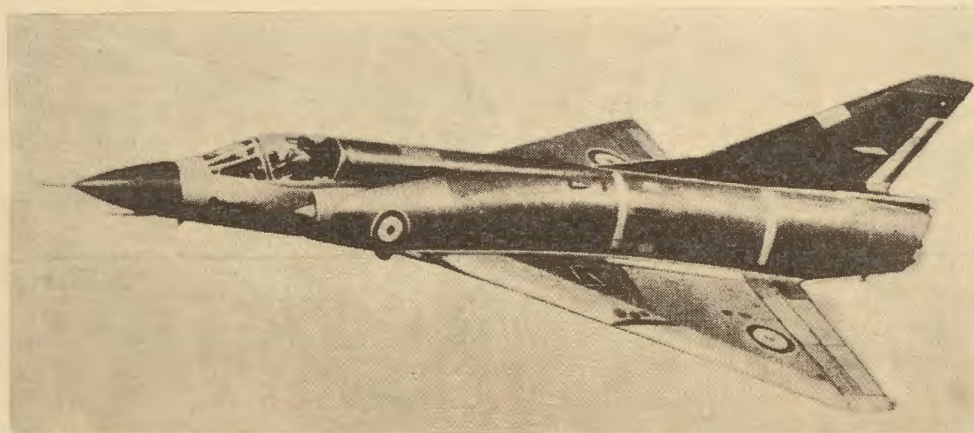


6

TECHNIKA LOTNICZA

MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH
CZERWIEC 1961



WYDAWNICTWA CZASOPISM TECHNICZNYCH NOT



TECHNIKA LOTNICZA

MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH

ROK XVI

CZERWIEC 1961 R.

ZESZYT 6

Zaczęliśmy ze sobą rozmawiać — zaczniemy wspólnie działać

Technicy lotnictwa doczekali się wreszcie „swojego” kongresu, bo tak możemy nazwać IV Kongres Techników Polskich, na którym po raz pierwszy problematyka lotnicza uzyskała odpowiednią do swojej wartości rangę. Atak nastąpił z dwóch stron: wystąpili technicy przemysłu lotniczego, zorganizowani w Sekcji Lotniczej Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Mechaników Polskich, a równocześnie zaatakowali użytkownicy sprzętu lotniczego i budowniczy lotnisk, zorganizowani w Sekcji Komunikacji Lotniczej Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Komunikacji.

O żywotności problemów, nurtujących lotnictwo i utrudniających jego rozwój, najlepiej świadczy zbieżność tez kongresowych, wysuniętych przez obydwie sekcje, Naczelną tezą było żądanie powołania organizacji, koordynującej działalność wszystkich instytucji lotniczych i przemysłu lotniczego oraz ustalającej kierunki rozwoju polskiego lotnictwa.¹⁾

Kongres wrocławski był również okazją do nawiązania ścisłych kontaktów między działającymi dotychczas oddzielnie bratnimi sekcjami lotniczymi — SIMP i SITK. Wszystko wskazuje na to, że kontakty kongresowe przerodzą się w stałą współpracę. Dobry początek zrobiła Sekcja Komunikacji Lotniczej SITK, zapraszając na zebranie swojego Zarządu kolegów z Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP. Na zebraniu w dniu 5 kwietnia 1961 roku przedyskutowano możliwości i formy wspólnego działania w realizacji wniosków kongresowych oraz stwierdzono pilną potrzebę wspólnych akcji dyskusyjnych i szkoleniowych.

Pierwszą okazją do spotkania użytkowników sprzętu lotniczego z jego producentami będzie II konferencja techniczna Sekcji Komunikacji Lotniczej SITK, która odbędzie się na terenie Poznania w czasie tegorocznych Targów Międzynarodowych i będzie poświęcona omówieniu sprzętu lotniczego i lotniskowego.

Byłoby niewątpliwie pożyteczne, gdyby — niezależnie od oficjalnych przedstawicieli Sekcji Lotniczej SIMP — w konferencji tej wzięło udział jak najwięcej Kolegów z SIMP, przebywających w tym czasie na Targach Poznańskich. Organizatorzy rezerwują na sali obrad miejsca dla okazjonalnych gości z legitymacjami SIMP.

Wzajemnemu poznaniu służyć będzie obecnie również „Technika Lotnicza”, na której łamach Sekcja Lotnicza SIMP postanowiła szerzej uwzględnić problematykę ogólnolotniczą oraz zamieszczać informacje o życiu organiza-

cyjnym Sekcji Komunikacji Lotniczej SITK. Żałujemy bardzo, że — nie posiadając własnego czasopisma — nie możemy odwzajemnić pięknej inicjatywy Kolegów z SIMP-u.

Na wspomnianym zebraniu zarządów padło wiele propozycji co do sposobu ścisłego powiązania działalności techników lotniczych, działających obecnie w dwóch stowarzyszeniach naukowo-technicznych. Rozważano między innymi możliwość fuzji obydwóch sekcji w ramach jednego stowarzyszenia, a nawet padały głosy o celowości powołania Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Lotnictwa.

Nie czas podejmować dzisiaj decyzję na ten temat.

Dla dobra lotnictwa trzeba jednak bezwzględnie dążyć do jak najściślejszego zespolenia wszystkich techników związanych z lotnictwem, należy uaktywnić działalność naszych kół, znaleźć w szerokich dyskusjach międzysekcyjnych pełne porozumienie i uzgodnienie postulatów producentów i użytkowników sprzętu lotniczego. Wówczas nie będzie trudności z realizacją wniosków IV Kongresu Techników Polskich; z dyskusji wynikną również najważniejsze kształty organizacyjne naszej działalności NOT-owskiej.

A więc: zaczniemy wspólnie działać!

*Za Zarząd Sekcji Komunikacji Lotniczej SITK
Członek Zarządu mgr inż. E. Kołodziński*

Zamieszczając na czołowym miejscu powyższe oświadczenie Zarządu Sekcji Komunikacji Lotniczej SITK — Zarząd Sekcji Lotniczej SIMP chciał jak najmocniej podkreślić swoje głębokie przekonanie, że dla zapewnienia prawidłowego rozwoju polskiego lotnictwa należy powiązać i zjednoczyć działalność wszystkich organizacji, skupiających entuzjastów lotnictwa, aby przez wzajemne oddolne zrozumienie interesów użytkowników i producentów sprzętu lotniczego ułatwić powstanie państwowego organu kierowniczego, obejmującego swym działaniem wszystkie instytucje lotnicze i przemysł lotniczy.

Od bieżącego zeszytu łamy naszego czasopisma stoją otworem dla technicznych i informacyjnych artykułów, zgłoszonych przez Sekcję Komunikacji Lotniczej SITK, a Kolekty SIMP-owcy wezmą udział w omówieniu aktualnego polskiego sprzętu lotniczego podczas II Konferencji technicznej SITK w Poznaniu.

*Za Zarząd Sekcji Lotniczej SIMP
Przewodniczący Zarządu
Mgr inż. S. Sulikowski*

¹⁾ Tezy Sekcji Komunikacji Lotniczej SITK i Sekcji Lotniczej SIMP, przyjęte przez IV Kongres Techników Polskich, podaliśmy w zeszytach 3—4/61 „Techniki Lotniczej”.

Sekcja Komunikacji Lotniczej Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Komunikacji organizuje w dniach 17 i 18 czerwca 61 r. w Poznaniu

II KONFERENCJĘ NAUKOWO-TECHNICZNA KOMUNIKACJI LOTNICZEJ

Program Konferencji przewiduje następujące referaty:

1. Polskie konstrukcje lotnicze na tle produkcji światowej
2. Problemy lotnicze w planowaniu miast i osiedli
3. Sprzęt lotniczy i lotniskowy na XXX MTP.

Obrady odbywać się będą od godziny 9 do 14 w sali ZZ Kolejarzy w gmachu DOKP Poznań, przy ul. Marchlewskiego.

Obliczanie krążków wirujących z elementami bocznymi przenoszącymi część obciążeń

W pracy przedstawiono metodę określania naprężeń w krążkach wirujących z elementami bocznymi przenoszącymi część obciążeń. Elementy boczne traktowano jako warstwy, w których panuje stan naprężeń, odpowiadający sposobowi przeniesienia obciążeń przez zastępowany element, np. na miejsce promieniowych żeber lub topatek wprowadzono warstwę, w której występuje jedynie naprężenie promieniowe.

Do rozwiązania równań różniczkowych na naprężenia zastosowano metodę różnic skończonych. Przytoczono także wyniki obliczeń porównawczych.

Wstęp

Krażki wirujące, posiadające na ściankach bocznych promieniowe żebra lub pierścienie o niewielkiej szerokości i małym stosunku grubości do promienia krzywizny, znajdują częste zastosowanie w maszynach wirnikowych (sprężarki odśrodkowe, wentylatory, turbiny promieniowe), reduktorach itp.

Najbardziej rozpowszechnione metody obliczania tego rodzaju krążków są niedoskonałe i mają charakter mocno przybliżony. Na ogół [lit. 1, 2, 3] masę żeber i pierścieni dodaje się jedynie do masy krążka, zwiększając umownie ciężar właściwy jego materiału. W przypadku tym naprężenia maksymalne zostają ocenione niedokładnie, rozkład naprężeń wadliwie, a wpływ elementów bocznych na naprężenia i odkształcenia jest nieznan. Próby dokładnych obliczeń, z uwzględnieniem stanu naprężeń w elementach bocznych i ich współpracy z krążkiem, prowadzą, przy większej ilości tych elementów (co jest przypadkiem występującym z reguły), do bardzo dużych trudności. W związku z tym wielkie znaczenie posiada inne rozwiązanie zagadnienia.

Zaproponowano [lit. 4 i 5] traktowanie płyt i krążków, posiadających gęsto rozstawione żebra, jako elementów ortotropowych z różnymi własnościami sprężystymi w kierunku obwodowym i promieniowym. Zastosowanie tej metody do konkretnej konstrukcji prowadzi jednak także do dużych trudności.

W niniejszej pracy wykorzystano fakt, że quasi-anizotropia krążka z elementami bocznymi wynika z jego cech konstrukcyjnych, nie zaś ze sprężystych własności materiału. Pozwala to na rozdzielenie poszczególnych elementów składowych krążka i traktowanie go jako złożonego z warstw. Materiał krążka stanowi warstwę główną, znajdującą się w dwuwymiarowym stanie naprężeń, z którą współpracuje warstwa zastępująca żebra, przenosząca jedynie naprężenia promieniowe i warstwa zastępująca pierścienie, przenosząca naprężenia obwodowe. Współpracę warstw określa warunek równości odkształceń w danym miejscu. Przy powyższych założeniach obliczenia mogą być prowadzone jak dla krążków izotropowych, stają się więc stosunkowo proste.

Oznaczenia i związki podstawowe

Na rysunku 1 przedstawiono naprężenia działające na wycinek krążka z elementami bocznymi, zastąpionymi trzema warstwami: warstwą przenoszącą tylko naprężenia promieniowe σ_{rz} , przenoszącą tylko naprężenia obwodowe σ_{tP} i stanowiącą jedynie obciążenie, odpowiednio o grubościach η , ξ i δ . Grubości poszczególnych warstw wynikają oczywiście ze stosunku powierzchni przekroju obwodowego elementów bocznych do obwodu krążka w danym miejscu.

Równanie równowagi omawianego wycinka zapisać można w znanej postaci:

$$\frac{d}{dR} (xR\sigma_{tk} + \eta R\sigma_{rz}) - \sigma_{tk} x - \sigma_{tP} \xi + \frac{\gamma}{g} R^2 \omega^2 (x + \Theta) = 0 \quad [1]$$

gdzie indeks k dotyczy krążka, ω jest prędkością kątową ruchu obrotowego krążka, a $\Theta = \eta + \xi + \delta$.

Równanie nierozdzielności otrzymano przez eliminację przemieszczenia promieniowego u z równań Hooke'a dla krążka:

$$E_{rk} = \frac{du}{dR} = \frac{\sigma_{rk} - \nu\sigma_{tk}}{E} + \alpha\Delta t \quad [2]$$

$$E_{tk} = \frac{u}{R} = \frac{\sigma_{tk} - \nu\sigma_{rk}}{E} + \alpha\Delta t \quad [3]$$

Odejmując stronami równanie [3] od [2] uzyskano:

$$\frac{du}{dR} - \frac{u}{R} = \frac{(1 + \nu)(\sigma_{rk} - \sigma_{tk})}{E}$$

lub

$$\frac{Rdu - uR}{RdR} = \frac{(1 + \nu)(\sigma_{rk} - \sigma_{tk})}{E} \quad [4]$$

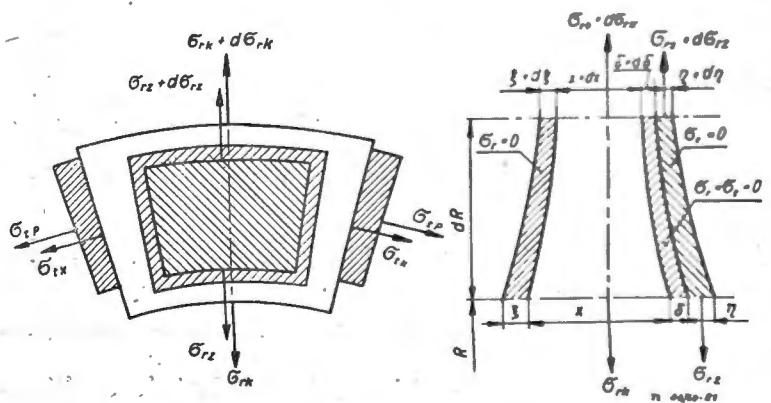
lecz

$$\frac{R \cdot du - u \cdot dR}{R^2 \cdot dR} = \frac{d}{dR} \left(\frac{u}{R} \right) \quad [5]$$

Z równań [3], [4] i [5]

$$\frac{d}{dR} \left(\frac{\sigma_{tk}}{E} \right) - \frac{d}{dR} \left(\frac{\nu \cdot \sigma_{rk}}{E} \right) + \frac{d}{dR} (\alpha \cdot \Delta t) - \frac{(1 + \nu) \cdot (\sigma_{rk} - \sigma_{tk})}{E \cdot R} = 0 \quad [6]$$

Własności materiału krążka: ciężar właściwy γ , moduł Younga E , liczba Poissona ν i współczynnik rozszerzalności liniowej α są, ogólnie rzecz biorąc, funkcjami promienia



Rys. 1. — Wycinek krążka z elementami bocznymi zastąpionymi przez warstwy

poprzez zmienną wzdłuż niego temperaturę t . Ponieważ jednak zmiana liczby Poissona jest na ogół zupełnie nieistotna, równanie [6] można po wykonaniu działań zapisać w nieco prostszej postaci:

$$\frac{R}{E} \cdot (d\sigma_{tk} - \nu \cdot d\sigma_{rk}) + \frac{E \cdot dR - R \cdot dE}{E^2} \cdot (\sigma_{tk} - \nu \cdot \sigma_{rk}) + R \cdot d(\alpha \cdot \Delta t) - \frac{dR}{E} (\sigma_{rk} - \nu \cdot \sigma_{tk}) = 0 \quad [7]$$

Z warunku równości odkształceń krążka i elementów bocznych można otrzymać następujące zależności:

$$\sigma_r = \sigma_{r_k} - \nu \cdot \sigma_{t_k} \quad [8]$$

$$\sigma_{tp} = \sigma_{t_k} - \nu \cdot \sigma_{r_k} \quad [9]$$

Po wykonaniu działań na równaniu [1], pominięciu małych drugiego rzędu, podstawieniu [8] i [9] i rozwiązaniu uzyskanego równania i równania [7] odnośnie $d\sigma_{t_k}$ i $d\sigma_{r_k}$ otrzymano:

$$d\sigma_{t_k} = \sigma_{t_k} \cdot \left[-\frac{dR}{R} \cdot \frac{x + \eta \cdot (1 - \nu^2 + \nu) - \xi \cdot \nu}{x + \eta \cdot (1 - \nu^2)} + \frac{dE}{E} \cdot \frac{x + \eta}{x + \eta \cdot (1 - \nu^2)} + \frac{\nu^2 \cdot d\eta}{x + \eta \cdot (1 - \nu^2)} \right] + \sigma_{r_k} \cdot \left[\frac{dR}{R} \cdot \frac{x + \eta - \nu^2 \cdot \xi}{x + \eta \cdot (1 - \nu^2)} - \nu \cdot \frac{dx + d\eta}{x + \eta \cdot (1 - \nu^2)} - \nu \frac{dE}{E} \cdot \frac{x + \eta}{x + \eta \cdot (1 - \nu^2)} - \nu \cdot \frac{\gamma}{g} \cdot R^2 \cdot \omega^2 \cdot \frac{dR}{R} \cdot \frac{x + \Theta}{x + \eta \cdot (1 - \nu^2)} - E \cdot d(\alpha \cdot \Delta t) \cdot \frac{x + \eta}{x + \eta \cdot (1 - \nu^2)} \right]; [10]$$

$$d\sigma_{r_k} = -\sigma_{r_k} \cdot \left\{ \frac{dx + d\eta}{x + \eta} \cdot \left[1 + \frac{\nu^2 \cdot \eta}{x + \eta \cdot (1 - \nu^2)} \right] + \frac{dR}{R} \cdot \left[1 + \frac{\nu \cdot \xi}{x + \eta} \cdot \frac{(\nu^2 \cdot \xi + 1) \cdot \nu \cdot \eta}{x + \eta \cdot (1 - \nu^2)} \right] + \frac{dE}{E} \cdot \frac{\nu^2 \cdot \eta}{x + \eta \cdot (1 - \nu^2)} \right\} + \sigma_{t_k} \cdot \left\{ \frac{dR}{R} \cdot \left[\frac{x + \xi}{x + \eta} \cdot \frac{\eta}{x + \eta} \cdot \frac{(\xi - \eta) \cdot \nu^2}{x + \eta \cdot (1 - \nu^2)} \right] + \frac{dE}{E} \cdot \frac{\nu \cdot \eta}{x + \eta \cdot (1 - \nu^2)} + \frac{\nu \cdot d\eta}{x + \eta} \cdot \left[1 + \frac{\nu^2 \cdot \eta}{x + \eta \cdot (1 - \nu^2)} \right] \right\} - \frac{\gamma}{g} \cdot R^2 \cdot \omega^2 \cdot \frac{dR}{R} \cdot \frac{x + \Theta}{x + \eta} \cdot \left[1 + \frac{\nu^2 \cdot \eta}{x + \eta \cdot (1 - \nu^2)} \right] - E \cdot d(\alpha \cdot \Delta t) \cdot \frac{\nu \cdot \eta}{x + \eta \cdot (1 - \nu^2)}; [11]$$

Równania [10] i [11] oraz znajomość warunków brzegowych wystarczają do wyznaczenia dwu nieznanymi σ_{r_k} i σ_{t_k} . Rozwiązanie równań wymaga jednak zastosowania metod przybliżonych, najlepiej powszechnie stosowanej w tego rodzaju problemach metody różnic skończonych

Równania w różnicach skończonych

Dokonuje się rozbicia całego krążka na odcinki, których porządek określa się kolejnymi liczbami i zamienia się w równaniach [10] i [11] różniczki przez różnice skończone, np.

$$d\sigma_{r_k} = \Delta\sigma_{r_k} = \sigma_{r_{kn}} - \sigma_{r_{k_{n-1}}};$$

Po wykonaniu działań otrzymuje się równania wiążące naprężenia w n-tym i (n-1)-m przekroju obwodowym w następującej postaci:

$$\sigma_{t_{kn}} = \sigma_{t_{k_{n-1}}} \cdot \left\{ 1 - \frac{R_n}{R_{n-1}} \cdot \frac{x_{n-1} + \eta_{n-1} \cdot (1 - \nu^2 + \nu) - \nu \cdot \xi_{n-1}}{x_{n-1} + \eta_{n-1} \cdot (1 - \nu^2)} + \frac{E_n}{E_{n-1}} \cdot \frac{x_{n-1} + \eta_{n-1}}{x_{n-1} + \eta_{n-1} \cdot (1 - \nu^2)} + \frac{\nu \cdot \eta_{n-1}}{x_{n-1} + \eta_{n-1} \cdot (1 - \nu^2)} \right\} + \sigma_{r_{k_{n-1}}} \cdot \left\{ \left(\frac{R_n}{R_{n-1}} - 1 \right) \cdot \frac{x_{n-1} + \eta_{n-1} - \nu^2 \cdot \xi_{n-1}}{x_{n-1} + \eta_{n-1} \cdot (1 - \nu^2)} - \nu \left[\frac{x_n + \eta_n}{x_{n-1} + \eta_{n-1} \cdot (1 - \nu^2)} + \right. \right.$$

$$\left. + \left(\frac{E_n}{E_{n-1}} - 2 \right) \cdot \frac{x_{n-1} + \eta_{n-1}}{x_{n-1} + \eta_{n-1} \cdot (1 - \nu^2)} \right\} - \nu \cdot \frac{\gamma}{g} \cdot \omega^2 \cdot R^2_{n-1} \cdot \left(\frac{R_n}{R_{n-1}} - 1 \right) \cdot \frac{x_{n-1} + \Theta_{n-1}}{x_{n-1} + \eta_{n-1} \cdot (1 - \nu^2)} - E \cdot [(a \cdot \Delta t)_n - (a \cdot \Delta t)_{n-1}] \cdot \frac{x_{n-1} + \eta_{n-1}}{x_{n-1} + \eta_{n-1} \cdot (1 - \nu^2)}; [12]$$

$$\sigma_{r_{kn}} = \sigma_{t_{k_{n-1}}} \cdot \left\{ \left(\frac{R_n}{R_{n-1}} - 1 \right) \cdot \left[\frac{x_{n-1} + \xi_{n-1}}{x_{n-1} + \eta_{n-1}} - \frac{\eta_{n-1}}{x_{n-1} + \eta_{n-1}} \cdot \frac{\nu^2 (\xi_{n-1} - \eta_{n-1})}{x_{n-1} + \eta_{n-1} \cdot (1 - \nu^2)} \right] + \left(\frac{E_n}{E_{n-1}} - 1 \right) \cdot \frac{\nu \cdot \eta_{n-1}}{x_{n-1} + \eta_{n-1} \cdot (1 - \nu^2)} + \frac{\nu \cdot (\eta_n - \eta_{n-1})}{x_{n-1} + \eta_{n-1}} \cdot \left[1 + \frac{\nu^2 \cdot \eta_{n-1}}{x_{n-1} + \eta_{n-1} \cdot (1 - \nu^2)} \right] \right\} + \sigma_{r_{k_{n-1}}} \cdot \left\{ 3 - \frac{R_n}{R_{n-1}} \cdot \left[1 + \frac{\nu \cdot \xi_{n-1}}{x_{n-1} + \eta_{n-1}} - \frac{\left(\frac{\nu^2 \cdot \xi_{n-1}}{x_{n-1} + \eta_{n-1}} + 1 \right) \cdot \nu \cdot \eta_{n-1}}{x_{n-1} + \eta_{n-1} \cdot (1 - \nu^2)} \right] - \frac{x_n + \eta_n}{x_{n-1} + \eta_{n-1}} \cdot \left[1 + \frac{\nu^2 \cdot \eta_{n-1}}{x_{n-1} + \eta_{n-1} \cdot (1 - \nu^2)} \right] - \frac{E_n}{E_{n-1}} \cdot \frac{\nu^2 \cdot \eta_{n-1}}{x_{n-1} + \eta_{n-1} \cdot (1 - \nu^2)} + \frac{\nu \cdot \xi_{n-1}}{x_{n-1} + \eta_{n-1}} \cdot \left[\frac{\nu^2 \cdot \xi_{n-1}}{x_{n-1} + \eta_{n-1}} + 1 \right] \cdot \nu \cdot \eta_{n-1} + \frac{\nu^2 \cdot \eta_{n-1}}{x_{n-1} + \eta_{n-1} \cdot (1 - \nu^2)} \right\} - \frac{\gamma}{g} \cdot \omega^2 \cdot R^2_{n-1} \cdot \left(\frac{R_n}{R_{n-1}} - 1 \right) \cdot \frac{x_{n-1} + \Theta_{n-1}}{x_{n-1} + \eta_{n-1}} \cdot \left[1 + \frac{\nu^2 \cdot \eta_{n-1}}{x_{n-1} + \eta_{n-1} \cdot (1 - \nu^2)} \right] - E_{n-1} \cdot [(a \cdot \Delta t)_n - (a \cdot \Delta t)_{n-1}] \cdot \frac{\nu \cdot \eta_{n-1}}{x_{n-1} + \eta_{n-1} \cdot (1 - \nu^2)}; [13]$$

Dla uproszczenia zapisu wprowadzić można następujące oznaczenia:

$$\alpha_n = \frac{\nu \cdot \eta_{n-1}}{x_{n-1} + \eta_{n-1} \cdot (1 - \nu^2)}$$

$$\beta_n = \frac{x_{n-1} + \eta_{n-1}}{x_{n-1} + \eta_{n-1} \cdot (1 - \nu^2)}$$

$$\gamma_n = \frac{\nu \cdot \xi_{n-1}}{x_{n-1} + \eta_{n-1}}$$

$$\delta_n = \frac{x_{n-1} + \xi_{n-1}}{x_{n-1} + \eta_{n-1}} \cdot \frac{\eta_{n-1}}{x_{n-1} + \eta_{n-1}}$$

$$\cdot \left(\nu \cdot \alpha_n + \frac{\nu^2 \cdot \xi_{n-1}}{x_{n-1} + \eta_{n-1} \cdot (1 - \nu^2)} \right)$$

$$\Delta_n = \frac{\nu \cdot (\eta_n - \eta_{n-1})}{x_{n-1} + \eta_{n-1}} \cdot (1 + \nu \cdot \alpha_n);$$

$$\epsilon_n = \frac{E_n}{E_{n-1}} - 2;$$

$$H_n = 2 - \frac{\eta_n}{\eta_{n-1}};$$

$$\Omega_n = \frac{R_n}{R_{n-1}} - 1;$$

$$\Phi_n = \Omega_n \cdot \delta_n + (\epsilon_n + 1) \cdot \alpha_n + A_n;$$

$$\pi_n = 3 - \frac{R_n}{R_{n-1}} \cdot \left(1 - \alpha_n + \gamma_n - \frac{\gamma_n \cdot \alpha_n}{\eta_{n-1}} \right) - \frac{x_n + \eta_n}{x_{n-1} + \eta_{n-1}} \cdot (1 + \nu \cdot \alpha_n) - (\nu \cdot \epsilon_n + 1) \cdot \alpha_n + \gamma_n + \frac{\gamma_n \cdot \alpha_n}{\eta_n};$$

$$C_n = \frac{\gamma}{g} \cdot \omega^2 \cdot R_{n-1}^2;$$

$$\Psi_n = E_{n-1} \cdot [(\alpha \cdot \Delta t)_n - (\alpha \cdot \Delta t)_{n-1}];$$

$$\varphi_n = 1 - \frac{R_n}{R_{n-1}} \cdot \frac{x_{n-1} + \eta_{n-1} \cdot (1 - \nu^2 + \nu) - \nu \cdot \xi_{n-1}}{x_{n-1} + \eta_{n-1} \cdot (1 - \nu^2)} +$$

$$+ \frac{E_n}{E_{n-1}} \cdot \beta_n + \alpha_n \cdot \left(1 - \nu \cdot H_n - \frac{\xi_{n-1}}{\eta_{n-1}} \right);$$

$$\lambda_n = \Omega_n \cdot \left[\beta_n - \frac{\nu^2 \cdot \xi_{n-1}}{x_{n-1} + \eta_{n-1} \cdot (1 - \nu^2)} \right] -$$

$$- \nu \cdot \left[\frac{x_n + \eta_n}{x_{n-1} + \eta_{n-1} \cdot (1 - \nu^2)} + \epsilon_n \cdot \beta_n \right];$$

Równania [12] i [13] przyjmą wtedy bardziej przejrzystą postać:

$$\sigma_{r_{kn}} = \sigma_{t_{kn-1}} \cdot \Phi_n + \sigma_{r_{kn-1}} \cdot \pi_n - C_n \cdot \Omega_n \cdot \frac{x_{n-1} + \Theta_{n-1}}{x_{n-1} + \eta_{n-1}} \cdot (1 + \nu \cdot \alpha_n) - \psi_n \cdot \alpha_n; \quad [14]$$

$$\sigma_{t_{kn}} = \sigma_{t_{kn-1}} \cdot \varphi_n + \sigma_{r_{kn-1}} \cdot \lambda_n - \nu \cdot C_n \cdot \Omega_n \cdot \frac{x_{n-1} + \Theta_{n-1}}{x_{n-1} + \eta_{n-1}} \cdot \beta_n - \psi_n \cdot \beta_n; \quad [15]$$

Rozwiązanie równań w różnicach skończonych

Uwzględniając liniowy charakter równań [14] i [15] i możliwość ich kolejnego stosowania przy przejściu od jednego odcinka do następnego, naprężenia w dowolnym punkcie mogą być ostatecznie wyrażone w postaci liniowych zależności od naprężeń w innym, dowolnym miejscu. Wygodne będzie wyrażenie naprężeń we wszystkich punktach w formie zależności od naprężeń w punkcie a .

