożliwia sprawdzenie błędów — tak w odniesieniu do dowolnego przekroju części profilowej, jak i w odniesieniu do kąta skrócenia profilu.

T. Vorbrodt

101* 629.13.002 : 621.91.07 ILOt
Machining nimonic. Obróbka stopów wysokoniklowych typu „Nimonic”. Aircr. Prod., 1960, t. 22, nr 7, s. 275–279, rys. 9, tabl. 3. Opisano dobór parametrów szlifowania, frezowania, wiercenia i przeciągania dla tej samej serii stopów niklu.

- 102* 629.13.002 : 621.98 ILOt
 Bennet E. J.: Flow — forming. **Urządzenia do kształtowania elementów grupy pokryw.** Aircr. Prod., 1960, t. 22, nr 10, s. 366—372, rys. 12.
 Zasady procesu oraz niektóre zagadnienia powstałe przy konstrukcji i użytkowaniu urządzeń i narzędzi do formowania elementów grupy pokryw przy użyciu dużych mocy. Możliwości szerszego zastosowania procesu.
 T. Vorbrodt
- 103* 629.13.002 : 621.744.16 : 621.438—226.2 ILOt
 Vacuum-cast blades. **Odlewanie próżniowe łopatek turbin spalnowych.** Aircr. Prod., 1960, t. 22, nr 11, s. 408—410, rys. 4.
 W miarę wzrostu temperatur w jakich pracują łopatki turbin, zmienia się technologia ich wykonania. Wydaje się, że łopatki kute zostają zastąpione odlewami w próżni. W artykule opisano proces oraz urządzenie, składające się ze szczelnego zbiornika, w którym znajduje się tygiel do topienia oraz forma. Manipulowanie odbywa się za pomocą układu dźwigni, wyprowadzonych na zewnątrz. Czystość otrzymanego odlewu próżniowego jest wyższa od czystości odlewów otrzymanych dotychczasowymi metodami. Proces ułatwia również usunięcie przez odparowanie takich zanieczyszczeń jak Sb, Bi, Cu, Pb, Sn i Zn.
 T. Vorbrodt
- 104* 629.13.002 : 621.794.4 : 621.557.8 ILOt
 Williams L. A.: **Elektrolityczne obróbki elektrolityczne.** Aircr. Prod., 1960, t. 22, nr 10, s. 389—394, rys. 8.
 Jest to właściwie połączenie obróbki elektrolitycznej z elektroiskrową z tym, że ośrodkiem przewodzącym jest elektrolit, przepompowany w miejscu pracy elektrody pod pewnym ciśnieniem. W związku z tym proces odbywa się na zimno i nie występują zmiany strukturalne w obrabianym materiale, ani zużycie elektrod. Wydajność procesu sięga 295 cm³/h w stosunku do 29,5 cm³/h dla drażenia elektroiskrowego. Wadą urządzenia jest to, że elektroda musi być twarda i wytrzymała, oraz że praca odbywa się w ośrodku korozyjnym, co pociąga za sobą wykonanie wyposażenia ze stali nierdzewnych. Na tej podstawie stwierdzono opłacalność wykorzystania metody elektroiskrowej do produkcji jednostkowej, natomiast obróbki elektrolitycznej do produkcji seryjnej. Proces oparty na tej zasadzie może mieć również inne zastosowania, jak szlifowanie węglików spiekanych w narzędziach jedno- i wielostronowych, szlifowanie stali szybko tnących, obróbki profilowe i wiele innych. Przykłady zastosowania, aspekty techniczne nowej metody technologicznej.
 A. Gołędzinowski
- 105* 629.13.002 : 621.98.056 ILOt
 Wallace J. F.: Ice lubrication. **Smarowanie warstwą lodu.** Aircr. Prod., 1960, t. 22, nr 10, s. 395—401, rys. 12.