Niech w miejscu tym wartością nieznaną będzie naprężenie obwodowe σ_{t_a} ; stąd naprężenia dla odcinka n określać będą związki:

$$\left. \begin{aligned} \sigma_{r_{kn}} &= A_n \cdot \sigma_{t_a} + B_n; \\ \sigma_{t_{kn}} &= N_n \cdot \sigma_{t_a} + S_n; \end{aligned} \right\} \quad [16 a]$$

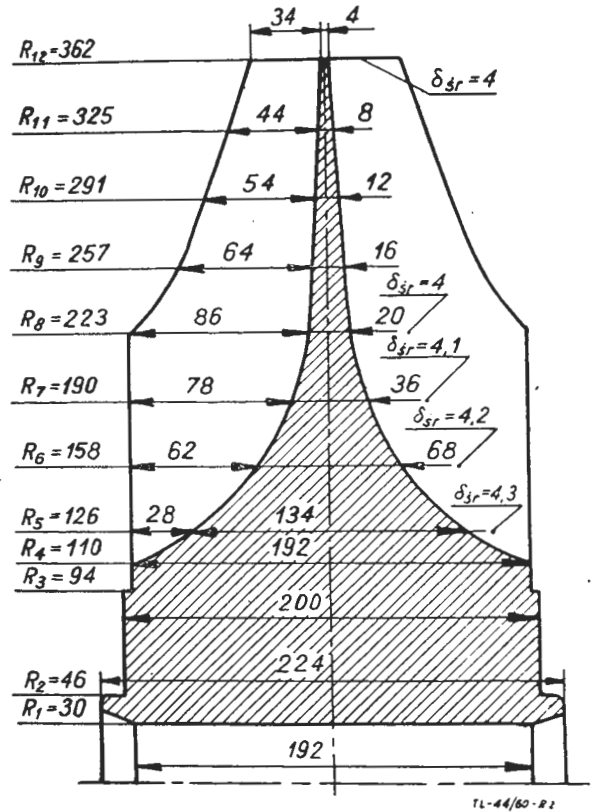
a dla odcinka $(n-1)$

$$\left. \begin{aligned} \sigma_{r_{k_{n-1}}} &= A_{n-1} \cdot \sigma_{t_a} + B_{n-1}; \\ \sigma_{t_{k_{n-1}}} &= N_{n-1} \cdot \sigma_{t_a} + S_{n-1}; \end{aligned} \right\} \quad [16 b]$$

Podstawienie równań [16 a] i [16 b] do [14] i [15] i rozdzielenie wyrazów z i bez σ_{t_a} daje

$$\begin{aligned} (A_n - A_{n-1} \cdot \pi_n - N_{n-1} \cdot \Phi_n) \cdot \sigma_{t_a} + B_n - B_{n-1} \cdot \pi_n - S_{n-1} \cdot \Phi_n + C_n \cdot \Omega_n \cdot (1 + \nu \cdot \alpha_n) \cdot \frac{x_{n-1} + \Theta_{n-1}}{x_{n-1} + \eta_{n-1}} - \psi_n \cdot \alpha_n &= 0; \end{aligned} \quad [17]$$

$$\begin{aligned} (N_n - N_{n-1} \cdot \varphi_n - A_{n-1} \cdot \lambda_n) \cdot \sigma_{t_a} + S_n - S_{n-1} \cdot \varphi_n - B_{n-1} \cdot \lambda_n - \nu C_n \cdot \Omega_n \cdot \frac{x_{n-1} + \Theta_{n-1}}{x_{n-1} + \eta_{n-1}} \cdot \beta_n - \psi_n \cdot \beta_n &= 0 \quad [18] \end{aligned}$$



Rys. 2. — Wymiary przecięzanego wirnika sprężarki odśrodkowej δ_{sr} — średnia grubość łopatki

Naprężenie σ_{t_a} , dopóki rozważa się tylko równania [17] i [18], jest dowolne. Zależy ono wyłącznie od warunków brzegowych, a nie od równań sprężystości, z których otrzymano równania [17] [18]. Przez odpowiedni bowiem dobór warunków brzegowych otrzymać można dowolną wartość σ_{t_a} (a więc i dla określonych warunków odpowiednią wartość σ_{t_a}) bez jakiegokolwiek zmiany równań sprężystości [1] i [7] lub ich ostatecznej formy [17] i [18].

Jeżeli równanie o postaci $Cx + d = 0$ ma być spełnione dla wszystkich wartości x , współczynnik C i d muszą być równe zero. Stosując to do równań [17] i [18] otrzymuje się:

$$A_n = A_{n-1} \cdot \pi_n + N_{n-1} \cdot \Phi_n;$$

$$B_n = B_{n-1} \cdot \pi_n + S_{n-1} \cdot \varphi_n - C_n \cdot \Omega_n (1 + \nu \alpha_n) \cdot$$

$$\cdot \frac{x_{n-1} + \Theta_{n-1}}{x_{n-1} + \eta_{n-1}} - \psi_n \cdot \alpha_n$$

$$N_n = N_{n-1} \cdot \varphi_n + A_{n-1} \cdot \lambda_n;$$

$$S_n = S_{n-1} \cdot \varphi_n + B_{n-1} \cdot \lambda_n - \nu C_n \cdot \Omega_n \cdot$$

$$\cdot \frac{x_{n-1} + \Theta_{n-1}}{x_{n-1} + \eta_{n-1}} \cdot \beta_n - \psi_n \cdot \beta_n \quad [19]$$

Tak więc, jeżeli współczynniki A_n , B_n , N_n i S_n znane są dla odcinka $n - 1$, mogą być określone za pomocą zależności [19] dla odcinka n .

Współczynniki dla przekroju pierwszego ($r = a$) ustala się z wewnętrznych warunków brzegowych. Dla krążka pełnego $\sigma_{ta} = \sigma_{rk} = \sigma_{tk}$ i stąd wg równania [16'a]

$$A_a = N_a = 1$$

$$B_a = S_a = 0$$

Dla krążka z otworem centralnym, nie obciążonym od wewnątrz, naprężenie promieniowe w pierwszym odcinku jest równe zeru, a naprężenie obwodowe równe jest σ_{ta} .

$$A_a = B_a = S_a = 0$$

$$N_a = 1$$

Dla krążka posiadającego otwór centralny, obciążony od wewnątrz, naprężenie promieniowe w pierwszym odcinku jest równe naciskowi na jednostkę powierzchni otworu, naprężenie obwodowe zaś równe jest σ_{ta} .

$$A_a = S_a = 0$$

$$B_a = -p$$

$$N_a = 1$$

Ze znanych współczynników na pierwszym odcinku (a) można wyznaczyć współczynniki dla wszystkich pozostałych, przez kolejne zastosowanie równań [19]. Z chwilą, gdy wszystkie współczynniki zostały wyznaczone, można określić nieznanne σ_{ta} . Naprężenie promieniowe na obwodzie zewnętrznym krążka σ_{rb} równe jest obciążeniu zewnętrznemu: $\sigma_{rb} = A_b \sigma_{ta} + B_b$

lub

$$\sigma_{ta} = \frac{\sigma_{rb} - B_b}{A_b} \quad [20]$$

gdzie A_b i B_b są współczynnikami dla naprężeń promieniowych na obwodzie.

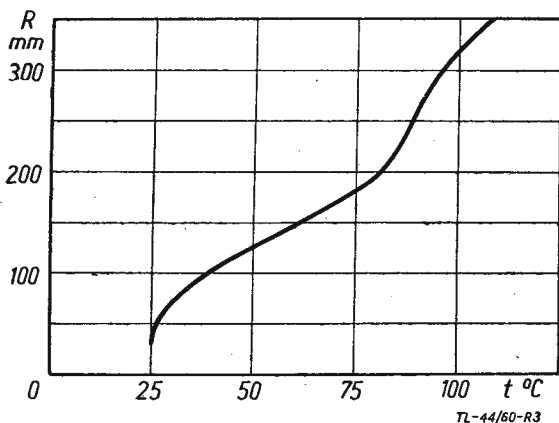
Po wyznaczeniu σ_{ta} i wszystkich współczynników można, posługując się równaniem [16a], wyznaczyć naprężenia promieniowe i obwodowe na wszystkich odcinkach.

Wyniki obliczeń

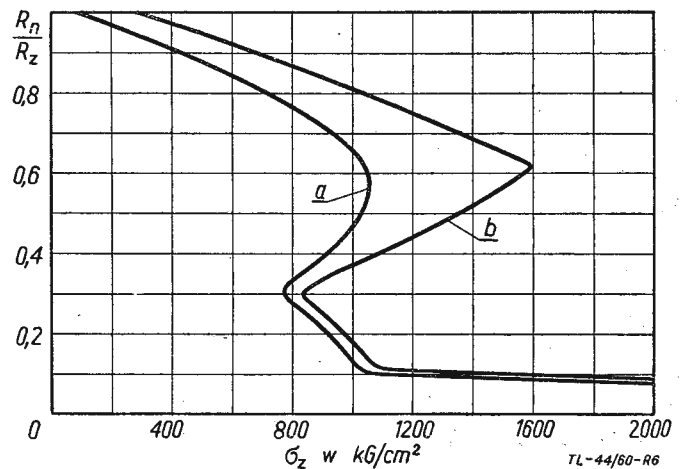
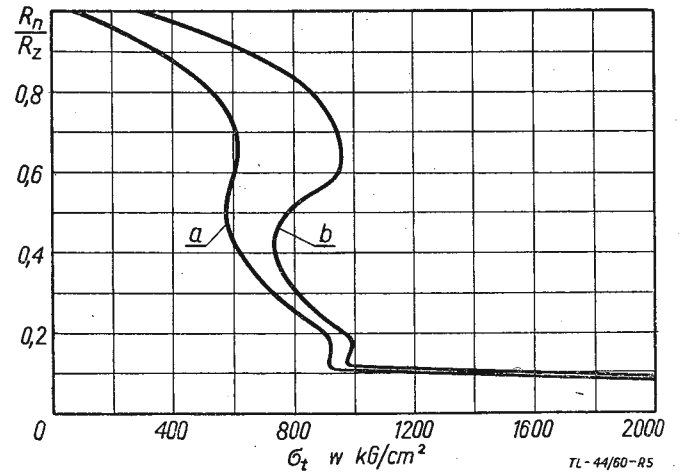
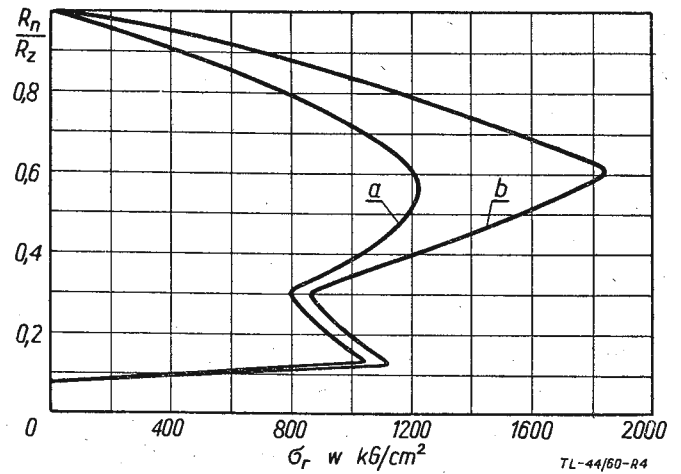
Dla porównania naprężeń, obliczonych metodą przedstawioną powyżej i metodą traktującą łopatki jedynie jako obciążenie, przeliczono za ich pomocą 29-łopatkowy wirnik sprężarki odśrodkowej silnika turbodrzutowego (rys. 2), wykonany ze stopu aluminium o ciężarze właściwym $\gamma = 2,85 \cdot 10^{-3}$ kG/cm³ przy prędkości obrotowej $n = 12\,300$ obr/min.

Z uwagi na niewielkie zmiany temperatury, której rozkład wzdłuż promienia przedstawia rysunek 3, wszystkie własności materiału w obu przypadkach przyjęto za stałe.

Wyniki obliczeń przedstawiono na rysunkach 4, 5 i 6. Jak widać, dla obliczeń mniej dokładnych — zarówno naprężenia promieniowe, jak i obwodowe — są w całym zakresie wyższe od naprężeń wynikających z obliczeń dokładniejszych, przy czym różnice są znaczne. Największa różnica w naprężeniach promieniowych wynosi 650 kG/cm²,



Rys. 3. — Rozkład temperatury wirnika wzdłuż promienia



Rys. 4, 5, 6 — Naprężenie promieniowe σ_r , obwodowe σ_t , zredukowane σ_z w wirniku; a — obliczone bez uwzględnienia współpracy łopatek z wirnikiem, b — z uwzględnieniem współpracy łopatek z wirnikiem, R_n/R_z — stosunek promienia bieżącego do zewnętrznego

obwodowych — 350 kG/cm², zredukowanych — 566 kG/cm², co stanowi odpowiednio $\approx 35, 37$ i 35% naprężeń obliczonych metodą mniej dokładną. Tak istotne różnice w rozważanym przypadku tłumaczą się wielkim udziałem łopatek w masie wirnika. Ponieważ pracochłonność obliczeń przedstawioną metodą zwiększa się tylko o 80% w stosunku do mniej dokładnych, wydaje się, że posiada ona istotne zalety.

BIBLIOGRAFIA

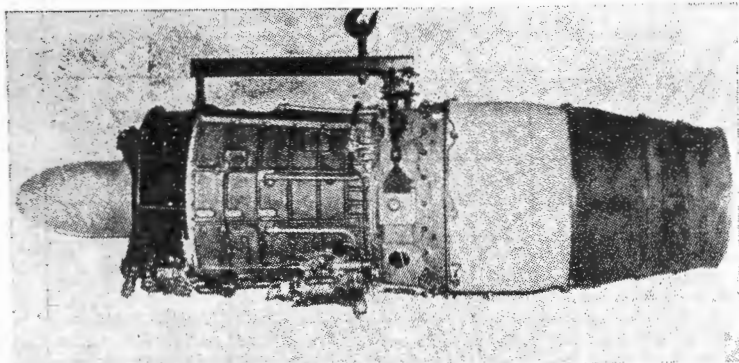
1. Ris W. F. — „K razczetu wraszczajuszczichsia diskow”. Sowiet-skoje kotloturbostrojenie, 1/1938
2. Tumarkin S. A. — „Raszchet wentillatorow na procznost”. Trudy CAGI Wyp. 496, 1940
3. Skubaczewskij G. S. — „Awiacjonnyje gazoturbinnyje dwigatieli”. Oborongiz 1955
4. Lechnickij S. G. — „Anizotropnyje plastinki”, Gos. Izd. Techn. Teor. Lit., Moskwa 1957
5. Ilin L. O. — „Napruzanyj stan zakrytych rabocznych kolis widcentrowych nagnitacziv”, Prikladna Mechanika, Tom VI, w.l., Instytut Mechaniki AN USRR

Niektóre szczegóły rozwoju silników Armstrong Siddeley „Sapphire”

(dokończenie)

Rozwój silników „Sapphire” serii 200

Rozwój silników „Sapphire” serii 200 rozpoczął się w 1951 roku budową silnika ASSa.4 (rys. 8). Silnik ten powstał z silnika ASSa.3, od którego różni się zwiększoną średnicą wlotu sprężarki, zapewniającą większy wydatek powietrza.



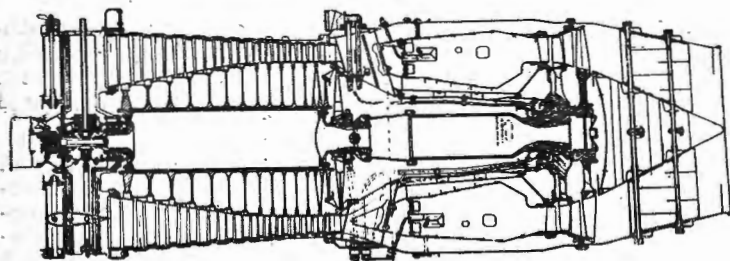
Rys. 8

Ponieważ silnik ASSa.4 był przeznaczony do napędu przyspieszonych samolotów naddźwiękowych, obudowę jego sprężarki wykonano ze stali, jakkolwiek do prób prototypu na ziemi zastosowano obudowę z lekkiego stopu.

Podczas pierwszej próby, którą przeprowadzono w lipcu 1952 roku, silnik ASSa.4 rozwinął ciąg 4400 kG, przy czym pracował z tą samą prędkością obrotową co silnik ASSa.3. Po tej próbie zwiększono prędkość obrotową silnika, zmieniając jednocześnie jego oznaczenie na ASSa.4/7. Podczas prób nowej odmiany silnika wyszły na jaw, w związku z podwyższoną prędkością obrotową, gazodynamiczne braki turbiny. Turbina silnika ASSa.4, podobnie jak wcześniejszych silników „Sapphire”, miała kanał o stałym przekroju; w celu poprawienia jej właściwości gazodynamicznych zastosowano rozszerzający się kanał o zmiennej średnicy zewnętrznej i wewnętrznej. Silnik z nową turbiną, przedstawiony w przekroju na rys. 9, otrzymał oznaczenie ASSa.7 i przeszedł pierwszą próbę w lutym 1954 roku.

W czerwcu 1954 roku rozpoczęto próby w locie na samolocie „Canberra” WD 933; w październiku silnik ASSa.7 przeszedł próbę 150-godzinną dając ciąg 4630 kG a w marcu 1955 roku podobną próbę przy ciągu 4750 kG. Po tej próbie silnik został oddany do produkcji w wytwórni Brockworth.

Łopatkę wirnikowe turbin wymienionych dotychczas silników serii 200 były zaopatrzone na swych końcach w półki, które stykając się ze sobą tworzyły pierścieniowe osłony



Rys. 9

wieńców łopatek. Jednak stosowanie tych osłon okazało się korzystne tylko w silnikach o mniejszych prędkościach obrotowych. Natomiast w silniku ASSa.4/7, wskutek zwiększenia prędkości obrotowej, zaczęły występować zmęczenia uszkodzenia łopatek. Aby temu zapobiec, zaczęto spawać półki poszczególnych łopatek w pary; sposób ten dawał dobre wyniki w silnikach Armstrong Siddeley „Mamba”, w tym przypadku jednak zawiodł i przestano go stosować.

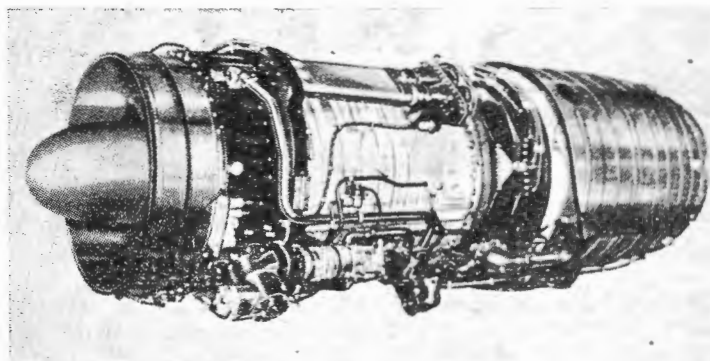
Przy projektowaniu silnika ASSa.7 dużo uwagi poświęcono zmniejszeniu nieszczelności między osłonami łopa-

tek i obudową turbiny. Dzięki temu podczas prób silnik dawał ciąg 5000 kG, powtarzające się jednak uszkodzenia łopatek zmusiły do obniżenia temperatury przed turbiną, w związku z czym w czasie wspomnianej już próby w październiku 1954 roku silnik ASSa.7 rozwinął ciąg tylko 4630 kG. Wprowadzone później zmiany w komorze spalania, zapewniające bardziej równomierny rozkład temperatury na wylocie z komory, pozwoliły na podwyższenie temperatury przed turbiną, dzięki czemu w marcu 1955 roku osiągnięto ciąg 4750 kG.

W międzyczasie pracowano nad turbiną z nieosłoniętymi wieńcami łopatek. Przeprowadzone próby wykazały, że turbina taka, dzięki mniejszym siłom odśrodkowym działającym na łopatkę, pozwala na stosowanie znacznie wyższych temperatur gazów dolotowych, przy czym straty wywołane luzami wzrastają nieznacznie. Nowe rozwiązanie turbiny umożliwiło podczas próby w lutym 1955 roku osiągnięcie ciągu 5000 kG. Po przeprowadzeniu szeregu 150-godzinnych prób seryjne silniki ASSa.7 zaczęły wyposażać w nowe turbiny zwiększając ich ciąg do 5000 kG. Na rys. 10 pokazano silnik ASSa.7 w widoku ogólnym.

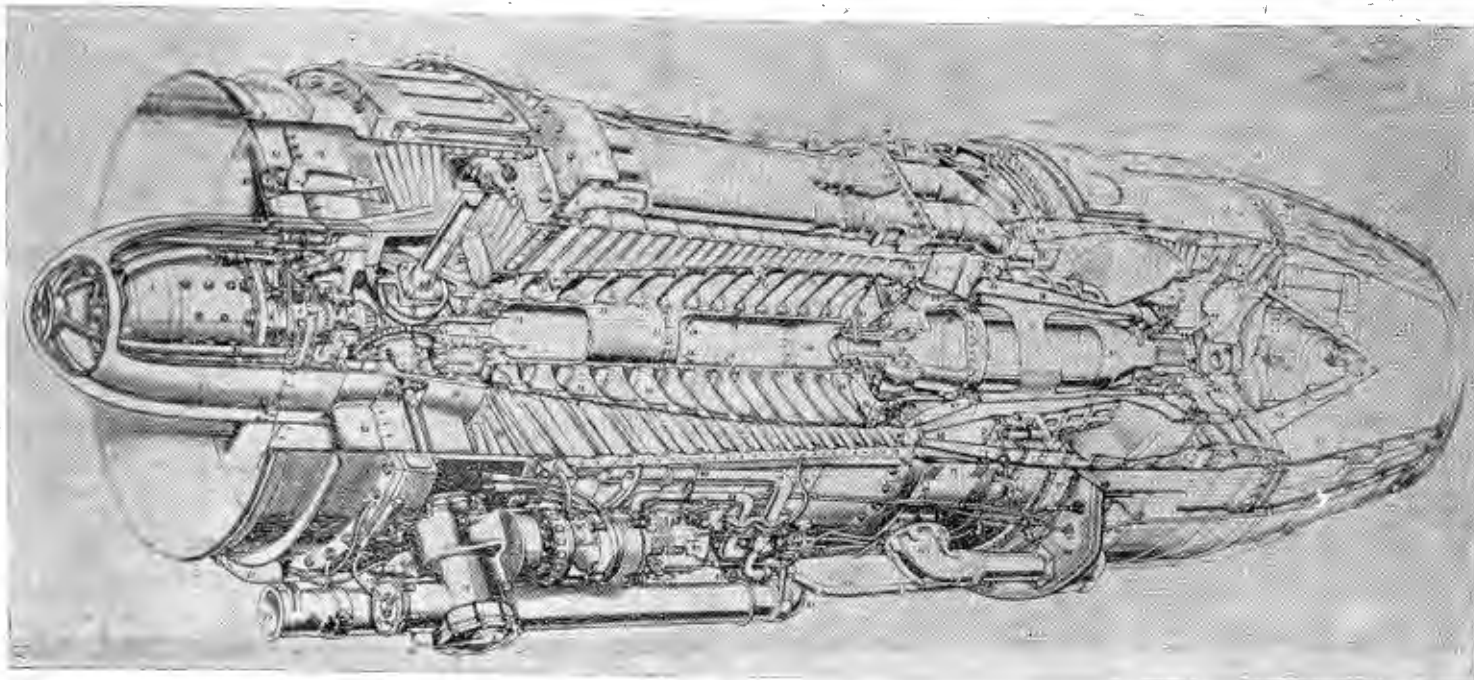
Jeżeli chodzi o konstrukcję silnika ASSa.7, której szczegóły widać na rys. 11, to w porównaniu z silnikiem ASSa.6 jest ona znacznie udoskonalona i równocześnie uproszczona.

Największe zmiany konstrukcyjne wprowadzono do sprężarki silnika, jakkolwiek pod względem aerodynamicznym różni się ona niewiele od sprężarki silnika ASSa.6. Jak już wspomniano, zwiększenie ciągu silnika ASSa.7 uzyskano głównie przez zwiększenie wydatku powietrza w wyniku



Rys. 10

zwiększonej średnicy wlotu sprężarki, w mniejszym stopniu przez zwiększenie sprężu (z 7,25:1 do 7,49:1) i sprawności sprężarki. Zwiększenie średnicy wlotu spowodowało zmniejszenie ku tyłowi obudowy sprężarki. Takie ukształtowanie zewnętrznego obrysu sprężarki ma pewne zalety: pozwala na zwiększenie wydatku powietrza przy zachowaniu nie zmienionej powierzchni czołowej silnika, ponieważ osprzęt daje się wówczas pomieścić w gabarytach silnika; zmniejszając krzywiznę wewnętrznego obrysu wirnika sprężarki zmniejsza wpływ przyspieszeń odśrodkowych na gradient ciśnienia statycznego wzdłuż łopatek. Ponieważ silnik ASSa.7 był przeznaczony do samolotów naddźwiękowych, zamierzano zastosować stalową obudowę sprężarki, podobną do obudowy silnika ASSa.4/7. Była ona wykonana z dwóch płyt stalowych, zwiniętych w półstożki, z przyspawanymi kołnierzami i podstawami do zamocowania osprzętu. W obudowie tej miano zastosować uproszczony sposób mocowania łopatek kierowniczych, wypróbowany w silnikach Armstrong Siddeley „Viper”. Polega on nalutowaniu zewnętrznych końców łopatek w wycięciach stalowych pierścieni mocujących, dzielonych na cztery segmenty. Występy na wewnętrznych końcach łopatek są lutowane srebrem w otworach pierścieni wewnętrznych, osłaniających. Jednak w silniku ASSa.4/7 sposób ten okazał się nieodpowiedni, gdyż połączenia lutowane pękały, w związku z czym zastosowano łopatkę odlewane łącznie z kwadratowymi półkami na zewnętrznych końcach. Półki te, obrabione na kształt jaskółczego ogona, mocowano bezpośrednio w rowkach obudowy. Wewnętrzne końce łopa-



Rys. 11

tek lutowano do pierścieniowych osłon, dzielonych na cztery segmenty. Ponieważ w okresie wprowadzania do eksploatacji silników ASSa.7 nie było jeszcze seryjnych samolotów przystosowanych do wysokich prędkości nadźwiękowych, zdecydowano się ostatecznie zastosować w tych silnikach obudowę sprężarki ze stopu aluminiowego (RR50). W związku z tym powrócono do poprzedniego sposobu mocowania łopatek kierowniczych (zewnętrzne końce łopatek mocowane na jaskółczy ogon w pierścieniach ze stopu RR58). Siedem pierwszych wieńców łopatek kierowniczych jest zaopatrzonych w segmentowe osłony pierścieniowe, stanowiące uszczelnienia międzystopniowe. Pozostałe kierownice nie mają osłon.

Jeżeli chodzi o konstrukcję wirnika sprężarki, to podwójne tarcze (od czwartego do trzynastego stopnia) zastąpiono tarczami pojedynczymi, z wyjątkiem tarczy trzynastej. Tarcze od ósmej do dwunastej mają na obwodzie dwa kołnierze, między którymi są mocowane za pomocą nitów łopatki. Łopatki pierwszych siedmiu stopni są mocowane za pomocą zamków choinkowych. Prostsze jest również mocowanie tarcz na bębnie. Bęben sprężarki silnika ASSa.6, ze względu na stopniowość i zastosowanie kłów do przenoszenia momentu obrotowego na tarcze, był bardzo trudny do obróbki. W silniku ASSa.7 zastosowano bęben cylindryczny. Na bębnie, między piątą i szóstą tarczą, znajdują się występy, które przenoszą moment obrotowy na pierścien, napędzający za pomocą zębatego połączenia piątą i szóstą tarczę. Na pozostałe tarcze moment obrotowy przenosi się za pośrednictwem podobnych pierścieni, umieszczonych między poszczególnymi tarczami. Każdy pierścien jest nagwintowany na zewnętrznej średnicy, co umożliwia zdejmowanie pierścieni za pomocą specjalnego narzędzia. Tarcze są osadzone na bębnie luźno.

Jak już wspomniano, łopatki wirnikowe pierwszych siedmiu stopni są mocowane za pomocą zamków choinkowych. Pierwsze próby silnika wykazały skłonność do powstawania pęknięć u podstaw łopatek wskutek zmęczenia materiału wywołanego drganiami. Aby temu zapobiec, postanowiono zastosować regulowany przekrój wlotu sprężarki. Wlot silnika został zaopatrzony w nastawne kłapy, za pomocą których w czasie rozruchu i pracy silnika z małymi prędkościami obrotowymi zmniejsza się przekrój wlotu (rys. 12). To z kolei powoduje zwiększenie prędkości strumienia powietrza w pierwszych stopniach sprężarki i zapobiega oderwaniom strumienia od łopatek. Urządzenie to poprawiło właściwości przyspieszania silnika i zapewniło poprawniejszą pracę sprężarki przy małych prędkościach obrotowych; pomiary wykazały ponadto zmniejszenie naprężeń w łopatkach. Kłapy były nastawiane przez regulator za pośrednictwem hydraulicznych siłowników.

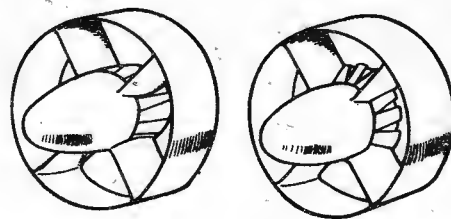
W międzyczasie w dalszym ciągu prowadzono prace nad łopatkami i stwierdzono, że można zapobiec uszkodzeniom łopatek przez usztywnienie podstaw łopatek krzytycznych stopni, bez wprowadzania zmian do zamków. Zmieniono

poza tym kąty łopatek i zmniejszono luzy promieniowe. Nowe łopatki, obrabione cieplnie do wytrzymałości 94,5 kG/mm², przeszły pomyślnie próby laboratoryjne, a następnie 120-godzinną próbę w warunkach powodujących największe drgania łopatek (próba taka jest równoważna tysiącom godzin pracy silnika w warunkach nominalnych). W związku z powyższym w silnikach seryjnych nie zastosowano regulowanego przekroju wlotowego, komplikującego budowę silnika, lecz ograniczono się do wprowadzenia udoskonalonych łopatek wirnikowych pierwszych stopni.

Z przodu wirnika sprężarki zastosowano dwa łożyska kulkowe. Podobnie, jak w przypadku przedniego łożyska silnika ASSa.6, wewnętrzne pierścienie tych łożysk są dzielone poprzecznie do osi, co pozwala na zastosowanie większej ilości kulek. Współpraca łożysk zapewnia równomierny rozkład obciążeń osiowych na oba łożyska.

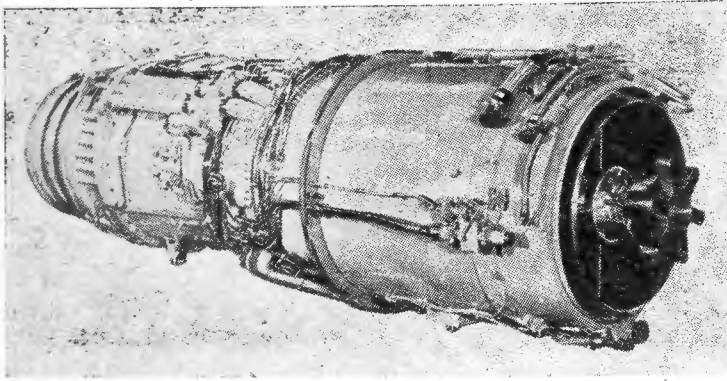
Obudowa środkowa silnika jest spawana ze stalowej blachy.

Jak już wspomniano, w silniku ASSa.7 wprowadzono pewne zmiany w konstrukcji komory spalania, a mianowicie wydłużono część wlotową rury żarowej, rozdzielając strumień powietrza i zmniejszono liczbę odparowувaczy z 36 na 24. Zmieniony kształt części wlotowej rury żarowej zapewnia większą stateczność przepływu powietrza w części wlotowej komory spalania w różnych warunkach pracy silnika, co zmniejsza straty ciśnienia całkowitego i daje bardziej równomierny rozkład temperatury na wylocie z komory spalania. Usiłowano poza tym zwiększyć trwałość i wytrzymałość komory spalania. Wiąże się to ze zwiększeniem ilości szczelin doprowadzających powietrze chłodzące ściany rury żarowej; jednak zwiększenie ilości szczelin chłodzących pociąga za sobą konieczność zmniejszenia stosunku długości do szerokości otworów wygaszających (doprowadzających powietrze, które obniża temperaturę ga-



Rys. 12

zów), co jest niekorzystne ze względu na rozkład temperatury przed turbiną — optymalny pod tym względem stosunek długości do szerokości otworów wygaszających wynosi 4:1. Konieczny był więc kompromis między poprawnością rozkładu temperatury i trwałością komory, w związku z czym otwory wygaszające rury żarowej silnika ASSa.7 mają kształt zbliżony do kwadratu. Zmniejszenie ilości



Rys. 13

odparowywaczy uprościło konstrukcję komory spalania i zmniejszyło jej ciężar; jeżeli chodzi o poprawność pracy komory na dużych wysokościach lotu, to okazało się, że liczba 24 odparowywaczy jest zupełnie wystarczająca.