 Wzrost prędkości samolotów i wprowadzenie silników rakietowych pociągnęło za sobą konieczność zastosowania lepszych rodzajów materiałów na pokrycia, jak stopy tytanu i stale nierdzewne. W związku z tym należało zbadać proces obciążania tych materiałów i ustalenia nowej technologii i parametrów. Jako kryteria prawidłowości procesu przyjęto współczynnik tarcia oraz nawroty sprężyste. Dla zmniejszenia współczynnika tarcia prowadzono doświadczenia w dwóch kierunkach: 1—doprowadzenie pod ciśnieniem przez porowaty foremnik cieczy do płaszczyzny styku materiału z foremnikiem, 2—wykorzystanie śliskości topniejącego lodu. Druga myśl okazała się skuteczniejszą już w próbach. Na betonowym foremniku zamrożono warstwę lodu o grubościach od 0,5 do 2,5 mm i utrzymano go w stanie zamrożenia przez układ rurek chłodniczych, zatopionych w betonie, wypełnionych ochładzającym alkoholem znajdującym się w ciągłym obiegu. Topienie lodu następowało wskutek nacisków od sit kształtowania blachy. Wyniki prób wskazują na duże możliwości zastosowań produkcyjnych.
 A. Gołędzinowski
- 106* 629.13.002 : 621.946.12 : 629.135.4.038 ILOt
 Broaching helicopter-rotor spars. **Przeciąganie łopat śmigieł helikopterów.** Aircr. Prod., 1960, t. 22, nr 11, s. 418—422, rys. 8.
 Zewnętrzna obróbka łopat śmigieł helikopterów przedstawia ciągle jeszcze trudności. Do tego celu została zainstalowana specjalna podzioma przeciągarka. Obrabiarka jest wyposażona w silnik 50 KM, reduktor umożliwiający zmianę prędkości w zakresie 10—80 stóp/min (3,05—24,4 m/min) i możliwość obróbki łopaty na długości 27 stóp (8,1 m). Jeżeli zachodzi konieczność obróbki dłuższych łopat, dodatkowe wyposażenie umożliwiło przystosowanie obrabiarki do takiej czynności.
 T. Vorbrodt
- 107* 629.13.002 : 621.981.11 ILOt
 Czżan Cziun: **Issledowanie processa gibki-prokatki profilnych die-latij na asimmetričnykh rolkowych profilegibocnykh stankach. Badanie procesu gięcia z równoczesnym walcowaniem elementów profilowych giętych na rolkowych walcarko-giętarkach.** Izv. Wys. Ucz. Zawied., Awiac. Technika, 1960, nr 2, s. 186—176, rys. 5, poz. bibl. 6.
 Gięcie elementów profilowych o jednej osi symetrii, giętych w płaszczyźnie, przechodzącej przez tę oś. Jako podstawowe parametry dokładności procesu należy wymienić wielkość ugięcia, powstałego od sprężynowania oraz dokładność ustawienia rolki kształtującej. Analizę procesu przeprowadzono przy następujących założeniach: 1—nie uwzględniono wahań własności mechanicznych kształtownego profilu; 2—przekroje ugięć pozostają płaskie; 3—rozkład naprężeń w profilu giętym rozpatruje się jako liniowy. Jako wynik analizy otrzymano zależność promienia gięcia od wyznaczonego rysunkiem promienia elementu.
 T. Vorbrodt
- 108* 629.13.002 : 621.914.2 II.ot
 Cutted blades. **Wstawiane ostrza skrawające.** Aircr. Prod., 1960, t. 22, nr 10, s. 380—381, rys. 5.
 Głowice frezowe z wstawianymi nożami z płytkami ze spieków są bardzo udanym rozwiązaniem narzędzi tego typu i przedstawiają duże korzyści techniczne i ekonomiczne. Kłopoty w ich użytkowaniu sprowadzają się do uciążliwej wymiany noży. Opracowano przyrząd szlifierski, pozwalający na ostrzenie pojedynczych noży i nadanie im właściwych parametrów geometrycznych. Opracowano również sprawdziany do kontroli geometrii ostrza. I wreszcie najciekawsze rozwiązanie — przyrząd do ustawienia indywidualnego zderzaka w każdym nożu, co pozwala na niezależną wymianę noży, bez potrzeby zdejmowania głowicy frezów z wrzeciona. Zabiegi te, dzięki niewielkim zmianom konstrukcyjnym w nożach, stały się bardzo proste i mało pracochłonne.