W przeciwieństwie do wcześniejszych silników „Sapphire” obie tarcze wirnika turbiny silnika ASSa.7 są mocowane bezpośrednio do kołnierza wału turbiny. Moment obrotowy jest przenoszony przez 24 stożkowe kołki, mocujące tarcze do kołnierza wału. Między tarczami i kołnierzem istnieje luz, umożliwiający swobodną dylatację cieplną. Wał turbiny jest osadzony na wielowypuszcie wału napędowego i zamocowany od tyłu nakrętką. Jest to rozwiązanie znacznie prostsze od stosowanego w poprzednich silnikach, w których tylna tarcza wirnika była mocowana za pomocą kołków do tarczy pierwszego stopnia, ta zaś z kolei była mocowana w podobny sposób do wału; wał był osadzony wewnątrz tulei, której kołnierze był połączony śrubami z kołnierzem wału napędowego. Nakrętka mocująca była umieszczona z przodu wału turbiny, wewnątrz wału napędowego.

Na łopatki kierownicze pierwszego stopnia turbiny zastosowano — zamiast stopu Nimonic — stal Jessops G.39, ponieważ stwierdzono, że w tym konkretnym przypadku materiał ten zapewnia większą wytrzymałość na „uderzenia cieplne”. Jako materiał łopatek kierowniczych drugiego stopnia zachowano Nimonic 80. Na łopatki wirnikowe pierwszego i drugiego stopnia użyto, podobnie jak w silniku ASSa.6, Nimonic 90 i 80.

W silniku ASSa.7 udoskonalono konstrukcję kanału wylotowego — osłony wsporników mocujących stożek wewnętrzny nie są połączone ze ścianami kanału, co zapobiega uszkodzeniom w miejscu mocowania wsporników. Ulepszono poza tym sposób mocowania wsporników do ścian kanału, umieszczając w miejscach połączeń nakładki z blachy, dzięki którym obciążenia rozkładają się na większą powierzchnię.

W poprzednich odmianach silników „Sapphire” olejenie łożyska środkowego i tylnego odbywało się za pomocą dawek oleju, który był następnie odprowadzany na zewnątrz silnika, a chłodzenie tych łożysk — za pośrednictwem powietrza. Stwierdzono jednak, że na większych wysokościach lotu powietrzne chłodzenie łożysk jest niewystarczające, w związku z czym w silniku ASSa.7 zastosowano zamknięty obieg olejenia wszystkich łożysk. Dzięki temu łożyska są chłodzone wyłącznie olejem, którego wydatek zwiększono do 136 l/h. Pozwoliło to na znaczne uproszczenie łożyskowania zespołu wirującego. W poprzednich silnikach oba łożyska — środkowe i tylne — były osadzone na wałach za pośrednictwem tulei, które umożliwiały doprowadzanie powietrza do łożysk; w silniku ASSa.7 łożyska osadzono bezpośrednio na wałach, co pozwoliło z kolei na za-

stosowanie prostszego sposobu mocowania wirnika turbiny (opisanego przy omawianiu konstrukcji turbiny), który ułatwia uzyskanie współśrodkowości wirnika i obudowy turbiny. W związku z przejściem na obiegowy układ olejenia zastosowano chłodnicę oleju, przy czym czynnikiem chłodzącym jest paliwo.

Do silników ASSa.7 skonstruowano uproszczony dopalacz, bez regulowanego przekroju wylotowego, dający 12% przyrostu ciągu. Na większych wysokościach lotu paliwo do wtryskiwaczy dopalacza jest doprowadzane z przelewu głównej pompy paliwowej. Silniki wyposażone w dopalacze otrzymały oznaczenie ASSa.7R. Rysunek 13 przedstawia silnik ASSa.7R ze zdjętą osłoną dopalacza.

Silniki ASSa.7¹⁾ napędzają samoloty „Javelin” FAW. 7 i „Victor” B. 1, silniki ASSa.7R są produkowane do samolotów „Javelin” FAW. 8 i 9.

Następną odmianą rozwojową silników serii 200 był silnik ASSa.8 z powietrznym chłodzeniem łopatek wirnikowych turbiny. Dzięki większemu ciągowi miał on zwiększyć prędkość myśliwców „Javelin”, nie wszedł jednak do produkcji w związku z rozpoczęciem prac nad samolotem „Javelin” z cienkimi skrzydłami.

W celu zwiększenia wydatku powietrza i sprężu silnika ASSa.7 dodano zerowy stopień sprężarki (z przestawialnymi łopatkami wlotowymi). Powstał w ten sposób silnik ASSa.9, który nie wszedł jednak poza stadium prób. Nie rozpoczęto również produkcji silnika ASSa.16 o ciągu 5225 kG; zwiększenie ciągu w tym silniku uzyskano przez podwyższenie temperatury przed turbiną, co było możliwe w związku z zastosowaniem na łopatki turbiny stopu Nimonic 100.

Niektóre dane poszczególnych odmian silników „Sapphire” zebrano w poniższej tabeli.

Odmiana silnika	Ciąg [kG]	Jedn. zuż. paliwa [kG/kGh]	Wydatek powietrza [kG/sek]	Ciężar [kG]	Srednica (bez osprzętu) [mm]	Długość [mm]
Seria 100	ASSa. 3	3450	0,909	—	—	—
	ASSa. 5	3630	0,90	—	1203	—
	ASSa. 6	3765	0,90	63	1225 ²⁾	950
	ASSa. 12	3990	0,91	—	1210	950
Seria 200	ASSa. 4	4400	0,84	—	1225	—
	ASSa. 7	5000	0,88	82	1395 ³⁾	950
	ASSa. 7R	5580	1,20	82	1442	950
	ASSa. 8	5606	0,92	—	1381	—
	ASSa. 9	5760	0,83	—	1493	—
	ASSa. 16	5225	—	—	—	—

¹⁾ Łącznie z urządzeniem przeciwoślodzeniowym, urządzeniem zapłonowym i zbiornikiem oleju; bez wymienionego wyposażenia — 1210 kG.

²⁾ Jak wyżej; bez wymienionego wyposażenia — 1375 kG.

³⁾ Łącznie z kołpakami rozrusznika i rurą wylotową; bez wymienionych — 2786 mm.

⁴⁾ Jak wyżej; bez wymienionych — 2735 mm.

LITERATURA

1. Flight 6.1.1956
2. The Aeroplane 19.10.1956
3. Flight 9.11.1956
4. Flugwehr und Technik 2.1958
5. Flight 18.3.1960 („Aero Engines 1960”)
6. Prospekty firmy Armstrong Siddeley

¹⁾ W związku z połączeniem się firm Armstrong Siddeley i Bristol Aero Engines w jedno przedsiębiorstwo Bristol Siddeley silniki ASSa.7 są obecnie znane jako Bristol Siddeley „Sapphire” 7.

ERRATA

Do artykułu mgr inż. J. Wyganowskiego p.t. „Ocena osiągnięć i własności lotnych samolotu w świetle wymagań ICAO”, cz. I (zesz. 3—4 „Techniki Lotniczej”) wkradł się następujący błąd: str. 53, 11 wiersz od góry jest: — 3. Tematyka załącznika nr 8 do Konwencji „Tymczasowych kryteriów oceny” winno być: — 3. Tematyka załącznika nr 8 do Konwencji i „Tymczasowych kryteriów oceny”.

Niektóre zagadnienia ekonomiczne i organizacyjne konstrukcyjnego przygotowania produkcji

cz. I

Wprowadzenie

Tematem artykułu jest analiza niektórych zagadnień stanowiących przedmiot konstrukcyjnego przygotowania produkcji, mających zasadniczy wpływ na kształtowanie się kosztów własnych.

Takie ujęcie zagadnienia narzuciło autorom konieczność potraktowania pewnych zagadnień konstrukcyjnego przygotowania produkcji w sposób rozszerzony, innych natomiast — w sposób zawężony, a jeszcze inne — celowo pominąć. Odnosi się to głównie do etapów konstrukcyjnego przygotowania produkcji, których obszerniejsze omówienie znajdzie Czytelnik w artykule „Analiza pracy lotniczych biur konstrukcyjnych” mgr inż. M. Wasilewskiego, zamieszczonym w Technice Lotniczej nr 3/1957.

W niniejszym artykule omówiono wyłącznie zagadnienia związane z konstrukcyjnym przygotowaniem produkcji nowego typu samolotu; wychodzi się z założenia, że problemy konstrukcyjnego przygotowania produkcji samolotów — w oparciu o licencję — stanowią odrębny temat i wymagają oddzielnego ujęcia.

I. ETAPY KONSTRUKCYJNEGO PRZYGOTOWANIA PRODUKCJI

Przed przystąpieniem do przygotowania konstrukcji nowego względnie modernizacji dotychczas produkowanego samolotu, przeprowadza się analizę techniczno-ekonomiczną dla ustalenia prawidłowego kierunku rozwoju konstrukcji, w zakresie której wchodzi:

1. Studia nad rozwojem konstrukcji oparte na:

— analizie rozwoju analogicznych konstrukcji lotniczych w kraju i za granicą na podstawie literatury technicznej, materiałów katalogowych, wystaw i targów krajowych oraz zagranicznych, materiałów licencyjnych itp.

— analizie eksploatacji samolotów własnych i obcych przy uwzględnieniu aktualnego postępu technicznego i jego wyprzedzenia,

— analizie wymagań potencjalnych użytkowników,

— badaniach i opracowaniach prowadzonych w laboratoriach zakładowych, biurach projektowych, instytucjach naukowych i katedrach szkół wyższych.

2. Analiza rynku i ekonomiki produkcji, sprowadzająca się głównie do:

— analizy potrzeb i wymagań ewentualnych odbiorców zarówno krajowych jak i zagranicznych,

— badania kierunku i możliwości eksportu,

— analizy kształtowania się cen światowych analogicznych typów samolotów,

— zbadania kształtowania się kosztów własnych samolotów w zależności od wielkości produkcji.

3. Analiza techniczna możliwości produkcyjnych i doboru właściwych parametrów technicznych projektowanego do produkcji samolotu.

W wyniku tych prac zostają określone i uzgodnione między użytkownikiem, producentem i konstruktorem założenia, sformułowane we wstępnych warunkach technicznych, obejmujące: wymaganą charakterystykę techniczno-ekonomiczną samolotu, warunki eksploatacji, poziom techniczny obsługi, terminy wykonania projektu wstępnego i dostaw pierwszych sztuk.

Założenia wstępne są podstawowym dokumentem wyjściowym dla konstruktora przy opracowywaniu projektu danego typu samolotu. Tego rodzaju prace powinny być prowadzone stale przez powołane w tym celu instytucje i gromadzone w usystematyzowany sposób, aby nie trzeba było po wykonaniu nowej konstrukcji zadawać zenującego pytania „po co ten prototyp”.

Przez konstrukcyjne przygotowanie produkcji rozumie się całokształt prac (niezależnie od tego, kto je wykonuje) nad pełnym przygotowaniem konstrukcji samolotu. Zakres i szczegółowość opracowania konstrukcyjnego przygotowa-

nia produkcji zależy od typu samolotu, poziomu technicznego i doświadczenia personelu inżynieryjno-technicznego, jak też i pracowników bezpośrednio produkcyjnych.

Najczęściej wyodrębnia się następujące etapy konstrukcyjnego przygotowania produkcji:

- 1) opracowanie projektu wstępnego,
- 2) opracowanie projektu technicznego,
- 3) opracowanie rysunków wykonawczych prototypu,
- 4) opracowanie technologiczne i wykonanie prototypów,
- 5) przeprowadzenie prób i badań prototypu oraz jego zatwierdzenie,

6) opracowanie rysunków właściwych dla produkcji oraz instrukcji wykonawczych i warunków technicznych.

Projekt wstępny jest rozwinięciem wstępnych warunków technicznych zamawiającego, zawierającym rysunki szkicowe projektowanego samolotu, którym towarzyszą obliczenia wielkości powierzchni nośnych, głównych wymiarów, ciężarów i ich wyważenia względem środka ciężkości.

Opracowanie to poprzedzone jest szczegółową analizą takich charakterystyk technicznych jak: prędkość, moc lub ciąg silników dostępnych w kraju lub za granicą, obciążeń użytecznych itp., przy której konstruktor opiera się na danych statystycznych zawartych w literaturze, katalogach i analogicznych konstrukcjach opracowanych poprzednio.

Dla uzyskania najbardziej efektywnego rozwiązania, główny konstruktor wyznacza opracowanie szeregu odmian projektowanego samolotu niezależnym od siebie zespołem konstrukcyjnym, by na podstawie ich porównań wybrać najwłaściwszą. Wybór odpowiedniego wariantu rozwiązania konstrukcyjnego powinien być poparty obliczeniami własności lotnych i osiągnięć, gdyż źle dobrane profile skrzydeł i usterzeń, czy niewłaściwy obrys skrzydeł i nieodpowiednie ich położenie na samolocie, może ujemnie wpłynąć na jego własności aerodynamiczne.

Zasadnicze znaczenie, zarówno na osiągi samolotu, jak też na jego wykonawstwo, ma ciężar samolotu i dlatego już w początkowej fazie projektu wstępnego przeprowadza się dokładną analizę różnych rodzajów rozwiązań konstrukcyjnych każdego zespołu samolotu, aby spośród nich wybrać optymalne, tzn. dostatecznie wytrzymałe, przy równoczesnym stosunkowo najmniejszym ciężarze.

W efekcie pierwszej fazy projektowania samolotu powstaje szkicowe zestawienie z zarysem konstrukcji, obejmujące:

— bazy wymiarowe, główne wymiary zewnętrzne i wewnętrzne przekrojów,

— rozmieszczenie wyposażenia, załogi i materiałów pędnych,

— podział na główne zespoły fabrykacyjne.

W szczególności właściwy podział fabrykacyjny na zespoły i podzespoły, uzależniony od przewidywanej wielkości produkcji i możliwości produkcyjnych wytwórni, wpływa na zmniejszenie pracochłonności montażu, skrócenie cyklu produkcyjnego, a tym samym na obniżenie kosztów własnych wytwarzania.

Szersze omówienie tego problemu znajdzie Czytelnik w dalszej części artykułu przy analizie pracochłonności produkcji samolotu.

Szkicowe zestawienie konstrukcji samolotu stanowi podstawę do dalszych prac konstrukcyjnych i obliczeniowych. Według niego wykonuje się model aerodynamiczny, przeznaczony do badań w tunelu aerodynamicznym, mających na celu ustalenie dokładnych danych, dotyczących własności aerodynamicznych i stateczności samolotu.

Obliczenia aerodynamiczne i ciężarowe oraz szkicowe zestawienie konstrukcji samolotu tworzą pierwszą część projektu wstępnego. Drugą część stanowi ocena kosztów i czasu produkcji oraz obliczenia kosztów eksploatacji nowego samolotu. Dane te — w formie projektu ofertowego — zostają przedstawione do zatwierdzenia przez zamawiającego.

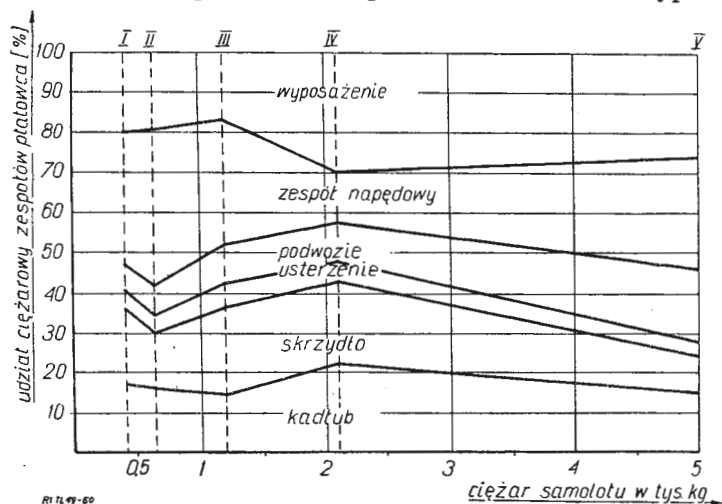
Podanie ogólnie obowiązującej recepty, która by miała zastosowanie we wszystkich przypadkach, jest niemożliwe. Różnorodność typów samolotów, wielkości ich produkcji i możliwości produkcyjne wytwórni uniemożliwiają stosowanie szablonowych rozwiązań. Przy konstruowaniu samolotu oszczędności materiałowe (głównie na metalu) uzyskuje się przez:

- obniżenie ciężaru netto poszczególnych jego części, a tym samym całej konstrukcji,
- zmniejszenie odpadów,
- wprowadzenie ekonomicznych kształtowników,
- szerokie zastosowanie pełnowartościowych materiałów zastępczych, pod warunkiem, aby jakość wytwarzanego samolotu nie uległa pogorszeniu.

1. Analiza podziału zapotrzebowania materiałów dla konstrukcji samolotu

W celu zmniejszenia nakładów materiałowych wskazane jest przeprowadzenie analizy zapotrzebowania materiałów dla konstrukcji zarówno według ciężaru, jak i kosztu zastosowanych materiałów. Analiza taka pozwoli na ustalenie, jakie materiały stanowią największy udział w ciężarze pustego samolotu i w koszcie materiałów użytych na jego wytworzenie. Przykładowa analiza tego zagadnienia wskazuje, że całkowity ciężar metalu zużywanego na produkcję samolotu transportowego stanowią: odlewy elektronowe i siluminiowe 2,0%, blachy duralowe 38,0%, pręty i kształtowniki 37,0%, blachy stalowe 12,0%, rury 7,0%.

Na rys. 1 pokazano podział ciężaru pięciu różnych typów samolotów, obejmujący poszczególne ich zespoły konstrukcyjne. Największy udział w ciężarze przypada — jak widać — na wyposażenie. Z porównania udziału wyposażenia



Rys. 1. Struktura ciężaru 5 różnych typów samolotów, obejmująca poszczególne zespoły konstrukcyjne

w ciężarze całkowitym podobnych typów samolotów wynika, że kryją się tu poważne możliwości obniżenia ciężaru wyposażenia, np. przez miniaturyzację jego elementów, co w znacznym stopniu przyczyni się do polepszenia osiągnięć rozpatrywanych typów samolotów.

Na przykład na zespół napędowy przypada średnio 24% całkowitego ciężaru pustego samolotu, co świadczy, że konstruktorzy silników lotniczych mogą jeszcze znacznie obniżyć ich ciężar, dzięki czemu również można uzyskać lepsze osiągi samolotu. Stosunek ciężaru niektórych części, zespołów i instalacji do ogólnego ciężaru silnika lotniczego charakteryzują dane, zamieszczone w tabeli 1.

Z porównania mocy silnika, przypadającej na 1 kg ciężaru, z analogicznymi danymi silników podobnych typów wynika, że istnieją poważne możliwości obniżenia ciężaru rozpatrywanych typów silników, przy zachowaniu tej samej mocy.

1.1. Ekonomiczne uzasadnienie doboru rodzaju materiałów

Przy analizie doboru rodzaju materiałów do wykonania poszczególnych części należy uwzględnić:

- warunki pracy danej części samolotu,
- postęp w dziedzinie zastosowania odpowiednich materiałów na wykonanie poszczególnych części samolotu,
- eksploatacyjne własności samolotu,

d) ograniczenie w stosowaniu niektórych materiałów (deficytowych),

e) koszty materiałów.

Współczesne metody wytwarzania pozwalają produkować te same części z rozmaitych materiałów.

W przypadku, kiedy bez obniżenia własności eksploatacyjnych samolotu można zastąpić jeden gatunek materiału drugim, wówczas należy wybrać wariant, w którym koszty własne wykonania części będą najniższe.

Sposoby rozwiązywania tych zagadnień winny być oparte o rachunek ekonomiczny, którego skutek musi znaleźć odbicie w wyborze odpowiedniego wariantu. Na przykład,

Tabela 1

Podział ciężaru poszczególnych części i zespołów silników tłokowych

Nazwa części lub zespołu	Ciężar części lub zespołu w stosunku procentowym do ciężaru silnika
Wał wykorbiony	9÷14,0
Karter — zespół	9,5÷12,0
Cylinder kpl.	7,0÷9
Wałek rozrządu	3,5÷4,5
Komora tylna	3,5÷5,0
Iskrownik	1,5÷3,0
Gaźnik kpl.	1,5÷3,0
Pompa olejowa kpl.	0,8÷1,5
Końcówka wału	2,0÷3,0

karter silnika tłokowego może być wykonany z odlewu żeliwnego względnie siluminiowego, przy zachowaniu tych samych własności eksploatacyjnych z tym, że żeliwny będzie miał ciężar większy, niż wykonany z siluminu.

$$\frac{G_z}{G_s} = \frac{\gamma_z}{\gamma_s} = \frac{7,2}{2,7} = 2,66$$

gdzie: G_z i G_s — ciężar karteru silnika, wykonanego odpowiednio z żeliwa i siluminium,

γ_z i γ_s — ciężar właściwy żeliwa i siluminium.

Koszt własny karteru wykonanego z żeliwa będzie wyższy niż karteru wykonanego z siluminium

$$\frac{K_z}{K_s} = \frac{k_z \cdot G_z}{k_s \cdot G_s} = \frac{2,66}{2} = 1,33$$

gdzie: k_z i k_s — koszt własny 1 kg odlewów żeliwnego i siluminiowego, 2 — współczynnik charakteryzujący stosunek cen jednostki ciężaru odlewu siluminiowego do odlewu żeliwnego.

Niejednokrotnie ekonomiczniejsze jest stosowanie względnie droższego materiału, którego ilościowa norma jest niższa, niż przy użyciu względnie tańszego materiału.

Jako przykład posłużyć tu może stosowanie odlewów w budowie samolotów, które pozwalają na wybór kształtu uźebrowania, dają gładką powierzchnię (nie zniekształconą nitami) i wpływają w decydujący sposób na obniżenie kosztów własnych.

Kształtowanie się kosztu wykonania kesonu skrzydła dla samolotu transportowego przy wielkości produkcji 50 szt. w rozwiązaniu klasycznym i integralnym ilustruje tabela 2.

Tabela 2

Zestawienie porównawcze kosztów własnych wykonania kesonu skrzydła metodą klasyczną i integralną

Nazwa części	Koszt części (zł)		Oszczędność kosztów %
	Konstrukcja klasyczna	Konstrukcja integralna	
Górna powłoka kesonu	10 430,0	6 100,0	41,6
Dolna powłoka kesonu	10 430,0	6 100,0	41,6
Żebra	2 732,0	2 540,0	7,0
Ściana przednia	842,0	750,0	11,0
Ściana tylna	842,0	750,0	11,0
Nakrętki, śruby, nity itp.	984,0	—	100,0
Montaż kesonu	8 580,0	4 750,0	45,0
Razem keson skrzydła:	34 840,0	20 990,0	39,8

Przy konstruowaniu poszczególnych części, w celu dokonania trafnego wyboru najbardziej efektywnego wariantu, konieczne jest posługiwanie się danymi, dotyczącymi kosztu różnych materiałów (cennikami), co w rezultacie wpłynie na zmniejszenie kosztu samolotu.

Określenie najbardziej efektywnego wariantu powinna poprzedzać analiza nie tylko pod względem zapotrzebowania materiałów, lecz także pod względem pracochłonności, gdyż przy zmianie rodzaju materiału może powstać różnica nie tylko w koszcie materiału, ale i pracochłonności obróbki części. Na przykład użycie indywidualnego odlewu zamiast odpowiedniego pręta stalowego nie znajduje ekonomicznego uzasadnienia. Pręt daje możliwość wykonania wielu części na półautomatach i rewolwerówkach, co nie zawsze jest możliwe przy wykonaniu części z odlewu żeliwnego.

Przy analizie wariantów, mającej na celu właściwy dobór materiału, należy zestawzić poszczególne sumy kosztów w oparciu o wzór:

$$[aS_a + 1_a(1+c)] \geq [bS_b + 1_b(1+c)]$$

gdzie:

- a i b — norma zużycia materiałów danych asortymentów,
- S_a i S_b — ceny 1 kG materiałów danych asortymentów,
- 1_a i 1_b — koszt robocizny przy wykonaniu części z materiałów danych asortymentów,
- c — współczynnik uwzględniający koszty wydziałowe i ogólnozakładowe.

Przy każdorazowym wprowadzeniu do produkcji nowych materiałów konieczne jest zbadanie opłacalności ich stosowania. Wiadomo, że w początkowym okresie opanowywania produkcji z nowych materiałów są one względnie drogie, w dalszym etapie produkcji koszty wytwarzania z tych materiałów, jak również i samych materiałów z reguły szybko się obniżają.

Koszt własny wyrobu przy wykonywaniu go z nowego materiału można przedstawić następującym wzorem:

$$K_2 = S_2 \cdot G_2 + A_2$$

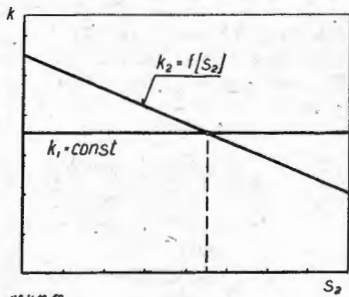
gdzie:

- S_2 — cena 1 kG nowo wprowadzonego materiału,
- G_2 — norma zużycia nowego materiału na wykonanie wyrobu,
- A_2 — pozostałe koszty wykonania wyrobu, niezależne od kosztu nowego materiału.

Opłacalność zastosowania nowego materiału zostanie osiągnięta przy zachowaniu warunku $K_2 \leq K_1$, tzn. wówczas, gdy:

$$S_2 \leq \frac{K_1 - A_2}{G_2} \text{ zł/kG}$$

Rys. 2 przedstawia graficzne rozwiązanie rozpatrywanego zagadnienia. Punkt przecięcia się prostych: kosztu własnego K_1 wykonania, wyrobu z materiału dawniej używanego ($K_1 = \text{const.}$, ponieważ nie zależy on od ceny nowego ma-



Rys. 2. Graficzne oznaczenie ceny nowego materiału, przy której zastosowanie tego materiału do danego celu staje się opłacalne; k — koszt własny wyrobu, S_2 — cena 1 kG nowego materiału

teriału) z kosztem własnym k_2 wykonania wyrobu z nowego materiału w funkcji ceny tego materiału [$K_2 = f(S_2)$] wskazuje, przy jakiej cenie nowego materiału zastosowanie jego staje się opłacalne.

Analogiczny tok postępowania ma miejsce w przypadku, gdy zachodzi konieczność określenia opłacalności zastosowania kilku nowych materiałów. Jeżeli zmiana rodzaju ma-

teriału wpływa na własności eksploatacyjne samolotu (głównie zespołu napędowego), wówczas zagadnienie to rozwiązuje się w sposób następujący:

a) oblicza się różnicę kosztu własnego produkcji odpowiedniego zespołu w przypadku zastosowania droższego materiału (ΔK zł),

b) ustala się wskaźniki eksploatacyjne zespołu, na które wpływa rodzaj zastosowanego materiału,

c) oblicza się oszczędność na kosztach eksploatacyjnych ΔC zł/rok, uzyskaną wskutek zastosowania droższego materiału,

d) określa się okres amortyzacji dodatkowych inwestycji przez oszczędność uzyskaną na kosztach eksploatacyjnych.

Jeżeli zastosowanie materiału droższego rodzaju daje możliwość zwiększenia sprawności np. silnika, oszczędność na kosztach eksploatacyjnych wyniesie:

$$\Delta C = \Delta P - \Delta a$$

gdzie:

ΔP — oszczędność na paliwie w zł/rok,

Δa — dodatkowe odpisy amortyzacyjne powstałe w związku z zastosowaniem nowego materiału.

Wówczas okres amortyzacji dodatkowych nakładów inwestycyjnych wyniesie:

$$T = \frac{\Delta K}{\Delta C} = \frac{\Delta K}{\Delta P - \Delta a} \text{ lat}$$

Jeżeli natomiast zastosowanie materiału droższego rodzaju pozwala na przedłużenie okresu eksploatacji danego zespołu, wtedy oszczędność na kosztach eksploatacyjnych wyniesie:

$$\Delta C = \frac{K_1}{T_1} - \frac{K_2}{T_2} \text{ zł/rok}$$

gdzie:

K_1 i K_2 — koszty własne zespołu w porównywanych wariantach wykonania,

T_1 i T_2 — okresy eksploatacji zespołu wykonanego w tych wariantach.

$$T = \frac{\Delta K}{\Delta C} = \frac{K_2 - K_1}{\frac{K_1}{T_1} - \frac{K_2}{T_2}} \text{ lat}$$

Przy projektowaniu nowych konstrukcji nie można pominąć możliwości zastosowania pełnowartościowych materiałów zastępczych, których jakość przy jednocześnie mniejszym ciężarze w wielu przypadkach jest wyższa od jakości materiałów dotychczas stosowanych. Szerokie zastosowanie znalazły w technice lotniczej np. masy plastyczne, stopy tytanu.

1.2. Ekonomiczne znaczenie obniżenia ciężaru samolotu

Ciężar samolotu, będący charakterystycznym i szczególnie ważnym wskaźnikiem, powinien być brany pod uwagę we wszystkich stadiach opracowywania projektu, przy porównywaniu rozmaitych wariantów zasadniczego rozwiązania koncepcyjnego samolotu, jak również jego zespołów i części. Zmniejszenie ciężaru samolotu ma istotne znaczenie z następujących względów:

- poprawy właściwości aeronawigacyjnych,
- zwiększenia ekonomiczności (możliwość zwiększenia ciężaru użytecznego lub paliwa),
- obniżenia pracochłonności jego produkcji,
- oszczędności materiałów,
- niższego kosztu wytworzenia.

Z reguły, obniżenie ciężaru jednego zespołu sprzyja również obniżeniu ciężaru innych zespołów. Na przykład, obniżenie ciężaru silnika pozwala na zmniejszenie ciężaru jego łoża.

Nie zawsze osiągnięcie najmniejszego ciężaru poszczególnych części lub zespołów jest równoznaczne ze zmniejszeniem ciężaru całego samolotu. Jako przykład podać można wyposażenie elektryczne samolotu. W przypadku kiedy zmniejszenie ciężaru wyposażenia związane jest z obniżeniem jego sprawności, konieczny zapas materiałów pędnych może na tyle wzrosnąć, że ciężar ogólny samolotu, łącznie z zapasem materiałów pędnych, może się zwiększyć (tabela 3).

Jeżeli przy locie 20-godzinnym silnik elektryczny będzie pracować bez przerwy przez 10 godzin, wtedy oszczędność na zużyciu materiałów pędnych wyniesie 0,74 kG, czyli przewyższy zwiększenie w tym wariancie ciężaru silnika, wynoszącego 0,4 kG. Uwzględnić należy również, że zwiększenie sprawności silników kosztem zwiększenia ich ciężaru obniża moc układu elektrycznego, a zatem i ciężar przewodów, aparatury i prądnic. Jednocześnie zwiększenie ciężaru i wymiarów gabarytowych silnika zwiększa ciężar

Tabela 3

Zestawienie porównawcze ciężaru dwóch wariantów silników stosowanych w instalacji elektrycznej samolotu

Nr wariantu	Sprawność silnika	cos Ø silnika	Ciężar silnika G _s kG	Różnica ciężaru w stosunku do wariantu pierwszego ΔG _s kG	Oszczędność na ciężarze materiałów pędnych ΔG _p kG przy locie 20-godzinnym
1.	0,78	0,78	2,0	—	—
2.	0,85	0,78	2,4	0,4	0,74

sprzęganych mechanizmów i utrudnia rozmieszczenie urządzeń w samolocie, co w rezultacie zwiększa ogólny ciężar i wymiary gabarytowe samolotu. Chodzi o zaprojektowanie samolotu ekonomicznego, to znaczy o optymalnym ciężarze z uwzględnieniem również jego wskaźników eksploatacyjnych.

1.3. Wskaźniki ciężaru jednostkowego samolotu

Jednostkowa (względna) materiałochłonność, wyrażająca się ciężarem netto, przypadającym na jednostkę mocy silnika lub jednostkę ładunku użytecznego, jest podstawowym wskaźnikiem, świadczącym o nowoczesności konstrukcji samolotu. Oceny nowoczesności danej konstrukcji dokonuje się przez porównanie jej z analogicznymi konstrukcjami.

Dla samolotów transportowych wskaźnikiem takim jest współczynnik udźwigu, czyli stosunek ładunku pełnego (czasem ładunku handlowego) do ciężaru całkowitego samolotu G_o, wyrażający się następującym wzorem:

$$g = \frac{G_u}{G_c} \cdot 100 \% \quad \left(g_1 = \frac{G_h}{G_c} \cdot 100 \% \right)$$

gdzie:

G_c — ciężar całkowity samolotu (ciężar w locie),

G_u — ciężar użyteczny (załoga + mat. pędne + ładunek handlowy),

G_h — ciężar ładunku handlowego (płatnego).

1.4. Rezerwy zmniejszenia ciężaru

Analiza konstrukcji części i zespołów samolotu, mająca na celu zmniejszenie ich ciężaru i znalezienie odpowiednich form konstrukcyjnych, pozwalających na zmniejszenie zużycia materiałów, powinna prowadzić do zmniejszenia liczby części w drodze łączenia ich w elementy integralne, a także wykrywania i usuwania części zbędnych.

Na przykład, przy zastosowaniu elementów integralnych dla kesonu skrzydła samolotu transportowego ilość części, w porównaniu z rozwiązaniem klasycznym, zmniejszyła się o ok. 70%, w innym przypadku całkowita liczba części płatowca szkolno-treningowego zmniejszyła się przy konstrukcji uproszczonej w porównaniu z rozwiązaniem klasycznym 4-krotnie.

Jednym ze skutecznych sposobów zapobiegania nieuzasadnionemu zwiększaniu ciężaru samolotu jest zwiększenie dokładności metod obliczania wytrzymałościowego ich części. Przyjęte wielkości obciążeń obliczeniowych wywierają istotny wpływ na dobór wymiarów części konstrukcji.

Posługiwanie się wzorami, dającymi niedokładne obliczenia sił działających w różnych częściach konstrukcji, powoduje niejednokrotnie wzrost ciężaru i kosztu samolotu. Niejednokrotnie stosowane są umowne schematy obliczeniowe i przybliżone metody obliczeń, opierające się o przestarzałe hipotezy, nie jest dokonywana głębsza analiza zachowania się elementów konstrukcji pod obciążeniem, nie są uwzględniane czynniki zmęczeniowe i dynamiczne. Dlate-

go też wprowadza się nowe metody obliczeń, opierające się o wyniki badań, doświadczeń i prób rzeczywiście działających obciążeń i naprężeń w elementach konstrukcji samolotu, m.in. za pomocą pomiarów tensometrycznych i prób na drgania, które pozwalają dokładniej dobrać potrzebne współczynniki bezpieczeństwa, uniknąć niepotrzebnego zwiększenia ciężaru konstrukcji, dając tym samym możliwość określenia właściwych wymiarów i kształtów części.

Nie bez wpływu na ciężar samolotu pozostają ekonomiczne procesy wytwarzania. Dane porównawcze ciężarów dla konstrukcji klasycznej i integralnej na przykładzie skrzydła, zestawione w tabeli 4, świadczą wymownie o ekonomii ciężaru przy nowych metodach wytwarzania płatowców.

Zróżniczenie zmniejszenia ciężaru tkwią również w normalizacji i unifikacji części, dzięki którym w wielu przypadkach uzyskuje się zmniejszenie ilości pozycji, wchodzących w skład wykonywanego samolotu. Stwarzają one możliwość wytwarzania części z ekonomicznych półfabrykatów (z odkuwek matrycowych, półwyrobów z minimalnymi naddatkami, zapewniającymi oszczędność metalu), przy czym — przechodząc na produkcję części o zmniejszonym ciężarze — powinno się, w miarę możliwości wykorzystywać istniejące oprzyrządowanie.

1.5. Współczynnik wykorzystania materiału

Przez współczynnik wykorzystania materiału rozumie się stosunek ciężaru netto produktu (G_o) do ciężaru materiału wyjściowego (G₁), z którego dany produkt został wytworzony

$$K = \frac{G_o}{G_1}$$

Współczynnik wykorzystania materiałów powinien dążyć do jedności; im wielkość jego będzie bliższa jedności, tym stopień wykorzystania materiałów zużywanych na wykonanie produktu będzie wyższy, a udział odpadów w ogólnym

Tabela 4

Porównanie ciężaru skrzydła przy dwóch różnych metodach wytwarzania

Nazwa części	Ciężar części dla konstrukcji (kG)		Oszczędność na ciężarze (%)
	Klasycznej	Integralnej	
Górne pokrycie skrzydła	40,0	24,0	+40,0
Dolne pokrycie skrzydła	34,0	22,0	+35,0
Żebra	4,9	6,0	-18,0
Ściany (przednia i tylna)	13,0	15,0	-13,5
Razem:	91,9	67,0	+27,0

nym ciężarze materiałów wyjściowych — niższy. Wielkość tego współczynnika zależna jest od typu produkcji, inaczej kształtować się będzie przy produkcji jednostkowej (prototypowej), inaczej przy seryjnej.

Dla przykładu podać można, że przy produkcji samolotu szkolno-treningowego współczynnik wykorzystania materiału wahał się w granicach od 0,4 przy wytwarzaniu prototypów — do 0,7 przy produkcji seryjnej, co pozwala na stwierdzenie, że istnieją w tym zakresie bardzo poważne możliwości wykorzystania materiału, a tym samym obniżenia kosztów własnych produkcji.

Współczynnik wykorzystania materiałów zwiększa się w miarę doskonalenia konstrukcji, technologii i organizacji produkcji. Ilość odpadów w postaci wiórów wynosi średnio 10 do 30% dla części żeliwnych i 20 do 60% dla stalowych, dla części z odkuwek ok. 30%, a z odkuwek swobodnie kutych odpady sięgają w niektórych przypadkach do 80% ciężaru odkuwki.

Zwiększenie współczynników wykorzystania materiałów osiągnąć jest przez polepszenie technologii cięcia materiałów i zastosowanie udoskonalonych procesów technologicznych produkcji części, dających możliwość zmniejszenia ciężaru półwyrobów i naddatków na obróbkę mechaniczną.

Największe oszczędności na obróbce mechanicznej można osiągnąć przez zastosowanie bardzo dokładnej przeróbki

plastycznej lub materiałów wyjściowych, złożonych z oddzielnych części połączonych przez spawanie, lutowanie lub klejenie. Metody wykonywania dokładnych odlewów i kalibrowanych odkuwek pozwalają w wielu przypadkach na przejście od podobieństwa kształtów materiałów wyjściowych do zupełnej ich zgodności z gotowym przedmiotem i do całkowitego usunięcia obróbki. Na przykład, zastąpienie obróbki skrawaniem przez odlew precyzyjny ogranicza ilość odpadów metalu w postaci wiórów oraz wielkość nakładów pracy i energii elektrycznej, zużywanych na skrawanie nadadków, zużycie narzędzi i obrabiarek.

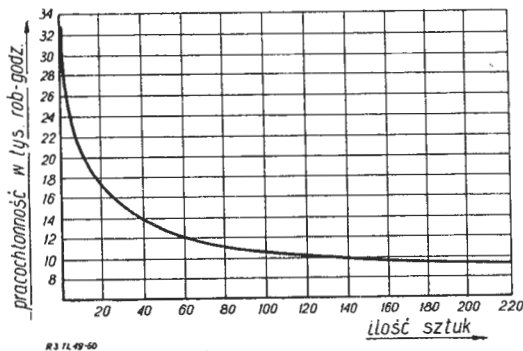
Dobór optymalnego wariantu wykonania półwyrobu (odlewanie, tłoczenie, kucie, wyciskanie i in.) powinien być rozwiązany kompleksowo — z uwzględnieniem kosztu metalu i wszystkich nakładów na operacje przygotowawcze i mechaniczne, jak również zamierzonej wielkości produkcji.

Minimalną ilość odpadów zapewnią właściwie opracowana technologia cięcia materiałów. Straty, powstające przy wykrawaniu półwyrobów z arkuszy i płaskowników, dzieli się na: straty powstające wskutek niewspółmierności wymiarów zarysu części z wymiarem arkusza blachy, z którego część jest wykrawana oraz straty wynikające z niepodzielności arkusza i niewykorzystania odpadów. W celu polepszenia ekonomiczności wykrawania arkusza blachy konieczna jest współpraca konstruktora z technologiem przy szkicowaniu rozmieszczenia wykroju w arkuszu i korygowaniu projektowanego zarysu części.

Obniżenie ciężaru części nie zawsze pociąga za sobą obniżenie zużycia materiału. W niektórych przypadkach dodanie materiału nieco zwiększające ciężar netto części, przy jednoczesnym uproszczeniu jego zarysu, może zwiększyć współczynnik wykorzystania materiału i obniżyć jego zużycie absolutne na wykonanie części o uproszczonym zarysie.

2. Analiza pracochłonności konstrukcji samolotu

Istotnym czynnikiem, wpływającym na kształtowanie się kosztów własnych, jest pracochłonność produkcji; im mniejsza jest pracochłonność, tym — przy pozostałych jednakowych warunkach — mniejszy będzie koszt własny samolotu — i odwrotnie. Prawidłowe rozwiązanie konstrukcyjne powinno uwzględniać — obok właściwości eksploatacyjnych — możliwość wprowadzenia nowoczesnych metod wytwarzania, nowoczesnego wyposażenia produkcyjnego i oprzyrządowania technicznego, a także modernizacji, automatyzacji i wyposażenia w przyrządy i narzędzia ma-



Rys. 3. Spadek pracochłonności produkcji samolotu myśliwskiego w zależności od wielkości produkcji

szyn i urządzeń istniejących w danym zakładzie produkcyjnym. W miarę opanowywania produkcji, zwiększania ilości wytwarzanych samolotów tego samego typu, doskonalenia konstrukcji i technologii ich wykonania oraz mechanizacji i automatyzacji prac, pracochłonność zmniejsza się.

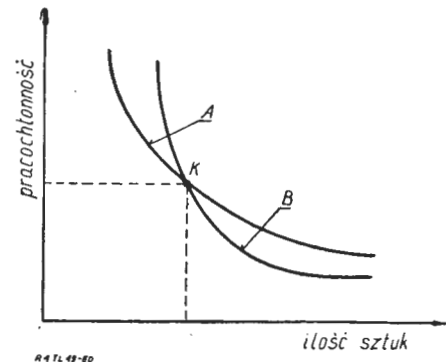
Z wykresu na rys. 3 i danych liczbowych, zestawionych w tabeli 5, widać, jak wielkość produkcji wpływa na kształtowanie się pracochłonności.

Tabela 5

Kształtowanie się pracochłonności samolotu wielocelowego w zależności od wielkości produkcji

Kolejna sztuka	1	5	10	25	50	75	100	125	155	185	220	300	400
Pracochłonność (tys. rob./godz.)	33,0	26,6	19,2	15,5	13,2	12,0	11,2	10,7	10,1	9,8	9,3	8,7	8,1
Procentowy spadek pracochłonności	100,0	81,0	58,0	47,0	40,0	36,5	34,0	32,5	30,6	29,6	28,0	26,4	24,5

Zależność pracochłonności od przyjętej metody wytwarzania i wielkości produkcji w sposób poglądowy przedstawia wykres na rys. 4. Punkt K oznacza wielkość produkcji, przy której pracochłonność dla obu metod wytwarzania jest jednakowa. Wpływ, jaki wywiera wzrost ilości produkowanych samolotów na pracochłonność ich wykonania, winien być przedmiotem szczegółowych rozważań przy projektowaniu nowych konstrukcji. Konstrukcja, trafnie opracowa-



Rys. 4. Kształtowanie się pracochłonności produkcji dla dwóch wariantów technologicznych: A — wykonanie zębra ręcznie; B — wykonanie zębra metodą tłoczenia na prasie

na w zastosowaniu do produkcji jednostkowej, staje się nie-technologiczna w przypadku przejścia na inny typ produkcji. Na przykład wiadomo, że część odlewana jest mniej pracochłonna od części spawanej, a zatem bardziej opłacalna, z wyjątkiem produkcji kilku sztuk.

2.1. Analiza pracochłonności samolotu z względu na jego konstrukcję

Analiza pracochłonności konstrukcji samolotu powinna przede wszystkim wykazać najbardziej pracochłonne zespoły i części. Środki do zmniejszenia pracochłonności powin-

Tabela 6

Podział pracochłonności poszczególnych zespołów na przykładzie samolotu szkolno-treningowego konstrukcji całkowicie metalowej

Nazwa zespołu lub grupy konstrukcyjnej	% udział pracochłonności
Kadłub	22,0
Skrzydło	24,0
Usterzenie	4,0
Podwozie	6,0
Wyposażenie	44,0
Razem:	100,0

ny być zastosowane głównie do tych najbardziej pracochłonnych zespołów i części konstrukcji.

W celu zanalizowania pracochłonności konstrukcji samolotu jako całości i dla wykazania najbardziej pracochłonnych zespołów należy przede wszystkim przystąpić do zbadania struktury pracochłonności poszczególnych zespołów i części. Z tabeli 6 widać, że najbardziej pracochłonną grupą konstrukcyjną samolotu jest jego wyposażenie.

Konieczna jest również analiza struktury pracochłonności samolotu według zasadniczych rodzajów prac. Dla przykładu w tabeli 7 podana jest struktura pracochłonności wykonania poszczególnych zespołów prototypu samolotu myśliwskiego z napędem odrzutowym, z której widać, jakie prace mają największy udział w ogólnej pracochłonności wykonania tego samolotu.

Szczególną uwagę przy projektowaniu należy poświęcić sprawie zmniejszenia pracochłonności montażu takich zespołów, jak kadłub, skrzydło, stateczniki, stery itp. oraz ostatecznego montażu samolotu. Współczynnik pracochłonności montażu określaną jest jako stosunek sumarycznej

pracochłonności montażu danego samolotu (Σt_m) do sumarycznej pracochłonności wykonania (obróbki) wszystkich jego części (Σt_w).

$$S_{pr} = \frac{\Sigma t_m}{\Sigma t_w}$$

Dla ilustracji w tabelicy 8 podane są wartości udziału pracochłonności montażu w ogólnej pracochłonności samolotu oraz wartości współczynnika pracochłonności montażu dla niektórych typów samolotów. Zasadniczymi przyczynami dużej pracochłonności robót montażowych są: niedostateczne zmechanizowanie pracy ślusarza montażowych oraz nieracjonalna organizacja procesu technologicznego montażu samolotów, wynikająca częstokroć z niewłaściwego podziału fabrykacyjnego.

Rozróżnia się operacje montażowe bezpośrednio związane z montażem, czyli łączeniem części oraz dopasowywanie, wykończanie, ponowne rozmontowywanie i montaż. Współczynnik pracochłonności montażu w znacznej mierze zależy od zakresu prac związanych z dopasowywaniem, następnym demontażem i ponownym montażem poszczególnych podzespołów oraz zespołów samolotu.

W przypadku, gdy współczynnik pracochłonności montażu samolotu względnie jego zespołów jest wysoki, zalecane jest przeanalizowanie procesów montażowych i wprowadzenie odpowiednich poprawek do technologii montażu.

Tabela 7

Struktura pracochłonności wykonania prototypu samolotu myśliwskiego z napędem odrzutowym

Nazwa zespołu	Średnia pracochłonność w tys. r.g.e.	Średnia pracochłonność zespołów wg rodzajów obróbki w tys. r.g.e.			
		mechanicznej	blacharskiej	spawalniczej	ślusarsko-monterskiej
Kadłub	21,8	5,45	2,2	1,1	13,05
Skrzydło	24,0	5,95	2,4	1,2	14,45
Usterzenie	4,1	0,9	0,4	0,2	2,6
Podwozie	6,4	4,0	0,9	0,3	1,4
Wyposażenie	43,7	11,0	4,3	2,2	26,2
Razem:	100,0	23,7	10,0	5,0	57,7

Różnica między pierwotną pracochłonnością montażu (Σt_{m1}), a powtórna (Σt_{m2}) daje orientacyjną charakterystykę zbędnej pracochłonności, zużywanej przy montażu poszczególnych zespołów i części na dodatkowe prace nad dopasowywaniem, czyli

$$\Sigma t_n = \Sigma t_{m1} - \Sigma t_{m2}$$

Przy opracowywaniu środków, zmierzających do zmniejszenia pracochłonności montażu, przede wszystkim należy dążyć do jak najdalej idącego zmniejszenia, a jeżeli to możliwe — zupełnego zlikwidowania prac, związanych z dopasowywaniem części i zespołów przy montażu.

Jednym z takich środków jest na przykład zastosowanie właściwej wymienności głównie dla zespołów i podzespołów samolotu, którą osiąga się dla danych typów samolotów przez:

- ustalenie zakresu wymienności,
- określenie stopnia normalizacji, standaryzacji i unifikacji,
- przyjęcie odpowiedniego układu tolerancji i pasowań dla podzespołów i zespołów oraz stosowania przyrządów montażowych i kontrolno-pomiarowych,
- ustalenie właściwego sposobu przeprowadzania zmian konstrukcyjnych.

Przy projektowaniu konstrukcji samolotu w znacznym stopniu można ułatwić proces jego montażu. Na przykład przez wykonanie makiety kabiny samolotu dla sprawdzenia

Tabela 8

Pracochłonność montażu niektórych typów samolotów

Określenie typu samolotu	Pracochłonność montażu w % od	
	ogólnej pracochłonności samolotu	pracochłonności mechanicznej samolotu
Samolot transportowy	17,0	88,0
Samolot szkolno-treningowy	20,0	81,0
Samolot turystyczny	12,0	70,0
Samolot turystyczny z napędem odrzutowym	22,0	83,0
Samolot wielocelowy	15,0	78,0
Samolot łącznikowy	10,0	75,0

montażu wyposażenia, daje się możliwość opracowania wzorców przewodów, uwzględniających ich długości i kształty, co w efekcie wpływa korzystnie na długość cyklu montażowego.

Reasumując, pracochłonność montażu uzależniona jest od:

- rodzaju konstrukcji,
- typu i wielkości samolotu,
- technologicznego przygotowania produkcji,
- typu i wielkości produkcji,
- stopnia wymaganej dokładności montażu,
- stopnia zmechanizowania operacji montażowych,
- formy organizacji produkcji.

Analiza pracochłonności konstrukcji powinna być zakończona opracowaniem środków, zmierzających do jej zmniejszenia bez pogorszenia eksploatacyjnych własności samolotu.

2.2. Rezerwy zmniejszenia pracochłonności obróbki części, związane z ich konstrukcją

Warunkiem małej pracochłonności części jest prostota jej konstrukcji. Ponieważ również każda dodatkowa część wymaga odpowiednich nakładów pracy na jej wytworzenie, należy dążyć do maksymalnego zmniejszenia ilości części samolotu. Dla wyeliminowania z konstrukcji samolotu zbędnych szczegółów, konieczne jest przeprowadzenie analizy konstrukcyjnej i przestrzennej koncepcji danego rozwiązania.

Jako przykład podać można zmianę konstrukcji części goleni podwozia ze spawanej na odlewaną. Dawniej, część ta składała się z 14 różnych elementów i wymagała do swego wykonania specjalnego oprzyrządowania (szablony, belki do gięcia, przyrząd do spawania). Przejście od konstrukcji spawanej na konstrukcję odlewaną, jako jednego elementu, umożliwiło uproszczenie obróbki i zmniejszenie oprzyrządowania, stając się opłacalne już przy wykonaniu 5 sztuk goleni podwozia.

Konstrukcyjny kształt części zależy w pewnej mierze od sposobu otrzymywania jej półfabrykatu, który jest ściśle związany z procesem technologicznym jej wykonania. Jako kryterium technologiczności półfabrykatu służy stopień podobieństwa jego kształtu i wymiarów do kształtu i wymiarów gotowej części. Im mniejsza jest liczba operacji, potrzebnych na wykończenie powierzchni półfabrykatu, tym wyższa jest jego technologiczność. Jest to możliwe w przypadku maksymalnego uproszczenia kształtu części.

Sposób otrzymywania półfabrykatu zależy od materiału, z jakiego część jest wykonana. Na przykład aluminium posiada dobre własności odlewnicze i spawalnicze, duraluminium ich nie posiada, natomiast dobrze nadaje się do obróbki wiórowej i przeróbki plastycznej. Zasadniczą wyjątkowość mas plastycznych stanowi możliwość masowego wytwarzania części o skomplikowanym kształcie, bez obróbki mechanicznej. W celu polepszenia technologiczności części o skomplikowanym kształcie są zastępowane przez części prostsze. Duże znaczenie ma właściwe ustalenie optymalnych dokładności obróbki i gładkości powierzchni. Należy przy tym dążyć do wyeliminowania obróbki takich powierzchni, dla których nie jest ona konieczna. W częściach odlewanych zmniejszenie powierzchni obrabianych może być osiągnięte przez zmniejszenie powierzchni styku, zmniejszenie szerokości obróbki nadlewów, lub obróbki zagłębien pogłębiaczem czołowym, zastępowanie powierzchni stykających się przez nie stykające się i zaniechanie obróbki powierzchni o mniejszym znaczeniu.

Przy projektowaniu takich elementów jak: wałki, osie, cięgna czy dźwignie — zmniejszenie powierzchni obrabianych może być osiągnięte przez zastosowanie gładkich prętów kalibrowanych, a czasem zwykłego materiału walcowanego z zaniechaniem obróbki powierzchni swobodnych.

Z uwagi na warunki przebiegu procesu technologicznego, do zasadniczych wymagań, jakim powinny odpowiadać konstrukcje części, zaliczyć należy:

1. nieskomplikowane uzyskiwanie półfabrykatu,
2. proste i szybkie ustawienie części na obrabiarkę lub w przyrządzie,
3. łatwy dostęp do wszystkich powierzchni obrabianych,
4. możliwość obróbki i pomiaru za pomocą znormalizowanych i normalnych narzędzi pomiarowych,
5. możliwość zapewnienia jak najmniejszej liczby zmian położenia przedmiotu w czasie obróbki i pomiarów,
6. wystarczająca sztywność części w celu zapobieżenia w miarę możliwości wpływowi odkształceń na dokładność obróbki.

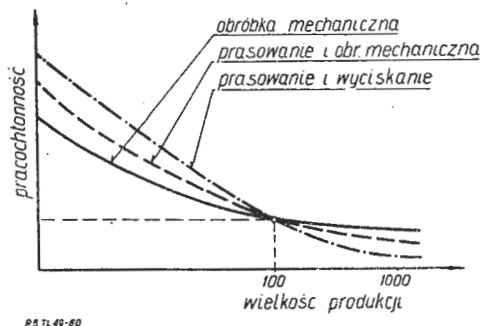
Spełnienie przez konstruktora podanych wymagań w znacznym stopniu wpływa na zmniejszenie pracochłonności.

Wiadomo, że zwiększenie dokładności wykonania i wymagań w stosunku do gładkości powierzchni powoduje zwiększenie pracochłonności. Dlatego też przeanalizowanie stopnia dokładności obróbki i gładkości powierzchni pod kątem widzenia potrzeb daje możliwość znacznego obniżenia pracochłonności.

Szerokie wykorzystanie przez konstruktora możliwości zastosowania nowych metod technologicznych takich, jak na przykład wytwarzanie elementów integralnych metodami: walcowania, frezowania, wyciskania, prasowania, odlewania (stopów magnezowych, mas plastycznych, betonu) i wytrawiania, stwarza możliwość opracowywania zupełnie nowych rozwiązań konstrukcyjnych, zmniejszających pracochłonność wykonania części.

Poważną oszczędność na pracochłonności uzyskać można przez zastosowanie w konstrukcjach blach uezbrowanych (usztywnionych) dla takich elementów płatowca jak: żeberka, denka lub ścianki zbiorników, tablice przyrządów pokładowych, drzwi komór podwozia, pokrycia nosków, skrzydeł i usterzeń.

Znajomość przez konstruktora połączonej metody wytwarzania przez wyciskanie, frezowanie i prasowanie, pozwalającej na: wykonanie elementów o skomplikowanym kształcie przy minimalnej ilości operacji, uzyskanie wysokiej dokładności (spełnienie wymagań wytrzymałości i wymienności), uzyskanie części o znacznych długościach, nie-



Rys. 5. Analiza opłacalności różnych metod wytwarzania części samolotu

możliwych do otrzymania innymi metodami, zmniejszenie ciężaru, daje również w efekcie obniżenie pracochłonności (np. w porównaniu z obróbką skrawaniem) oraz stosunkowo mniejszy koszt wykonania narzędzi. Metodę tę, jako szczególnie korzystną ze względów zarówno technicznych jak i ekonomicznych, z powodzeniem stosuje się dla tulei podwozi, żeberk, okuć itp. elementów płatowca. Porównanie pracochłonności elementów płatowca wytwarzanych różnymi metodami, pokazane na rys. 5, daje możliwość wyboru właściwej metody, w zależności od przewidywanej wielkości produkcji. Jak wynika z wykresu, zastosowanie połączonej metody wyciskania i prasowania przy produkcji 1000 sztuk, daje 1/3 obniżki pracochłonności w stosunku do metody prasowania oraz 2/3 oszczędności pracochłonności, w stosunku do obróbki mechanicznej z pręta lub bloku.

Niektóre elementy płatowca, np. żebra, pasy dźwigara, fragmenty pokryć, celowo jest projektować z możliwością zastosowania dla ich wykonania metody prasowania, która charakteryzuje się następującymi zaletami:

- zmniejszeniem pracochłonności, ciężaru i kosztów,
- dużą dokładnością wykonania,
- zwiększeniem wytrzymałości, zwłaszcza na zmęczenie, zwiększenie odporności na działanie korozji.

Zastosowanie w produkcji obróbki metali (aluminium i jego stopów, miedzi, brązu, tytanu, a nawet stali nierdzewnych) metodą wytrawiania, umożliwia projektowanie skomplikowanych elementów o zmniejszonym ciężarze przy daleko mniejszej pracochłonności wykonania, nie wpływając ujemnie na własności mechaniczne i fizyczne obrabianych części. Niejednokrotnie metoda ta pozwala na realizację nowych koncepcji konstrukcyjnych, z wyeliminowaniem wszelkiego rodzaju połączeń, czy też dodatkowych usztywnień, gdyż uwalnia konstruktora od ograniczeń w zakresie kształtu, a wykonawcę od trudności związanych z doborem odpowiednich, klasycznych parametrów obróbczych. Metoda wytrawiania znajduje najczęściej zastosowanie przy wytwarzaniu pokryć płatowca i innych mniejszych części o skomplikowanych kształtach.

Inną, ekonomiczną metodę wytwarzania części, pozwalającą konstruktorom na wprowadzenie do projektowanego samolotu części integralnych, a zatem najmniej pracochłonnych, jest odlewanie. Jako materiału na odlewy używa się: stali — na okucia skrzydłowe, podwoziowe, węzły itp. części, wymagające szczególnie wysokich własności wytrzymałościowych, stopów lekkich (przeważnie magnezowych) na wszelkiego rodzaju okucia, dźwignie, żebra, ścianki, konsolki; mas plastycznych — na owiewki, fragmenty pokryć, kopułki radarowe, zbiorniki i inne elementy płatowca o specjalnych wymaganiach konstrukcyjnych i eksploatacyjnych (np. własności dielektryczne i aerodynamiczne).

Typowym przykładem obniżenia pracochłonności i uproszczenia konstrukcji jest zastosowanie odlewania do wytwarzania szkieletów kabin, które dotychczas wykonywane były przeważnie jako spawane z rurek lub profili stalowych, ewentualnie jako nitowane z blach lub profili ze stopów lekkich.

Obniżenie pracochłonności wykonania samolotu zależy od jakości i ilości oprzyrządowania technologicznego, wprowadzonego do produkcji. Doświadczenie wskazuje, że wraz ze zwiększeniem stopnia oprzyrządowania obniża się znacznie pracochłonność produkcji. Współczynnik oprzyrządowania powinien być tym wyższy, im większa jest seryjność produkcji.

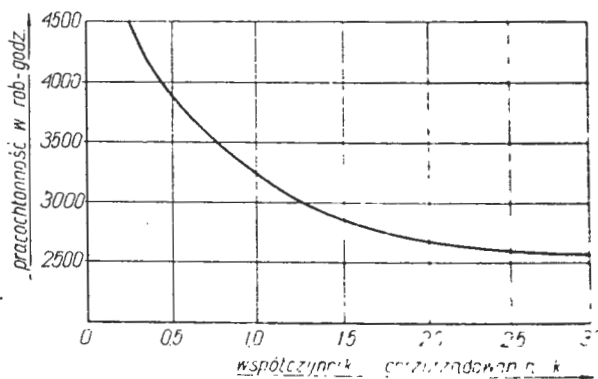
Wielkość współczynników oprzyrządowania ustala się osobno dla obróbki mechanicznej, montażu podzespołów i zespołów. Współczynnik oprzyrządowania dla obróbki mechanicznej określa się jako iloraz otrzymany z podzielenia liczby stosowanych przyrządów przez ilość oryginalnych części w samolocie. Zależność pracochłonności obróbki mechanicznej części od współczynnika oprzyrządowania pokazano na rys. 6, na przykładzie samolotu myśliwskiego z napędem odrzutowym.