 A. Gołędzinowski
- 109* 629.13.002 : 621.45—253 : 621.91.07 ILOt
 Pearson H. J.: **Machining thin discs. Obróbka cienkościennych tarcz wirników.** Aircr. Prod., 1960, t. 22, nr 8, s. 304—312, rys. 27, nr 7, s. 244—254.
 W pierwszej części tego artykułu opisano różne metody obróbki tarcz wirników silników odrzutowych. Rozwój procesu obróbki doprowadził do konstrukcji tokarki specjalnej do równoczesnego tocenia kłopiowego obu stron tarczy wirnika wykonanego ze stali. Jako cechy charakterystyczne tej tokarki należy wymienić łożyska wrzeciona o średnicy większej niż obrabiany wirnik oraz automatyczną regulację prędkości planowania. Regulację wykonano stosując czujnik potencjometryczny oraz selsyn przekazujący. W części drugiej artykułu opisano tokarkę tego samego przeznaczenia o jeszcze większych rozmiarach i wszechstronniej wyposażoną, a stosowaną do obróbki wirników silnika „Conway” wykonywanego przez firmę Rolls-Royce.
 T. Vorbrodt
- 110* 629.13.002 : 621.98 ILOt
 Jogging. **Nowe obrabiarki do kształtowania elementów bez wytwarzania strefy dużych naprężeń wewnętrznych.** Aircr. Prod., 1960, t. 22, nr 10, s. 382—387, rys. 11.
 Kształtowanie blach lub elementów ciągnionych w budowie płatowca jest konieczne przy łączeniu tych elementów ze względu na wyznaczenie powierzchni, będącej bazą dla pokrycia. Przetłoczenia te otrzymuje się za pomocą matrycy glinowej na mechanicznych prasach. Metody te nie zabezpieczają dobrej jakości obrabianego elementu, ponieważ powodują na krawędziach znaczny wzrost naprężeń. Nowa obrabiarka do kształtowania takich elementów zapewni równomierne odkształcenie całej odkształcanej części. Formy stosowane są tanie i łatwe do wykonania i mogą być automatycznie ogrzane do temperatury poniżej 200 °C.
 T. Vorbrodt
- 111* 629.13.002 : 621.882 ILOt
 Allsop R. T., Brown G. T.: **Aircraft fasteners. Śruby podwyższonej wytrzymałości w lotnictwie.** Aircr. Prod., 1960, t. 22, nr 11, s. 411—415, rys. 6, tabl. 7.
 Dotychczas wystarczała konstruktorom wytrzymałość śrub średnio 55—65 ton/cal kwadratowy — (85,4—105 kg/mm²). Ażby sprostać wymaganiom konstruktorów w przyszłości podjęto produkcję kilku nowych typów śrub, a mianowicie śrub ze stóp tytanu o podwyższonej wytrzymałości i śrub z otworami ze stali. W artykule opisano cechy charakterystyczne dokonanego rozwoju w produkcji wymienionych śrub.
 T. Vorbrodt

Niniejszy Przegląd Dokumentacyjny zawiera jedynie część analiz dokumentacyjnych publikacji z zakresu lotnictwa. Pełna dokumentacja ukazuje się w postaci kart dokumentacyjnych wydawanych przez Centralny Instytut Dokumentacji Naukowo-Technicznej (Warszawa, Al. Niepodległości 188). CIDNT przyjmuje prenumeratę kart dokumentacyjnych, która może obejmować zarówno całą dokumentację naukowo-techniczną, jak i oddzielne jej działy lub poszczególne zagadnienia i tematy techniczne. CIDNT wykonuje (za zwrotem kosztów) fotokopie i mikrofilmy publikacji objętych zarówno Przeglądem Dokumentacyjnym jak i kartami dokumentacyjnymi.