Ważnym środkiem do zmniejszenia pracochłonności produkcji samolotów jest unifikacja i normalizacja części i podzespołów, mająca na celu ograniczenie w racjonalnych rozmiarach asortymentu dopuszczalnych do stosowania wielkości części. Unifikacja i normalizacja części i podzespołów wywiera wpływ na zwiększenie stopnia seryjności ich produkcji, w wielu przypadkach daje możliwość zmniejszenia nakładów pracy na produkcję danego samolotu.

Rozszerzenie stosowania znormalizowanych części zwiększa efektywność ich wytwarzania w zakładach specjalizujących się, bowiem pozwala na stosowanie właściwych metod technologicznych i odpowiedniego wyposażenia, przez co obniża się pracochłonność.

Unifikacja części może być przeprowadzona w dwojaki sposób:

- przez zaprojektowanie nowej części,
- przez opracowanie zunifikowanego wzoru na podstawie jednej z istniejących konstrukcji.



Rys. 6. Zależność pracochłonności obróbki mechanicznej części do współczynnika oprzyrządowania dla samolotu myśliwskiego z napędem odrzutowym

Sposób pierwszy wymaga opracowania konstrukcji i procesu technologicznego jej produkcji, drugi zaś — tylko właściwego zorganizowania produkcji, co w efekcie daje oszczędność nakładów środków i czasu.

Wyższą formą unifikacji jest standaryzacja czyli znormalizowanie w skali gospodarki narodowej części, które w praktyce przeszły długoletnie próby (np. elementy osprzętu i wyposażenia).

2.3. Rezerwy zmniejszenia pracochłonności montażu samolotów, związane z ich konstrukcją

Metoda i pracochłonność montażu samolotu są w znacznej mierze określane przez konstrukcję. Łatwość i prostota montażu jest jednym z najważniejszych wymagań w stosunku do technologiczności samolotu. Podział konstrukcji na jednostki montażowe powinien zapewniać możliwość równoległego i niezależnego montażu oraz jak najmniejszą liczbę i jak największą prostotę połączeń między sobą. Rozwój konstrukcji samolotów związany jest z podziałem jej na takie jednostki montażowe, jak zespoły, podzespoły i grupy montażowe, co jest uzasadnione następującymi względami:

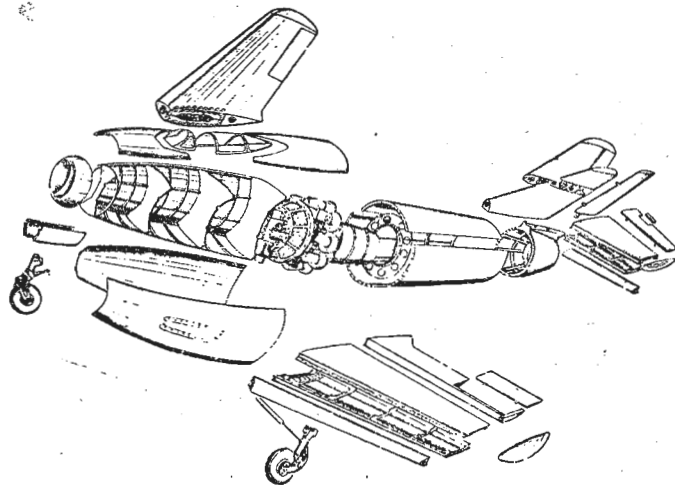
- koniecznością zabudowy wyposażenia, stale zwiększającego się w nowoczesnych samolotach,
- skróceniem cyklu montażowego.

Samolot zbudowany z zespołów montażowych (rys. 7) może być rozmontowany na takie zespoły jak: kadłub, skrzydła, usterzenia, zespół napędowy i podwozie. Samolot zestawiony z podzespołów (rys. 8) różni się od samolotu zestawionego z zespołów tym, że konstrukcja każdego zespołu jest w nim podzielona na podzespoły. Ostateczny montaż samolotu rozpoczyna się dopiero wtedy, gdy montaż zespołów jest już w maksymalnym stopniu zakończony.

Przed montażem samolotu, w jego zespołach powinno być zainstalowane całe przynależne wyposażenie. Przy takim systemie montaż wszystkich zespołów samolotu jest już całkowicie zakończony, zanim wejdą one na linię montażu końcowego. Samolot zestawiony z grup montażowych (rys. 9) charakteryzuje się tym, że każdy jego podzespół

jest istotnym czynnikiem oddziaływania konstruktora na pracochłonność produkcji samolotu, a szczególnie na pracochłonność montażu grup podzespołów, zespołów i samolotu kompletnego.

Zapewnienie swobodnego dostępu i dogodnego wykonywania operacji montażowych świadczy o technologiczności konstrukcji danej jednostki montażowej samolotu.



Rys. 8. Podział samolotu na kompletne podzespoły

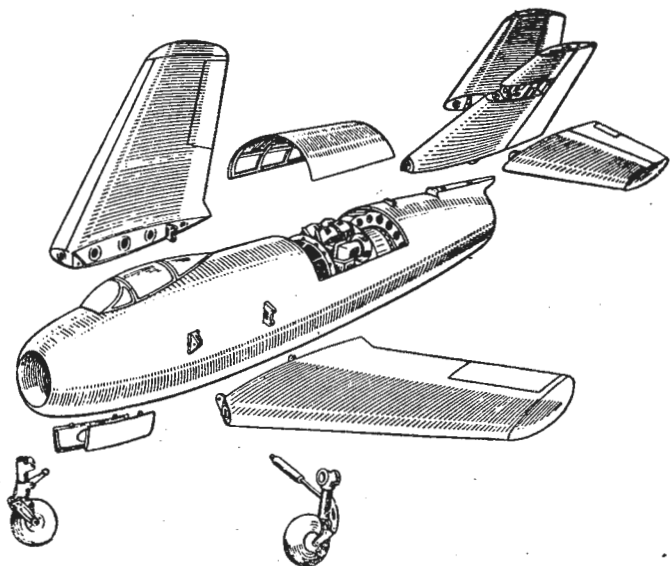
Rozróżnia się trzy zasadnicze rodzaje montażu: 1) montaż z indywidualnym dopasowywaniem łączonych ze sobą części,

2) montaż przy częściowej wymienności, kiedy zamontowanie części może być dokonane tylko drogą doboru łączącej pary części, zastosowania odpowiedniego kompensatora (zmienianej lub dobieranej trzeciej części) lub regulacji,

3) montaż w warunkach pełnej wymienności, kiedy każda część może być zamontowana we właściwym miejscu bez potrzeby jakiegokolwiek dopasowywania.

Zakres zastosowania tych metod określa się celowością ekonomiczną.

Dla zabezpieczenia rytmiczności montażu zachodzi potrzeba zapewnienia możliwości łączenia grup podzespołów i zespołów na zasadzie wymienności. Pod pojęciem wymienności zespołów i części rozumie się taki sposób ich wykonania, który zapewnia prawidłowe połączenie dowolnie wybranego zespołu lub części, z odpowiednim zespołem lub



Rys. 7. Podział samolotu na kompletne zespoły

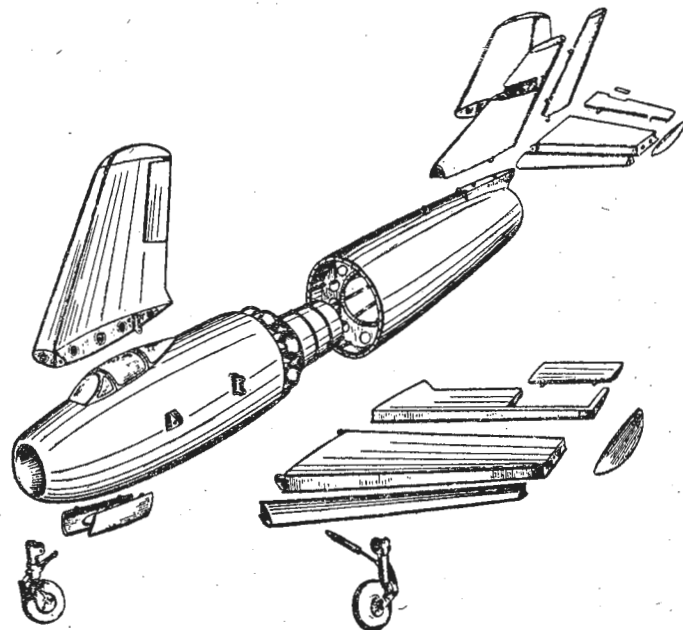
składa się z grup montażowych wraz z przynależną częścią wyposażenia i osprzętu. Z tabeli 9 widać, że konstrukcja samolotu zestawionego z grup montażowych stanowi konstrukcję najbardziej technologiczną.

Zagadnieniu przyjęcia najbardziej racjonalnego podziału fabrykacyjnego samolotu konstruktor powinien poświęcić szczególną uwagę. Inny podział fabrykacyjny projektować można przy produkcji jednostkowej, a inny przy seryjnej w jej różnych odmianach. Przyjęcie właściwego podziału fabrykacyjnego dla danego typu produkcji i rodzaju kon-

Tabela 9

Zależność pracochłonności wykonania samolotu i czasu trwania cyklu montażowego od rodzaju jego konstrukcji (w jednostkach względnych)

Rodzaj konstrukcji samolotu	Pracochłonność wykonania samolotu	Czas trwania cyklu montażu samolotu
Samolot montowany z kompletnych zespołów	1,0	1,0
Samolot montowany z kompletnych podzespołów	1,0	0,97
Samolot montowany z grup montażowych wraz z przynależnym wyposażeniem i osprzętem	0,4—0,8	0,2—0,5



Rys. 9. Podział samolotu na grupy montażowe wraz z przynależnym wyposażeniem i osprzętem

częścią współpracującą, bez potrzeby dokonywania jakichkolwiek dopasowywań, przy czym funkcjonowanie łączonych zespołów lub części w gotowym produkcie powinno przebiegać zgodnie z wymaganiami, stawianymi w stosunku do danego produktu.

Zespół lub części uważane są za wymienne, jeśli mogą być zastąpione przez inny zespół lub część wymienną, wykonane według tego samego rysunku lub w tym samym przyrządzie, bez potrzeby indywidualnego ich pasowania w zespole.

Podane przykładowo metody wytwarzania przy przeprowadzaniu ekonomicznej analizy technologiczności konstrukcji w projektowaniu samolotów nie mogą być rozpatrywane w oderwaniu — bez uwzględnienia możliwości produkcyjnych w danych warunkach oraz wielkości pro-

dukcji, od których głównie uzależniony jest wybór właściwych metod wytwarzania. Im lepsze są warunki produkcyjne, to znaczy — im wyższy jest poziom techniczny, kwalifikacje zatrudnionych pracowników, stopień specjalizacji i kooperacji, poziom organizacji produkcji, oraz — im większe przewidywane są rozmiary produkcji, tym większe są możliwości stosowania przez konstruktora nowoczesnych rozwiązań dla określonego typu samolotu.

(d.c. w nast. zeszytcie)

Mgr inż. ANNA ROSSAKIEWICZ

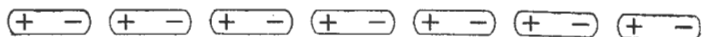
629.13.002 : 668.3 : 621.79.02

Przygotowanie powierzchni metali w procesie klejenia

cz. I

Przygotowanie powierzchni przed sklejeniem odgrywa w procesie klejenia dużą rolę, a zwłaszcza w przypadku klejenia metali, gdzie adhezja pomiędzy klejem a metalem powinna być przynajmniej rzędu sił kohezji samego kleju. Teoria sił łączenia przy klejeniu pozostaje jeszcze hipotezą. Wiadomo jest, że połączenie pomiędzy dwoma ciałami zapewniają dwa rodzaje sił — spójność (kohezja) i przyczepność (adhezja), przy czym spójność jest to przyciąganie cząsteczek jednego materiału, a przyczepność — przyciąganie pomiędzy cząsteczkami różnych materiałów. Siły kohezji są różne dla różnych materiałów, zależne od ich budowy chemicznej, to jest rodzaju występujących wiązań chemicznych w samej cząsteczce oraz między cząsteczkami, długości i stopnia usieciowania polimerów itp. Zjawiska te są na ogół znane, gorzej przedstawia się sprawa z wy tłumaczeniem mechanizmu adhezji, to jest przyciągania różnych ciał, nie mogących wchodzić ze sobą w reakcję chemiczną, jak to ma miejsce w przypadku klejów syntetycznych, składających się z cząsteczek, łączących się siłami kohezji w wyniku reakcji chemicznej.

Wy tłumaczeniem mechanizmu adhezji w procesie klejenia zajmowało się wielu badaczy. Stwierdzono, że najlepszym rodzajem adhezji jest adhezja polarna, polegająca na wzajemnym przyciąganiu, działaniem sił elektrostatycznych cząsteczek kleju i materiału klejonego. W tym celu cząsteczki muszą wykazywać własności polarne. Wówczas mają one dążność do takiego ustawienia się (orientacji) względem siebie i względem cząsteczek innych materiałów, że ładunki dodatnie i ujemne zajmują w danej cząsteczce położenie biegunowe. Ładunki ujemne jednej cząsteczki są przyciągane przez ładunki dodatnie drugiej. Schematycznie można to przedstawić w następujący sposób:



Wzajemne oddziaływanie dipoli elektrycznych jest rzędu sił van der Waalsa. Z polarnością wiąże się również zjawisko zwilżalności materiału klejonego przez klej, które jest również warunkiem dobrego sklejenia. Zwilżalność polega na dobrym rozlewaniu się kleju po powierzchni klejonej.

Według teorii badacza angielskiego Mac Baina, nadmiar kleju jest zawsze niebezpieczniejszy dla wytrzymałości spoiny klejowej niż warstewka zbyt cienka. Stwierdził on, że w cienkiej warstwie cząsteczka kleju prawidłowo orientuje się w przestrzeni w stosunku do sklejaney powierzchni i określił optymalną ilość różnych gatunków klejów jako minimum, konieczne dla utworzenia błony ciągłej. Mierzac trwałość sklejenia i ekstrapolując na bardzo małą grubość, można wyznaczyć wielkość, którą Mac Bain oznaczył jako „adhezję właściwą”. Wielkość adhezji właściwej wyznaczana jest przez polarność kleju i sklejanego materiału. Działanie adhezji właściwej między różnymi materiałami jest możliwe i bez udziału kleju. Działanie sił powierzchniowych rozciąga się na odległość rzędu $3 \cdot 10^{-8}$ cm. W tym przypadku powierzchnie powinny idealnie przylegać jedna do drugiej. Jednak nawet najlepiej wypolerowane powierzchnie nie są zbyt szorstkie i nierówne, aby mogły sprostać temu warunkowi.

Innym rodzajem adhezji jest adhezja mechaniczna. Polega ona na zdolności przenikania substancji klejącej do porów sklejanego materiału i czysto mechanicznego zaczepienia się utwardzonego kleju w powierzchni metali. Warunkiem dobrego sklejenia jest tu wytworzenie szorstkiej i mocno rozwiniętej powierzchni sklejanego metalu. Wytrzymałość połączenia przy adhezji mechanicznej jest swego

rodzaju wypadkową wytrzymałości utwardzonego kleju i sklejanego materiału.

Zależnie od rodzaju użytego kleju i własności klejonego materiału, ma się do czynienia głównie z jednym lub drugim rodzajem adhezji. Należy jednak zawsze dążyć przy klejeniu do stworzenia warunków sprzyjających adhezji polarnej, gdyż ona dopiero zapewnia wysoką wytrzymałość połączenia. Można to uzyskać przez dobór klejów, wykazujących wysokie własności polarne do klejenia materiałów polarnych, ewentualnie tak przygotować powierzchnie klejonego materiału, aby silnie ją spolaryzować, np. przez wytworzenie warstwy tlenków na powierzchni metali, które mają duże własności polarne.

Przygotowanie powierzchni metali metodami chemicznymi

W wyniku poszukiwań najlepszych sposobów przygotowania powierzchni do klejenia, przebadano różne sposoby przygotowania powierzchni metali, polegające na różnych metodach odtłuszczenia, następnie na połączeniu odtłuszczenia z trawieniem, wreszcie wytwarzaniu warstw tlenkowych, fosforanowych oraz stosowaniu procesów, polegających na złożonej obróbce chemicznej.

1. Oczyszczanie powierzchni rozpuszczalnikami organicznymi polega na rozpuszczeniu tłuszczów, znajdujących się na powierzchni metali. Stosuje się tu takie rozpuszczalniki, jak trójchloroetylen w postaci cieczy lub par, aceton, benzyna, metylo-etyloketon, czterochlorek węgla, chlorek metylu itp.

2. Oczyszczanie powierzchni zasadami polega również na usuwaniu tłuszczów z powierzchni klejonych przez zmydlenie ich, połączone w przypadku stopów aluminium — z jednoczesnym trawieniem. Stosuje się tu roztwory mydła, ługu, boraksu, szkła wodnego, rozpuszczalnik P3, składający się z roztworu 5—15% fosforanu trójsodowego z dodatkiem 0,5—1% szkła wodnego oraz inne detergenty o działaniu alkalicznym.

3. Oczyszczanie powierzchni kwasami sprowadza się do metod może najczęściej stosowanych, zwykle połączonych z uprzednim odtłuszczeniem za pomocą omawianych już rozpuszczalników organicznych. Metody te, szczególnie w przypadku stopów lekkich, polegają na wytworzeniu na powierzchni cienkiej warstwy tlenków, odznaczających się silnie polarną budową oraz mocno rozwiniętą powierzchnią, które głównie zapewniają dobrą wytrzymałość klejenia. W przypadku stali natomiast jest to najczęściej warstwa fosforanów, ułatwiająca przyczepność klejów do metalu oraz zapobiegająca ewentualnej korozji, osłabiającej połączenie klej—metal. W metodach tych stosuje się zwykle kwas chromowy, fosforowy lub siarkowy z dodatkiem dwuchromianu sodu.

4. Elektrolityczne metody oczyszczania powierzchni polegają zwykle na uprzednim odtłuszczeniu zwykłymi metodami lub elektrolitycznie w roztworze, składającym się z sody żrącej (20—30 g/l), sody kalcynowanej (40—50 g/l), fosforanu trójsodowego (30—40 g/l) i szkła wodnego (5—15 g/l) przy napięciu 5—10 V i temperaturze 60—90°C, a następnie anodowaniu w roztworze kwasu siarkowego lub chromowego.

Dla porównania skuteczności oczyszczania powierzchni metali w procesie klejenia i wpływu poszczególnych rodzajów chemicznej obróbki powierzchni na wytrzymałość klejenia, podano w tabeli 1 zestawienie wyników badań, przeprowadzonych w amerykańskich instytutach badawczych. Porównanie wyników wytrzymałości klejenia, uzyskanych przy różnych metodach przygotowania powierzch-

ni, przeprowadzono tu w odniesieniu do metody uznanej za najlepszą w angielskim przemyśle lotniczym, oznaczonej w tabeli 1, jako metoda wg E1.

Wyniki przedstawione w tabeli 1 dotyczą platerowanych blach ze stopów lekkich gatunku AlCuMg (dural), klejonych jednym rodzajem kleju, opartego na związkach fenolowo-formaldehydowych. Wszystkie próbki płukano w wodzie bieżącej wodociągowej i suszono na powietrzu. Na podstawie tych badań stwierdzono, iż metody mechanicznego przygotowania powierzchni do klejenia na ogół ustępują obróbce chemicznej, szczególnie polegającej na trawieniu i wytwarzaniu warstwy tlenków na powierzchni metalu.

Przygotowanie powierzchni metali sposobem mechanicznym

Badania zmierzające do powiększenia powierzchni klejenia drogą obróbki mechanicznej wykazały, że istnieje tu niebezpieczeństwo powstawania karbów, które nie powiększają wytrzymałości klejenia, za to osłabiają materiał kle-

Tabela 1

Przegląd różnych metod przygotowania do klejenia powierzchni metali lekkich

Sposób przygotowania powierzchni	Wytrzymałość na ścinanie w stos. do metody E1 w %
A. MYCIE W BENZYNIE	71
B. SZLIFOWANIE.	
1. Szlifowanie wełną alumin. nr 60 ręcznie w jednym kierunku i oczyszczanie suchym sprężonym powietrzem.	98
2. Szlifowanie papierem ściernym K 80 i oczyszczanie suchym sprężonym powietrzem.	97
C. OCZYSZCZANIE ROZPUSZCZALNIKAMI	
1. Zanurzenie na 3 min. do roztworu 5 cz. wag. kleju i 95 cz. wag. rozpuszczalnika kleju.	69
2. Odtłuszczenie parami trójchloroetylenu.	52
D. OCZYSZCZANIE ZASADAMI	
1. Oczyszczanie w roztworze boraksu (15, g/1 l wody), w temp. 55°C.	85
2. Zanurzenie do roztworu: 27 g. metakrzemianu sodu i 3 g. środka pieniącego w 1 l wody w temperaturze 76°C.	89
3. Zanurzenie na 5 min. do roztworu 45 g. alkalicznego środka do oczyszczania aluminium w 1 l wody w temp. 76°C.	75
4. Zanurzenie na 10 min. do roztworu 30 g wodorotlenku sodu w 1 l wody w temp. pokoj.	63
5. Zanurzenie na 5 min. do roztworu 38 g mydła w 1 l wody w temp. 93°C.	102
E. OCZYSZCZANIE KWASAMI	
1. Zanurzenie na 10 min. do roztworu 335 g steż. kwasu siarkowego, 33 g dwuchromianu sodu w 1 l wody w temp. 65°C.	100
2. Zanurzenie na 3 min. do roztworu 52 g kwasu chromowego w 1 l wody w temp. 65°C.	62
3. Zanurzenie na 3 min. do roztworu 10 cz. obj. steż. kwasu fosforowego, 40 cz. obj. alkoholu butylowego, 40 cz. obj. alkoholu izopropylowego i 20 cz. obj. wody w temp. pokojowej.	95
4. Zanurzenie na 5 min. do roztworu 75 g. kwasu fosforowego, 1,5 g środka pieniącego w 1 l wody w temp. 65°C.	53
F. OCZYSZCZANIE ELEKTROLITYCZNE	
5 min. anodowania w roztworze 40% obj. steż. kwasu siarkowego, 40% obj. kwasu fosforowego (85%) i 20% obj. wody w temp. 55-87°C.	102
G. METODY KOMBINOWANE	
1. D1 + D2 + E2	98
2. D2 + E2	93

jony. Nawet kleje, odznaczające się dużą zwilżalnością, często nie wnikają całkowicie w głębokie karby, wskutek czego mocno rozwinięta powierzchnia nie jest całkowicie wykorzystana. W przypadku przygotowania powierzchni drogą obróbki chemicznej, zwilżalność powierzchni przez klej jest znacznie lepsza. Zwilżalność tę w obu przypadkach można znacznie poprawić przez wymieszanie kleju ultradźwiękiem; wytrzymałość sklejenia w takim przypadku wzrasta o ok. 20%. Rozwinięcie powierzchni do klejenia sposobem mechanicznym osiąga się na ogół przez szrotkowanie, szlifowanie lub piaskowanie.

1. *Oczyszczanie powierzchni szrotkami.* Ten sposób oczyszczania powierzchni stosuje się często w przypadku sklejenia części stalowych, pokrytych zendrą. Jest to najlepszy sposób oczyszczania powierzchni, przynajmniej z gruba, w dalszym etapie stosuje się często szlifowanie lub piaskowanie. Celem przygotowania do klejenia powierzchni stopów lekkich szrotkowania nie stosuje się, natomiast często, szczególnie dla części sklepanych mniej odpowiedzialnych — stosuje się szlifowanie, a nawet piaskowanie.

Tabela 2

Wytrzymałość na ścinanie w kg/cm² przy różnej grubości ziarna papieru ściernego

Rodzaj kleju	Szlifowanie papierem ściernym		
	K 60	K 100	K 180
LK-31	210	229	219
Araldit 1	195	227	217

2. *Oczyszczanie powierzchni przez szlifowanie.* Ten sposób przygotowania powierzchni do klejenia jest dość często stosowany, ponieważ jest na ogół ekonomiczny, choć nie dający najlepszych wyników. Do szlifowania stosuje się różne gatunki papierów ściernych o różnej wielkości ziarna, zależnie od rodzaju sklejanego materiału. Dobór odpowiedniego gatunku papieru ściernego dla danego materiału klejonego, zarówno jak i kierunek szlifowania jest rzeczą istotną, mającą wpływ na wytrzymałość klejenia. W tabeli 2 i 3 porównano wyniki wytrzymałości połączeń klejonych, uzyskane przy stosowaniu do szlifowania powierzchni materiałów ściernych o różnej wielkości ziarna przy różnych kierunkach szlifowania. Badania te przeprowadzono dla blach duralowych o grubości 2 mm, przy zakładce 10 mm dla dwu gatunków klejów: niemieckiego LK-31 (Bayer, Leverkusen) i szwajcarskiego Araldit (Ciba, Bazylea).

Wpływ różnych metod przygotowania powierzchni na wytrzymałość klejenia.

Przygotowanie powierzchni stopów aluminiowych

Materiałem najczęściej stosowanym w konstrukcjach lotniczych są stopy aluminium, im też należy poświęcić największą uwagę. Właściwe przygotowanie powierzchni stopów lekkich do klejenia jest procesem dość złożonym, jednak odgrywa dużą rolę nie tylko ze względu na wytrzymałość połączenia statyczną i dynamiczną (zmęczenie), lecz winno mieć swój udział także w odporności połączeń klejonych na korozję. Wnioski co do przyszłej pracy połączenia klejonego można wysnuć już po wyjęciu części metalowych z kąpieli trawiących ewentualnie po operacji szrotkowania, szlifowania czy piaskowania. Wskazuje na to wygląd przygotowanej w ten sposób powierzchni. Obecność głębokich rys, karbów, zniszczenie warstwy plateru w przypadku stopów platerowanych, wskazuje na obniżenie wytrzymałości klejonego materiału i jego zmniejszoną odporność na korozję, natomiast powiększona w sposób jednorodny powierzchnia do klejenia przy nieuszkodzonej warstwie plateru, warunkuje dobrą wytrzymałość i długotrwałość połączenia.

Ze względu na to, że dotychczas najbardziej szeroko stosowanym, stosunkowo ekonomicznym i pozwalającym na uzyskanie powtarzalnych wyników, sposobem przygotowania powierzchni stopów lekkich do klejenia okazał się sposób, opisany w angielskiej normie DTD 915 B, jemu należy poświęcić największą uwagę. Trzeba nadmienić, że chociaż sposób ten w wielu krajach uległ różnym modyfikacjom, jednak zasada trawienia pozostała niezmienną.

Proces trawienia według angielskiej normy DTD 915 B składa się z następujących operacji:

1. Odtłuszczenie w parach trójchloroetylenu w ciągu ok. 5 min.

Tabela 3

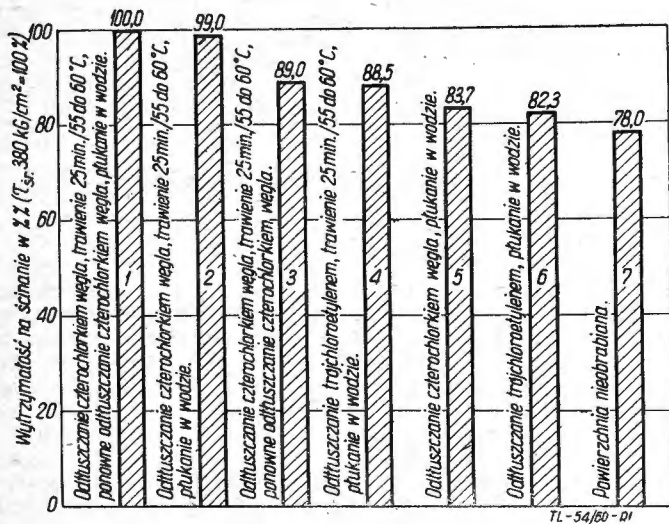
Wytrzymałość na ścinanie w kg/cm² przy różnym kierunku szlifowania

Rodzaj kleju	Kierunek szlifowania prostopadły do osi walcowania	Szlifowanie w kier. równoległym pod kątem 45°	Szlifowanie na krzyż pod kątem 45°
LK-31	229	241	229
Araldit 1	227	238	237

- Odtłuszczenie w ciekłym rozpuszczalniku w ciągu ok. 20 min.
- Płukanie w zimnej wodzie w ciągu ok. 5 min.
- Trawienie w temperaturze 60 °C w roztworze: 27,3 cz. wag. stęż. kwasu siarkowego (d = 1,84) 7,5 cz. wag. dwuchromianu sodu 65,2 cz. wag. wody.
- Płukanie w wodzie o temperaturze nie wyższej niż 65 °C w ciągu ok. 5 min.
- Suszenie gorącym powietrzem w ciągu ok. 30 min.

W niektórych przypadkach, jako wykańczającą obróbkę procesu trawienia, stosuje się anodowanie w kwasie chromowym. Daje to zwiększenie efektywnej powierzchni klejenia przez powstanie porów i nierówności około 10–20-krotnie w stosunku do powierzchni obrabianej.

Operacja 1 w powyższym procesie trawienia ma na celu rozpuszczenie i usunięcie ciał obcych z porów powierzchni. Większe cząstki, które nie zostały usunięte przez pary rozpuszczalników, usuwa się przez płukanie w ciekłym rozpuszczalniku (operacja 2). Zależnie od stanu zanieczyszczenia powierzchni można stosować tylko jeden z podanych sposobów oczyszczania, ewentualnie stosować inne rozpuszczalniki, jak czterochlorek węgla, metylo-etyloketon lub chlorek metylu, które również dają dobre rezultaty. Operacja 4 właściwego trawienia ma podwójny cel — oczyszczanie i ujednorodnienie oraz powiększenie powierzchni. To ostatnie ma szczególnie duże znaczenie, gdyż pozwala na zwiększenie sił adhezji mechanicznej. Ponadto opisana w operacji 4 kąpiel trawiąca jest jednocześnie silnie utleniająca i daje jednostajną, mocną warstwę tlenków na powierz-



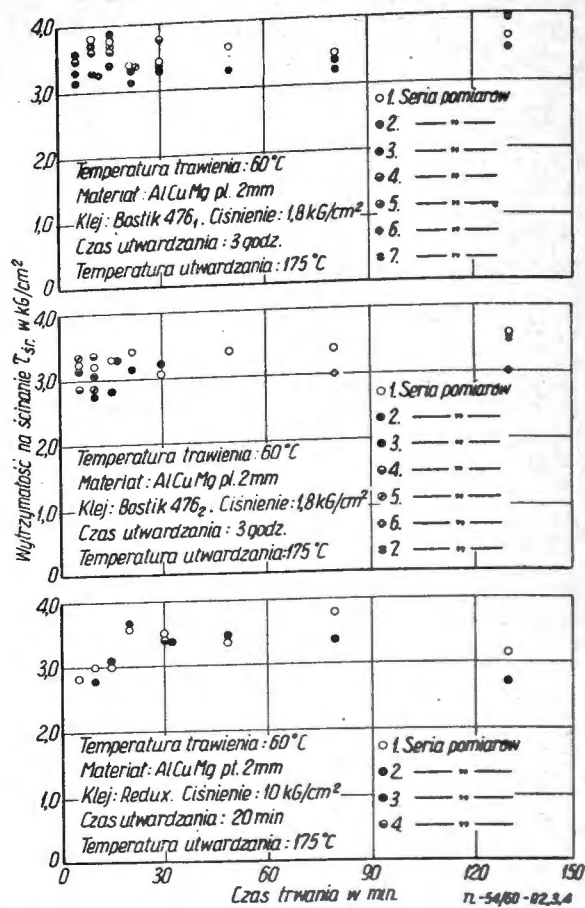
Rys. 1. Różne sposoby przygotowania powierzchni stopów AlCuMg pl. Klej: Bostik 476

chni. Warstwa taka jest silnie polarna i może uformować mocne wtórne wiązania chemiczne z biegunowymi klejami. Płukanie po trawieniu jest konieczne dla usunięcia resztek kwasów, które mogłyby mieć ujemny wpływ na spoinę kleju. Przed klejeniem należy koniecznie usunąć wodę przez suszenie w piecu. Niektóre fabryki zalecają płukanie w wodzie gorącej. Badania angielskie (z klejem „Redux”) wykazały, że wytrzymałość połączeń klejonych na oddzieranie spada, jeśli woda stosowana do płukania ma temperaturę ok. 65 °C, dlatego zaleca się raczej płukanie w wodzie zimnej.

Poniżej podano opublikowane wyniki badań, przeprowadzonych w amerykańskich instytucjach badawczych, idących w kierunku modyfikacji procesu przygotowania powierzchni stopów aluminium wg DTD 915 B, celem zilustrowania wpływu poszczególnych parametrów odtłuszczenia i trawienia na wytrzymałość klejenia i strukturę klejonego materiału. Badania przeprowadzono dla kleju termoutwardzalnego Bostik 476, stosując blachy grubości 2 mm ze stopów AlZnCuMg o wysokiej wytrzymałości, klejone na zakładkę dług. 10 mm. Wytrzymałość klejenia określano przez badanie wytrzymałości na ścinanie.

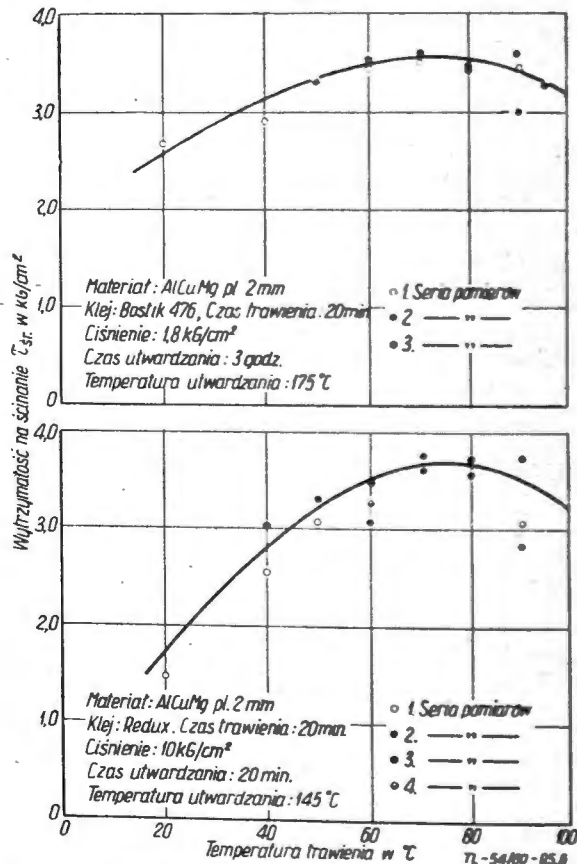
Wpływ odtłuszczenia i płukania na wytrzymałość klejenia

Odtłuszczenie przeprowadzano tylko w ciekłych rozpuszczalnikach, nie w parach rozpuszczalników, jak podaje operacja 1 procesu wg DTD 915 B. Do odtłuszczenia stosowano czterochlorek węgla i trójchloroetylen. Stwierdzo-

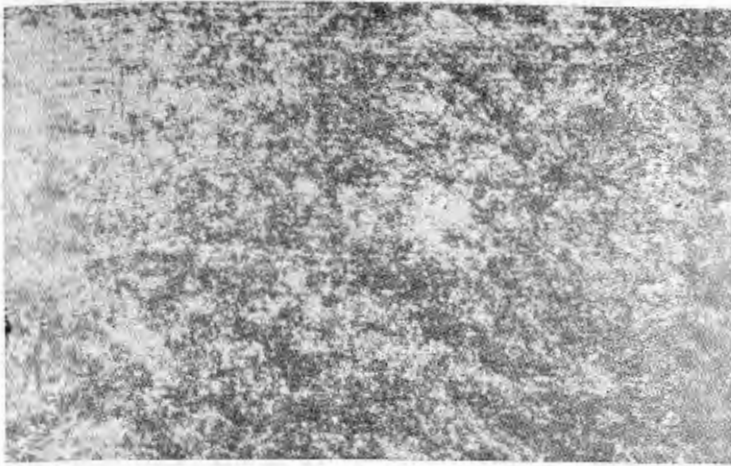


Rys. 2, 3, 4. Zależność wytrzymałości na ścinanie T_{sr} w kg/cm² od czasu trawienia

no przy tym, iż sposób wykonywania odtłuszczenia przez zanurzenie lub zmywanie szcztką nie ma większego wpływu na jakość odtłuszczenia. W dalszym ciągu próbki płukano w ciągu 10 min w bieżącej wodzie, po czym suszono w suszarce w temperaturze 80 °C. Wyniki wytrzymałości dla stopów AlCuMg przy powyższych sposobach odtłu-



Rys. 5 i 6. Zależność wytrzymałości na ścinanie T_{sr} w kg/cm² od temperatury trawienia



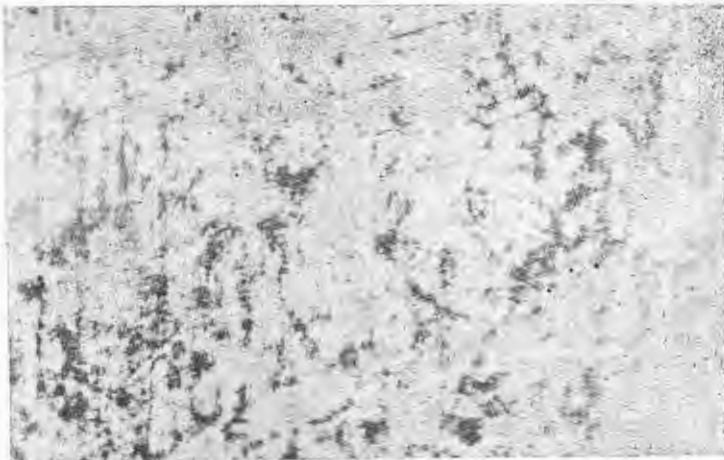
Fot. 1

szczenia pokazano na rys. 1 (rezultaty dla stopów AlZnCu-Mg są podobne).

W dalszym ciągu, przy następnych badaniach, stosowano do odtłuszczenia czterochlorek węgla.

Wpływ czasu trawienia, temperatury i składu roztworu na wytrzymałość klejenia.

Na rys. 2—4 pokazano wpływ czasu trawienia powierzchni na wytrzymałość klejenia. Rozrzut wyników zależy od rodzaju kleju; badania przeprowadzono dla kleju Bostik 476₁, Bostik 476₂ i Redux. Jako optimum czasu trawienia przyjęto 10—20 min. Na rys. 5 i 6 pokazano wpływ temperatury trawienia na wytrzymałość klejenia klejem Redux i Bostik 476. Jako optimum temperatury trawienia przyjęto ok. 70 °C. Stwierdzono na podstawie przedstawionych diagramów, iż o ile przy klejeniu klejem Bostik 476 czas trawienia powierzchni nie ma tak dużego wpływu na wytrzymałość klejenia jak przy kleju Redux, o tyle temperatura trawienia ma duży wpływ na wytrzymałość klejenia zarówno klejem Bostik 476, jak i Redux. Proces trawienia należy prowadzić tak, aby warstwa plateru na powierzchni blach ze stopów aluminiowych nie uległa cał-



Fot. 2

kowitemu uszkodzeniu; ma to duży wpływ na ewentualną korozję blach klejonych i może w rezultacie prowadzić do obniżenia wytrzymałości klejenia. Na fot. 1—3 pokazano w powiększeniu 320:1 wygląd powierzchni blach ze stopów aluminium platerowanych warstwą czystego aluminium, trawionych mieszaniną kwasu siarkowego i chromowego w różnych warunkach temperatury oraz — dla porównania — powierzchnię blachy nietrawionej. Fot. 1 przedstawia powierzchnię blachy platerowanej ze stopu AlZnCuMg nietrawioną, fot. 2 tę samą blachę trawioną wg sposobu DTD 915 B w temperaturze 60 °C. Powierzchnia jest tu bardziej rozwinięta, jednorodna, warstwa plateru nieuszkodzona, fot. 3 natomiast wskazuje już na uszkodzoną warstwę plateru z uwidocznieniem struktury materiału, na skutek zbyt wysokiej temperatury trawienia. Wygląd powierzchni na fot. 2 i 3 potwierdza zgodnie z rys. 5 i 6, iż optymalna temperatura trawienia nie powinna przekraczać 60—70 °C. Rozpatrując wpływ składu roztworu trawiącego na wytrzymałość klejenia pozostawiono bez zmiany ilość wody 76,5% wag., natomiast zmieniano ilość kwasu siarkowego i dwuchromianu sodu w ilości 0—23,5%

wag. Wyniki badań przedstawiono na rys. 7. Z wykresu na rys. 7 wynika, iż optimum składu roztworu trawiącego jest nieco inne niż to podaje „Pickling process” wg DTD 915 B, gdyż roztwór trawiący powinien zawierać mniejszą ilość kwasu siarkowego (ok. 16% wag.).

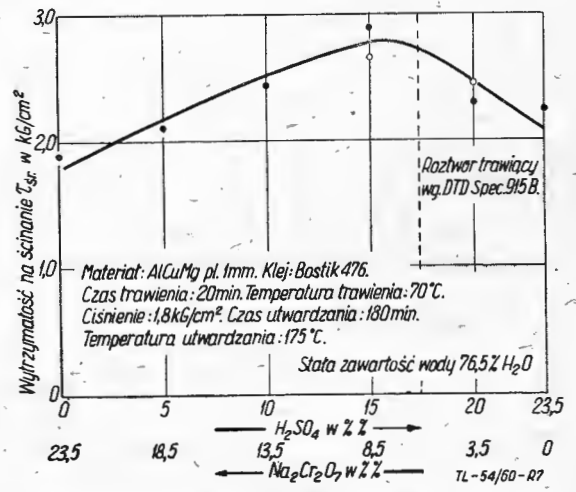
Technologie klejenia klejami różnych typów podają na ogół, że kleje powinny się nakładać w maks. 8 godz. po przygotowaniu powierzchni. Jednak badania f-my North American Aviation wykazały, że nie jest to warunek konieczny. W firmie tej blachy aluminiowe przygotowywano do klejenia i przechowywano, chroniąc przed zaskurzeniem w ciągu 70 dni. W okresie tym blachy kolejno wyjmowano i klejono Reduxem K-6. Wytrzymałość klejenia po 70 dniach wynosiła nie mniej niż bezpośrednio po przygotowaniu powierzchni. Pomiary oporności elektrycznej powierzchni w funkcji czasu składowania nie wykazały zmiany. Wynika stąd, że warstwa tlenków nie ulega zmianie i jeśli przy tym powierzchnia się nie zanieczyszcza, nie ma to wpływu na wytrzymałość klejenia.



Fot. 3

Przygotowanie powierzchni stali konstrukcyjnych

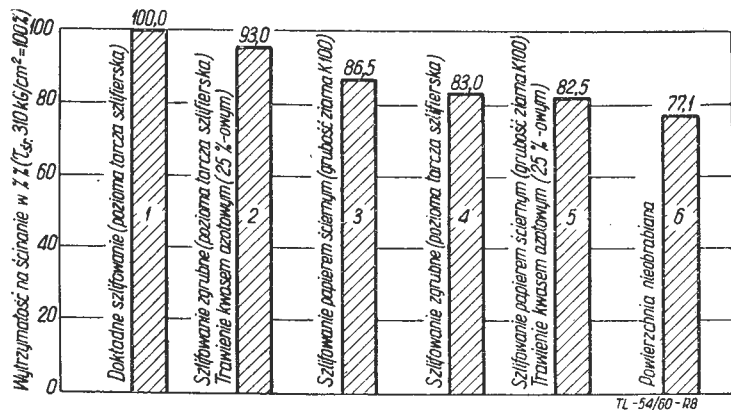
Przygotowanie do klejenia powierzchni stali różni się od przygotowania powierzchni stopów lekkich przede wszystkim ze względu na samą strukturę stali. Przygotowanie chemiczne, polegające na trawieniu i utworzeniu na powierzchni warstwy tlenków, dające doskonałe rezultaty przy klejeniu w przypadku stopów aluminiowych, tutaj nie daje pożądanych rezultatów, a nawet wręcz odwrotnie, wpływa na obniżenie wytrzymałości klejenia dzięki powstawaniu głębokich wżerów, zmieniających strukturę materiału i ponadto dających w rezultacie zmniejszenie powierzchni klejenia. Inną specyficzną własnością stali, odgrywającą dużą rolę przy przygotowaniu powierzchni do klejenia jest obecność na powierzchni zendry. Obec-



Rys. 7. Wytrzymałość na ścinanie w zależności od składu roztworu trawiącego

ność zendry jest również jedną z przyczyn niepowodzeń w przypadku przygotowania chemicznego powierzchni stali do klejenia, gdyż obecność jej nie pozwala na ustalenie parametrów trawienia, ponieważ grubość zendry może być różna w różnych miejscach, a miejsca zupełnie pozbawione

zendry trawią się w takim przypadku zbyt silnie, dając głębokie wżery. W rezultacie stwierdzono, iż w przypadku stali wystarcza szlifowanie na szlifierce, lub piaskowanie i następnie zwykle odtłuszczenie w parach trójchloroetyleny lub w ciekłym trójchloroetylenie. Wyniki różnych sposobów przygotowania powierzchni stali, mających wpływ na wytrzymałość spoiny na ścinanie przedstawiono na rys. 8. Jako przykład służy tu stal gat. ST I 23 w postaci blachy grubości 2 mm, klejona na zakładkę długości 10 mm



Rys. 8. Różne sposoby przygotowania powierzchni stali STI23; klej: Araldit 1. Wytrzymałość na ścinanie τ_{sr} w %

za pomocą kleju epoksydowego Araldit 1. Z rysunku widać, że trawienie kwasem azotowym po szlifowaniu nie poprawia wytrzymałości klejenia. Jednak opublikowane wyniki badań f-my North American Aviation wskazują na celowość obróbki chemicznej niektórych stali stopowych przed klejeniem. Firma ta zaleca dla stali chromowo-molibdenowej SAE 4130 (odpowiednik 30 XMA) następującą obróbkę powierzchni:

- odtłuszczenie alkaliczne wg procesu nr 1,
- płukanie w gorącej wodzie,
- kąpiel w kwasie chromowym wg procesu nr 2.

Tabela 4

Wytrzymałość na ścinanie w kg/cm^2 przy różnym przygotowaniu powierzchni stali do klejenia

Rodzaj przygotowania powierzchni	Wytrzymałość na ścinanie w kg/cm^2
Proces „Pre-Bond 700”	572
Odtłuszczenie w parach trójchloroetyleny	338
Odtłuszczenie w parze, piaskowanie i ponowne odtłuszczenie w parze	238
Trawienie rozcieńczonym kwasem solnym	238
Przetarcie ketonem	224
Trawienie kwasem chromowo-siarkowym	210
Trawienie rozcieńczonym kwasem siarkowym	210
Trawienie rozcieńczonym kwasem fluorowodorowym	154
Odtłuszczenie w parze, odtłuszczenie alkaliami	126
Odtłuszczenie alkaliami	112

Proces nr 1 polega na zanurzeniu na 10 min. w temperaturze $79 \pm 8^\circ\text{C}$ do roztworu o składzie:

- 85,0 g metakrzemianu sodu
- 42,5 g pyrofosforanu sodu
- 42,5 g wodorotlenku sodu (pH roztworu 12,65)
- 14,0 g Naconalu NR
- 4,5 l wody.

Proces nr 2 polega na zanurzeniu na 3 min. w temperaturze $66 \pm 5^\circ\text{C}$ do roztworu o składzie:

- 197 g kwasu chromowego
- 4,5 l wody (pH roztworu 0,6—0,8)

Jako modyfikację procesu nr 2 f-ma North American Aviation podaje również inne składy kąpeli kwaśnych, a mianowicie:

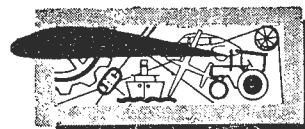
- 680 g kwasu chromowego
4,5 l wody (pH roztworu poniżej 0,1)
z zanurzeniem na 10 min. w temperaturze 60°C .
- 1 obj. 50% kwasu fluorowodorowego
2 obj. wody
z zanurzeniem w ciągu 5 minut w temperaturze $27 \pm 5^\circ\text{C}$.
- 900 g dwuchromianu sodu
11 g fluorku wapnia
4,5 l wody (pH roztworu 5,19)
z zanurzeniem do wrzącego roztworu na przeciąg 30 min.

Dla porównania wpływu różnych sposobów przygotowania powierzchni stali niklowych na wytrzymałość klejenia podano w tabl. 4 opublikowane w ostatnich miesiącach wyniki badań amerykańskich instytutów badawczych. Wyniki dotyczą blachy ze stali o zawartości 2% Ni, grubości 0,25 mm klejonej na zakładkę długości 6 mm klejem Epibond 100, z uprzednim gruntowaniem klejem FM-47. Z tabeli wynika, że najlepsze wyniki klejenia uzyskuje się przy przygotowaniu powierzchni według procesu „Pre-bond 700”, co do którego jednak nie podano bliższych danych.

Przygotowanie powierzchni stali nierdzewnych

Dla przygotowania do klejenia powierzchni stali nierdzewnych wystarcza dokładne ich odtłuszczenie. Badania przeprowadzone w f-mie North American Aviation dla stali nierdzewnych gat. 17—7, 18—8, 19—9 i klejów termoodpornych NAA „Hi-Temp.” i CHT w temperaturze pokojowej i 260°C wykazały w tym przypadku wyższość zwykłego odtłuszczenia jako sposobu przygotowania powierzchni nad piaskowaniem z następnym odtłuszczeniem lub odtłuszczeniem i trawieniem w kwasach. Do odtłuszczenia stosowano metylo-etyloketon.

(dcn.)



PRZEGLĄDAMY USPRAWNIENIA

Mgr inż. STANISŁAW MADEYSKI

629.13 (082) : 608.3

Patenty lotnicze

Wstęp

Od bieżącego zeszytu „Techniki Lotniczej” wprowadzamy nową tematykę w niniejszym dziale naszego pisma. Będziemy zamieszczać skróty opisów patentów na wynalazki, opublikowanych przez Urząd Patentowy Polskiej Rzeczypospolitej Ludowej oraz skróty zarejestrowanych przez ten Urząd wzorów użytkowych.

Podobnie jak czyniliśmy to poprzednio, przy drukowaniu opisów usprawnień i udoskonaleń technicznych, obejmujemy

nie tylko opisy o ściśle lotniczym przeznaczeniu, lecz także będziemy dokonywać wyboru wśród patentów z innych dziedzin techniki, które mogą być przydatne w pracy naszym Czytelnikom, zwłaszcza z przemysłu lotniczego.

W artykule niniejszym zawarto szereg informacji podstawowych, które uznaliśmy za niezbędne dla Czytelników naszego pisma, pragnących w szerszym zakresie wykorzystać literaturę patentową aniżeli będzie to możliwe na łamach naszego pisma.

Klasyfikacja patentowa

Publikowane w okresie lat 1952—1959 w tym dziale naszego pisma opisy usprawnień i udoskonaleń technicznych zawierały w nagłówku określenie klasy, do której przynależy temat projektu zgodnie z obowiązującą w Polsce klasyfikacją patentową. Klasyfikacja ta obejmuje całość zagadnień technicznych i dzieli je na 89 klas, które następnie posiadają dalszy podział na podklasy, grupy i podgrupy.

W opisach usprawnień i udoskonaleń technicznych ograniczono się do podawania jedynie klasy oraz podklasy, na przykład: „kl. 46 f” — gdzie „46” oznacza klasę o temacie: „Silniki spalinowe, silniki napędzane sprężonym powietrzem, sprężynowe i inne”, „f” zaś — podklasę, określaną w ciśniejszych ramach tematykę do: „Turbiny spalinowe, na gaz i olej”.

W opisach patentów, udzielonych na wynalazki, podaje się pełne oznaczenie, na przykład: „kl. 62 c, 12/02” — gdzie „62” oznacza klasę o temacie: „Lotnictwo”, „c” — podklasę o temacie: „Urządzenia ogólne do lotnictwa”, „12” — grupę o temacie „Napędy”, „02” — podgrupę o temacie: „Wychylne napędy, również napędy odrzucane podczas lotu z samolotu”.

Tak szczegółowo określony temat pozwala na łatwe odnalezienie poszukiwanego opisu patentowego lub dokonywanie badań rozwiązań opublikowanych w literaturze patentowej z danej, wąskiej dziedziny techniki.

Klasyfikacja omawiana, stosowana w Polsce, jest identyczna z klasyfikacją niemiecką, zastosowaną w swej pierwotnej postaci jako jednostopniowa (tylko klasy), a przystosowaną do potrzeb nowoczesnej techniki po licznych rozszerzeniach i uzupełnieniach w postaci czterostopniowej (klasy, podklasy, grupy i podgrupy) w roku 1933. Tę samą klasyfikację stosują urzędy patentowe Związku Radzieckiego, Czechosłowacji, Bułgarii, Węgier, Rumunii, Austrii, Norwegii, Danii, Szwecji, Szwajcarii (od 1.1.1959 r.).

Urzędy patentowe w innych krajach stosują inne klasyfikacje patentowe, często znacznie mniej szczegółowe, co utrudnia przeprowadzanie poszukiwań określonych tematów. Biblioteka Urzędu Patentowego PRL posiada te obce klasyfikacje.

Istnieje również klasyfikacja międzynarodowa, którą wprowadzili — jako jedynie obowiązującą — następujące kraje: Włochy, Belgia oraz Francja (od 1.6.1959 r.). Oznaczenia według klasyfikacji międzynarodowej są natomiast dodatkowo umieszczane na drukowanych opisach patentowych Niemiec Zachodnich i Francji (w okresie 1.1.1955—1.6.1959 r.).

Czechosłowackie opisy patentowe zawierają symbole klasyfikacji dziesiątnej, niezależnie od symbolów klasyfikacji patentowej.

Tematyka zamieszczonych w okresie ubiegłym na łamach „Techniki Lotniczej” usprawnień i udoskonaleń technicznych

Statystyka zamieszczonych na łamach działu „Przeglądamy usprawnienia” 263 opisów usprawnień i udoskonaleń technicznych, czerpanych z Wydawnictwa Urzędu Patentowego PRL pt. „Opisy udoskonaleń technicznych i usprawnień”¹⁾ pozwala stwierdzić, że opublikowano opisy z następujących klas patentowych, to jest z określonych dziedzin techniki:

Z klasy 49 — Mechaniczna obróbka metali — podgrupy o tematach: toczenie, wiercenie, frezowanie metali, wytłaczanie, nacinanie gwintów, kucie, tłoczenie — w łącznej liczbie 69 sztuk opisów.

Z klasy 42 — Przyrządy — tematy: przybory pomiarowe, optyczne, siłomierze, przyrządy do badania materiałów — w łącznej liczbie 30 sztuk opisów.

Z klasy 48 — Chemiczna powierzchniowa obróbka metali — tematy: galwanotechnika, powłoki metalowe, chemiczna obróbka powierzchni metali, ochrona metali przed korozją — w łącznej liczbie 25 sztuk opisów.

Z klasy 21 — Elektrotechnika — tematy: ogniwa, przewody i instalacje elektryczne, przybory elektryczne, technika pomiarowa wielkości elektrycznych, urządzenia do ogrzewania, spawania i lutowania — w łącznej liczbie 21 sztuk opisów.

Z klasy 87 — Narzędzia i przybory robocze do powszechnego użytku — tematy: narzędzia do umocowywania lub łączenia, umocowanie trzonków do narzędzi — w łącznej liczbie 21 sztuk opisów.

Z klasy 47 — Elementy maszyn — tematy: połączenia stałe nierozłączalne i rozłączalne, sprzęgła do wałów i hamulce ruchu obrotowego, elementy urządzeń do prowadzenia materiałów gazowych, ciekłych i ziarnistych — 13 sztuk opisów.

Z klasy 38 — Obróbka drewna, mechaniczna i chemiczna — tematy: piły, struganie, frezowanie i toczenie drewna, narzędzia i maszyny pomocnicze, urządzenia ochronne — 11 sztuk opisów.

Ponadto zamieszczono po kilka opisów z następujących klas: z klasy 31 c — odlewnictwo (9 opisów), 67 a — maszyny do szlifowania i polerowania (9 opisów), 7 c — obróbka blachy i rur (5 opisów), 36 d — przewietrzanie i klimatyzowanie powietrza (3 opisy), oraz pojedyncze opisy z klas: 46 — silniki spalinowe, 75 c — technika malarska i powłokowa, 18 c — wytwarzanie stali, żeliwa i żelaza, 32 a — wyrób i obróbka szkła, 63 c — pojazdy mechaniczne i przyczepy, 81 c — skrzynie i beczki do transportu, 83 c — maszyny, narzędzia i przybory specjalne do celów zegarmistrzowskich, 12 d — filtrowanie cieczy, 28 b — mechaniczna obróbka skór, 57 b — sposoby fotograficzne, 23 b — otrzymywanie i rafinowanie olejów mineralnych, 40 b — stopy metali nieżelaznych, 22 i — kity, kleje i masy uszczelniające, 61 b — chemiczne środki i sposoby gaszenia ognia, 69 — narzędzia do krajania, 70 c — przybory do pisania oraz z innych klas.

Jak widać z zamieszczonego powyżej zestawienia, w opisach tych w ogóle nie było tematów z klasy 62 — „Lotnictwo”. Zarówno bowiem usprawnień jak i udoskonaleń technicznycho tematyce ściśle lotniczej nie było w ogóle we wskazanym wydawnictwie Urzędu Patentowego PRL. Technika lotnicza wykorzystuje natomiast bardzo różnorodną gałęź techniki, więc wybór przydatnych dla lotnictwa opisów usprawnień i udoskonaleń obejmował właśnie te inne dziedziny. Trzeba też zaznaczyć, że bardzo często były to ulepszenia opracowane i wprowadzone przez poszczególne zakłady wytwórcze lotniczego przemysłu płatowcowego, silnikowego i osprzętowego.

Patentowa tematyka lotnicza

Przy publikacji polskich opisów patentowych, którą zamierzamy wprowadzić na stałe na łamy „Techniki Lotniczej”, sytuacja wygląda inaczej aniżeli w przypadku omówionym powyżej — dla usprawnień i udoskonaleń technicznych. W klasie 62 — Lotnictwo — istnieje, niezbyt duża wprawdzie, liczba udzielonych w ostatnich latach patentów.

Klasa ta obejmuje następujące dziedziny techniki lotniczej:

W podklasie 62 a — Balony, sterowce — tematy: napełnianie gazem, pokrycia, balast, układy napędowe sterowców, sterownice sterowców, gondole, urządzenia do przyziemiania, różne urządzenia w sterowcach.

W podklasie 62 b — Statki powietrzne z napędem dynamicznym — tematy: latawce, szybowce, płatowce, wiropląty, samoloty z ruchomymi skrzydłami, napęd odrzutowy do samolotów, rotory, podwozia, pływaki, hamulce, inne urządzenia do samolotów.

W podklasie 62 c — Ogólne urządzenia dla lotnictwa — tematy: śmigła, napędy i ich osprzęt, urządzenia do wyrzucania z samolotów bomb oraz zasobników ze spadochromami, spadochrony, inne urządzenia dla lotnictwa.

Z tego, bardzo zresztą krótkiego, zestawienia tematyki poszczególnych podklas klasy 62 każdy Czytelnik z łatwością dojdzie do wniosku, że klasa ta nie zawiera wielu ściśle lotniczych tematów. Wskażmy przykładowo: silniki lotnicze, przyrządy pokładowe, urządzenia elektrotechniki i elektroniki lotniczej, anteny, dźwigniki hydrauliczne, pompy, sprężarki, złącza przewodów. Te tematy są zawarte w klasach innych, w klasach, dotyczących ogólnych rozwiązań z odpowiedniej dziedziny techniki. A więc odpowiednio: silniki lotnicze są objęte klasą 46 — „Silniki spalinowe”, lotnicze przyrządy pokładowe znajdują się w klasie 42 — „Przyrządy”, urządzenia elektryczne i elektronowe oraz anteny — w klasie 21 — „Elektrotechnika”, pompy i dźwigniki hydrauliczne — w klasie 59 — „Pompy do cieczy, silniki napędzane cieczą i inne przyrządy do podnoszenia cieczy”, sprężarki — w klasie 27 — „Dmuchawy,

¹⁾ Wydawnictwo to, po wydrukowaniu 50 zeszytów, przestało się ukazywać.

pompy powietrzne, sprężarki”, złącza przewodów — w klasie 47 — „Elementy maszyn”.

Łatwo można wskazać takie główne grupy tematów, dla których istnieje wyraźnie sprecyzowana klasa, w której znajdują się tematy dotyczące lotnictwa. Gorsza jest sprawa, gdy temat jest nie tak jednoznacznie określony. Znowu posłużmy się przykładem.

Stosowane obecnie powszechnie w lotnictwie przyrządy pokładowe z nadajnikami elektrycznymi, umieszczonymi w znacznej nieraz odległości od wskaźnika, na przykład paliwomierze, mogą znaleźć się w kilku klasach, a mianowicie w klasie 42 — przyrządy — w podklasie e — mierniki ilości; w klasie 21 — elektrotechnika — w podklasie a — elektryczne przesyłanie wiadomości, a także w klasie 74 — sygnalizacja — w podklasie b — przyrządy do wskazywania na odległość.

Stąd też wynika wniosek, że przy poszukiwaniach w literaturze patentowej należy bardzo wnikliwie rozpatrzyć charakterystykę badanego urządzenia, aby — zależnie od

Opublikowano dnia 1 lipca 1967 r.



POLSKIEJ RZECZYPOSPOLITEJ LUDOWEJ

OPIS PATENTOWY

Nr 39974

Préparation Industrielle des Combustibles
Fontainebleau, Francja

Kl. 82 a, 22/01

Suszarka do sklejających się materiałów

Patent trwa od dnia 19 lutego 1955 r.
Pierwszeństwo: 5 marca 1954 r. (Francja)

Suszarnie materiałów sklejających się, takich — lindrami tak, że pŁódzkiy, niedostatecznie jeszcze

Rys. 1. Nagłówek drukowanego opisu patentowego, publikowanego przez Urząd Patentowy Polskiej Rzeczypospolitej Ludowej

przynależności jego cech — odszukać je we właściwej klasie. Wybór przeważającej liczby cech, które uwarunkowałyby przydzielenie danego rozwiązania do tej lub innej klasy, może być niekiedy bardzo trudny. Zawsze istnieje ponadto subiektywne podejście referenta, opracowującego zgłoszenie patentowe i kierującego go do określonej klasy. Często zakwalifikowanie rozwiązania do jednej tylko klasy i grupy może nawet okazać się niemożliwe. Niektóre urzędy patentowe, na przykład w Związku Radzieckim, Szwajcarii, Francji i NRD, umieszczają niekiedy rozwiązanie zawarte w opisie patentowym w dwóch lub trzech odrębnych klasach i grupach. Na drukowanym opisie patentowym są podane wówczas odpowiednio te dwie lub trzy klasy, co znacznie ułatwia wykorzystanie takiego opisu.

Na zamieszczonych obok rysunkach pokazano fotokopie nagłówek drukowanych opisów patentowych. Rys. 1 przedstawia typowy nagłówek polskiego druku patentowego z informacjami dotyczącymi: brzmienia firmy będącej właścicielem patentu, jej siedziby i kraju, tytułu wynalazku opatentowanego, jego numeru i klasy patentowej oraz daty zgłoszenia w Polsce — to jest daty początku trwania patentu, daty pierwszeństwa — to jest daty zgłoszenia w kraju macierzystym właściciela patentu oraz daty opublikowania danego druku patentowego. Rys. 2 przedstawia nagłówek radzieckiego druku patentowego ze wskazaniem dwiema klasami patentowymi, przy czym w oznaczeniu dolnym klasy podano nawet dwa wskazania podgrup. Oznacza to, że temat wynalazku posiada takie zgrupowanie cech charakterystycznych, iż nie było możliwe przydzielenie go do jednej tylko podgrupy w tej samej klasie.

W skrócie, wydanym przez Urząd Patentowy PRL, obowiązującej w Polsce klasyfikacji patentowej, w nagłówkach klas i podklas są wskazywane dalsze klasy i podklasy, w których zawarte są tematy pokrewne, związane z innymi gałęziami techniki. Przykład ułatwi rozpoznanie tej sprawy.

W klasie 4 — Oświetlenie za pomocą materiałów palnych i palniki grzejne w ogólności — w podklasie g — Palniki oraz gaźniki do paliwa ciekłego, o ile są one połączone z palnikiem — w nawiasach znajduje się następujący tekst: „Samoistne gaźniki do paliw ciekłych kl. 26 a, kl. 26 c; gaźniki stanowiące część silnika kl. 46 c²”. Sięgnijmy do

tej, dwukrotnie cytowanej klasy 26. Klasa 26 obejmuje: Wytwarzanie gazu przez odgazowywanie paliw, np. gazu świetlnego i olejowego; wytwarzanie gazów palnych na drodze mokrej; wytwarzanie gazów palnych przez nawęglanie; oczyszczanie gazów destylacyjnych i acetyleny — przy czym podklasa a zawiera temat: Wytwarzanie gazu przez suchą destylację, także z następującym po tym zgazowywaniem paliw i dalszym traktowaniem gazów; natomiast podklasa c zawiera temat: Wytwarzanie gazów palnych przez nawęglanie, zwłaszcza powietrza (gaźniki silnikowe kl. 46 c²). Tekst umieszczony w nawiasach i w tej podklasie odnosi się do klasy 46 c². Sięgniemy obecnie do klasy 46. W podklasie c obejmującej temat: Części silników spalinowych — istnieje sześć składowych części tej podklasy, wymieniana powyżej część oznaczona 46 c² obejmuje temat: Gaźniki, odparowувачы i urządzenia mieszające z osprzętem; urządzenia wtryskowe i urządzenia dostarczające paliwo, wytwarzające gaz.

Zgrupowane powyżej cytaty nazw tematów kilku klas i podklas klasyfikacji patentowej dotyczą wszystkie tematu, który konstruktor lub użytkownik nazwie krótko, gaźnik silnika lotniczego. Poszukiwanie zaś w literaturze patentowej nie będzie mogło ograniczyć się tylko do jednej klasy, lecz będzie musiało rozciągnąć się na kilka klas wymienionych w powyższym przykładzie. Wnikliwy szpicerz literatury patentowej nie może przy tym zrażać się pozorną, bardzo niewielką zbieżnością nazw tematów poszczególnych klas i podklas.

W szczegółowej klasyfikacji patentowej, obowiązującej w Polsce i dostępnej w Bibliotece Urzędu Patentowego PRL jedynie w języku niemieckim (wydawnictwo NRD z roku 1953 lub NRF z roku 1958), wskazane powyżej skojarzenia różnych klas przy określaniu tematu opisu patentowego są przeprowadzone również w grupach i podgrupach. Pozwala to oczywiście na bardzo dokładne sprecyzowanie wszystkich pokrewnych tematów, które mogą obejmować określone rozwiązania w różnych klasach patentowych.

Podane powyżej przykłady i omówienia mają jedynie na celu zilustrowanie dość skomplikowanej, zwłaszcza dla kogoś niewtajemniczonego, metody odszukiwania określonego tematu w naszym przypadku w dziedzinie lotnictwa, wśród poszczególnych gałęzi techniki rozmieszczonych w klasyfikacji patentowej. Są też one swego rodzaju spisem tematyki, jaka może się znaleźć na łamach naszego pisma. Zamieszczać będziemy niepełne opisy druków patento-

Класс 21h, 30a
49h, 36a,м

№ 106161

СССР



ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К АВТОРСКОМУ СВИДЕТЕЛЬСТВУ

Ю. Д. Брусничин

ФЛЮС ДЛЯ АВТОМАТИЧЕСКОЙ ЭЛЕКТРОДУГОВОЙ
СВАРКИ

Заявлено 12 октября 1956 г. за № 526694 в Комитет по делам изобретений и открытий при Совете Министров СССР

Предметом изобретения является флюс для автоматической электродуговой сварки, преимущественно — для сварки трубчатых конструкций. Сущность изобретения заключается в том, что флюс содержит в своем составе следующие компоненты: ...

Rys. 2. Nagłówek radzieckiego opisu patentowego

wych, lecz jedynie skróty tych opisów, przy czym zarówno tekst jak i rysunki zaczerpnięte z takich opisów będą podawane w rozmiarach pozwalających na zrozumienie istoty opisywanego projektu wynalazczego.

Rozpowszechnianie opisów patentowych

Polskie druki patentowe, zawierające pełny opis i wszystkie rysunki, znajdują się w Bibliotece Urzędu Patentowego PRL, Warszawa, Al. Niepodległości 188 i są dostępne do wglądu na miejscu w czytelni w godzinach od 8 do 15.

Druki te są do nabycia w cenie 3.— zł za egzemplarz w Dziale Wydawnictw Urzędu Patentowego PRL. Drukowane opisy patentów polskich są wydawane w niewielkiej liczbie 100 egzemplarzy. Dlatego nabywanie egzemplarzy poszczególnych druków patentowych jest utrudnione, po-

nieważ większość nakładu rozchodzi się do stałych odbiorców, w kraju i za granicą. Nabywanie polskich druków patentowych dawnych, z okresu międzywojennego oraz wojny — w ogóle nie jest możliwe. Fotokopie tych druków wykonuje Centralny Instytut Dokumentacji Naukowo-Technicznej, Warszawa, Al. Niepodległości 188, wykorzystując zbiory Biblioteki Urzędu Patentowego PRL.

Polskie druki patentowe, poza Biblioteką Urzędu Patentowego PRL, znajdują się w bibliotekach: Sejmu PRL — Warszawa, Naczelnej Organizacji Technicznej — Warszawa, Politechniki Warszawskiej — Warszawa, Szkoły Głównej Gospodarstwa Wiejskiego — Warszawa, Szkoły Głównej Planowania i Statystyki — Warszawa, Politechniki Łódzkiej — Łódź, Politechniki Gdańskiej — Gdańsk-Wrzeszcz, Politechniki Śląskiej im. W. Pstrowskiego — Gliwice, Akademii Górniczo-Hutniczej — Kraków, Uniwersytetu im. Marii Skłodowskiej-Curie — Lublin.

Polskie drukowane opisy patentowe są rozsyłane przez Urząd Patentowy PRL do urzędów patentowych na świecie, a mianowicie do następujących krajów: Albanii, Bułgarii, Chin, Czechosłowacji, NRD, Rumunii, Węgier, Związku Radzieckiego, Austrii, Belgii, Danii, Francji, Finlandii, Holandii, Japonii, Jugosławii, Norwegii, NRF, Szwajcarii, Szwecji, Włoch, USA, Wielkiej Brytanii.

Polskie drukowane opisy patentowe stanowią wkład nasz do światowej literatury patentowej i są przejawem naszej działalności na drodze postępu technicznego.

Biblioteka Urzędu Patentowego PRL otrzymuje w zamian druki patentowe, wydawane przez zagraniczne urzędy patentowe. Pełne oryginalne druki patentowe nadsyłają: Bułgaria, Czechosłowacja, NRD, Rumunia, Węgry, Związek Radziecki, Austria, Dania, Francja, Japonia, Norwegia, NRF (od 1 stycznia 1959 r.), Szwajcaria, Szwecja, Włochy, USA (od listopada 1959 r.). Skróty opisów patentowych nadsyłają: Związek Radziecki, Belgia, Francja, USA, Wielka Brytania.

W tabeli 1 zebrano szczegółowe informacje, dotyczące zagranicznych druków patentowych, w tabeli 2 — polskich opisów patentowych, znajdujących się w zbiorach Biblioteki Urzędu Patentowego PRL.

Wśród kilku milionów druków patentowych, znajdujących się w Bibliotece Urzędu Patentowego PRL, istnieje duży procent projektów, przydatnych zarówno bezpośrednio jak i pośrednio dla lotnictwa.

Wzory użytkowe

Zgodnie z zapowiedzią, zamieszczoną na wstępie niniejszego artykułu, zamierzamy umieszczać na łamach „Techniki Lotniczej” również skróty wzorów użytkowych, zarejestrowanych przez Urząd Patentowy PRL.

Przede wszystkim należy poświęcić nieco miejsca na omówienie, co to jest wzór użytkowy i czym różni się od patentu na wynalazek, zwłaszcza że wzór użytkowy jest popularnie nazywany „małym patentem”.

Według obowiązującego w Polsce ustawodawstwa patentowego, to jest według Rozporządzenia Prezydenta Rzeczypospolitej z dnia 22 marca 1928 r. o ochronie wynalazków, wzorów i znaków towarowych wraz z wszystkimi uzupełnieniami i zmianami, określenie wzoru użytkowego jest następujące: Przez zarejestrowanie wzoru powstaje prawo wyłącznego korzystania w sposób przemysłowy i handlowy z nowej postaci przedmiotu, ujawnionej w tym wzorze, a występującej w kształcie, w rysunku, w barwie lub w materiale przedmiotu. Prawo rozciąga się na cały obszar Rzeczypospolitej Polskiej i trwa przez lat dziesięć od dnia zarządzenia rejestracji wzoru. Jeżeli nowość postaci ma na celu podniesienie pożytku, wzór nazywa się użytkowym... (art. 87).

Dzięki takiemu sformułowaniu określenia wzoru użytkowego, w praktyce Urzędu Patentowego PRL bardzo często zdarza się, że projekty wynalazcze, które nie spełniają wymaganej cechy zdolności patentowej i nie pozwalają na opatentowanie, mogą być zarejestrowane jako wzory użytkowe, gdy posiadają nową postać, charakteryzującą się zmienionym kształtem, użyciem innego tworzywa, innej barwy lub rysunku.

Okres rejestracji wzoru użytkowego trwa 10 lat. Patent trwa 15 lat od daty zgłoszenia.

Opłata za pierwszy okres ochrony (1, 2 i 3 rok) wzoru użytkowego wynosi 110 zł, opłata za drugi okres ochrony (4, 5 i 6 rok) wynosi 540 zł, za trzeci okres (7, 8, 9 i 10 rok) — 1080 zł. Opłaty roczne za ochronę wynalazku wynoszą: za rok pierwszy — 60 zł, za rok drugi — 90 zł, za rok trze-

Tabela 1
Zbiory zagranicznych opisów patentowych w Bibliotece Urzędu Patentowego Polskiej Rzeczypospolitej Ludowej

Kraj	Numery opisów od-do	Lata od-do	Sposób ułożenia	Uwagi
Bułgaria	1-48	1953-1960	wg numerów	
Czechosłowacja	1-96350	1919-1960	wg klas wg numerów	od 1957 r.
NRD	1-20420	1951-1960	wg klas wg numerów	
Rumunia	1-195	1956-1960	wg numerów	
Węgry	135401-147280	1949-1960	wg numerów	
Związek Radziecki	63650-78784 103739-134391	1944-1949 1956-1960	wg klas wg numerów	po 1956 r.
Austria	1-212700	1899-1960	wg klas	brak roczników: 1906, 1907, 1908, 1927, 1928, 1929, 1945-1948
Dania	61936-89180	1944-1960	wg numerów	
Francja	835801-1233200	1938-1960	wg numerów wg klas	do 1949 r. od 1949 r.
Niemcy (Rzesza)	1-745800	1877-1945	wg klas wg numerów	
NRF	971283-974120 1035001-1079554	1959-1960	wg klas	
Norwegia	95290-96998	1960	wg numerów	
Szwajcaria	150001-349941	1932-1960	wg klas	
Szwecja	110863-173347	1944-1960	wg numerów	
USA	1326851-2510050 2910697-2947000	1920-1950 1959-1960	wg numerów	
Wielka Brytania	1-29400 1-30116 1-30102 1-24847 1-18125 100001-509500 560000-840000	1911 1912 1913 1914 1915 1916-1939 1949-1960	wg numerów	skróty w tomach wg tematyki
Włochy	380626-558800	1949-1960	wg numerów	

ci — 135 zł, za rok czwarty — 320 zł, za rok piąty — 400 zł, za rok szósty — 540 zł, za rok siódmy — 680 zł, za rok ósmy — 920 zł, za rok dziewiąty — 1080 zł, za rok dziesiąty — 1340 zł, za rok jedenasty — 1620 zł, za rok dwunasty — 1800 zł, za rok trzynasty — 2160 zł, za rok czternasty — 2430 zł, za rok piętnasty — 2700 zł.

Opłata za zgłoszenie wzoru użytkowego do rejestracji w Urzędzie Patentowym PRL wynosi 180 zł, za zgłoszenie zaś wynalazku do opatentowania — 250 zł.

Opis wzoru użytkowego nie jest drukowany przez Urząd Patentowy PRL, odpada więc opłata pobierana za druk opisu i rysunków patentu na wynalazek, wynosząca po 20 zł za każdą stronę druku, a obliczaną w stosunku do stron maszynopisu (pierwsza strona — 20 zł, każde trzy następne strony — 20 zł, każdy rysunek — 20 zł).

Tabela 2
Zbiory polskich opisów patentowych w Bibliotece Urzędu Patentowego Polskiej Rzeczypospolitej Ludowej

Numery opisów od-do	Lata od-do	Sposób ułożenia
1-29108	1924-1939	według klas i według numerów
29109-32558	1940-1944	
33200-44063	1945-1960	

Pełne opisy wzorów użytkowych są dostępne do wglądu na miejscu w Wydziale Rozpowszechnienia i Rejestrów Urzędu Patentowego PRL. Skróty opisów wzorów użytkowych ukazują się ostatnio w liczbie 5 w każdym zeszytce wydawnictwa Urzędu Patentowego PRL pt. „Opisy projektów wynalazczych” obok opisów patentów i udoskonaleń technicznych. Wydawnictwo to zastąpiło wydawane poprzednio „Opisy udoskonaleń technicznych i usprawnień”.

Klasyfikacja wzorów użytkowych ogranicza się jedynie do podania numeru klasy i określenia podklasy.

Wśród zarejestrowanych wzorów użytkowych w okresie ostatnich kilkunastu lat znajduje się tylko jeden wzór użytkowy z klasy 62, który — rzecz oczywista — znajdzie się wśród skrótów, zamieszczonych w naszym piśmie.

Będziemy w przyszłości wyszukiwać w zarejestrowanych wzorach użytkowych wzorów o tematyce z różnych dziedzin techniki, które mogą być przydatne dla naszych Czytelników w ich pracy zawodowej.

Zakończenie

W artykule niniejszym podaliśmy szereg informacji przydatnych — naszym zdaniem — dla Czytelników „Techniki Lotniczej” w chwili, gdy zaczynamy publikację skrótów opisów patentowych i opisów wzorów użytkowych. Informacje te będą przydatne przede wszystkim dla licznej rze-

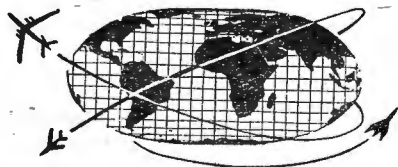
szy pracowników przemysłu lotniczego i innych instytucji lotniczych, rozrzuconych na terenie całego kraju. Sprawa właściwego wykorzystywania zasobów rozwiązań projektów wynalazczych w posiadanej w kraju literaturze patentowej, zagranicznej i krajowej, jest zagadnieniem bardzo obszernym i wymagającym szerszego omówienia, co może być przedmiotem oddzielnego artykułu. Również problem uzyskiwania ochrony naszych własnych pomysłów i projektów wynalazczych, zarówno w kraju jak i za granicą, dojrzuje do właściwej analizy na łamach naszej prasy technicznej, a lotniczej w szczególności.

Na tym miejscu trzeba stwierdzić, że w naszym przemyśle lotniczym są to sprawy zaniedbane w sposób katastrofalny.

Natomiast w okresie obecnym jedynie przez właściwe rozwinięcie postępu technicznego w naszym lotnictwie możemy nadrobić zniszczenia wojenne i dogonić przodujące w technice lotniczej kraje zarówno Wschodu jak i Zachodu.

Jednym ze sposobów jest umiejętne przyswajanie obcych rozwiązań do własnych, rodzimych projektów w celu uniknięcia tracenia drogiego czasu i szczyptych zasobów energii na wywalanie przysłowiowych otwartych drzwi.

Ułatwienie zrozumienia tych spraw przez zapoznanie, z bląhymi na pozór, informacjami z dziedziny prawodawstwa patentowego i jego wykładni oraz praktyki — było celem, jakiemu ma służyć niniejszy artykuł.



NOWOŚCI TECHNICZNE

SAMOŁOT MYŚLIWSKI ZE ZMIENNYM SKOSEM SKRZYDŁA

Firma Boeing opublikowała projekt myśliwskiego samolotu taktycznego ze zmiennym skosem skrzydła, który ma latać z prędkością przekraczającą $Ma = 2$ i startować z małych lotnisk. Samolot będzie napędzany dwoma silnikami o ciągu ok. 6800 kG (bierze się pod uwagę możliwość zabudowy silników dwuprzepływowych) i będzie mógł dokonywać przelotów z prędkością naddźwiękową zarówno na większych wysokościach, jak i nad ziemią. W przypadku przelotu z szybkością naddźwiękową skrzydło będzie przybierać kształt „delta” o rozpiętości 10 m, natomiast w czasie startu, lądowania i przelotu z prędkością poddźwiękową skos krawędzi natarcia skrzydła będzie się zmniejszał dając skrzydło proste o rozpiętości 20,4 m. Będą również możliwe pośrednie położenia skrzydła. Przy prędkościach poddźwiękowych zasięg samolotu pozwoli na dokonanie przelotu bez lądowania (i bez dopełniania paliwem w powietrzu) przez całe Stany Zjednoczone. Również w przypadku prędkości odpowiadającej $Ma > 2$ i małych wysokości lotu zasięg projektowanego samolotu będzie większy niż współczesnych myśliwców. Firma Boeing pracuje nad tym samolotem od trzech lat, lotnictwo ma go otrzymać w 1965 roku.

W.K.

NOWE PROJEKTY SAMOŁOTÓW PASAŻERSKICH

Na ostatniej wystawie w Farnborough pokazano dwa projekty samolotów pasażerskich, będące na razie w stadium studiów, lecz mające wszelkie dane po temu, aby stać się samolotami przyszłości. Pierwszy z nich, Handley Page HP 117, należy do serii studiów G. Lachmanna z dziedziny zastosowania sterowania warstwy przyściennej w samolotach pasażerskich. Jest to poddźwiękowy samolot w układzie „latającego skrzydła” mogący pomieścić 300 pasażerów. Opływ skrzydła ma być całkowicie laminarny dzięki zastosowaniu odsysania. Obliczenia wykazują, że bezpośrednie koszty przelotu samolotu tego typu na trasie Londyn — Nowy Jork wynosiłyby 1650 funtów (5 funtów 10 szylingów na jednego pasażera).

Drugim projektem jest samolot Boulton Paul P-146. Jest to samolot pionowego startu zbudowany w układzie „kaczki”. Pionowy start samolotu umożliwiają silniki nośne (prawdopodobnie Rolls-Royce RB-162) umieszczone w gondoli na końcach skrzydeł i usterzenia wysokości. Różnico-

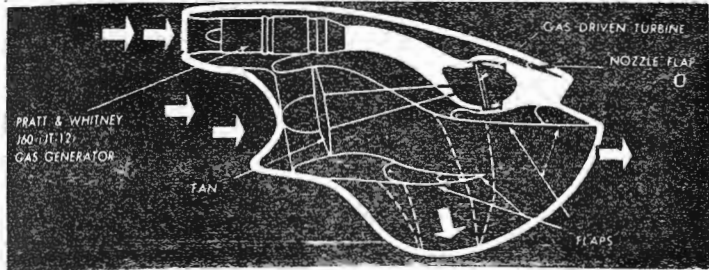
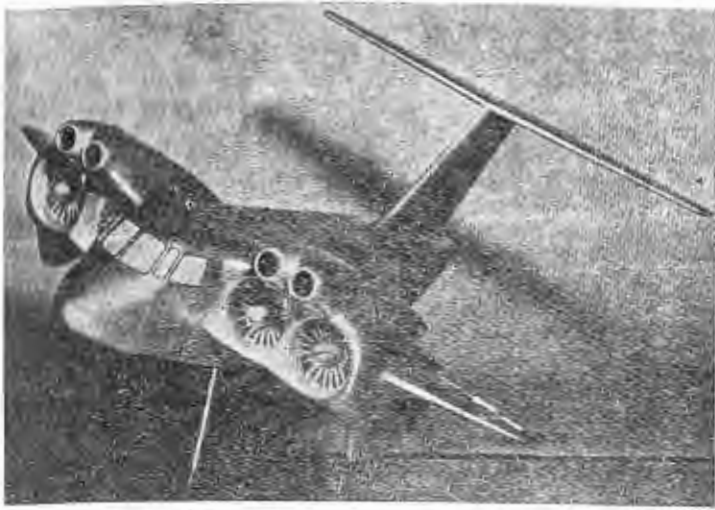


wa zmiana ciągu tych silników pozwala na sterowanie samolotu przy zerowej prędkości lotu. Dwa silniki napędowe są umieszczone z tyłu kadłuba. Samolot ma przewozić 46 pasażerów na trasach o długości do 800 km.

W.K.

UKŁAD NAPĘDOWY SAMOŁOTÓW PIONOWEGO STARTU CHANCE VOUGHT

Amerykańska firma Chance Vought już od dwóch lat zajmuje się zagadnieniem pionowego startu samolotów transportowych, w wyniku czego opracowała układ napędowy składający się z czterech turbinowych silników odrzutowych, które napędzają cztery obudowane wentylatory. Silniki i wentylatory są umieszczone parami w dwóch oddzielnych gondolach i tworzą dwa zespoły mogące wytwarzać zarówno siłę nośną, jak i ciąg. Silniki (Pratt and Whitney J 60 o ciągu 1360 kG) są zabudowane ponad wentylatorami, a w ich kanale wylotowym są umieszczone turbiny, napędzające za pomocą wałów wentylatory. Wentylatory są zabudowane jeden obok drugiego, przy czym ich osie są równoległe do kierunku lotu. Wylot połączonych kanału obu wentylatorów jest zaopatrzony w kłapy, które mogą odchylać wytwarzany przez wentylatory strumień w dół pod kątem 80° w stosunku do osi samolotu. Ponieważ oś ta jest nachylona do ziemi pod kątem 10° , odchylo-

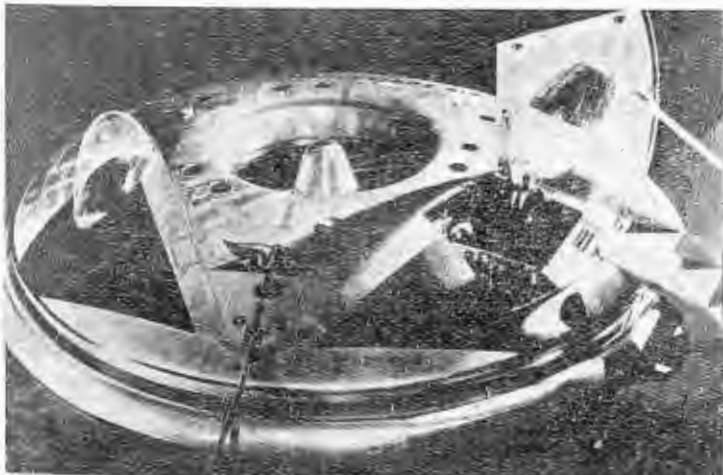


ny pod kątem 80° strumień wylotowy jest prostopadły do ziemi. Przejście do lotu poziomego odbywa się przez przestawienie klap do położenia poziomego. Specjaliści z firmy Chance Vought twierdzą, że opracowany przez nich układ zmniejsza do minimum, w przeciwieństwie do samolotów z przestawialnymi skrzydłami lub gondolami silników, odrywanie się strug powietrza na skrzydle w czasie przechodzenia z jednej fazy lotu w drugą. Strumienie wentylatorowe obu zespołów umieszczonych po obu stronach kadłuba samolotu są ponadto wykorzystane do zapewnienia stateczności samolotu w czasie startu i lądowania; osiąga się to przez odpowiednie odchylenie strumieni, pozwalające na sterowanie samolotu względem wszystkich trzech osi. Kanały wylotowe silników obu zespołów są połączone ze sobą dodatkowym kanałem, co w przypadku uszkodzenia jednego z silników zapewni równomierne obciążenie wszystkich turbin. Wykorzystując opisany układ napędowy, który został już oddany próbom stoiskowym i w tunelu aerodynamicznym, firma opracowuje projekty różnych odmian wojskowych samolotów transportowych, samolotów ratowniczych, rozpoznawczych i do zwalczania łodzi podwodnych. Samoloty transportowe mają mieć prędkość 740 km/h i zasięg ponad 4800 km .

W.K.

„LATAJĄCY TALERZ” AVRO AIRCRAFT

Kanadyjska wytwórnia Avro Aircraft zbudowała na zamówienie Ministerstwa Obrony Stanów Zjednoczonych doświadczalny samolot w kształcie talerza, startujący i lądujący pionowo. Samolot ten, nazwany „Avrocar”, jest zaopatrzone w wentylator, który wydymuje powietrze przez



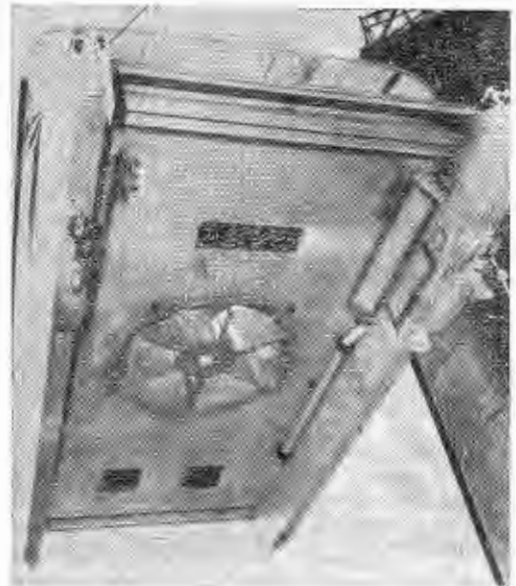
pierścieniowy wylot na obwodzie dolnej części „talerza”. Dodatkowa obwodowa szczelina w górnej części samolotu umożliwia zasysanie powietrza wtórnego, które zwiększa wydatek głównego strumienia i zmniejsza jego prędkość. Wentylator jest napędzany przez trzy turbinowe silniki odrzutowe Continental J 69 o ciągu 420 kG , których strumienie wylotowe są skierowane na turbinowy wieniec umieszczony na obwodzie wentylatora. W czasie lotu poziomego strumień wentylatora zostaje odchyłony pod pewnym kątem do tyłu, co zapewnia powstanie składowej siły poziomej i pionowej, tj. ciągu i siły nośnej. Pomyślne wyniki badań samolotu w dużym tunelu aerodynamicznym N.A.S.A. w Ames skłaniają konstruktorów do budowy naddźwiękowego samolotu o podobnym układzie, który mógłby być zastosowany do zadań taktycznych.

629.8.039

W.K.

NOWE ROZWIĄZANIE „PODUSZKOWCA”

Amerykańska firma Hughes Tool Comp. zbudowała poruszający się nad wodą „poduszkowiec”, w którym do utrzymania pod pojazdem poduszki powietrznej zastosowano kurtyny wodne. Woda jest zasysana z morza i wytłaczana przez szczelinowe dysze umieszczone pod kadłubem wzdłuż przedniej i tylnej ściany. Z boków poduszkę powietrzną utrzymują wystające i zanurzone w wodzie boczne ściany pojazdu. Siłę poruszającą pojazd — wytwarzają ją dwie śruby — zwiększono przez nachylenie kurtyn wodnych pod pewnym kątem do tyłu. Kurtyny wodne zapewniają podobno większą stateczność „poduszkowca” względem wszystkich trzech osi.



Warto zaznaczyć, że firma Hughes zamierza budować poruszające się na poduszce powietrznej lotniskowce i bazy pocisków rakietowych.

W. K.

DALSZY ROZWÓJ „PODUSZKOWCÓW” W ANGLII

Firma Folland Aircraft, wchodząca w skład grupy Hawker Siddeley, prowadzi prace nad poruszającymi się na poduszce powietrznej pojazdami towarowymi, tzw. Hovertruck. Pierwszy z nich będzie zabierał ładunek o ciężarze 5 T , a dzięki prostemu układowi sterowania będzie tak łatwy w kierowaniu jak samochód ciężarowy; również jego obsługa nie będzie przedstawiać większych trudności. Pojazdy tego typu będą mogły poruszać się nad lądem, wodą, nad terenami pokrytymi lodem i śniegiem, nad bagienami lub wzdłuż dróg wykonanych przez buldożery. Obecnie znajduje się w budowie pojazd doświadczalny GERM (Ground Effect Research Machine), który jest modelem projektowanego pojazdu towarowego. Przypuszcza się, że w przypadku potrzeby przerobienia pojazdu na pojazd morski będzie można zastosować na nim, bez większych zmian konstrukcyjnych, częściowo zanurzone w wodzie zastawki (boczne ściany, które będą utrzymywać pod pojazdem poduszkę powietrzną zmniejszając w ten sposób zapotrzebowanie mocy), zwiększające sprawność układy recyrkulacyjne i ulepszone układy sterowania.

Firma Westland Aircraft Group buduje 68-osobowy „poduszkowiec” SR-N2, który będzie poruszał się z prędko-

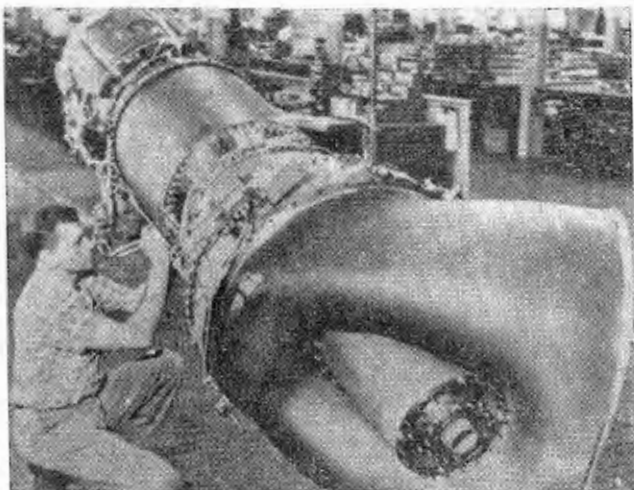
cią 130 km/h; jego napęd mają stanowić cztery silniki turbinowe Blackburn A.129 „Nimbus”.

W dawnej wytwórni płatowców w South Marston, należącej do firmy Vickers-Armstrong, znajdują się w budowie dwa „poduszkowce” o ciężarze 4—5 T i 15—25 T. Nad „poduszkowcami” pracuje również firma okrętowa „William Denny and Bros Ltd., która buduje pojazdy morski z bocznymi zastawkami i firma Britten-Norman, która zamierza zastosować skonstruowany przez siebie „poduszkowiec” BN-1 na plantacjach bananów.

W. K.

SILNIK DO „LATAJĄCEGO DŹWIGU”

Turbinowy silnik odrzutowy Pratt and Whitney JT12 został przerobiony na silnik do napędu „latającego dźwigu” Sikorsky S-64. Silnik ten, noszący oznaczenie JTFD12, waży 395 kG i rozwija moc 4100 KM. Próby w locie dwóch silników JTFD12, zabudowanych na śmigłowcu S-64, mają się rozpocząć w bieżącym roku.



Powstała również przemysłowa odmiana silnika JT12 rozwijająca moc 3000 KM oraz odmiana okrętowa i do napędu ciężkich wozów pancernych.

W. K.

PRÓBY WENTYLATORA NOSNEGO GENERAL ELECTRIC

Przeprowadzono już pierwsze próby układu napędowego samolotów pionowego startu zbudowanego przez firmę General Electric. Układ składa się z turbinowego silnika odrzutowego J 85 i wentylatora nośnego z umieszczonym na jego obwodzie wieńcem turbinowym. Wylot wentylatora jest zaopatrzony w przestawialne łopatki kierownicze, które mają ułatwiać przejście z jednej fazy lotu w drugą. W czasie prób wentylator wytwarzał ciąg 3400 kG — ciąg silnika J 85 wynosi 1130 kG — przy prędkości obwodowej końców łopatek 219 m/sek. Stosunek ciągu do ciężaru całego układu wynosi 9 : 1, przy czym do 1965 roku ma on zostać zwiększony do 15 : 1. Około 1970 r. układ napędowy General Electric ma być powszechnie stosowany do samolotów transportowych.

W. K.

ATOMOWY SILNIK STRUMIENIOWY

W Stanach Zjednoczonych postępują szybko naprzód prace nad atomowym silnikiem strumieniowym „Pluto” i nad przeznaczonym dla niego reaktorem „Tory 1”. Pierwsze próby stoiskowe silnika miały się odbyć w listopadzie 1960 roku.

W. K.

NOWY RODZAJ PALIWA DO SILNIKÓW TURBINOWYCH

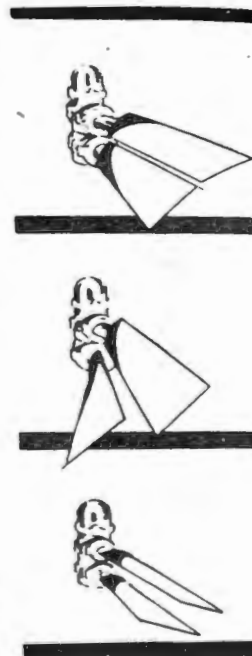
Amerykańska firma Texaco Inc. ma wprowadzić na rynek nowy rodzaj paliwa do silników turbinowych, które polepszy osiągi silnika, zwiększy zasięg samolotu i przedłuży okres międzynaprawny silnika. Tajemnica nowego paliwa polega na małym „świeceniu” w czasie spalania. „Świecenie” paliw jest obecnie uważane za bardzo ważny czynnik wpływający ujemnie na jakość paliw. Chociaż dwa różne

paliwa spalają się w tej samej temperaturze, jedno z nich może wydzielać więcej energii świetlnej niż drugie. Szczególnie nafta daje widoczny żółty płomień, podczas gdy płomień czystego wodoru o tej samej temperaturze jest zupełnie niewidoczny. W przypadku nafty tworzą się w płomieniu niepalne części molekuli, które zaczynają świecić. Te świecące cząstki wydzielają energię — ciepło promieniowania. Ciepło to podnosi temperaturę ścian komory spalania nie przyczyniając się do zwiększenia osiągnięć silnika. Wyprodukowane przez firmę Texaco paliwo ma taki skład, że w czasie spalania wydziela się mała ilość ciepła promieniowania. Paliwo to może spalać się w wyższej temperaturze bez niebezpieczeństwa uszkodzenia silnika. Dodatkową zaletą nowego paliwa jest to, że przy rozruchu silnika nie powoduje tworzenia się na wylocie gęstych smug dymu. W laboratoriach firmy i niektórych wytwórni silnikowych przebadano około 3,8 miliona litrów nowego paliwa. Przypuszcza się, że wprowadzenie go do eksploatacji spowoduje podobny przewrót w rozwoju silników turbinowych, jak sweego czasu spowodowało w budowie silników samochodowych wprowadzenie paliw wysokooktanowych.

W. K.

ŚMIGŁO O ZMIENNYM SKLEPIENIU PROFILU ŁOPAT

Firma Hamilton Standard otrzymała zamówienie amerykańskiej marynarki wojennej na rozwój śmigła o zmiennym sklepieniu profilu łopat. Jak wiadomo, sklepienie profilu jest ważnym czynnikiem wpływającym na ciąg śmigła, przy czym dostosowanie sklepienia do warunków przelotowych pociąga za sobą pogorszenie osiągnięć śmigła w warunkach startowych. Śmigło opracowywane przez firmę Hamilton składa się z trzech (lub czterech) par łopat przy czym łopaty każdej pary są umieszczone jedna za drugą. Przez odpowiednią zmianę skoku łopaty przedniej i tylnej można uzyskać efekt zmiany sklepienia profilu i dostosować go do warunków pracy śmigła. Badania tunelowe nowego rodzaju śmigła wykazują zwiększenie ciągu w warunkach startowych o 35%. Można dzięki temu uzyskać albo skrócenie o 15% długości startu, albo zwiększenie o 30% ładunku samolotu, albo zwiększenie o 20% jego zasięgu. W przypadku zastosowania zmiany sklepienia profilu śmigła lub wirników samolotów pionowego startu można by zwiększyć ich ładunek o 40% albo zasięg o 30%. Rysunek pokazuje ustawienie łopat i śmigła Hamilton odpowiednio do warunków startowych, warunków przelotowych i w czasie hamowania silnikiem przy lądowaniu.



629 f. 046 : 789, 43

W. K.

SPRĘŻYNOWE ZAWIESZENIE FOTEŁA PILOTA

Wyniki badań Instytutu Medycyny Lotniczej RAF-u nad wpływem drgań na pilotów doprowadziły do skonstruowania przez Royal Aircraft Establishment w Farnborough prostego i lekkiego zawieszenia fotela, które powoduje całkowite jego odizolowanie od zewnętrznych czynników wzbudzących. Wspomniane badania wykazały, że bardzo niskie częstotliwości wzbudzenia wywołują rezonans niektórych części ciała człowieka. Np. częstość 5 c/sek powoduje drgania pleców z amplitudą rzędu 5 cm; przy cokolwiek większych częstotliwościach największe amplitudy drgań wykazuje głowa. Są to częstotliwości wzbudzenia, które działają na pilota w związku z turbulencją powietrza w czasie lotu z dużą prędkością na małej wysokości. Podobne częstotliwości wzbudzenia powodują drgania przyrządów pocisków kierowanych. Zasada zawieszenia opracowanego przez RAF opiera się na fakcie, że gdy częstość wzbudzenia odbiega znacznie od częstości własnej elementu drgającego, amplituda drgań wzbudzonych jest wskutek tłumienia mała. Zmniejszając sztywność zawieszenia sprężystego, obniża się jego częstość własną i w skrajnym przypadku zerowej sztywno-

ści uzyskuje się zerową częstotliwość własną, co izoluje układ od czynników wzбудzających. W praktyce całkowity brak sztywności nie jest możliwy, ponieważ oznaczałoby to, że w przypadku jakichkolwiek przesunięć nie byłoby siły przywracającej początkowe położenie. Problem ten można jednak rozwiązać przez zastosowanie nieliniowej charakterystyki sprężystego zawieszenia, która zapewnia zerową sztywność dla niewielkich przesunięć i powoduje gwałtowny wzrost sztywności w miarę wzrostu przesunięć.

Omawiany układ zawieszenia składa się z trzech zespołów sprężyn śrubowych, przy czym wszystkie sprężyny są poddane obciążeniu wstępnemu przy określonym położeniu układu. Dobierając odpowiednio zespoły sprężyn można otrzymać zerową sztywność tylko w stosunku do przesunięć liniowych, podczas gdy sztywność dla ruchów obrotowych jest duża. Jest to typowe w przypadku zamocowania urządzeń giroskopowych. Nie podano jeszcze przyszłego zastosowania opisanego układu zawieszenia, przypuszcza się jednak, że jest on przeznaczony do zamocowania fotela pilota samolotu TSR-2 (naddźwiękowy samolot taktyczny), układ ten będzie również prawdopodobnie stosowany jako platforma przyrządów w pociskach kierowanych.

W.K.

OSTRZEGAWCZE LAMPY BŁYSKOWE

Angielska firma Honeywell Controls Ltd. zbudowała lampy błyskowe zapobiegające zderzeniom samolotów w nocy i w złych warunkach atmosferycznych. Intensywność światła lamp wynosi 5 milionów lumenów. Na końcu każdego skrzydła montuje się dwie lampy — jedna świeci do przodu, druga do tyłu. Przednia lampa błyska 160 razy na minutę, tylna 40 razy na minutę. W nocy w dobrych warunkach atmosferycznych błyski lamp widać z odległości 160 km, w dzień, w złych warunkach atmosferycznych — z odległości 24 km. Barwa światła jest zbliżona do koloru białego. Zapotrzebowanie mocy wynosi 300 W (ma być zmniejszone), ciężar całej instalacji 3,2—9,1 kG.

W.K.

KOMORA WYSOKOŚCIOWA FIRMY CONWAIR

Firma Conwair zbudowała dla własnych potrzeb komorę wysokościową, w której mają być wytwarzane ciśnienia i temperatury odpowiadające wysokości 400 km. Temperaturę można zmieniać w zakresie od -185°C do $+360^{\circ}\text{C}$. Komora jest wykonana z nierdzewnej stali, ma długość 3 m i średnicę 1,5 m. Będzie służyć do badania materiałów i osprzętu przeznaczonych do statków kosmicznych i sztucznych satelitów; będzie można również przeprowadzać w niej próby medyczne na ludziach.

W.K.

MIKROSYNY

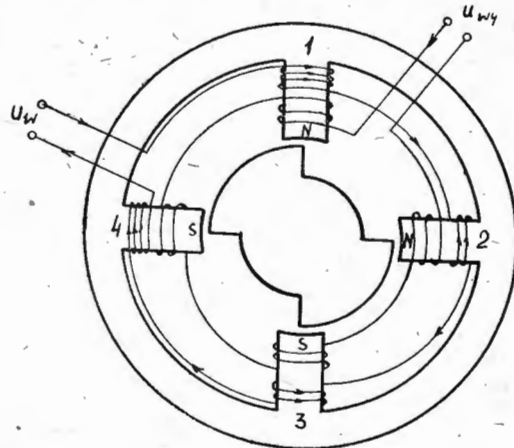
Szybki rozwój techniki raketowej nie byłby możliwy bez opracowania niezawodnych, a jednocześnie lekkich i małych — pod względem wymiarów — urządzeń sterujących. Wśród nich główną pozycję zajmują systemy bezwładnościowe, oparte na wykorzystaniu miniaturowych platform giroskopowych. Wykorzystanie tych platform stało się możliwe wskutek jednoczesnego opracowania konstrukcji miniaturowych giroskopów o dużej dokładności tzw. giroskopów pływających oraz współpracujących z nimi miniaturowych nadajników sygnałów i miniaturowych silników korekcyjnych nazwanych mikrosynami.

Mikrosyn należy do klasy transformatorów różnicowych. Część jego obwodu magnetycznego jest wykonana w postaci obracającego się wirnika. Stojan jest symetryczny, czterobiegunowy, wykonany z materiału ferromagnetycznego o małej histerezie magnetycznej. Na każdym z biegunów stojana znajdują się dwie cewki: pierwotna i wtórna. Cewki pierwotne są połączone szeregowo i tworzą uzwojenie wzbudzenia, zasilane prądem zmiennym lub stałym i wytwarzające strumień magnetyczny. Uzwojenie wtórne, spełniające w niektórych zastosowaniach funkcję uzwojenia sterującego, składa się również z połączonych szeregowo cewek. Cewki znajdujące się na przeciwległych biegunach są połączone zgodnie, tak otrzymane zaś pary są połączone przeciwnie.

Wirnik jest dwubiegunowy, o łuku bieguna wynoszącym 90° , i jest wykonany, podobnie jak stojan, w postaci pakietu blach ferromagnetycznych o możliwie małej histerezie magnetycznej. Łuk bieguna może być łukiem okręgu

o środku leżącym na osi obrotu wirnika lub też składać się z dwu łuków, o środkach przesuniętych. To ostatnie wykonanie ma zapewnić poprawę charakterystyk mikrosynu.

W neutralnym (zerowym) położeniu wirnika każdy jego biegun zakrywa w połowie dwa bieguny stojana przesunięte względem siebie o 90° . Jeżeli wirnik obróci się o pewien kąt, zmieni się zakrycie biegunów: dla jednej pary przeciwległych biegunów wzrośnie, dla drugiej zmaleje. Zmieniają się przewodności magnetyczne i wartości strumieni magnetycznych, a zatem zmieniają się SEM-y indukowane



U_w — napięcie wzbudzenia; U_{wy} — napięcie sygnału

w cewkach. Tym samym powstanie pewne napięcie wypadkowe na zaciskach uzwojenia wtórnego (napięcie wyjściowe mikrosynu).

Zadaniem mikrosynu-nadajnika sygnałów jest wytwarzanie napięciowego sygnału wyjściowego o wartości proporcjonalnej do wartości kąta obrotu wirnika z położenia zerowego. Faza tego napięcia zależy od kierunku obrotu wirnika. Mikrosyn nadajnik może pracować jedynie przy wzbudzeniu napięciem zmiennym.

Zadaniem mikrosynu pracującego jako silnik korekcyjny jest wytworzenie momentu obrotowego na wale. Wartość momentu jest określona wartością przyłożonego napięcia sterującego; kierunek momentu jest uwarunkowany fazą lub biegunowością napięcia sterującego. Mikrosyn pracujący jako silnik korekcyjny może być zasilany zarówno napięciem zmiennym, jak i stałym.

Dane techniczne mikrosynów produkcji niemieckiej są następujące:

	20V/400 Hz	35 V/800 Hz
napięcie zasilania	20V/400 Hz	35 V/800 Hz
natężenie prądu wzbudzenia	40 mA	42 mA
moc wejściowa	0,59 W	0,66 W
oporność czynna uzw. pierw.	370 Ω	370 Ω
oporność czynna uzw. wtórn.	660 Ω	660 Ω
oporność pozorna uzw. pierw.	500 Ω	830 Ω
oporność pozorna uzw. wtórn.	750 Ω	900 Ω
pochylenie charakterystyki	0,500 V/ $^{\circ}$	1,100 V/ $^{\circ}$
przesunięcie fazowe pomiędzy napięciem wzbudz. i wtórn.	43 $^{\circ}$	26 $^{\circ}$
napięcie w położeniu zerowym co najwyżej	5 mV	11 mV
zakres prostoliniowości charakterystyki	$\pm 15^{\circ}$	$\pm 15^{\circ}$

T. M.

CZUJNIK O MAŁYCH WYMIARACH DO POMIARU CIŚNIENIA

Amerykańska firma Consolidated Electrodynamics Corporation opracowała nowy typ precyzyjnych elektrycznych czujników do pomiaru ciśnienia, oznaczony 4-332. Jego wymiary gabarytowe są: $101,6 \times 76,2 \times 53,5$ mm, zaś ciężar wynosi 1180 G, w porównaniu z 4850 G dla poprzednich typów. Czujniki wykonuje się o 7 zakresach pomiarowych od zakresu 0—0,102 kG/cm² do zakresu 0—10,2 kG/cm². Napięcie wyjściowe czujnika, odpowiadające całkowitemu zakresowi pomiarowemu, wynosi ± 100 V. Uchyb wywołany nieliniowością wskazań i histerezą nie przekracza 0,05%. Czujnik może być używany do pomiaru ciśnień o wartościach nie przekraczających 10% górnej granicy zakresu pomiarowego, przy czym nie traci on swojej dokładności. Wyjściowy sygnał napięciowy wynosi wówczas ± 10 V. Tak więc czujnik nadaje się do pomiaru b. małych różnic ciśnienia; rzędu 0,01 ata (co może odpowiadać górnej granicy zakresu pomiarowego), przy czym 10-krotne

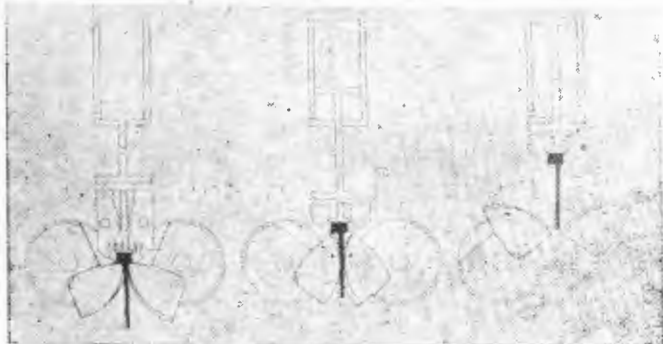
przeciążenie przyrządu nie powoduje jego zniszczenia. Na żądanie zamawiającego przyrząd może być wykonany o dowolnym zakresie pomiarowym.

Czujnik zawiera tylko jedną siłową membranę sumującą, zamiast dotychczas stosowanych dwóch.

T.M.

WALCARKA DO ŁOPATEK

Firma Industrie — Werke Karlsruhe A.G. wyprodukowała walcarkę do wytwarzania na zimno łopatek silników turbinowych bez konieczności dalszej ich obróbki. Walcarka pracuje w cyklu półautomatycznym lub automa-



tycznym; walcuje się w niej na zimno łopatki, które uprzednio zostały odkute w sposób zgrubny. W wyniku procesu walcowania uzyskuje się gotową łopatkę łącznie z promieniem przejścia pióra w podstawę (można również otrzymać występ na końcu pióra, służący jako baza technologiczna), przy czym dzięki dużej gładkości powierzchni rzędu $0,4-0,8 \mu$ polerowanie nie jest już potrzebne. Na walcarkę można wykonywać zarówno łopatki proste, jak i ze skretem pióra dochodzącym nawet do 45° , łopatki sprężarkowe ze stopów lekkich i stali nierdzewnej oraz łopatki turbinowe ze stopów Nimonic.

Wydajność walcarki w cyklu automatycznym wynosi 4-8 łopatek na minutę, w cyklu półautomatycznym wydajność spada do 3-5 łopatek na minutę. Zastosowanie walcarki zapewnia duże korzyści techniczne i ekonomiczne.

A. G.

UDERZENIOWE WYCISKANIE ALUMINIUM

Firma ALCOA (Aluminium Comp. of America) przeprowadziła próby z uderzeniowym wyciskaniem sproszkowanego aluminium. Proces zaczyna się od sproszkowania aluminium; proszek aluminiowy prasuje się i zgrzewa w płytki, które następnie wyciska się w pręty. Pręty tnie się i poddaje wyciskaniu uderzeniowemu. Wyciskanie uderzeniowe podnosi własności fizyczne aluminium, które dzięki temu może pracować w temperaturach dochodzących do 480°C , a więc o ok. 220°C wyższych niż normalnie. W cza-

się prób wyciskano rurki o długości 4,3 m i średnicy 6,4 mm, przy czym można było otrzymać tolerancje rzędu 0,06 mm.

Opisana metoda ma znaleźć zastosowanie w produkcji części pocisków kierowanych, jak cylindry siłowników pracujących w wysokich temperaturach.

W. K.

KORYTARZE TELESKOPOWE W PORTACH LOTNICZYCH

Coraz powszechniej realizuje się zasadę, że pasażer linii lotniczych musi mieć wszelkie możliwe wygody, nie tylko podczas przelotu w samolocie, lecz również w porcie lotniczym. Obecnie, w niektórych portach amerykańskich wprowadzono kryte, teleskopowe (przesuwane na rolkach) korytarze, którymi pasażerowie przechodzą z budynku dworca lotniczego wprost do kabiny samolotu. W ten sposób powiększa się komfort podróży, gdyż pasażerowie nie potrzebują błaznić i nie są narażeni na podmuch od silników lub słońce.

Na załączonej fotografii widać fragment międzynarodowego portu lotniczego w San Francisco oraz podstawione na płytę dworcową odrzutowe samoloty Douglas DC 8, które linie lotnicze United Air Lines (podobnie zresztą, jak i inne linie) obsługują za pomocą opisanych teleskopowych korytarzy, zwanych „jetway” lub „aviobridge”. Dane konstrukcyjne „telekorytarzy” typu „aviobridge”: korytarz trzyczęściowy, największa długość 30 m, najmniejsza dłu-



gość (po zsunięciu teleskopów) — 15 m; najmniejsza wysokość wewnętrzna 2,24 m, najmniejsza szerokość przejścia 1,63 m; największa odległość pomostu od ziemi 3,96 m, zaś — najmniejsza — 0,90 m. Korytarz wytrzymuje napór wiatru o prędkości do 100 km/h, zaś największe dopuszczalne obciążenie podłogi wynosi 220 kg/m^2 . Zastosowano hydrauliczne napędy i amortyzację.

Z.

na półkach księgarskich

Wojskowy Przegląd Lotniczy. Miesięcznik wydawany przez Dowództwo Wojsk Lotniczych.

Zeszyt I, styczeń 1961. — Kpt. mgr inż. E. Cichosz w artykule „Nowe sposoby walki z oblodzeniem samolotów” omawia warunki, w jakich powstają oblodzenia oraz stosowane obecnie chemiczne, mechaniczne i cieplne sposoby walki z oblodzeniem. Omawiając urządzenia przeciwooblodzeniowe powierzchni nośnych i sterujących, poświęca szczególną uwagę systemom „Goodrich” (pneumatyczne) i „Napier” (cieplne). Oddzielnie pisze o oblodzeniach i walce z oblodzeniem silników odrzutowych. Artykuł por. mgr inż. K. Pogorzelskiego „Kataapultowanie z wysokości „O” poświęcony jest urządzeniom, zapewniającym pilotowi bezpieczeństwo w wypadku konieczności opuszczenia samolotu tuż po starcie lub bezpośrednio przed lądowaniem. Omówiono działanie foteli NAMC II i RAPEC oraz spadochronu systemu DIP. Osprzętowców lotniczych może zainteresować artykuł mjr mgr Z. Kukłaka „Nawigacja inercyjna” o zasadach konstrukcyjnych automatycznych urządzeń pokładowych, służących do nawigacji bezwładnościowej (stabilizowana platforma, akcelorometry, urządzenia liczące). Ostatnią wreszcie — poza drobnymi notami — pozycją numeru dla techników jest artykuł kpt. mgr inż. M. Łyżwińskiego „Turbinowe silniki dwuprzepływowe”. Na przykładzie silników Rolls-Royce RB 141, Pratt Whitney JT3D, CJ-805-21 i BE 58, omówiono zalety i rozwiązania konstrukcyjne podstawowych rodzajów silników dwuprzepływowych: z wentylatorem sprężarkowym, upustowy — z dwuwirnikową sprężarką i z wentylatorem turbinowym.

Zeszyt II, luty 1961. — Numer wyjątkowo ubogi z punktu zainteresowań techników lotniczych. Możemy wymienić jedynie krótki artykuł kpt. inż. K. Sutulicy „Eksplotacja osprzętu w okresie zimowym”. Jest jednak numerem wybitnie interesującym z uwagi na trzy obszerne artykuły o silach powietrznych Stanów Zjednoczonych, o lotnictwie radzieckim w bitwie stalingradzkiej oraz o rozwoju i upadku hitlerowskiej Luftwaffe. Zawiera także pouczający wykaz cen amerykańskich, kanadyjskich, francuskich, brytyjskich i włoskich samolotów wojskowych.

Magazyn racjonalizatora lotnictwa. Wydawca: Instytut Lotnictwa. Numer I, styczeń 1961. — W dziale konstrukcji lotniczych omówienie nowego udanego, lekkiego, wielozadaniowego samolotu jugosłowiańskiego STOL Utwa 56. W dziale poświęconym konstrukcjom silników, w artykule „Energia jądrowa w lotniczych zespołach napędowych jutra” mgr inż. Zdzisław Lewalski rejestruje różne koncepcje wykorzystania energii jądrowej do napędu samolotów i różne koncepcje usytuowania reaktora jądrowego na płatowcu. Omówienie nowego rodzaju silnika dwuprzepływowego Bristol Siddeley BE-58 oraz turbin gazowych PT-6 (Canadian Pratt & Whitney Aircraft) i Deutz T16 (Klöckner-Humboldt-Deutz A.G.). Kolejny artykuł z cyklu „Sterowanie i zasilanie turbinowych silników odrzutowych” mgr inż. D. Gruszczyński poświęca zasadom sterowania silników turbinowych. W dziale technologii obszerne artykuły „Moment tarcia” w wysokoobrotowych łożyskach, jego pomiary i sposoby zmniejszenia” oraz „Kucie precyzyjne” niewątpliwie zainteresują inżynierów produkcyjnych. Numer zawiera na okładce spis treści za rok 1960.

Zm.

Tabela IV Wskazówki dla doboru najmniejszej gładkości powierzchni walców i otworów w zależności od ich średnicy i klasy dokładności

Śred- nice	Klasy gładkości	Powierzchnie														
		otwory						wałki								
		Klasa dokładności														
d mm	R _z	R _a	5*	6	7	8	9	10	11	5	6	7	8	9	10	11
1+10	6	10	2,5													
	7	6,3	1,25													
	8	3,2	0,63													
	9	1,6	0,32													
	10	0,8	0,16													
10+30	6	10	2,5													
	7	6,3	1,25													
	8	3,2	0,63													
	9	1,6	0,32													
	10	0,8	0,16													
30+80	5	20	5													
	6	10	2,5													
	7	6,3	1,25													
	8	3,2	0,63													
	9	1,6	0,32													
80+120	5	20	5													
	6	10	2,5													
	7	6,3	1,25													
	8	3,2	0,63													

* - wyjątkowo

Tabela V Klasy gładkości i dokładności oraz ekonomiczne wielkości tolerancji w zależności od typowych sposobów obróbki.

Sposób obróbki	Klasa dokładności Ekonomiczna wielkość tolerancji *	Klasy gładkości														
		R _a														
		1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	
Wiercenie	14	0,63														
Zgrubne toczenie, wy- taczanie, struganie	13	0,39														
Frezowanie zgrubne	12	0,25														
Średnio dokładne toczenie wytaczanie struganie	11	0,16														
	10	0,10														
Rozwiercanie wykani- czające, frezowanie dokładne, dokładne toczenie, wytaczanie	9	0,062														
Szlifowanie zgrubne Przeciąganie zgrubne Dokładne toczenie i wytaczanie	8	0,039														
Rozwiercanie ostateczne Przeciąganie dokładne Szlifowanie dokładne Gładzenie zgrubne (honing)	7	0,025														
Gładzenie dokładne (micro-honing)	6	0,016														
Szlifowanie bardzo dokładne	5	0,011														
Docieranie (lapping)	4	0,007														
	3	0,004														
Dogładanie (superfinish)	4	0,007														
	3	0,004														

* Wielkości liczbowe tolerancji ekonomicznej odnoszą się do zakresu średnic 10÷50mm

Tabela VI Wskazówki doboru klas dokładności i gładkości w zależności od charakterystyki funkcjonalnej powierzchni

Charakterystyka funkcjonalna powierzchni	Klasa dokładności													
	14	13	12	11	10	9	8	7	6	5	4	3	2	1
Przykłady														
korpusy, łożyska, wsporniki														
Powierzchnie nieobrobione lub obrabiane zgrubo														
Powierzchnie funkcjonalnie drogoprzebiegłe														
Powierzchnie bez pasowania														
Powierzchnie pasowane i pracujące z tarciem														
Części pracujące pod obciążeniem zmiennym														
Połączenia gwintowe														
Zęby koł zębitych i ślimaków														
Powierzchnie pod dużym obciążeniem														
Połączenia wsteczniące														
Powierzchnie kształtowane														
Powierzchnie narazone na zgniatanie														
Części pasowane														
Części pracujące z tarciem (pasowania ruchome)														
Długo przegrzewane														
Powierzchnie narazone na największe wymaganie dokładności, niezakłócenia (t.p.)														